

Двигатель

Научно-технический журнал № 4-6 (142-144 + 244) 2022



ПД-14

В номере:

Бесшатунный силовой механизм (стр. 2, 11).

Анэстрорика оценки надёжности авиационных двигателей (стр. 18).

Зарубежные ТВД (стр. 20).

Модернизация способа получения крылатого металла (стр. 39).

Новое объяснение явления гравитации (стр. 48).

Роль личности в истории (стр. 62).

Итоги Международного форума двигателестроения МФД-2022 (стр. 66).



Редакционный совет

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Сперанский А.А., DExpert ISCED,
президент ИААБ, академик РИА и ИАА

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

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

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Иванович Бажанов,
академик Международной инженерной академии

Заместитель главного редактора

Инна Игоревна Тизенгауз

Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

Финансовый директор

Инна Игоревна Тизенгауз

Редакторы:

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Аделия Юрьевна Бузова

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Литературный редактор

Иван Петрович Сидоров

Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

Техническая поддержка

Федор Михайлович Ларичев

Фотографии, эскизы и рисунки

предоставили:

А.И. Бажанов, А.Н. Медведь,

В.Н. Романов и др.

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111250, Россия, Москва,

ул. Красноказарменная, 14.

Тел./факс: +7(495) 362-7891

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2022 гг.) размещается также на сайте Научно электронной библиотеки www.elibrary.ru и включена в индекс РИНЦ

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"®.

Генеральный директор И.И. Тизенгауз

Заместитель ген. директора А.И. Бажанов

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

Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.

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

Журнал "Двигатель" рекомендован экспертными советами ВАК по техническим наукам:

05.04.02 - тепловые двигатели;

05.04.12 - турбомашин и комбинированные турбоустановки;

2.5.15 - тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов, в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.

Индекс 1758 в общероссийском Перечне 2022 г.

Научно-технический журнал "Двигатель"®

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Per. № 018414 от 11.01.1999 г.

24-й (116-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Эксперт" Москва.

Тираж 500 экз.

Периодичность: 6 номеров в год.

Цена свободная.



СОДЕРЖАНИЕ

- 2 Опыт применения бесшатунного силового механизма в ДВС.
Исторический и конструктивный анализ**
А.О. Миллер
- 11 Бесшатунный силовой механизм как система с бесконфликтной динамикой (репринт 2011-2)**
В.А. Ворогушин
- 14 Перспективные технология и установка получения водотопливной эмульсии для дизельных двигателей**
Ю.И. Духанин, Н.Н. Коленко, Е.И. Панов
- 18 Анэроэридика оценки надёжности и качества авиационных двигателей**
А.Ю. Бурова, Ю.М. Кочетков
- 20 Зарубежные авиационные турбовентилляторные двигатели для сверхзвуковых самолетов**
В.А. Зрелов
- 31 Оценка готовности предприятий нефтегазовой промышленности России к цифровой трансформации**
А.С. Зинченко, М.Н. Филатова, Д.А. Фокина
- 34 Механика сплошных сред.
Вычисление параметров сверхзвукового потока**
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 36 Турбулентность.
Автомодельность механизма разрушения теплозащитного материала за уступом**
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 39 О попытках модернизации способа Эру-Холла**
О.В. Анисимов, А.И. Бажанов, В.В. Фурсенко
- 42 Механика сплошных сред.
Применение трубы для исследования процессов**
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 44 О возможности повышения скорости потока путём деформации углерод-углеродного сопла в процессе работы ЖРД**
Ю.М. Кочетков, Н.С. Кураносов
- 48 Гравитация**
Д.Н. Воронков
- 54 Уменьшение асимметрии тяги турбореактивных двухконтурных двигателей алгоритмическим путём с помощью электронной системы управления двухдвигательной силовой установкой самолёта**
В.М. Новичков, А.Ю. Бурова
- 57 Структура перспективной электронной системы управления двухдвигательной силовой установкой самолёта с разнотяговыми двигателями**
А.Ю. Бурова
- 62 Академик В.П. Глушко - начальник и главный конструктор ОКБ-456, генеральный конструктор НПО "Энергия"**
В.Ф. Рахманин, В.С. Судаков
- 66 Международный форум двигателестроения МФД-2022**
А.И. Бажанов
- 68 Танки - от и до**
О.Н. Брилёв
- 76 Керамика в станках компании Sodick**



ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ БЕСШАТУННОГО СИЛОВОГО МЕХАНИЗМА В ДВС

ИСТОРИЧЕСКИЙ И КОНСТРУКТИВНЫЙ АНАЛИЗ

Андрей Олегович Миллер, ведущий специалист

Государственного университета аэрокосмического приборостроения, Санкт-Петербург

Силовой механизм (СМ) ДВС обеспечивает преобразование возвратно-поступательного движения поршня во вращение вала. К СМ ДВС предъявляются следующие требования:

1. Закон движения поршня СМ должен обеспечивать наиболее эффективное протекание рабочего процесса.
2. Высокая нагрузочная способность СМ при минимально возможной массе и размерах.
3. Высокий механический КПД при необходимых динамических нагрузках и скоростях перемещения деталей СМ.
4. Приемлемый ресурс при необходимых динамических нагрузках и скоростях перемещения деталей СМ.
5. Минимальный уровень вибрации при необходимых динамических нагрузках и скоростях перемещения деталей СМ.
6. Приспособленность конструкции, материалов и технологии изготовления деталей СМ для серийного производства.

По опубликованным данным испытаний опытных двигателей и результатам современного моделирования бесшатунный силовой механизм (БСМ) в большей степени удовлетворяет перечисленным требованиям, чем кривошипно-шатунный механизм (КШМ) [1, 2, 3].

Основные отличия БСМ от КШМ заключаются в следующем:

1. В отсутствие шатуна поршень БСМ крепится на шток, который не имеет углового перемещения по отношению к оси цилиндра. Данное обстоятельство позволяет обеспечить более прямолинейное движение поршня в зоне поршневых колец и избежать соприкосновения стенок поршня и цилиндра.

2. Радиус кривошипа БСМ равен радиусу кривошипа коленчатого вала (КВ) БСМ, поэтому перемещение поршня БСМ происходит по синусоидальному закону.

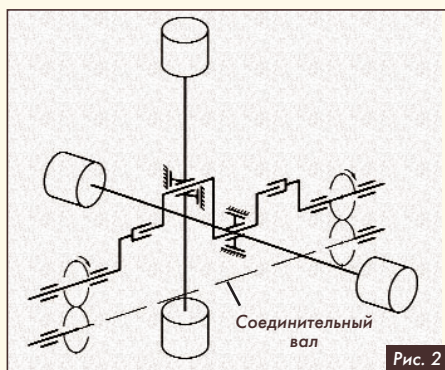
Первый в мире ДВС с БСМ появился в виде ротативного (неподвижный КВ и вращающийся картер с цилиндрами) авиационного двигателя "Burler" [4]. В двигателе "Burler" вместо КВ неподвижными были кривошипы, а БСМ синхронизировался вращающимся картером.

Для создания двигателя с неподвижным картером и цилиндрами необходимо было обеспечить синхронизацию вращающихся кривошипов БСМ.

Советский конструктор Сергей Степанович Баландин (рис. 1) предложил использовать для этого соединительный вал с зубчатыми передачами (Авторское свидетельство СССР № 118471) [1].

В отличие от многих вариантов СМ и БСМ, предлагаемых изобретателями, в БСМ Баландина зацепления зубчатых передач не находятся на пути давления газов от поршней к выходному валу, а мощность на соединительный вал передаётся в виде крутящего момента от зубчатых колёс, расположенных на кривошипах (рис. 2).

Это определило высокий ресурс и работоспособность зубчатых передач, надёжность и высокую эффективность БСМ двигателя Баландина с соединительным валом.



Сравнение опытного бесшатунного двигателя ОМБ (рис. 3) и серийного двигателя М-11А с одинаковыми деталями цилиндрической поршневой группы (ЦПП) было проведено во время 50-часовых сравнительных испытаний в одинаковых условиях, на одинаковом топливе и на одинаковых оборотах - 1580 об/мин. Это позволило достаточно объективно их сравнить.

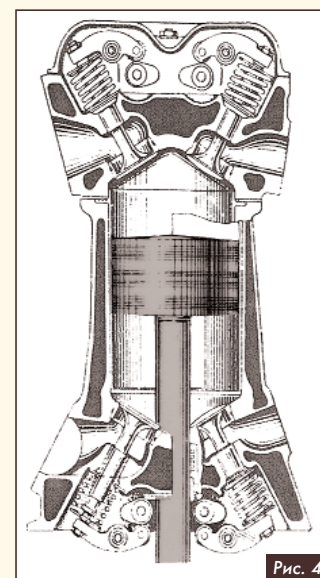
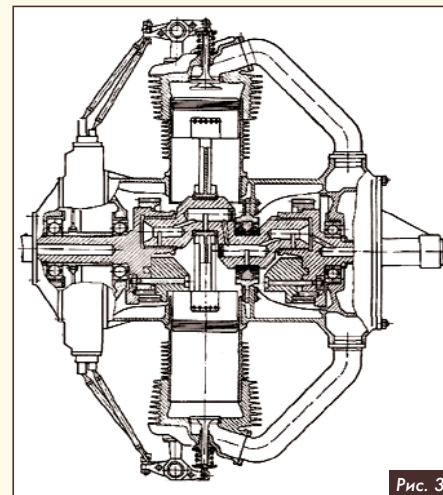
Серийный двигатель М-11А показал механический КПД - 0,845, а опытный двигатель ОМБ - 0,932 [1]. "По сравнению с М-11А ОМБ имел меньший удельный расход топлива, был менее теплонапряженным и мог работать на бензине более низкого качества, но имел больший вес при меньшей мощности" [5].

Преимущество в удельной массе двигателя М-11А объясняется тем, что шатунная шейка КВ КШМ перемещается по окружности. С помощью прицепных шатунов на одну шейку КВ КШМ можно установить намного больше поршней, чем в бесшатунных ДВС, где штоковая шейка КВ перемещается прямолинейно вдоль оси цилиндра и на одну шейку возможно крепление только двух поршней со штоками. Поэтому в ОМБ для размещения четырёх поршней понадобилось сделать КВ с двумя шейками (рис. 3). В двигателе М-11А на одну шейку КВ установлено 5 поршней. Таким преимуществом обладают звездообразные ДВС с КШМ, где на одну шейку КВ может устанавливаться до 9 поршней.

Но в двигателях с БСМ появляется возможность использования цилиндров двойного действия, с камерами сгорания по обе стороны поршня (рис. 4). Удельная масса такого мотора получается меньше, чем у многоцилиндровых ДВС с КШМ, так как поршень БСМ в цилиндре двойного действия использует для рабочего хода одно и то же пространство цилиндра. Благодаря этому могут создаваться очень мощные (до 24 000 л.с. при 2650...2800 об/мин.) поршневые двигатели внутреннего сгорания с удельной массой до 0,25 кг/л.с.

Эти возможности в значительной степени были использованы С.С. Баландиным при создании мощных авиационных двигателей, в которых нуждалась наша страна в годы Великой отечественной войны [1, 5].

Деятельность группы учёных и конструкторов, в которой принимал участие автор статьи, наоборот, сводилась к созданию относительно простых бесшатунных ДВС с малым числом цилиндров (2 или 4), конструкция которых допускает их крупносерийное производ-



ство и применение на всех видах транспорта и распределённой энергетики.

При этом для решения экономических и экологических задач ДВС, должны были быть сохранены все преимущества БСМ.

Особенности ДВС с БСМ

Конструктивные преимущества двигателя с БСМ

1. Перенос поверхности трения с боковой поверхности (тронка) поршня на ползуны (в зону с более низкой температурой и с гарантированным жидкостным трением) облегчает доводку деталей движения при создании нового двигателя, что обеспечивается более стабильными зазорами и гидромеханическими характеристиками пары трения "ползун - направляющая" при любом тепловом режиме двигателя.

2. Благодаря отсутствию пары трения "поршень - цилиндр" достигается снижение расхода масла в направлении камеры сгорания, устранение потерь на сопротивление движения поршня на смазочном слое и шума от ударов поршня о стенку цилиндра, снижается опасность его заклинивания при перегреве и др. Исключается необходимость доводки данной пары трения при создании нового двигателя.

3. Так как поршень БСМ не является парой трения, то его форма является телом вращения, и при его производстве нет необходимости обеспечения эллипсного и бочкообразных профилей поршня. Отсутствие приливов под бобышки поршневого пальца обеспечивает более равномерное тепловое поле поршня, что, в свою очередь, позволяет создать между поршнем и стенкой цилиндра более равномерный зазор, который можно уменьшить.

4. В двигателе с БСМ обеспечиваются лучшие условия работы поршневых колец, из-за отсутствия колебаний поршня вокруг оси поршневого пальца при переключке поршня в мёртвых точках в пределах зазоров между поршнем и цилиндром. Этим достигается равномерный износ поршневых колец и стенки цилиндра. Отсутствие эллипсности износа цилиндра позволяет кольцам дольше сохранять уплотняющую способность, а лучшее охлаждение колец позволяет ещё больше увеличить ресурс деталей ЦПГ.

5. Снижение потерь на трение в БСМ служит основанием для прогноза существенного увеличения ресурса основных трущихся поверхностей бесшатунного двигателя при прочих равных условиях по сравнению с двигателем с КШМ.

6. В четырёхтактных двигателях с БСМ из-за уменьшения высоты поршня размер по оси цилиндра уменьшается на высоту тронка поршня.

7. Уменьшение в 2 раза радиуса кривошипа КВ (при одинаковом ходе поршня и диаметре шеек) обеспечивает увеличение перекрытия крайних шеек вала, а, значит, повышение его прочности, жёсткости и уменьшение его размеров и массы.

Конструктивные недостатки двигателя с БСМ

1. В силу встречного движения КВ и кривошипов вращение в подшипниках сочленения указанных валов происходит с двойной угловой скоростью.

2. На КВ БСМ двигателя Баландина действует неуравновешенный продольный момент от газовых и инерционных нагрузок, который воспринимается подшипниками сочленения КВ и кривошипов.

3. Необходимость обязательного наличия в конструкции соединительного вала (кроме эксцентриковой схемы).

4. Необходимость наличия направляющих ползунов.

Динамика БСМ

В рядных и оппозитных ДВС с КШМ при малом числе цилиндров (2 или 4 цилиндра) для вывода поршней из мёртвых точек используется момент инерции вращающихся масс деталей КШМ и, прежде всего, маховика.

Возложение функции накопителя энергии на маховик приводит к возникновению крутильных колебаний КВ в КШМ.

В связи с особенностью кинематики БСМ, в момент нахождения

одного ползуна в мёртвой точке, другой ползун находится в середине своего хода и имеет максимальную мгновенную скорость и, следовательно, максимальную энергию. Расходование энергии движения ползунов происходит без передачи всей энергии на маховик и обратно, а часть ее сразу передается соседним ползунам, находящимся в мертвых точках через щеку КВ.

Это способствует уменьшению крутильных колебаний в БСМ и приближает (в известных пределах) динамику двигателей с БСМ с меньшим числом цилиндров к динамике двигателей с КШМ с большим числом цилиндров.

Снижается величина необходимого момента инерции маховика, что может приводить к уменьшению его размеров и массы, и даже к полному отказу от его использования.

Система смазки БСМ

БСМ не имеет новых и оригинальных узлов и деталей. Опоры вращения в БСМ выполняются в виде подшипников скольжения или качения.

Ползуны, с которыми соединяются штоки и поршни, работающие в замкнутых направляющих прямолинейного перемещения в условиях гарантированного жидкостного трения и низких температур с системой смазки под давлением дроссельного типа или типа "насос - карман", широко используются и в машиностроении. Опыт показывает, что такими ползунами обеспечивается:

1. Высокая несущая способность, которая объясняется более равномерным распределением нагрузки на направляющих по сравнению с опорами качения или с парой "поршень - цилиндр" в КШМ.

2. Малый коэффициент трения в широком диапазоне скоростей перемещаемых деталей.

3. Высокое демпфирование, обеспечивающее работоспособность таких ползунов при больших ударных нагрузках и других неблагоприятных условиях работы (перегрев и др.).

4. Использование смазки под давлением позволяет усреднять периодические погрешности сопрягаемых поверхностей опор ползунов и направляющих, включая отклонения от параллельности самих направляющих. Степень редуцирования погрешностей зависит от толщины масляной пленки, типа системы смазки, величины и характера погрешностей и т.д.

Несущая способность опоры жидкостного трения растёт с увеличением скорости взаимного перемещения деталей. Ползуны БСМ имеют нулевую мгновенную скорость в мёртвых точках, а максимальную - в середине своего хода. Поэтому жёсткость масляного слоя в середине хода ползуна максимальна.

При этом, из-за особенностей кинематики БСМ, ползуны в середине своего хода переключаются на противоположную направляющую [1]. Это облегчает получение необходимой толщины масляного слоя для смазки ползуна, и для этого в БСМ не требуется очень высокого давления масла в системе смазки, что подтверждается данными двигателей Баландина.

В опытном двигателе ОМБ мощностью 90 л.с. давление масла составляло от 3 кгс/см² до 6,5 кгс/см², а на очень мощном ОМ-127РН давление масла составляло 9...10 кгс/см² [1], что в целом соответствует показателям систем смазки двигателей с КШМ сопоставимой мощности.

Большое значение имеет оптимизация формы, размеров, микро- и макропрофиля трущихся поверхностей деталей БСМ, реологические свойства применяемого моторного масла, согласование его показателей с конструкцией смазываемых деталей и т.д.

Уравновешенность ДВС с БСМ

Уравновешенный двигатель на установившемся режиме работы воздействует на свои опоры усилиями, постоянными по величине и направлению.

У неуравновешенного двигателя эти усилия переменны по величине и направлению и при передаче их на раму или кузов машины вызывают их вибрацию. В ряде случаев плохая уравновешенность двигателя является препятствием к его внедрению.

В самом распространенном диапазоне мощностей от 5 до 150 л.с., как правило, применяются ДВС с числом цилиндров до 4 включительно, и даже оппозитный четырёхцилиндровый двигатель с КШМ не является полностью динамически уравновешенным.

Реже всего уравновешиваются силы инерции второго и высших порядков. Эти силы инерции возбуждают гармоники колебаний, так как поворот противовеса КВ не соответствует ходу поршня, который он должен уравновесить из-за того, что шатун длиннее радиуса кривошипа КВ КШМ. "...При современных уровнях форсирования двигателей, эти силы в сумме могут достигать весьма существенных значений. Так для двигателя ЗМЗ-406 (автомобиль ГАЗ 2410) при $n = 4500$ об/мин величина суммарной неуравновешенной силы инерции второго порядка превышает 9000 Н, что сопоставимо с весом самого автомобиля (масса, в зависимости от комплектации, составляет 1400...1550 кг)." [6]

Для уменьшения уровней вибраций ДВС с КШМ применяются уравновешивающие механизмы, которые увеличивают их массу и стоимость.

В БСМ силы и моменты сил инерции первого порядка полностью уравновешиваются, а силы инерции второго и высших порядков отсутствуют. Поэтому появляется возможность создания полностью уравновешенного рядного поршневого ДВС с небольшим числом цилиндров (2 или 4 цилиндра). Такие двигатели сегодня были бы очень востребованы для беспилотных летательных аппаратов, где не всегда нужны многоцилиндровые двигатели, но отсутствие вибраций играет важную роль для нормальной работы чувствительной аппаратуры.

Опытная проверка и моделирование

После выхода книг С.С. Баландина в нашей стране предпринимались попытки создать двигатель транспортного типа с Х-образным, V-образным и оппозитным расположением цилиндров. К сожалению, никаких конкретных данных о полученных результатах испытаний - величине механических потерь, расходе топлива и т.д. опубликовано не было.

Однако разработка и исследования различных видов БСМ продолжается - кривошипно-кулисный механизм (ККМ), силовые механизмы двигателей Revitec, Wiseman и др. По конструкции эти СМ отличаются как от БСМ Баландина, так и друг от друга. Отличаются и результаты - на бесшатунном двигателе Wiseman был получен отрицательный результат [7].

Таким образом, использование других схем может привести к потере преимущества БСМ и требует обязательной опытной проверки, обеспечивающей научную объективность и идентичность условий испытаний, что доступно только хорошо оснащённым и финансируемым лабораториям и организациям.

Опубликованы результаты сравнительного моделирования ККМ и КШМ:

- Поскольку перемещение кулисного механизма является синусоидальной функцией, все его производные представляют собой гладкие синусоидальные или косинусоидальные кривые. Это очень желательно с точки зрения кинематики. [8]

Преимущества подтверждаются и результатами проведенных исследований (опытной проверки) бесшатунных двигателей с ККМ (рис. 5).

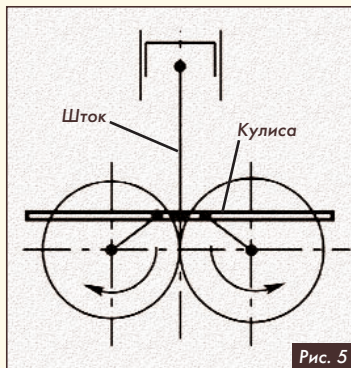


Рис. 5

Согласно этим исследованиям, рост экономичности бесшатунного двигателя с ККМ по сравнению с двигателем с КШМ складывается из следующих факторов:

1. Синусоидальный закон движения поршня - рост на 11 %.
2. Меньшая величина механических потерь - рост на 6...9 %.
3. Возможность увеличения степени сжатия при одном и том же топливе - рост на 10 %. Согласно публикации [3], при увеличении

степени сжатия до $\epsilon = 17$ на двухтактном двигателе с ККМ был получен рост экономичности на 21 %.

4. Изменения в лучшую сторону скорости сгорания и продувки - рост на 10 % [3].

Отличия ККМ от БСМ Баландина заключаются в том, что в ККМ ползуны перемещаются по направляющим, выполненным в штоке поршня, а боковая сила воспринимается тронками поршней, как и в КШМ (рис. 6).

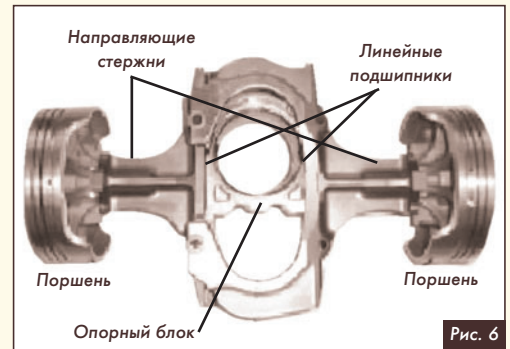


Рис. 6

В БСМ Баландина направляющие ползунов выполнены в самой жёсткой детали ДВС - картере или блоке цилиндров, а поршни не касаются стенки цилиндров.

Возможен БСМ без соединительного вала, когда кривошипы синхронизируются шейкой КВ, проходящей сквозь эксцентрик [1]. Недостаток эксцентриковой схемы хорошо виден на рис. 7 - диаметр шейки эксцентрика получается сопоставимым с диаметром цилиндра двигателя.

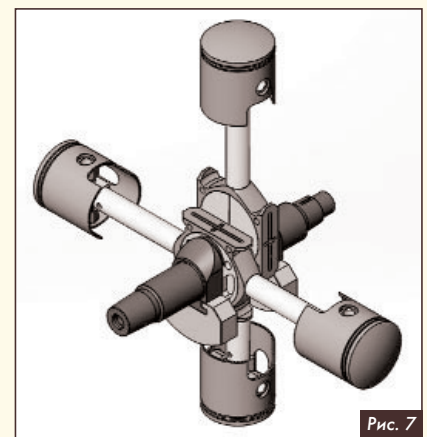


Рис. 7

Поэтому БСМ с эксцентриковой схемой могут быть рациональными при малых размерностях двигателя, в компрессорах и др.

В БСМ с соединительным валом (рис. 3) диаметр шейки КВ может быть более чем в 2 раза меньше диаметра цилиндра, что обеспечивает меньшие потери на трение, несмотря на наличие дополнительных потерь на соединительном валу.

Крестообразное расположение цилиндров двигателя Баландина практически исключает использование такого двигателя на наземном транспорте, а в морском транспорте его применение рационально в виде главного двигателя энергетической установки.

Кроме одноцилиндровых ДВС, наиболее распространёнными двигателями являются четырёх- и двухцилиндровые рядные ДВС, поэтому необходимо создание таких ДВС с БСМ.

В нашей стране был разработан новый БСМ с рядным расположением цилиндров, схема показана на рис. 8.

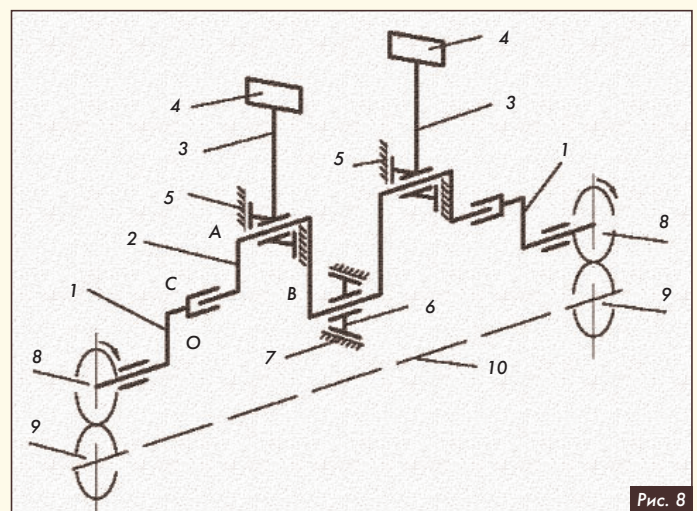


Рис. 8

Как и в БСМ двигателя Баландина, боковые усилия от действий инерционных и газовых сил перенесены с поршней на ползуны, которые воздействуют на направляющие.

В подшипниках кривошипов 1 установлен симметричный колеччатый вал 2. Нижняя часть штоков 3, жёстко связанных с поршнями 4, выполняет функцию ползуна и движется вертикально по направляющим 5. Балансир 6 также выполняет функцию ползуна и движется горизонтально по направляющим 7. Синхронизация и силовое замыкание кривошипов обеспечивается соединительным валом 10 и шестернями 8, 9.

Симметричный КВ обеспечивает устранение продольного момента, который нагружает подшипники сочленения КВ и кривошипов в БСМ Баландина. В таблице № 1 приведены данные рядных опытных двигателей в основе конструкции которых лежит схема БСМ с симметричным КВ.

Таблица 1

Проектные данные двигателей с БСМ

Модель	Каспий-65 4-тактный	ДНБ-4 4-тактный	2Д-200 2-тактный
Число цилиндров	4	4	2
Диаметр и ход поршня, мм	76 x 88	76 x 76	52 x 47
Литраж, см ³	1596	1378	200
Степень сжатия	11,5	11,5	12,5
Мощность, кВт	47,8	30	16,5
Число оборотов, мин ⁻¹	4000	3000	6000
Минимальный удельный расход топлива, г/(кВт·ч)	217	217	272
Масса, кг	80	75	18

При изготовлении опытных двигателей использовалось стандартное оборудование отечественных заводов, используемые материалы - традиционные для двигателестроения.

Все двигатели работали по двухконтурному рабочему процессу, который осуществляется в двух цилиндрах. [9]

Двигатель "Каспий-65" (4Ч 7,6/8,8) был изготовлен на ПО "Дагдизель". Появление ДВС с БСМ на этом предприятии связано с деятельностью В.П. Копцева, который работал начальником отдела по испытаниям двигателей ПО "Дагдизель". [10]

Проведённые В.П. Копцевым с соавторами расчёты характеристик дизеля с БСМ по сравнению с дизелем с КШМ одинаковой размерности показали, что "...при одинаковой продолжительности процесса максимальное давление и температура сгорания в дизеле с БСМ выше, чем с КШМ, соответственно на 0,5 МПа и 130 К. Механический КПД и топливная экономичность увеличились на 9 %, также повысилась среднее эффективное давление дизеля с БСМ на 9,3 %. Таким образом, в дизеле 2Ч9,5/9,0 с БСМ можно получить эффективную мощность $N_e = 29,4$ кВт, а в дизеле с КШМ $N_e = 26,7$ кВт". [11]

Был построен макет дизеля с БСМ, который испытывался на стенде. Исследования четырёхцилиндрового мотора были проведены на первом в мире бесштатном двигателе с симметричным КВ - "Каспий-65" в 1990 году (рис. 9).

При прокрутке двигателя при $n = 1000$ мин⁻¹ и температуре масла $t_m = 70$ °С величина механических потерь составила $N_{m1} = 1,32$ кВт.

Для двигателя близкой размерности МЗМА-407 (4Ч 7,6/7,5) при $t_m = 70$ °С, по опубликованным данным, $N_{m2} = 1,44$ кВт, т. е. на 9 % больше, чем у двигателя с БСМ (отношение мощностей механических потерь):

$$N_{m-отн} = N_{m2} / N_{m1} = 1,44 / 1,32 = 1,09.$$

Для более корректной оценки следует учесть параметры, су-

щественно влияющие на величину N_m - это средняя скорость поршня - C_m и степень сжатия - ϵ . Двигатель МЗМА-407 при таком же ходе поршня S , как у "Каспия-65" имел бы более высокие механические потери N'_m :

$$\frac{N'_m}{N_m} = \frac{a + bC_m}{a + bC'_m} = \frac{0,35 + 0,115 \cdot 2,9}{0,35 + 0,115 \cdot 2,5} = 1,08.$$

Следует учесть и разницу в величине степени сжатия двигателя "Каспий-65" и МЗМА-407 (11,5 и 7,0 соответственно).

Отношение N_m при различных степенях сжатия определяется выражением:

$$\frac{N_{m2}}{N_{m1}} = \frac{\epsilon_2 + 8,5}{\epsilon_1 + 8,5} = \frac{11,5 + 8,5}{7 + 8,5} = 1,29.$$

Таким образом, в одинаковых условиях сравнения, снижение N_m благодаря БСМ составило 52 %: $N_{m-отн} = 1,09 \cdot 1,08 \cdot 1,29 = 1,52$. Это соответствует повышению механического КПД с 0,85 до 0,90, то есть на 6 % [2].

Двигатель работал под нагрузкой до $n = 4200$ мин⁻¹, а на режимах холостого хода до $n = 3000$ мин⁻¹.

Конструкция "Каспия-65" усложнена использованием двух БСМ (рис. 10), расположенных параллельно, кривошипы которых синхронизированы одним соединительным валом (патент РФ № 2008478).

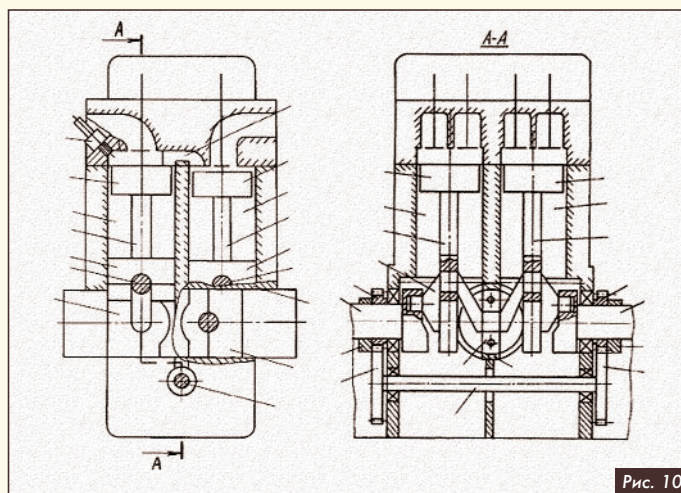


Рис. 10

В четырёхтактном двигателе ДНБ-4 (рис. 11), изготовленном в 1997 г. на екатеринбургском Турбомоторном заводе, была использована более простая одновальная схема БСМ. На рабочую шейку КВ действуют одновременно два поршня, а нижняя часть штоков объединена в общий ползун (рис. 12). Из-за отсутствия на заводе стенда для испытания быстроходного двигателя малой мощности был изготовлен временный

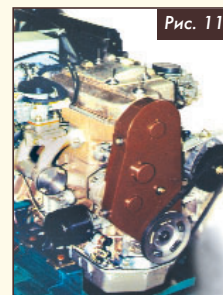


Рис. 11

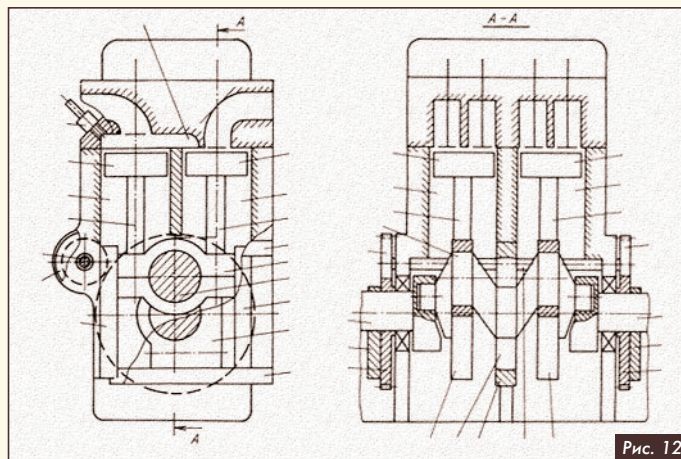


Рис. 12

стенд, позволяющий осуществлять только прокрутку и запуск двигателя при отсутствии нагрузочного устройства.

После первой сборки и обкатки величина механических потерь оказалась выше, чем у двигателя близкой размерности МЗМА-407, примерно на 45 %. Однако двигатель устойчиво работал на режиме холостого хода в диапазоне $n = 800...3000$ об/мин., а расход топлива, замеренный при $n = 2400$ об/мин., оказался на 10 % ниже, чем у МЗМА-407. В данном случае преимущества рабочего процесса (более высокая степень сжатия, высокая полнота сгорания топлива, работа на режиме холостого хода с $\alpha > 1$) преобладали над ростом механических потерь.

В ходе разборки двигателя никаких следов наработки или заедания в парах трения обнаружено не было. После проведения ряда конструктивных и технологических мероприятий двигатель снова прошел холодную и горячую обкатку при $n = 800...3000$ об/мин. Величина механических потерь была снижена [2]. К сожалению, необходимого для него стенда этот двигатель так и не получил.

Основная идея двухтактного двигателя 2Д-200 (рис. 13) заключалась в создании конкурента автомобильному четырёхтактному двигателю аналогичной размерности - "Ситроен 2СУ".

Двухтактный способ работы был использован для достижения большей литровой и удельной мощности нового двигателя. Для устранения потерь прямого выброса топлива с продувочным

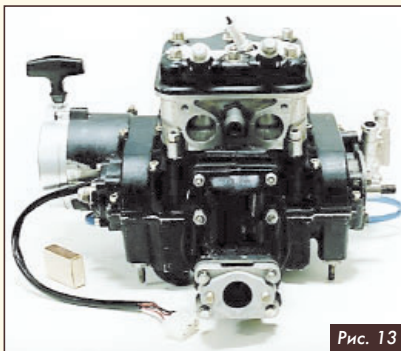


Рис. 13

воздухом применён непосредственный впрыск топлива с низким давлением впрыска. В дальнейшем планировалось использование системы беспрецизионного впрыска.

Новый рабочий процесс обеспечивает расширение пределов качественного регулирования мощности, ускорения сгорания топлива и увеличения его полноты, а в сочетании с впрыском и много-топливность двигателя 2Д-200 [9].

Данный двигатель уникален тем, что его симметричный КВ полностью "соответствует" симметричной газовой нагрузке двух цилиндров, в которых (при новом рабочем процессе) одновременно осуществляется процесс расширения газов. В таком БСМ минимально возможные рабочие деформации деталей.

В двигателе 2Д-200 были применены только подшипники качения, система жидкостной смазки под давлением необходима только для пары "ползун - направляющие", что позволило предельно упростить конструкцию системы смазки. В сочленениях КВ и кривошипов этого двигателя впервые были применены сдвоенные подшипники качения типа "кольцо в кольце". Воздух для продувки сжимается в отдельном цилиндре; поэтому отсутствует заброс масла из картера в цилиндр.

Наличие отдельного продувочного цилиндра (рис. 14) позволяет увеличивать объём продувочного воздуха (делать больше, чем необходимо) и, тем самым, обеспечивать гомогенизацию топливоздушной смеси, пневматический впрыск топлива и/или низкий наддув. Это может менять и тепловое состояние деталей двигателя.

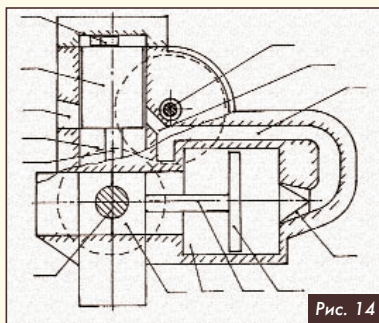


Рис. 14

Идеи двигателя 2Д-200 заинтересовали специалистов СКБ завода им. В.А. Дегтярёва (Ковров) (СКБ ЗиД), профинансировавшего разработку эскизного проекта двигателя и рабочего проекта системы непосредственного впрыскивания бензина. Через несколько лет, благодаря спонсорской поддержке, в СКБ ЗиД был разрабо-

тан технический проект, а на заводе изготовлены опытные образцы, которые на стенде прошли 8-часовую холодную обкатку.

Величина силы тока в электродвигателе стенда при этом составила - 1,3...1,4 А, а у серийного двигателя ЗиД аналогичного рабочего объёма такая величина составляла - 1,7...1,8 А. При этом обкатка опытных образцов производилась без подачи на ползуны смазки под давлением. Они смазывались масляным туманом, как и поршни четырёхтактных двигателей.

Через несколько лет появилась возможность провести испытания 2Д-200 на стенде. Была проведена доработка конструкции двигателя, обеспечена смазка ползун под давлением. На первом этапе испытаний (горячая обкатка и под нагрузкой) двигатель работал в диапазоне $n = 1400...5000$ мин⁻¹ [12].

Как и в предыдущих проектах в ходе стендовых испытаний было выявлено, что двигатель 2Д-200 отличается высоким уровнем уравновешенности, и, как следствие, пониженными уровнями вибрации и шума.

На рис. 15 приведена характеристика механических потерь двигателя 2Д-200 после обкатки при температуре масла $t_m = 45$ °С, при наличии масляного, водяного и приводного продувочного насосов.

Данные по N_m не являются окончательными. Необходимо было провести испытания при $t_m = 70...80$ °С, что в обычном ДВС (в сравнении с $t_m = 45$ °С) снижает N_m приблизительно на 20 %. Кроме того, в отличие от двигателя Баландина, в парах "ползун-направляющая" не были использованы антифрикционные материалы [13].

Однако даже такие результаты подтверждают преимущества БСМ над КШМ - на рис. 15 приведена также характеристика близкого (с учетом тактности) по размерности двухцилиндрового четырёхтактного двигателя "Ситроен 2СУ" [14].

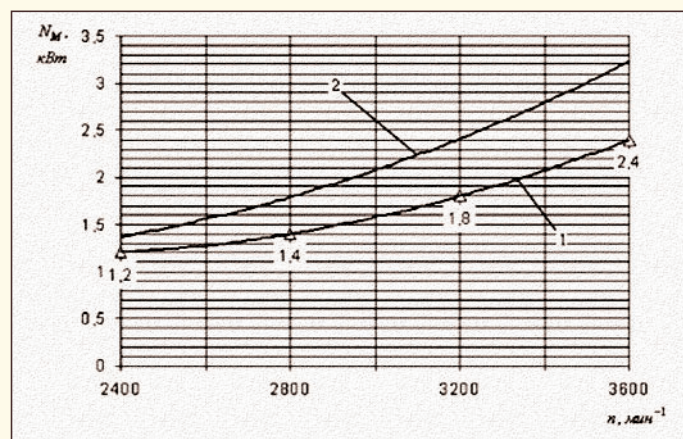


Рис. 15 Характеристика механических потерь: 1 - 2Д-200; 2 - "Ситроен 2СУ"

Сравнение показывает, что у двигателя "Ситроен 2СУ" на режиме $n = 2500$ мин⁻¹ N_m больше на 16 %, при $n = 3000$ мин⁻¹ - на 30 %, при $n = 3500$ мин⁻¹ - на 42 %.

Подобный двухтактный двигатель в большей части рабочих режимов будет иметь преимущества по экономичности и токсичности ОГ в сравнении с традиционным четырёхтактным двигателем.

Внедрять в серийное производство ДВС с БСМ пока никто не хочет, но двигателю 2Д-200 повезло чуть больше остальных - его БСМ планировали применить в качестве СМ двигателя Стирлинга. Поэтому было проведено моделирование его БСМ. "Для проведения моделирования был разработан, изготовлен и применен измерительный комплекс на основе трёхосевого акселерометра Analog Devices EVALA DXL-377Z для исследования физической картины перемещений деталей механизмов, движущихся с ускорениями до $\pm 200 g$ " [15]. Акселерометр был установлен на поршне бесшатунного двигателя 2Д-200 (рис. 16).

"Путём сравнения аналитических моделей БСМ и КШМ выявлено, что нагрузки на



Рис. 16

элементы КШМ от действия сил инерции поступательно движущихся масс на 23...30 % выше, чем у элементов БСМ" [15].

В настоящий момент создаются малоразмерные ДВС с крейцкопфным КШМ, например - двигатели Руггера или "полностью алюминевый" двигатель ЗК-2000 "МОДУЛЬ-Д" [16].

Однако несмотря на отсутствие в их конструкции касания стенок поршня и цилиндра двигатели с крейцкопфным КШМ также уступают двигателям с БСМ: "Результат сравнения численных моделей

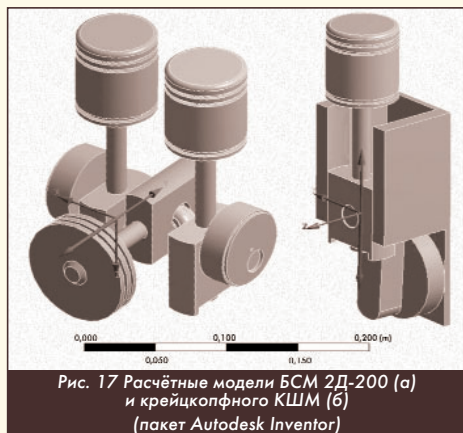


Рис. 17 Расчётные модели БСМ 2Д-200 (а) и крейцкопфного КШМ (б) (пакет Autodesk Inventor)

композиционных материалов" [15].

Результаты, полученные при испытаниях и моделировании БСМ опытных бесшатунных моторов говорят, как минимум, о сопоставимом или о существенно более высоком уровне получаемых эффективных показателей по сравнению с современными ДВС с КШМ в исследовании и доводку которых были вложены огромные средства, усилия и время. Причём объёмы этих средств, усилий и времени не сопоставимы в принципе.

С учётом того, что практически любые современные и перспективные технологии и материалы, применяемые для повышения характеристик современных ДВС, могут быть с таким же (или даже большим) эффектом применены в ДВС с БСМ, следует признать данное направление развития ДВС перспективным.

Однако у экспертного сообщества единого мнения по этому поводу не существует, но зато существует много слухов и фейков.

Фейки и экспертная оценка ДВС с БСМ

В сети Интернет и печати есть десятки публикаций разных авторов, в которых содержится следующий текст:

- С выходом в свет книги С. Баландина "Бесшатунные ДВС" 1968 и 1972 г. изданий многочисленными коллективами инженеров и рядом заводов (таких как "Дагдизель", СКБ "Серп и Молот" и т.д.) начали предприниматься попытки построить двигатель, скопировав его в первоначальном или даже в усовершенствованном вариантах. Вопреки ожиданиям, у большинства построенных образцов при первых оборотах вала происходило заклинивание силового механизма в корпусе двигателя в результате задира поршней о зеркало цилиндров. Те, кто сумел спроектировать и построить работоспособный двигатель, обнаруживали в нём интенсивный износ и выкрашивание крейцкопфных направляющих (питтинг). Все попытки бороться с этим явлением не приносили успеха. Живучесть силового механизма определялась несколькими часами работы.... Выяснилось, что никто, кроме самого С. Баландина, так и не смог построить работоспособную конструкцию. По признанию же самого автора, каждый четвёртый двигатель, вышедший в свое время из стен его КБ, выходил из строя из-за указанных выше неполадок [17].

Никаких ссылок и документов на эти факты не приводится, и ничем не подтверждается. Все публикации "самого автора" - С.С. Баландина, - наоборот, говорят о преимуществе в низкой величине механических потерь и в высоком ресурсе деталей БСМ и ЦПГ всех бесшатунных двигателей, созданных в ОКБ 500-II под руководством С.С. Баландина.

Кроме книг и выступлений в печати С.С. Баландина известен большой массив данных по работам ОКБ 500-II из архивов ЦИ-

АМ, МАИ и других организаций, где так же нет никаких подобных данных [18].

Двигатели "выходить из стен КБ" никуда не могут, серийного производства бесшатунных двигателей никогда не было, поэтому и статистики о том, что "выходил из строя каждый четвёртый двигатель" быть не может. Опытные двигатели изготавливают по несколько штук для проведения исследований, а если имеются в виду отказы при испытаниях и доводке, то 75 % успешных пусков - это замечательный результат!

Разумеется, при создании нового двигателя всегда возникает большое количество проблем, которые должны быть решены. Но такие же проблемы есть и при создании новых ДВС с любым СМ.

Бороться с ложью и фейками можно только просвещением, что и является целью данной статьи. Поэтому стоит рассмотреть наиболее технически грамотные и объективные возражения против ДВС с БСМ:

Инженер Игорь Зиновьев:

- Сравнительный расчёт двух двигателей с одинаковыми диаметрами и ходом поршней, степенью сжатия, частотой вращения и т.д. показывает, что среднее удельное боковое давление в паре "ползун - направляющая" двигателя Баландина в 2,5 раза, а максимальное в 2,8 раза больше тех же величин для пары "поршень - цилиндр".

Повышенные удельные давления неизбежно приводят к увеличенному потерям на трение, то есть росту удельного расхода топлива [19].

Величина удельных давлений определяется не только нагрузкой, но и площадью сопрягаемых деталей. Вследствие исключения кромочных явлений, возникающих в сопрягаемых деталях ЦПГ двигателей с КШМ, величина удельных давлений в паре БСМ "ползун - направляющая" меньше, чем в паре "поршень - цилиндр" при одной и той же боковой силе и площади сопрягаемых деталей. Моделирование же показывает, что боковая сила в БСМ сопоставима с аналогичной силой в паре "поршень - цилиндр" КШМ [20].

Рост удельного расхода топлива в БСМ также нигде и никем не подтверждён, а вот снижение расхода топлива фиксировалось в ряде испытаний бесшатунных двигателей [1, 3].

Приведённый Игорем Зиновьевым "статический" расчёт верен только для КШМ, в котором длина шатуна приравнена к длине кривошипа. Но в БСМ происходит эстафетная передача боковой силы с одного ползуна на другой - ползун работающего поршня воспринимает боковую нагрузку примерно до 45° поворота КВ. Далее нагрузка переходит на ползун смежного цилиндра, а плечо крутящего момента продолжает увеличиваться.

Как показывает моделирование БСМ двигателя 2Д-200 [20], перекладка ползунов происходит на 10° поворота КВ раньше, чем ожидалось согласно теоретическим представлениям, изложенным в [1].

Однако даже если расчёт инженера Игоря Зиновьева верен, то увеличение боковой силы в 2,8 раз с запасом перекрывается низким коэффициентом трения для пары скольжения "ползун - направляющая" (средний для условий жидкостного трения - 0,06), который в 8...10 раз меньше, чем для пары трения "поршень - цилиндр" в КШМ. Что было понятно и без моделирования в далёком 1983 году, когда вышла статья Игоря Зиновьева.

Особенно "достаётся" от критиков соединительному валу, который никогда не являлся лимитирующим звеном БСМ.

Благодаря соединительному валу в БСМ есть возможность отвода крутящего момента от обоих концов КВ, который при этом разгружается. Поэтому стабильность зазоров подшипников КВ (а это основное условие его хорошей работы) в БСМ практически гарантирована.

Перечислим претензии критиков БСМ к соединительному валу.

1. Инженер Игорь Зиновьев:

- Кроме того, надёжная работа этого механизма возможна лишь при высокой точности сочленения восьми деталей (коленчатого вала, двух кривошипов, четырёх шестерён и соединительного вала), которые не могут быть обработаны совместно. Поэтому обес-

печение соосности опор выходного вала двигателя требует индивидуальной подгонки сопрягаемых деталей, что возможно лишь при малом выпуске [19].

При серийном производстве ДВС с КШМ обрабатываются совместно шатуны с крышками и блок цилиндров с крышками коренных подшипников. В БСМ ползуны с крышками и отверстия под подшипники кривошипов и соединительного вала тоже обрабатываются совместно. Есть также совместная обработка направляющих ползунов БСМ в блоке цилиндров или картере. В КШМ совместно обрабатываются гильзы цилиндров в сборе с блоком цилиндров или картером.

Поэтому никакой "индивидуальной подгонки сопрягаемых деталей" при обеспечении соосности опор выходного вала двигателя не требуется.

Есть мнение, что, в отличие от КШМ, в БСМ нужна очень высокая точность соосности осей цилиндра и направляющих ползунов. Однако зазор между стенкой поршня и цилиндра в двигателях Баландина составлял от 0,350 мм до 0,640 мм [1]. Оборудование АвтоВАЗа, которое позволяет производить от 1500 до 2500 двигателей в день, имеет точность 0,02 мм.

2. Бесшатунные механизмы содержат дополнительные кинематические связи и поэтому требуют высокой точности изготовления сопряжений.

В зубчатом зацеплении БСМ Баландина есть два зазора, которые влияют на несоосность отверстий подшипников сочленений КВ и кривошипов - боковой зазор зубчатого зацепления и зазор в подшипнике кривошипа.

Благодаря наличию зубчатой передачи есть возможность изменять передаточное соотношение, что позволяет снизить несоосность опорных подшипников кривошипов при одной и той же величине бокового зазора зубчатой передачи.

Для бесшатунных двигателей достаточен уровень точности, который сегодня используется при производстве серийных ДВС аналогичной размерности. Что подтверждается опытом создания и испытаний опытных двигателей.

Например, все опытные образцы двигателя 2Д-200 были выполнены с различными величинами бокового зазора зубчатого зацепления. В процессе доводки и испытаний величину минимального зазора увеличивали, что положительно сказывалось на характеристиках двигателя либо никак на них не влияло.

3. Знакопеременная нагрузка присутствует во многих деталях механизмов преобразования, в том числе и в КШМ. Перекладка контакта на зубьях зацепления с одной стороны на другую для всех видов механизмов преобразования ДВС, использующих зубчатые передачи, происходит строго в ВМТ и НМТ при поступательных скоростях поршня близких к 0. Так что никаких "ударов зубьев шестерен" там нет. Доказательство этого факта очень простое - большое количество агрегатов самого двигателя часто приводится прямо от зубчатого колеса, расположенного на КВ - механизм ГРМ, маслонасосы, генераторы, компрессоры, уравнивающие механизмы и т.д.

Контраргумент о том, что мощность этих агрегатов невелика, не проходит, так как эти зубчатые передачи и спроектированы под меньшую нагрузку. Знакопеременная нагрузка не влияет на работоспособность и более нагруженных зубчатых передач в ДВС. Например, в танковом дизеле с противоположно двигающимися поршнями (рис. 18) два КВ КШМ связаны между собой через 4 "паразитных" зубчатых колеса (3 зацепления).

Несмотря на наличие крутильных колебаний в КШМ, проблем с работоспособностью зубчатых колёс нет и здесь.

Негатив к зубчатым передачам в БСМ идет от не дос-

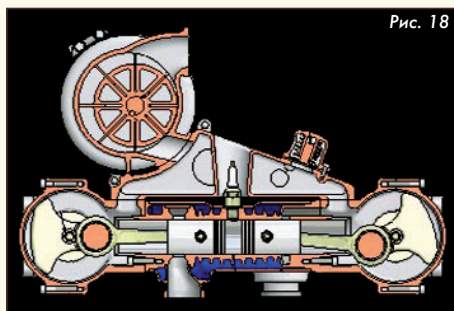


Рис. 18

точного в прошлом ресурса редукторов авиационных поршневых двигателей с небольшим числом цилиндров. Однако в современных авиадвигателях с небольшим числом цилиндров (например "Ротакс 912") с успехом применяются редукторы с зубчатыми передачами. Так один из современных специалистов Л.А. Финкельберг отмечал:

- Сергей Степанович Баландин работал в ЦИАМ и здесь создавал двигатель, который развивал мощность, но, только до 2000 оборотов... Работоспособную конструкцию создать удалось, но не удалось сделать именно двигатель с нормальным ресурсом и нужными характеристиками [21].

Однако известно, что уже самый первый двигатель С.С. Баландина - ОМБ - в 1940 году проработал без ремонта 1843 часа с установленными деталями от серийного двигателя М-11А, и по ресурсу превзошёл этот же двигатель в 46 раз! При этом он продолжал оставаться в работоспособном состоянии, а ресурс лучших современных поршневых авиадвигателей с КШМ и сегодня не превышает 2000 моточасов. Какой ресурс тогда должен быть нормальным?

Кстати, обороты одного из проходившего испытания двигателя Баландина были - 2650 об/мин.

А вот что пишет учёный Юрий Бехли:

- Среди различных типов бесшатунных двигателей, динамика и конструкция которых рассматривалась и изучалась отечественными двигателями, наибольшее внимание было уделено схеме, предложенной С.С. Баландиным ещё в 1935 г. До 1951 г. были разработаны и построены несколько двигателей типа ОМ-127РН мощностью до 3200 л.с. Последним из построенных двигателей был 8-цилиндровый мотор жидкостного охлаждения Х-образной схемы. Использование процесса двойного действия (по обе стороны поршня) позволяло получить высокую по тем временам литровую мощность 145 л.с./л. Удельная масса двигателя составляла 0,635 кг/л.с. В 1951 г. двигатель прошёл комплекс официальных испытаний. На основе ОМ-127РН был выполнен проект 24-цилиндрового двигателя М-127 мощностью 10 000 л.с. Этот двигатель был снабжён турбокомпрессором и импульсными турбинами. Его выработка достигала 12 000 м. Удельный расход топлива на крейсерском режиме был весьма малым - всего 165 г/л.с.ч у земли и 148 г/л.с.ч на расчётной высоте.

Полноразмерный двигатель не был построен, так как работы по созданию новых образцов мощных АПД всех типов были в 1951 г. прекращены...

Нужно отметить, что в институте был создан и испытан экспериментальный отсек 2-тактного дизеля двойного действия по схеме С.С. Баландина.

В таком двигателе конструктор подошёл к предельным возможностям тепловой машины в смысле использования рабочего объёма и частоты циклов цилиндров, поскольку в каждом цилиндре за один оборот коленчатого вала совершалось два рабочих хода. Работы по этому двигателю были прекращены в 1951 г. в связи с переходом ЦИАМ на газотурбинную технику [22].

Технология серийного изготовления ДВС с БСМ

Из ответа директора Дивизиона "Силовые агрегаты" ООО "УК "Группа ГАЗ" К.Д. Рухани (оригинал письма есть у автора статьи):

- Попытки создания поршневых двигателей малой и средней мощности по бесшатунной схеме периодически возобновлялись энтузиастами "бесшатунного движения", но создать работоспособный, надёжный двигатель по бесшатунной схеме пока, насколько известно, не смог никто, а также создать технологически приемлемую конструкцию массового применения (в частности, необходимость введения операций настройки зазоров в парах "ползун - направляющая" и необходимость периодического контроля зазоров в ходе эксплуатации).

Если не создавать серийный мотор по "бесшатунной схеме", то он никогда и не появится!

В выпускаемых заводами Дивизиона "Силовые агрегаты" ООО "Группа ГАЗ" двигателях точно есть такая пара трения как

"поршень - цилиндр" и там обязательно должны быть введены операции по "настройки зазоров в парах" и присутствует "необходимость периодического контроля зазоров в ходе эксплуатации". Не понятно, почему это невозможно сделать в БСМ?

Как на сборку КШМ, так и на сборку БСМ устанавливаются одинаковые жёсткие требования, особенно на зазоры и натяги в сопрягаемых прецизионных узлах трения.

Необходимая точность сопряжения достигается методом предварительной группировки деталей по фактическим размерам, их соответствующей маркировки и их подбором при сборке, то есть селективной сборкой. Селективная сборка ползуна БСМ и поршня КШМ в этом смысле ничем не отличаются.

Селективная сборка необходима для прецизионных узлов трения, только в БСМ этими узлами являются пары "ползуны - направляющие", а в КШМ этими узлами являются пары "поршень - цилиндр" и "поршень - поршневой палец - верхняя головка шатуна".

Подшипники качения и скольжения успешно применяются в обоих типах ДВС и их сборка аналогична.

При этом БСМ имеет меньшее количество прецизионных узлов трения, чем в КШМ, при прочих равных условиях.

Как и в КШМ, в БСМ поршневую и ползунную сборочные единицы подбирают по массе, а вращающиеся детали - коленчатые валы, маховик и др. подвергают балансировке, иногда отдельно, иногда - в сборе.

Для серийного производства ДВС с БСМ достаточно оборудования и технологий, применяемых для изготовления традиционных ДВС с КШМ и серийное производство бесшатунных двигателей, полностью аналогично производству двигателей с КШМ. Однако и здесь мы видим отсутствие технической грамотности и влияние фейков.

Инженер Игорь Зиновьев:

- Сравнивая этот механизм с кривошипно-шатунным, замечаешь, что в нём есть специфические детали: соединительный вал, четыре шестерни, два дополнительных кривошипа, а также ползуны и их направляющие. Но именно они делают бесшатунную конструкцию двигателя Баландина сложнее и дороже обычной [19].

Последуем примеру Игоря Зиновьева и сравним количество деталей движения двух рядных двухцилиндровых четырёхтактных двигателей - с БСМ (рис. 19) и двигателя с КШМ (рис. 20), например, ВАЗ 1111/1113 - серийного двигателя автомобиля "Ока".

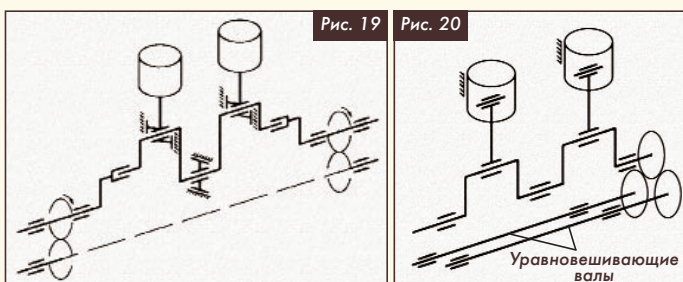


Таблица 2

Тип двигателя	Двигатель с БСМ (рис. 19)	Двигатель с КШМ (рис. 20)
Итого деталей	13 шт.: поршни - 2, ползуны с крышками (из них два со штоками) - 3, КВ - 1, кривошипы - 2, соединительный вал - 1, зубчатые колёса - 4	12 шт.: поршни - 2, шатуны с крышками - 2, поршневые пальцы - 2, КВ - 1, уравновешивающие валы - 2, зубчатые колёса - 3
Подшипники	11 шт.	9 шт.
Прецизионные узлы трения	3 шт. (ползуны - направляющие)	4 шт. (поршни - цилиндры + поршни - поршневые пальцы - шатуны)
Степень уравновешенности	Двигатель полностью уравновешен по силам и моментам инерции	Двигатель уравновешен по силам инерции первого порядка, а второй и высшие порядки не уравновешены

Примечание:

1. Рядный двухцилиндровый четырёхтактный ДВС с КШМ уравновешен хуже, чем одноцилиндровый ДВС, так как его поршни должны работать в одной фазе. Поэтому такие ДВС приходится оснащать механизмом уравновешивания, как на рис. 20.

2. Поверхности прецизионных узлов трения, как правило, обрабатываются совместно в сборе и эти узлы требуют селективной сборки.

3. Пара "поршень - цилиндр" БСМ не является прецизионным узлом трения, в отличие от пары "поршень - цилиндр" КШМ и селективной сборки не требует.

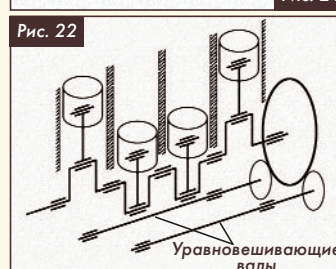
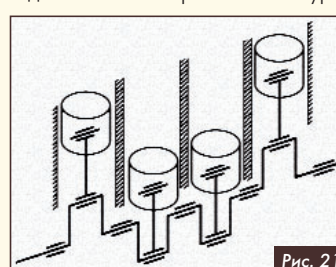
Сравним три рядных четырёхтактных четырёхцилиндровых двигателя.

Неуравновешенный двигатель с КШМ (рис. 21).

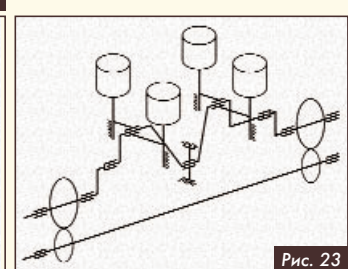
Детали - 13 шт. (КВ - 1, шатуны с крышками - 4, поршни - 4, поршневые пальцы - 4). Подшипники - 9 шт. Прецизионные узлы трения - 8 шт. (поршни - 4 + поршневые пальцы - 4).

Двигатель уравновешен по силам и моментам инерции первого порядка, второй порядок неуравновешен, что ограничивает увеличение рабочего объёма рядного 4-цилиндрового двигателя, так как при этом резко повышается уровень вибрации (что приводит к снижению не только комфорта, но и надёжности).

Если уравновесить на этом двигателе силы инерции второго порядка, то к его деталям силового механизма надо добавить ещё 5 деталей: шестерни - 3 шт. и уравновешивающие валы - 2 шт. Тогда количество деталей станет равным - 18 шт. Сравнение этого двигателя (рис. 22) с двигателем с БСМ (рис. 23) приведено в таблице № 3.



Примечание:
Схема БСМ двигателя ДНБ-4 (рис. 23) актуальна только для двигателя с двухконтур-



ным рабочим процессом [9]. Таким образом, рядный четырёхцилиндровый двигатель с БСМ имеет всего три прецизионных узла трения (ползуны), которые требуют селективной сборки при меньшем количестве подшипников, чем у аналогичного двигателя с КШМ. При этом количество деталей движения больше всего на 1 шт.

Таблица 3

Тип двигателя	Двигатель с КШМ (рис. 22)	Двигатель с БСМ (рис. 23)
Итого деталей	18 шт. - (поршни - 4, шатуны с крышками - 4, поршневые пальцы - 4, КВ - 1, уравновешивающие валы - 2, зубчатые колёса - 3)	19 шт. - (поршни - 4, ползуны с крышками (из них два со штоками) - 3, КВ - 1, кривошипы - 2, соединительный вал - 1, зубчатые колёса - 4)
Подшипники	13 шт.	11 шт.
Прецизионные узлы трения	8 шт. (поршни - цилиндры + поршни - поршневые пальцы - шатуны)	3 шт. (ползуны - направляющие)
Степень уравновешенности	Двигатель полностью уравновешен по силам и моментам инерции	Двигатель полностью уравновешен по силам и моментам инерции

Но, может быть, сами детали БСМ сложнее, чем детали КШМ? Это тоже не так. Например, КВ четырёхцилиндрового рядного двигателя с КШМ имеет 9 шеек (КВ оппозитного авиационного двигателя "Ротакс 912" - 7 шеек). КВ четырёхцилиндрового рядного бесшатунного двигателя ДНБ-4 имеет 5 шеек. Поршни, штоки, кривошипы и ползуны в БСМ с точки зрения технологии их изготовления проще, чем аналогичные детали КШМ.

Таким образом, себестоимости изготовления двигателей с БСМ и КШМ сопоставимы по следующим причинам:

1. Количество деталей силовых механизмов двигателей с БСМ и КШМ сопоставимо.
2. Детали БСМ проще и меньше по размерам аналогичных деталей КШМ, что позволяет (даже при большем их числе) применять для их производства более доступное и недорогое оборудование, что особенно важно при производстве мелких и средних серий.
3. Количество прецизионных узлов трения, требующих селективной сборки в БСМ меньше, чем в КШМ.

То же самое относится к ремонту ДВС с БСМ.

На рис. 24 показан поперечный разрез двигателя ДНБ-4, а на

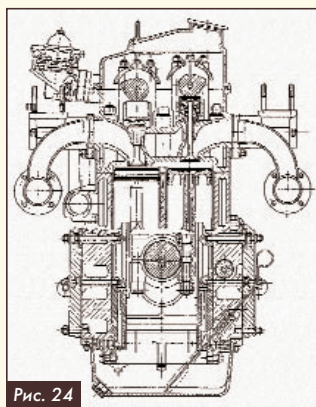


Рис. 24

рис. 25 его детали. Для того, чтобы извлечь из блока цилиндров поршень, необходимо отвернуть только одну гайку крепления штока на ползуне. Поршень со штоком извлекается из цилиндра, при этом, если снят только один из двух поршней со штоком, то и штоковый подшипник и сам ползун не разбираются.

Микрометраж и оценка других трудящихся поверхностей двигателя с БСМ так же ничем не сложнее, чем у двигателя с КШМ.

Таким образом, большинство мнений специалистов и экспертов не основано на опыте создания таких двигателей

и реальных знаниях в этой области.

У чиновников же позиция однозначная - делать ничего не будем. Из ответа директора по внешним связям "Трансмашхолдинг" Ф.В. Дытынко:

- Действительно, предлагаемые конструкции таких двигателей хорошо известны. Их отличают главным образом: применение в качестве топлива бензинов и высокая частота вращения выходного вала. В этой связи они рассматривались в качестве силовых установок автомобилей. Дизелестроительные предприятия АО "Трансмашхолдинг" специализированы на выпуске среднеоборотных промышлен-

ных дизелей в мощностном диапазоне 800-7300 кВт/1000 об/мин. Особые требования к таким тяжёлым двигателям - минимальные эксплуатационные расходы топлива и крайне высокие характеристики надёжности, в частности, безотказность и ресурс. Такие требования отмеченные в письме двигателя обеспечить объективно не могут. Принимая это во внимание, а также имеющиеся особенности технологий производства компонентов и производства комплектных двигателей, данное предложение на предприятиях АО "Трансмашхолдинг" не может быть реализовано.

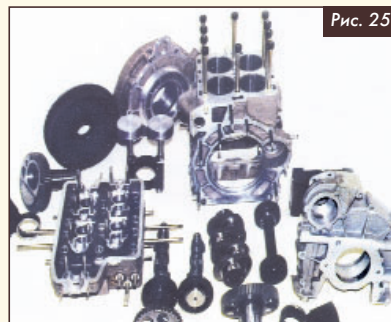


Рис. 25

Понятно, что диапазон мощности двигателей, над которыми работал коллектив автора статьи, не входит в интересы АО "Трансмашхолдинг". Непонятно только, чем была бы плоха на тепловозе секция с бесшатунным двигателем М-127Д мощностью 4600 л.с. и массой 2,5 тонны вместо 17,75-тонного 12Д49М втрое больших габаритов и в 1,5 раза меньшей мощности? Ведь если для тепловоза большая масса двигателя это, в основном, положительный фактор, то для корветов и фрегатов, на комплектацию которых Коломенский завод АО "Трансмашхолдинг" также поставляет свои двигатели, эти показатели являются важнейшими, как и уровни шума и вибрации этих двигателей, на которые жалуются отечественные кораблестроители. Но в условиях санкций выбора у них нет.

Энергетическая и экологическая безопасность - один из основных государственных ориентиров - указан в "Энергетической стратегии России на период до 2030 года". Её реализации способствует создание экономичных и экологически чистых энергетических установок (ЭУ). Одним из возможных методов решения поставленных задач является применение в составе энергетических установок двигателей, обеспечивающих такие качества.

Основным источником вибрационных нагрузок в ДВС являются вращающиеся и поступательно движущиеся массы деталей ММ, применяемого в ДВС. Правильный выбор ММ позволяет снизить вибрации, что, в свою очередь, положительно отражается на долговечности и надёжности, технологичности, низкой материалоемкости и себестоимости ЭУ.

Благодаря снижению механических потерь достигается повышение мощности, уменьшается удельный расход ГСМ, улучшаются экологические характеристики. Именно это необходимо для создания экономичных и экологически чистых ЭУ в нашей стране. **А**

Литература

1. Баландин С.С. Бесшатунные двигатели внутреннего сгорания. М.: Машиностроение, 1972. стр.39.
2. Лашманов В.В., Костин А.И. Первые результаты испытаний макетного образца двигателя // Двигателестроение, 2003. - № 2.
3. Химченко А.В. Улучшение топливной экономичности и снижение токсичности двухтактных бензиновых двигателей на частичных режимах. Диссертация, Горловка, 2004, С. 137.
4. Балдин С.С. Воздухоплавательные двигатели. С-Петербург: Типография Усманова, 1910.
5. Котельников В.Р. Отечественные авиационные поршневые моторы 1910 - 2009. Москва, 2010, стр. 411 - 422.
6. Яманин А.И., Жаров А.В. Динамика поршневых двигателей. М.: Машиностроение, 2003. - 464 с.
7. Priyesh Ray and Sangram Redkar. Analysis and simulation of Wiseman hypocycloid engine // Cogent Engineering (2014), 1: 988402
8. URL: <https://laksh04.medium.com/kinematic-comparison-of-scotch-yoke-with-single-slider-crank-mechanism-7c8b27935e74>
9. А.О. Миллер. Двухконтурная организация рабочего процесса как техническая основа создания нового класса поршневых ДВС // Двигатель, № 4 - 6, 2020 г.
10. А.О. Миллер. По следам забытых вариантов ДВС // Двигатель, № 6, 2004 г.
11. Б.Н. Семёнов, Е.П. Павлов, В.П. Коцев. Рабочий процесс высокооборотных дизелей малой мощности. Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1990. -240 с.
12. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=gEqzV9iRxtY>
13. Костин А.И. Куколев М.И. Опытные образцы бесшатунных двигателей. Материалы XII Международ. науч.-практ. конф. Владим. гос. ун-т. Владимир. 2010, с.194-198.
14. Конев В.М. и др. Автомобильные карбюраторные двигатели. М.: Машгиз, 1960.
15. Дворцов В.С. Неидеальность связей и их влияние на уплотнение поршня двигателя с внешним подводом теплоты с бесшатунным силовым механизмом. Диссертация на соискание ученой степени КТН, Санкт-Петербург, 2017 г.
16. И.Д. Зверков, И.С. Ким, Перспективная винтомоторная установка на базе поршневого двигателя 3К-2000 "Модуль-Д". Круглый стол, Воронеж, 2019 г. URL: <https://cloud.mail.ru/public/NAbZ/SDNdYBBsM>
- https://disk.yandex.ru/i/_sHOIL3hSK_BVg
17. И.П. Седунов. Структурный анализ бесшатунных двигателей Баландина и пути их совершенствования // Двигателестроение, № 3, 1998 г.
18. Е.П. Голубков. Авиационные бесшатунные двигатели. Сравнительный анализ с кривошипно-шатунными и воздушно-реактивными двигателями, 2015 г.
19. Игорь Зиновьев. По следам сенсаций. // Техника-молодежи, № 11, 1983 г. Стр. 35.
20. Куколев М.И., Костин А.И., Дворцов В.С. Оценка влияния пар трения на динамику бесшатунного силового механизма // Известия Международной академии аграрного образования. СПб.: СПбМААО, 2013. Вып. 16, Т. 4. С. 88-91.
21. Филькенберг Л.А. Авиационные поршневые двигатели XXI века. Интервью 7 декабря 2017 г. URL: <http://www.ciam.ru/press-center/interview/aviation-piston-engines-of-the-xxi-century/>
22. Юрий Бехли. Основные вехи развития отечественных авиационных поршневых двигателей (краткий обзор). URL: <http://engine.aviaport.ru/issues/23/page13.html>

БЕСШАТУННЫЙ СИЛОВОЙ МЕХАНИЗМ КАК СИСТЕМА С БЕСКОНФЛИКТНОЙ ДИНАМИКОЙ

Владимир Александрович Ворогушин,

ведущий инженер Долгопрудненского конструкторского бюро автоматики (ДКБА), к.т.н.

В работе [2], рассматривающей явление "клина" в бесшатунном силовом механизме (БСМ), выделены два характерных случая его движения. Показано, что условием работы БСМ без проявления "клина" является разница δ в номинальных размерах звеньев, устанавливаемая требованиями чертежа согласно соотношению $AC = CB < OC$ (рис. 1,а). Определено, что для получения исходного отрицательного натяга между ползуном и направляющей величина этой разницы должна быть равной примерно 0,2 % от хода поршня S .

Кроме того, установлен факт необязательности применения в БСМ жестких направляющих в средней части хода ползун, т.к. в идеальном бесшатунном механизме ползун на этом участке находится в процессе перекладки и разгружен от боковой силы реактивного момента, поэтому жесткость направляющих между ВМТ и центральной осью двигателя можно уменьшать профильными вырезами стенок или изменением площади сечений.

Сегодня этот вывод следует расширить возможностью уменьшения жесткости каждой направляющей не только до центральной оси двигателя, но и до положения НМТ, т.к. ползун на прямом и обратном ходе ассиметрично прижимается к одним и тем же их участкам. Поэтому направляющие могут принимать вид ассиметрично расположенных консольных балок с убывающей жесткостью.

В настоящей статье изложен несколько иной подход к проблеме "клина" в БСМ. Рекомендации [2] дополнены преимуществами введения в схему механизма дополнительной степени свободы. Обоснован выбор места, в котором она не нарушает кинематических характеристик бесшатунного механизма, обеспечивая статическую определенность системы и бесконфликтность ее динамики. Обоснован ряд рекомендуемых параметров.

В методике, изложенной в [2], как и в работах других авторов [1, 6], посвященных решению проблемы избыточной связи в БСМ, исходя из анализа зазоров ключевой размерной цепи, есть одно неудобное для практики обстоятельство - вероятностный характер изменения действительного размера замыкающего звена, проявляющийся в процессе эксплуатации конкретных изделий. Даже правильно рассчитанное

замыкающее звено подвержено значительным колебаниям своего истинного размера в результате действия группы случайных факторов (переборка, перегрев, неравномерный нагрев и т.п.), что оказывает отрицательное влияние на совместную работу связанных пар движения, входящих в размерную цепь.

Известно, что такое влияние можно нейтрализовать, устранив избыточные связи, путем введения в структурную схему механизма дополнительной степени свободы. Попытки сделать это предпринимались неоднократно. В частности, предлагалось использовать эксцентриковую втулку, встроенную в одно из сочленений механизма, или упругий элемент, вставлен-

ный во вращательное звено. Анализ подобных решений, как правило, показывал зоны нарушения работоспособности механизма под нагрузкой в характерных угловых положениях.

Схема БСМ, предложенная в работе [5], предусматривает дополнительную степень свободы в точке C (рис. 1,б), с подвижностью по оси звена OC , которое передает на выходной вал только тангенциальную силу от крутящего момента. Кинематика модели по данной схеме работает, но с переходом к учету нагрузок от действия инерционных и газовых сил картина существенно усложняется. Например, эпюра скорости ползуна B (рис. 1,б) на участке полного хода, как и для ползуна A (рис. 1,а), соответствует полупериоду синусоиды, с максимумом в точке пересечения центральной оси двигателя. Боковые нормальные силы на направляющих, передаваемые ползуном B от поршня в такте рабочего хода, сложенные с обратной нагрузкой от ползуна A смежного цилиндра через балку ACB , также быстро нарастают от ВМТ до центральной оси и далее убывают с переменной знака силы. В результате имеем значительные импульсные колебания сил сопротивления движению, недопустимо снижающих механический к.п.д. устройства. К тому же, перекладка ползун на $\alpha = 125...130^\circ$ происходит резко, как у поршня двигателя к ШМ. Это дает основание утверждать, что место для приложения дополнительной степени свободы выбрано неудачно. Нельзя лишить шарнир C (рис. 1,а) функции точки опоры для балки ACB . Правильная работа бесшатунного механизма на полном обороте вала обязательно предполагает рычажное взаимодействие ползун смежных пар цилиндров между собой при обмене боковой силой от реактивного момента. Важным проявлением такого обмена является взаимная разгрузка ползун перед входом каждого из них на участок с высокой поступательной скоростью (эпюры на рис. 1,а), чем в значительной степени и объясняется высокий механический к.п.д. бесшатунного механизма. Кроме того, работа ползун на прямом и обратном ходе происходит по одним и тем же участкам поверхностей направляющих, что несет в себе дополнительную конструктивную выгоду.

Следовательно, чтобы получить БСМ с бесконфликтной динамикой необходимо найти в нем такое место для приложения дополнительной степени свободы, использование которого не изменит характера и результата действия сил в реально изготовленном механизме по сравнению с идеальным. Тогда бесшатунный механизм станет полноценной статически определенной системой, а его работоспособность, как и в случае с КШМ, не будет

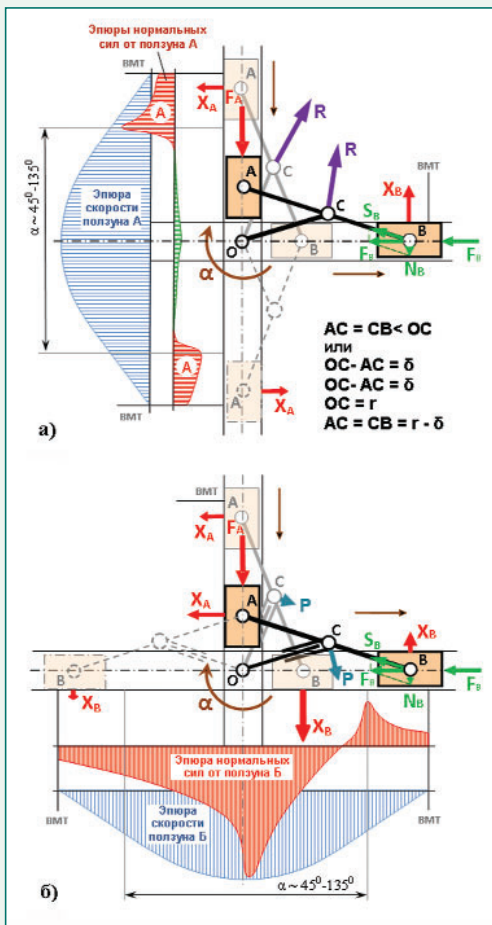


Рис. 1: а) бесшатунный механизм с соотношением размеров звеньев $AC = CB < OC$; б) бесшатунный механизм с дополнительной степенью свободы точки C в направлении оси звена OC

зависеть от вероятностных факторов, определяющих изменение зазоров в сочленениях.

Структурный анализ БСМ привел к идее ввода дополнительной степени свободы в зоне протяженного (почти 3/4 хода поршня) участка перекладки ползуна, спроецированного на перпендикуляр к оси цилиндра. Данный шаг вполне логичен. Ведь именно в направлении, перпендикулярном к оси цилиндра, ползун последовательно, от такта к такту, осуществляет прямую и обратную выборку зазора замыкающего звена ключевой размерной цепи механизма.

Попробуем изменить конструкцию внешнего контура штокового подшипника (рис. 2). Выполним его в виде прямоугольного элемента и поместим в эквивалентное прямоугольное отверстие корпуса ползуна с таким расчетом, чтобы стороны прямоугольного элемента перпендикулярные оси цилиндров садились по скользящей (без зазора) посадке, а по сторонам, параллельным направляющим, имели бы небольшой ход перекладки в пределах заданного размера σ . В итоге находим, что получен статически определимый БСМ, нечувствительный к отклонениям теплового и напряженно-деформированного состояния двигателя.

Читатель, знакомый с работой [2], тут же скажет - но ведь это означает отказ от необходимости иметь исходный отрицательный натяг для пары "ползун - направляющая", который в [2] задавался разницей в размерах звеньев по условию $AC = CB < OC$. Правильно, создание отрицательного натяга в данной интерпретации бесшатунного механизма уже не имеет прежнего смысла, но условие $AC = CB < OC$ полезно сохранить по причине, которая будет разъяснена ниже.

Посмотрим, как будет работать БСМ с дополнительной степенью свободы (рис. 2). При подходе к ВМТ введенный нами прямоугольный элемент штокового подшипника A прижат силой от реактивного момента к левой стенке корпуса ползуна и через него к поверхности левой направляющей. После ВМТ с началом движения штока вниз примерно до угла поворота вала $\alpha = 45^\circ$ прямоугольный элемент штокового подшипника A остается прижатым к стенке корпуса ползуна, передавая через него на левую направляющую все ту же боковую силу от реактивного момента двигателя. Далее, после $\alpha = 45^\circ$ он отходит от левого контакта с корпусом ползуна (боковую нагрузку принимает на себя ползун B смежного цилиндра) и при дальнейшем движении его центр (совпадающий с центром штоковой шейки) пересекает центральную ось двигателя O на угле поворота вала $\alpha = 90^\circ$, а затем плавно смещается к правой стенке корпуса ползуна, нагрузочный контакт с которой наступает примерно на угле поворота вала $\alpha = 135^\circ$. С этого момента и до НМТ ($\alpha = 180^\circ$) боковую нагрузку от силы реактивного момента воспринимает уже правая направляющая. С началом движения штока от ВМТ нижнего цилиндра процесс повторяется в обратной последовательности.

Итак, встроенная нами в БСМ дополнительная степень свободы предполагает, что все боковые перемещения прямоугольного элемента штокового подшипника осуществляются в пределах хода перекладки σ , предусмотренного конструкцией узла. Это также означает, что единая размерная цепь, объединявшая ранее поступательно движущиеся и вращательные звенья механизма, разрывается на два самостоятельных участка. При этом на участке размерной цепи с поступательно движущимися элементами появляется возможность назначать зазор в паре "ползун - направляющая" минимальным, что практически, из-за необходимости двойного расширения полей допусков в зазорах размерной цепи, не получилось сделать в бесшатунном механизме двигателя ОМ-127РН, созданного под руководством Сергея Степановича Баландина. В нашем же случае для цилиндров двухстороннего действия зазор в паре "ползун - направляющая" уже несложно выполнить меньше зазора в паре "шток - втулка штока". Эта мера предотвращает так называемое "разбивание" втулки штока поперечными циклическими нагрузками, которые на самом деле должны полностью восприниматься направляющими ползун. Зазор в паре "поршень - гильза цилиндра" при этих условиях останется больше зазора в паре "шток - втулка штока", а значит и больше зазора пары "ползун - направляющая".

В двигателе с цилиндром одностороннего действия справедлив аналогичный подход с той лишь разницей, что здесь нет пары движения "шток - втулка штока". Если есть опасения относительно малых неконтролируемых монтажных и тепловых угловых наклонов оси цилиндра, то их влияние можно нейтрализовать сохранением пальца в поршне, который для этого варианта лучше развернуть на 90° по отношению к его положению в двигателях с КШМ. Второй вариант - разворот каждого пальца связанной пары поршней на 45° от продольной оси двигателя (например, по часовой стрелке) так, чтобы при виде сверху они оказались перпендикулярными по отношению друг к другу.

В схеме БСМ без ползун (схема Ч.А. Парсонса) пальцы поршней должны оставаться в таком же положении, как в обычном двигателе с КШМ. Роль ползун остается за тронками поршней, каждый из которых передает через свой палец на поверхность цилиндра половину боковой нагрузки от реактивного момента двигателя. Возвращение в этой схеме БСМ боковой нагрузки на поршни не должно вызывать разочарований, т.к. почти 3/4 своего полного хода они проходят разгруженными от реактивного момента. Его принимает на себя пара поршней смежных цилиндров. Это значит что, в 4-цилиндровом крестообразном БСМ за время полного рабочего хода в одном цилиндре (половина оборота вала) реактивный момент двигателя попарной эстафетой передается тронками всех четырех поршней, причем на участках с малой скоростью движения (эпюры на рис. 2), где потери от сил сопротивления движению невелики.

В перечисленных вариантах связанные группы поступательно движущихся деталей сохраняют свойства статически определимой системы, что имеет принципиальное значение.

Теперь вернемся к условию соотношения размеров звеньев $AC = CB < OC$ (рис. 1,а) на части размерной цепи, включающей вращательные звенья механизма. Если в работе [2] этому требованию отводилась ведущая роль в исключении возможности заклинивания БСМ путем приближения его свойств к статически определимой системе при помощи создания исходного отрицательного натяга между ползуном и направляющей, то здесь выбор соотношения $AC = CB < OC$ позволяет решить другую задачу - улучшить динамические характеристики бесшатунного механизма. Найдя соотношение между разностью в размерах основных звеньев $\sigma = AC - OC = CB - OC$ и значением хода перекладки σ , можно задать угол α поворота вала двигателя, вблизи которого наступит момент передачи боковой нагрузки от ползуна рабоче-

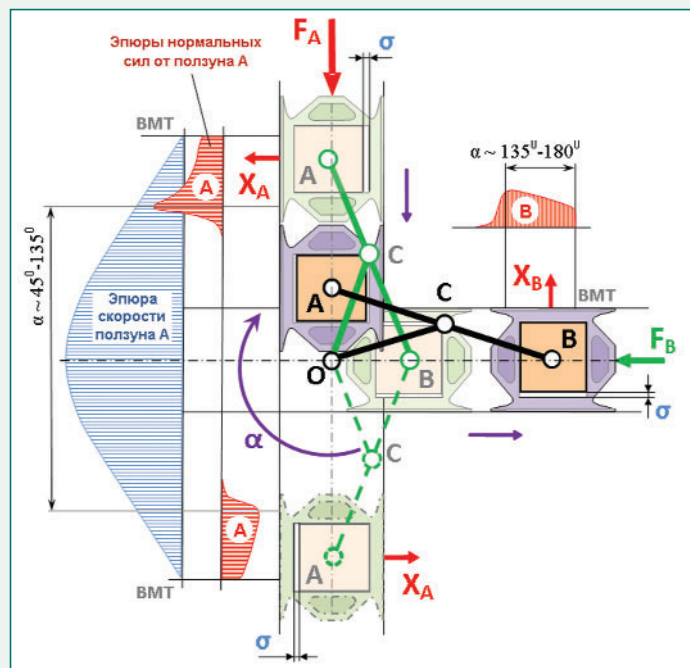


Рис. 2. Бесшатунный механизм с дополнительной степенью свободы в направлении, перпендикулярном оси цилиндров (избыточные связи отсутствуют), σ - рабочий ход перекладки прямоугольного элемента в корпусе ползуна

го цилиндра к ползуну смежного цилиндра, совершающего такт сжатия или вытеснения рабочего тела.

Чем это выгодно? В классическом бесшатунном механизме С.С. Баландина ([1] рис. 9, стр. 13) момент передачи боковой нагрузки через балку ACB с рабочего ползуна на ползун смежного цилиндра происходит на угле около 45° . При подходе к этому углу боковая сила достигает значений, превышающих аналогичную боковую силу, действующую в двигателях с КШМ, где шатун, например, с характерным отношением $\lambda = L/S = 1,7$ (L - длина шатуна; S - ход поршня) отклоняется от вертикальной оси только на 16° . Поэтому в БСМ желательно уменьшать угол начала передачи боковой нагрузки между ползунами. В то же время этот угол не должен быть слишком малым, т.к. начало контакта смежного ползуна с направляющей будет смещаться в зону более высоких нормальных сил и поступательных скоростей. Где же "золотая середина"? Вот тут-то разница в номинальных размерах звеньев механизма $\delta = AC - OC = CB - OC$ (рис. 1,а) начинает играть свою новую роль. По результатам расчетов, момент передачи боковой нагрузки с рабочего ползуна на ползун смежного цилиндра наступит на угле около 35° , если ход перекладки будет равен $\sigma = 2(\delta + 2\delta) = 6\delta$, а $\delta = 0,002S$. В таблице приведены возможные значения σ и δ , рассчитанные для различных значений полного хода поршня S .

$S, \text{мм}$	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
$\delta, \text{мм}$	0,12	0,14	0,16	0,18	0,20	0,22	0,24	0,26	0,28	0,30	0,32	0,34	0,36
$\sigma, \text{мм}$	0,72	0,84	0,96	1,08	1,20	1,32	1,44	1,56	1,68	1,80	1,92	2,04	2,16

Как видно из данных таблицы, ход перекладки σ в паре "корпус ползуна - прямоугольный элемент" при тройном увеличении хода поршня S (60...180 мм) изменяется в пределах долей нескольких миллиметров (0,72...2,16 мм). Для всех расчетных значений S и вплоть до предельных оборотов двигателя обеспечивается плавная перекладка прямоугольного элемента со скоростями посадки его боковых граней на контактную поверхность менее 0,15 м/с. На таких скоростях посадки контактная пара работает безударно и бесшумно даже в условиях отсутствия подстилающего слоя смазки.

Важно понимать, что дополнительная степень свободы, обеспеченная описанным конструктивным решением, не изменяет особенностей общей кинематики БСМ. Выбрав же условие $\delta = 0,002S$, мы добиваемся более раннего (на угле около 35° , вместо 45°) момента снятия реактивной нагрузки с бокового контакта ползуна рабочего цилиндра и передачи её на боковой контакт смежного ползуна. Оба ползуна, к тому же, могут испытывать противоположное по знаку боковое разгружающее воздействие от сил сопротивления сжатию рабочего тела в смежном цилиндре (2-тактный цикл или 4-тактный цикл с цилиндрами двойного действия).

Ничего не мешает принять для размеров звеньев и классическое условие $AC = CB = OC$ ($\delta = 0$), не обращая особого внимания (в пределах установленных допусков) на вероятностный разброс номинальных размеров звеньев и зазоров в сочленениях. Требуется только сохранить требуемое значение хода перекладки σ , близкое к приведенному в таблице для соответствующего S . Тогда момент передачи нагрузки между ползунами смежных цилиндров сохранится на угле поворота вала около 45° , а ход перекладки σ обеспечит компенсацию фактических отклонений как со стороны участка поступательно движущихся деталей (отклонения общей оси направляющих), так и со стороны вращательных звеньев БСМ.

Конструктору остается остановить свой выбор на одном из предложенных вариантов. Каждый из них обеспечивает воспроизводимость результатов сборки узлов двигателя в производстве по допускам и посадкам, применяемым на заводах общего машиностроения, и гарантирует его длительную работоспособность с учетом факторов износа сопрягаемых пар.

В процессе сборки на углах поворота вала $0^\circ, 90^\circ, 180^\circ$ и 270° контролю подлежат значение хода перекладки σ и размер δ в паре "корпус ползуна - прямоугольный элемент".

В конструкции с $\delta > 0$ для перечисленных углов поворота вала замеренный зазор с одной стороны прямоугольного элемента будет близок к значению $\sigma/2 - \delta$, а с другой к $\sigma/2 + \delta$.

Когда же реализовано условие $\delta = 0$, то для перечисленных углов поворота вала зазор, замеренный слева и справа от прямоугольного элемента, будет близок к значению $\sigma/2$.

Обобщим полученные результаты:

1. Дополнительную степень свободы в БСМ необходимо вводить между гранями штокового подшипника и внутренними сопрягаемыми поверхностями корпуса ползуна с подвижностью в направлении перпендикулярном оси цилиндра, т.к. именно на этом направлении при каждом такте движения происходит прямая и обратная выборка зазора замыкающего звена ключевой размерной цепи.

2. Внешний контур штокового подшипника рационально выполнять в виде прямоугольного элемента, помещенного в эквивалентное прямоугольное отверстие корпуса ползуна с таким расчетом, чтобы стороны прямоугольного элемента, перпендикулярные оси цилиндра, садились по скользящей посадке (без зазора), а стороны, параллельные направляющим, имели бы рабочий ход перекладки в пределах заданного размера σ .

3. В БСМ с дополнительной степенью свободы единая ключевая размерная цепь разбивается на два самостоятельных участка - участок поступательно движущихся элементов и участок вращательных звеньев механизма, что позволяет оптимизировать поля допусков на размеры в каждом из них исходя из местных требований к сопрягаемым парам движения.

4. Момент передачи боковой нагрузки от ползуна поршня, совершающего рабочий ход от ВМТ, на ползун смежного цилиндра будет происходить на угле α поворота вала двигателя около 35° , если величина хода перекладки σ удовлетворяет условию $\sigma = 6\delta$, а разница между номинальными размерами основных звеньев механизма соответствует соотношению $\delta = 0,002S$.

5. Чтобы в БСМ с дополнительной степенью свободы момент передачи нагрузки между ползунами смежных цилиндров остался на угле α около 45° , достаточно сохранить значение хода перекладки σ , близкое к указанному в таблице для соответствующего хода поршня S и назначить параметр $\delta = 0$.

6. В рассмотренных расчетных случаях и вплоть до предельных оборотов двигателя скорость посадки граней прямоугольного элемента на контактную поверхность не превышает 0,15 м/с, что обеспечивает безударную и бесшумную работу контактной пары.

Вывод:

Дополнительная степень свободы БСМ, вводимая подвижностью граней внешнего контура штокового подшипника относительно внутренних сопрягаемых поверхностей корпуса ползуна в направлении перпендикулярном оси цилиндра, позволяет устранить нагрузочные неопределенности механизма, обусловленные погрешностями взаимного положения его звеньев между собой и по отношению к общей оси направляющих. **□**

Литература

- С.С. Баландин. Бесшатунные двигатели внутреннего сгорания. М. Машиностроение. 1972 г.
- В.А. Ворогушин. Устранение эффекта клиннения в бесшатунном механизме С.С. Баландина // Автомобильная промышленность. №1 2009 г.
- В.А. Ворогушин. Новые бесшатунные механизмы для поршневых машин // Двигатель. №6 2010 г.
- Е.П. Голубков. Авиационные бесшатунные двигатели внутреннего сгорания. Информационная записка. М. 2009г. Рег. № 16207 РАО 155стр. 05.02.2010 г.
- И.П. Седунов. Конструктивный анализ бесшатунных двигателей Баландина и пути их совершенствования // Двигателестроение №3 1998 г. и №1 2000 г. ЦНИИДИ.
- В.Н. Симонов, С.С. Сурак. Размерные цепи бесшатунного механизма ДВС С.С. Баландина. Анализ работоспособности механизма // Грузовик. №10 2008 г.



ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИЯ И УСТАНОВКА ПОЛУЧЕНИЯ ВОДОТОПЛИВНОЙ ЭМУЛЬСИИ ДЛЯ ДИЗЕЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ЗАО "НПО "Аркон":

Николай Николаевич Коленко, генеральный директор
Юрий Иванович Духанин, ведущий научный сотрудник
Евгений Иванович Панов, научный сотрудник

Исследования в области усовершенствования производства и применения углеводородных топлив давно и интенсивно проводятся во всем мире. Среди множества вариантов решения этой задачи, включая разработку новых типов двигателей и перехода на альтернативные виды топлива, одним из перспективных направлений является использование водосодержащих топлив в виде топливных эмульсий (ВТЭ).

Идея использовать воду для двигателей внутреннего сгорания (ДВС) возникла более 100 лет назад, если вести отсчет от первого патента на применение воды в двигателях, полученного Н. Отто, создателем цикла поршневого двигателя с принудительным воспламенением. В 20-е годы прошлого века воду в поршневые двигатели вводил знаменитый инженер Гарри Рикардо, в 30-х тракторы с карбюраторными двигателями прекрасно работали на водокеросиновых смесях, при этом в карбюраторах были выполнены две камеры: одна - для подачи топлива, другая - для подачи воды. В 40-х и 50-х годах известный советский конструктор академик А.А. Микулин исследовал впрыск воды в авиационные моторы, а д.т.н. И.Л. Варшавский создал уникальную по тем временам методику, в которой показал, что антидетонационный эффект водной добавки связан не только со снижением температуры рабочего процесса, но и с непосредственным участием воды в процессе горения в цилиндре двигателя.

Начиная с середины 70-х годов на высоком научном уровне проводятся работы по способам получения и применения ВТЭ, комплексной стендовой отработке применения ВТЭ для различных типов двигателей и практического внедрения полученных результатов в Днепропетровском национальном университете, Тамбовском государственном техническом университете, Новосибирской государственной академии водного транспорта и, особенно, в Санкт-Петербургском государственном технологическом институте в сотрудничестве с Военной академией тыла и транспорта (ВАТТ) и Балтийским морским пароходством.

Коммерческие установки получения ВТЭ появились более сорока пяти лет назад и до 1992 года вкладывались большие инвестиции как в НИОКР, так и во внедрение технологий и установок ВТЭ в судовые дизельные установки речного и морского транспорта, котельные установки. В период с 1990 по 2005 гг. из-за ряда объективных экономических причин произошел серьезный спад в НИОКР, производстве и сфере продаж на рынке установок получения ВТЭ для дизельных энергетических установок. Однако в 2005-2010 годы в связи с резким подорожанием дизельного топлива и ужесточением экологических требований резко увеличился рост инвестиций в эту отрасль, оживился рыночный спрос на бытовые и промышленные установки получения ВТЭ. Достаточно отметить, что в Японии и Китае работы по ВТЭ включены в государственные энергетические программы.

В результате проведения большого объема многолетних научных разработок, экспериментальных исследований и анализа материалов практической эксплуатации установлено, что вода в качестве добавки к топливу позволяет:

- увеличить детонационную стойкость особенно низкооктановых моторных топлив;
- уменьшить до 10 % удельный расход топлива на отдельных режимах работы двигателя;
- до 60 % сократить выброс вредных продуктов в отходящих газах;
- повысить долговечность работы и продлить в полтора раза срок службы двигателей.

Кроме того, как показали многочисленные опыты, для приготовления ВТЭ можно использовать обычную техническую воду без специальной химической обработки.

При этом переход ДВС на работу с безводного топлива на ВТЭ при соблюдении определенных правил эксплуатации, как отмечается в публикациях, не оказывает никакого негативного влияния на работоспособность оборудования топливной системы (топливных насосов, форсунок, фильтров) и увеличивает срок службы поршневой и клапанной групп двигателя.

Хорошие смазочные свойства ВТЭ объясняются тем, что частички воды микронных размеров находятся в "топливных оболочках" и не вступают в контакт с металлическими поверхностями оборудования топливной системы. Кроме того, такие частички ВТЭ свободно проходят поры топливных фильтров, не вызывая проблем фильтрации топлива.

Очень схожие результаты получены при комплексных стендовых испытаниях двигателя ЯМЗ-238 на эмульсии состава: дизельное топливо Л-0,2-40 ГОСТ 305-82 - 79 %, вода - 20 %, ПАВ-АМДМ-0,8 - 1 %. Стендовые испытания проводились на скоростном и нагрузочном режимах работы двигателя и были организованы на базе Государственного технологического института в Санкт-Петербурге.

Все перечисленные выше преимущества объясняются тем, что водотопливная эмульсия является особым видом топлива, качественно и количественно изменяющего процесс горения. Содержащиеся в топливе высокодисперсные частицы водной фазы при прогреве в цилиндре превращаются в паровые пузырьки, мгновенно дробящие топливные капли на мельчайшие частицы, которые быстрее прогреваются и интенсивнее взаимодействуют вначале с кислородом, образующимся в результате диссоциации воды, воспламеняются и, перемешиваясь с кислородом воздушного заряда, ускоренно сгорают.

К настоящему времени в отечественной и зарубежной практике сложились два конкурирующих направления получения и использования ВТЭ в ДВС.

Первый метод почти не требует переделки топливной системы

двигателя, но для предотвращения расслоения ВТЭ из-за низкой кинематической стабильности эмульсии требуется добавка специально подобранных поверхностно-активных веществ (ПАВ), применение которых минимизирует преимущества от использования ВТЭ, увеличивает выброс вредных веществ, а в некоторых случаях может привести даже к отказам в работе двигателя.

Серьезным недостатком является возможность замерзания воды в зимнее время эксплуатации.

Этот метод получения ВТЭ с применением дорогостоящих эмульгаторов наиболее широко используется в Китае и Японии. Так, например, японские исследователи из университета Канагава (Kanagawa University) работают над созданием нового супер-эмульгированного топлива с помощью гидрофильных наночастиц (см. <http://www.greencarcongress.com/2006/10/kanagawa-univer.html>).

Проведенные испытания этого топлива на 30-тонном грузовике показали сокращение выбросов вредных веществ и снижение расхода топлива на 10...15 %, при этом испытывались два типа вододизельной смеси с содержанием воды 30 % и 35 %. В тоже время необходимо отметить, что снижение стоимости специального эмульгатора не менее сложная задача, чем его изготовление.

Второе направление - получение ВТЭ непосредственно на дизельных установках посредством автономных водотопливных систем. Эмульгирование ВТЭ на борту автомобиля требует существенного усложнения топливоподающей аппаратуры, так как образование ВТЭ осуществляют с помощью специальных автономных установок с диспергаторами кавитационного, гидродинамического, ультразвукового типов, что требует пространства и места для их компоновки, усложняет эксплуатацию и стоимость ДВС. Серьезным недостатком является возможность замерзания воды в зимнее время эксплуатации. В тоже время, это направление в России считается более перспективным и продвигается фирмами ЗАО "Инновационное ОКБМ", НТП "Промбиофит". Компания ООО "Авто Урал" изготавливает установки приготовления ВТЭ типа ИСУ-7 и ИСУ-8 для дизельных двигателей мощностью более 1600 кВт.

Корпорация MAN B&W установила и эксплуатирует на круизных судах с двигателями нового поколения 48/60IS и 58/60IS более двухсот установок получения ВТЭ с гидродинамическими и ультразвуковыми устройствами.

Корпорация Thames Petroleum после установки гомогенизатора для приготовления ВТЭ на сухогрузе Canelo Arrow, установила их затем на более чем ста судах.

Приведенные примеры свидетельствуют о широком применении ВТЭ как в целях снижения выброса вредных примесей в отходящих газах, так и для повышения эффективности использования топлива и его экономии.

Отмеченные технические недостатки явились препятствиями на пути широкого практического внедрения ВТЭ в дизельных энергетических установках.

Изучив накопленный опыт по способам и устройствам получения водотопливных эмульсий, проведя широкий поиск и анализ патентной и технической информации научно-производственное предприятие ЗАО "НПО АРКОН" приступило к разработке водотопливной системы для стационарных и транспортных дизельных энергетических установок мощностью от 50 л.с. до 500 с получением водотопливной эмульсии без использования эмульгатора и непосредственно на самой установке, не разрушая при этом штатной топливной системы. Кроме того, из всех типов двигателей внутреннего сгорания выбор на двигателе, работающем по циклу Дизеля, был остановлен по следующим соображениям:

- мировым ростом производства дизельных двигателей для судов, тепловозов, тракторов и автомобилей;
- существенным подорожанием дизельного топлива;
- возможностью применить в установке получения ВТЭ идентичные топливные насосы, применяемых в дизельных топливных системах.

В ЗАО "НПО АРКОН" было найдено техническое решение, позволяющее получить ВТЭ на борту стационарных и транспорт-

ных дизельных агрегатов без применения ПАВ и специальных установок с гарантированной работоспособностью в зимнее время.

Инновационность решения заключается в том, что процесс диспергации ВТЭ осуществляется с помощью штатного оборудования топливной системы и физических процессов, возникающих в системе впрыска дизельного двигателя, а дозирование воды для получения ВТЭ с требуемой концентрацией воды производится с помощью универсального комбинированного регулятора, встраиваемого в топливную систему ДВС.

Согласно предложенному способу, эмульсия образуется при прохождении воды и топлива от своих баков до форсунки. Вначале происходит механическое смешивание и грубое диспергирование в подкачивающем насосе топливной системы двигателя. Далее смесь подвергается более тонкому диспергированию в топливном насосе высокого давления (ТНВД). И, наконец, в топливной магистрали высокого давления от ТНВД до форсунки, где за счет энергии ударных волн, возникающих в момент открытия и закрытия форсунки, получается мелкодисперсная эмульсия, которая впрыскивается и сгорает в цилиндре двигателя. При этом интенсифицируется процесс сгорания и снижается выброс вредных веществ.

Для этого способа были найдены простые решения по организации системы подачи и дозирования воды для получения ВТЭ требуемого состава и автоматического его поддержания в широком диапазоне изменения нагрузки двигателя от холостого хода до режима максимальной нагрузки.

Соединение указанных нетрадиционных решений позволило приступить к созданию надежной, простой и автоматизированной системы ВТЭ, легко встраиваемой в любую топливную систему как современных, так и ранее выпущенных и эксплуатируемых дизельных ДВС независимо от области их использования. Это также дало возможность приступить и к решению второй, не менее важной проблемы - обеспечению работоспособности предлагаемой системы в любое время года. Инновационность предлагаемого технического решения подтверждается тем, что проведенный анализ технической и патентной информации по водотопливной тематике показал отсутствие идентичного аналога, и более того, предлагаемый способ и установка защищены патентами РФ 247028, 2470176, 2569779.

В ЗАО "НПО АРКОН" на базе дизель-генератора DX-3000 с дизельным двигателем L48 мощностью 4,5 кВт был создан стенд для испытания и отработки установок получения ВТЭ. На стенде были проведены сравнительные испытания работы дизельного двигателя на ВТЭ, получаемой с помощью автономной установки с гидродинамическим диспергатором, и на ВТЭ с использованием в качестве диспергатора штатного оборудования топливной системы дизельного двигателя L48. Идентичные режимные испытания с замером мощности двигателя, состава и дисперсности эмульсии, расхода топлива и воды, температуры отходящих газов и сажевых отложений показали, что в обоих случаях режим работы дизель-генератора остается устойчивым и стабильным на ВТЭ с содержанием воды от 5 % до 30 %. В испытаниях были зафиксированы снижение расхода топлива от 10 % до 20 %, увеличение в 1,5...2,0 раза времени непрерывной работы по сравнению с паспортными данными, снижение температуры отходящих газов на 10...15 °С, сокращение выброса сажи на 40...50 %.

Результаты испытаний подтвердили преимущества и перспективность предложенного способа получения ВТЭ на базе штатной топливной системы, но в тоже время выявили недостатки в системе подачи и дозирования воды, которое осуществлялось изменением давления воды перед расходной дюзой путём изменения производительности водяного насоса по сигналу из системы контроля расхода топлива. (Подробная информация об установках получения ВТЭ конструкции ЗАО "НПО АРКОН" дана в журнале "Двигатель" № 1 за 2013 г.).

Далее была разработана и изготовлена модернизированная система подачи и регулирования воды, в которой вместо насоса в контуре подачи воды использовался электромагнитный пропорциональный регулирующий клапан с преобразователем компании

Burkert и были проведены стендовые испытания установки получения ВТЭ с модернизированной системой подачи воды, которые подтвердили повышение надежности и качества регулирования. Но высокая стоимость импортного оборудования, счётчика топлива фирмы "Дарконт", регулирующего клапана фирмы Burkert и электронного блока управления заставила искать принципиально новые решения по системе подачи и дозирования воды.

В результате была предложена, разработана, изготовлена и прошла стендовые испытания установка получения ВТЭ, базирующаяся на использовании штатного оборудования топливной системы дизельного двигателя для диспергирования ВТЭ, но с принципиально новым решением подачи и дозирования с помощью оригинальной конструкции комбинированного регулятора, на который был получен патент 2673025.

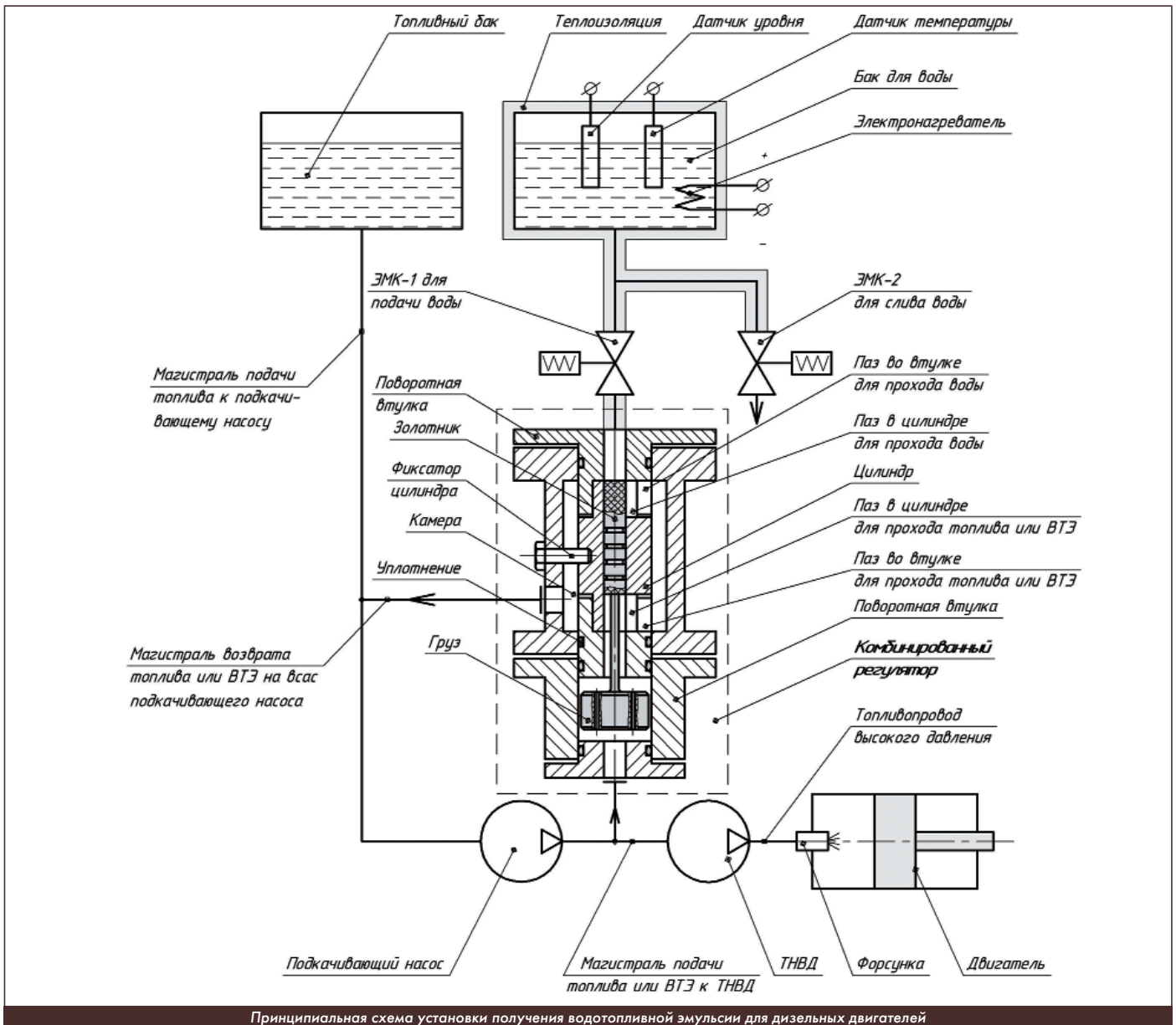
Описание базовой технологии получения ВТЭ с новой системой подачи и дозирования воды поясняется принципиальной схемой установки получения водотопливной эмульсии для дизельных двигателей.

В зависимости от нагрузки режим работы двигателя может меняться в широком диапазоне от режима холостого хода до режима максимальной нагрузки. Как известно, любое изменение мощности двигателя сопровождается изменением расхода топлива, отбираемого топливным насосом высокого давления (ТНВД). Поэтому, зная закон изменения расхода топлива от мощности двигателя и крутящего момента можно организовать систему подачи и дозирования воды для получения ВТЭ оптимального состава, а не-

обходимое качество (дисперсность) ВТЭ обеспечить за счет штатного насосного оборудования и физических свойств топливной системы любого ранее выпускавшегося или современного дизельного двигателя, не создавая для этого специальных систем и установок получения ВТЭ, как это делается до сих пор в отечественной и зарубежной практике.

В качестве такого устройства, позволяющего получить оптимальную концентрацию воды в ВТЭ в зависимости от режима работы двигателя, служит универсальный комбинированный регулятор, который соединяет две взаимосвязанные технологические функции: прямое регулирование расхода воды и косвенный контроль расхода топлива поддержанием заданного значения давления после подкачивающего насоса в топливоподающей системе ДВС.

Физически это достигается изменением положения золотника в цилиндре, которое приводит к изменению площади пазов для прохода топлива (ВТЭ) и воды. Начальная площадь выставляется заранее под конкретный тип дизельного двигателя путём поворота паза во втулке относительно пазов в цилиндре. Такое техническое решение делает конструкцию регулятора универсальной и позволяет встраивать его в любую топливную систему стационарного и транспортного средства, производить отстройку, а также в случае необходимости корректировать работу регулятора в условиях эксплуатации дизельного агрегата в широком диапазоне изменения мощности от 50 до 5000 кВт. В настоящее время в современных отечественных и зарубежных системах для получения ВТЭ создаётся новая установка в зависимости от мощности дизельного двигателя.



Принципиальная схема установки получения водотопливной эмульсии для дизельных двигателей

Вначале, для лучшего понимания предлагаемой технологии получения ВТЭ, рассмотрим более подробно алгоритм работы комбинированного регулятора на чистом топливе без подачи воды. Пуск и останов ДВС производят на дизельном топливе, при этом, как известно, первой включается система подачи топлива. В этом случае, часть топлива, примерно 5...10 %, необходимая для работы двигателя в режиме холостого хода, отбирается ТНВД из системы топливоподачи после подкачивающего насоса для работы двигателя, а остальная байпасируется через регулятор, который в этом случае выполняет только функцию поддержания давления после подкачивающего насоса, которое определяется отношением массы груза к площади золотника. Расход топлива проходит под постоянным перепадом давления через открытое золотником сечение паза в цилиндре, поступает в камеру и далее на всас подкачивающего насоса, где соединяется с расходом топлива, поступающим из топливного бака в количестве равном расходу, отбираемому для работы двигателя в режиме холостого хода.

При увеличении нагрузки на двигатель расход топлива, отбираемый после подкачивающего насоса из топливоподающей системы ТНВД, соответственно возрастает, при этом золотник в цилиндре опускается вниз и занимает новое положение, при котором проходное сечение паза уменьшается на соответствующую величину, так чтобы давление после насоса осталось неизменным. Количество байпасируемого топлива, возвращающегося через регулятор на всас подкачивающего насоса, уменьшается, а доля топлива, подаваемого из топливного бака на всас насоса, увеличивается.

При уменьшении нагрузки на двигатель происходит обратная отработка, при этом, как не трудно заметить, любое изменение положения золотника в цилиндре в это же время сопровождается изменением площади проходного сечения паза и в цилиндре со стороны подачи воды. Изменение работы двигателя в ту или иную сторону от установившегося режима работы всегда будет сопровождаться реакцией золотника в цилиндре регулятора, который займет положение, обеспечивающее стабильность давления ВТЭ после подкачивающего насоса и корректировку расхода воды для образования оптимального состава ВТЭ.

Особо хотелось бы подчеркнуть, что выполняя функцию поддержания давления, регулятор косвенно выполняет роль расходомера топлива, затрачиваемого на работу ДВС в зависимости от нагрузки, что, в конце концов, и позволяет организовать необходимый закон подачи воды для образования ВТЭ оптимального состава.

Переход работы двигателя на ВТЭ происходит по команде персонала и осуществляется автоматически при условии, что уровень воды в баке больше минимального и её температура выше 5 °С. В этом случае открывается электромагнитный клапан, и вода из бака поступает на регулятор, где под постоянным перепадом давления через свободную площадь паза в цилиндре поступает в камеру, где соединяется с потоком топлива, поступающим через открытую золотником площадь паза в цилиндре для прохода топлива, при этом расход воды сразу будет подаваться в количестве, требуемом для получения состава ВТЭ, соответствующего текущей нагрузке двигателя. Образовавшаяся водотопливная смесь поступает на всас подкачивающего насоса, где соединяется с расходом дизельного топлива, поступающего из топливного бака.

В подкачивающем механическом насосе происходит первая стадия диспергирования свежих порций дизельного топлива и части эмульсии, возвращаемой после регулятора. В результате за подкачивающим насосом образуется крупнодисперсная эмульсия требуемого состава, из которой часть возвращается через регу-

лятор на всас насоса с добавленной порцией воды, а часть эмульсии отбирается ТНВД, где процесс диспергации эмульсии продолжается и заканчивается в топливопроводе высокого давления под действием ударных волн, возникающих в момент срабатывания форсунки. В результате в цилиндр двигателя под высоким давлением впрыскивается ВТЭ в мелкодисперсном состоянии, обеспечивая высокое качество и полноту сгорания топлива в широком диапазоне изменения нагрузки двигателя от холостого хода до режима максимальной нагрузки.


Напомним, что улучшение качества сгорания объясняется тем, что при попадании в область высокой температуры в цилиндре двигателя в частицах ВТЭ происходят микровзрывы, обусловленные большой разницей температур кипения топлива (200...360 °С) и воды. Капли воды, дисперсность которых составляет 1...10 мкм, взрываясь, разрывают топливо на множество мелких частиц, образуя "вторичный распыл". Кроме того, вода является катализатором горения, особенно для углерода (сажи), что также повышает полноту сгорания топлива.

Перед остановкой двигателя вначале прекращается подача воды, и он в течение 1,5-2 мин. продолжает работу на дизельном топливе, после чего останавливается. При остановленном двигателе температура воды в баке поддерживается электронагревателем в течение заданного времени на уровне не ниже 5 °С, после чего автоматически сливается из бака и коммуникаций с помощью специального электромагнитного клапана. Кроме того, предполагается использовать теплоизоляцию водяной части системы. В баке с водой установлены датчики уровня и температуры.

Проведенные испытания инновационной технологии получения ВТЭ подтвердили, что описанный алгоритм работы позволяет осуществить автоматическую работу установки получения ВТЭ в широком диапазоне изменения режима работы двигателя с получением и поддержанием оптимального состава ВТЭ и обеспечить работу в условиях низких температур. Кроме того, установка получения ВТЭ по принципу, схеме и алгоритму автоматической работы может быть встроена в любую систему впрыска современного дизельного двигателя, как с рядным топливным насосом высокого давления, так и в системах, использующих насос-форсунки, либо в аккумуляторных системах впрыска.

Предложенная технология и установка получения ВТЭ являются перспективным направлением, способствующим решению актуальной задачи по энергосбережению и экологической безопасности. Известно, что в России в год сжигается более 200 млн т дизельного топлива, при этом в окружающую среду выделяется порядка 30 млн т вредных веществ. Переход на ВТЭ даже при 1,5 % экономии топлива позволит сберечь 3 млн т дизельного топлива в год и уменьшить вредные выбросы на 10...15 млн т.

Кроме того, предложенный способ использования ВТЭ позволяет продлить сроки службы старых дизельных установок мощностью от 500 до 5000 кВт. По мнению многих экспертов, переход на ВТЭ является единственным приемлемым решением по экономии топлива и пролонгации срока службы морских и речных судов без покупки новых дизельных агрегатов.

Выполненные технико-экономические расчеты показали, что стоимость предлагаемой системы получения ВТЭ в зависимости от мощности дизельного двигателя составляет примерно 80 - 100 тыс. рублей, что в 5...10 раз меньше стоимости имеющихся сейчас на рынке установок для получения ВТЭ. Срок окупаемости разработанной системы благодаря сокращению текущих эксплуатационных затрат составляет от трех до шести месяцев. Необходимо отметить, что предложенная технология и установка получения водотопливной эмульсии получила грант в Сколково. 

Литература

1. Краткий автомобильный справочник. Автотрансиздат, 1959 г.
2. Двигатели внутреннего сгорания. Под редакцией Орлина А.С., Круглова М.Г., Москва, "Машиностроение", 1983 г.
3. Системы впрыска бензина. Росс Твег, издательство "За рулем", 1997 г.
4. Водотопливные эмульсии в судовых дизелях. О.Н. Лебедев, В.А. Сомов, Ленинград, "Судостроение", 1988 г.
5. Перспективные топлива для автомобилей. Ф.В. Смаль, Е.Е. Арсенов, Москва, "Транспорт", 1973 г.
6. Водотопливные системы для дизельных энергетических установок. Ю.И. Духанин, Н.Н. Коленко // Двигатель, № 1, 2013 г.

АНЭРРОРИКА ОЦЕНКИ НАДЁЖНОСТИ И КАЧЕСТВА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ):
Аделя Юрьевна Бутова, старший преподаватель
Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н., профессор

Рассмотрены вопросы, связанные с исследованием возможности повышения надёжности и качества турбореактивных двухконтурных двигателей. Цель исследования – снижение погрешности их неразрушающего контроля. Результаты исследования показали и подтвердили возможность такого снижения автоматизацией систем обеспечения надёжности и качества авиационной техники.

The issues related to the study of the possibility of improving the reliability and quality of turbojet dual-circuit engines are considered. The purpose of the study is to reduce the error of their non-destructive testing. The results of the study showed and confirmed the possibility of such a decrease by automation of systems to ensure the reliability and quality of aviation equipment.

Ключевые слова: анэррорика, турбореактивные двухконтурные двигатели, контроль качества, компьютерное моделирование, программируемые логические интегральные схемы.

Keywords: unerroric, turbojet dual-circuit engines, quality control, computer modeling, programmable logic integrated circuits.

На сегодняшний день в рамках решения задачи импортозамещения авиационной техники (АТ) актуальна проблема повышения её надёжности и качества. Согласно пункту 3.1 раздела 3 "Термины, определения и сокращения" национального стандарта ГОСТ Р 58849-2020 "Авиационная техника гражданского назначения. ПОРЯДОК СОЗДАНИЯ. Основные положения", термин "авиационная техника" описывает "...создаваемые для гражданской авиации воздушные суда, авиационные двигатели, воздушные винты и предназначенные для установки на них составные части (компоненты и комплектующие изделия)..."

Стандартизация АТ представляет собой деятельность по установлению правил и характеристик в гражданской авиации с целью оперативного внедрения технологических новшеств в соответствии с требованиями стандартов менеджмента качества Международной организации по стандартизации ISO, а также национальных стандартов и Федеральных авиационных правил ФАП России и требований, изложенных в законе "О стандартизации в России" для усиления позиции отечественных авиакомпаний на внутреннем и внешнем рынке.

Цель такой стандартизации – повышение безопасности полёта летательных аппаратов (ЛА). Такими аппаратами принято называть аэростаты, дельтапланы, дроны и воздушные суда: вертолёты, дирижабли, планёры, самолёты и экранопланы.

Результаты анализа причин недавних аварий воздушных судов и авиационных катастроф в очередной раз актуализировали проблему надёжности АТ наряду с проблемой так называемого "человеческого фактора". Однако своевременная оценка надёжности АТ по результатам автоматического контроля её качества на соответствие требованиям стандартов, применяемых в гражданской авиации, может и должна обеспечивать безопасность полёта при профессиональной компетентности авиационного персонала. Для повышения безопасности полёта решается двуединая задача стандартизации АТ:

- разработка и применение программных моделей АТ для ужесточения контроля её качества в условиях серийного производства;
- разработка и применение программных моделей АТ для автоматического контроля качества её работы в различных условиях эксплуатации.

При стандартизации АТ такие модели можно и должно реализовывать на элементной базе микроэлектроники, используя методы и средства цифровой обработки результатов измерений и контроля.

Цель исследования – снижение погрешности неразрушающего контроля турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД). При исследовании применялись методы аппаратно-программного моделирования.

Теоретической основой исследования можно и должно считать методы компьютерной диагностики энергодвигательных установок [1].

Специфические особенности стандартизации АТ обусловлены необходимостью соответствия требований стандартов, применяемых в авиации, требованиям, которые устанавливают нормативно-правовые документы:

- Авиационные правила Межгосударственного авиационного комитета;
- нормы Международной организации гражданской авиации ICAO (International Civil Aviation Organization).

В настоящее время эта стандартизация проводится в условиях цифровой трансформации авиационной отрасли российской экономики и в рамках выполнения отечественной программы импортозамещения АТ из-за ужесточения антироссийских санкций. Импортозамещению такой техники способствует стандартизация авиационной промышленности. А конкурентоспособность и конкурентоспособность АТ российских производителей обеспечивает гармонизация ФАП России с авиационными правилами США FAR (Federal Aviation Regular) и Евросоюза JAR (Joint Aviation Requirements).

Характерными тенденциями развития стандартизации авиационной техники в Российской Федерации постепенно становятся:

- автоматизация контроля качества АТ в условиях серийного производства и автоматизация контроля качества её работы в разных условиях эксплуатации;
- гармонизация национальных и международных стандартов менеджмента качества продукции для нужд гражданской авиации;
- модернизация АТ в рамках выполнения отечественной программы её импортозамещения;
- роботизация систем контроля качества АТ в условиях серийного производства и роботизация систем управления ею при эксплуатации.

Все тенденции в той или иной мере обеспечивают возможность анэррорики контроля качества АТ и качества её работы, который совершенно необходим и вполне достаточен, чтобы своевременно оценивать надёжность такой техники в условиях серийного производства и последующей эксплуатации. Для реализации

этой возможности, при проведении стендовых испытаний в условиях серийного производства и при выполнении контрольных замеров её рабочих параметров в процессе эксплуатации, можно и должно создавать и развивать базы данных о результатах измерения значений контролируемых параметров АТ разных серий для сравнительной оценки её качества и надёжности. Разработка и применение многомерных программных моделей вероятностного распределения, измеренных значений рабочих параметров АТ, позволяют контролировать её техническое состояние сразу по нескольким параметрам. Совокупное использование таких моделей и баз данных способствует прогнозированию нежелательных изменений технического состояния АТ, даже в маловероятных, но возможных изменениях условий эксплуатации.

Наиболее востребованной элементной базой для аппаратно-программной реализации таких моделей до сих пор остаются цифровые сигнальные процессоры и программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС). Поэтому обеспечить анэррорию оценки надёжности и качества ТРДД можно и должно на ПЛИС [2-4].

Для экспериментального моделирования в рамках проведённого исследования использована и доработана компьютерная программа расчёта и анализа рабочих параметров ТРДД [5]. Эта программа позволяет вводить условия по температуре и давлению окружающего воздуха, отличные от международной стандартной атмосферы (МСА).

Рассмотренный алгоритм универсальной дроссельной характеристики реализован на ПЛИС. Программа состоит из нескольких блоков-процедур. Логическая схема её работы приведена на рисунке 1.

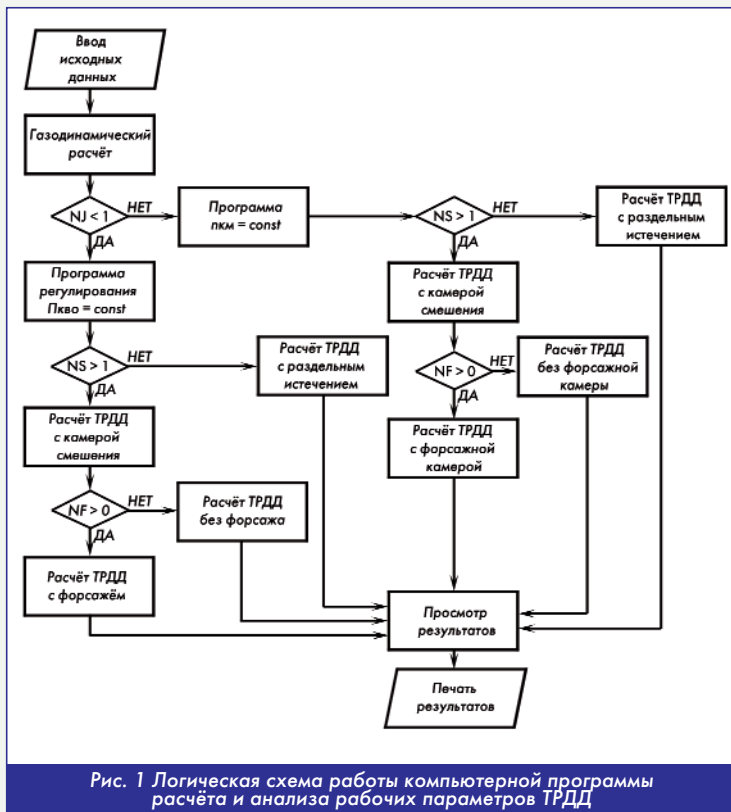


Рис. 1 Логическая схема работы компьютерной программы расчёта и анализа рабочих параметров ТРДД

Все процедуры сопоставлены друг с другом через блоки "субпроцедуры". Они последовательно отражают схему работы с вызовом соответствующих процедур - "subroutine". В процессе работы программы выдаются на печать промежуточные и результирующие параметры по режимам. Расчёт ТРДД начинается со "взлётно" режима и снижается до режима, соответствующего "полётному малому газу". В конце работы программы считается процедура расчёта параметров в крейсерском полёте, а также определяется расчётным путём тяга ТРДД с учётом наработки в эксплуатации в часах. Для крейсерского режима полётов производится расчёт коэффициентов влияния для линейной диагностической модели по процедуре

"COEFF1". Эти коэффициенты влияния входят в исходные матрицы линейной математической модели двигателя. Вводимые в программу параметры по условиям полёта, коэффициентам потерь, а также параметрам двигателя на расчётном "взлётном" земном режиме.

Для начала работы программы необходимо:

- ввести число вариантов расчёта;
- ввести в программу пять значений чисел M_n : 0, 0,3, 0,5, 0,75, 0,8;
- ввести высоты полёта, в метрах: 0, 2000, 4000, 8000, 11 000;
- ввести параметры двигателя на земном "расчётном" режиме: $p_{квд}^*$, $p_{квд}^*$, $p_{квд}^*$, m , $T_{г}^*$, R , NT , NS , NF , TF , 00,00. При $NT < 1$, программа регулирования $n_{квд} = \text{const}$ ($T_{г}^* = \text{const}$), $NT > 1$ - есть смещение потоков контуров, $NF < 1$ - двигатель с форсажем;
- ввести к.п.д. элементов двигателя: b_1 , b_2 , $h_{тнд}^*$, $h_{твд}^*$, $h_{в}^*$, $h_{квд}^*$, $s_{квд}$, $x_{квд}$, $s_{л}$, $g_{охл}$;
- ввести поправки температуры и давления к стандартной атмосфере: $DT_n = 0$, $DP_n = 0$ (или другие реальные отклонения);
- ввести коэффициенты для уравнения, вычисляющего частоту вращения ротора КВД, приведенную $n_{вд пр}$: AA1, AA2, AA3, AA4;
- ввести массив коэффициентов для вычисления тяги R в "крейсерском" режиме полёта, используя стандартный полёт при $H_n = 11000$, $M_n = 0,8$, МСА: $M_{п кр}$, $H_{п кр}$ в метрах, $n_{вд кр}$, $T_{н кр}$.

Тяга вычисляется для реальных условий полёта, т.е. для $H_n = 11000$, $M_n = 0,8$, $T_{н кр} = 216,6$ К, т.е. с отклонениями всех параметров полёта от стандартного крейсерского режима. При этом частота вращения ротора: $0,9n_{2ном} < n_2 < n_{2взл}$ - лежит ниже частоты "взлётно" режима, в окрестности точки: $n_{квд} = n_2$, $n_2 = 88$ % или $n_{квд} = n_2$, $n_2 = 89,5$ %.

Для условий земли считались "взлётные", а для крейсерского полёта - "номинальные" режимы работы двигателей для среднемагистральных и дальнемагистральных самолётов, так как именно эти режимы в дальнейшем используются для диагностики технического состояния ТРДД.

Заключение

Результаты исследования показали и подтвердили возможность анэррории оценки надёжности и качества ТРДД автоматизацией систем обеспечения надёжности и качества авиационной техники на основе компьютерного моделирования. Предложенная компьютерная программа позволила снизить погрешность контроля надёжности и качества ТРДД путём имитации условий по температуре и давлению окружающего воздуха, отличных от МСА. Применение этой программы обеспечило разработку программных моделей серийных ТРДД для ужесточения автоматического контроля их качества при производстве и эксплуатации.

Литература

1. Кочетков Ю.М., Бутова А.Ю. Газодинамические причины возникновения вибраций в турбонасосных агрегатах // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 3. С. 54-62.
2. Витязев В.В., Витязев С.В. Цифровые процессоры обработки сигналов TMS320C67x компании Texas Instruments. Рязань: РГПУ, 2007. - 112 с.
3. Стешенко В.Б. ПЛИС фирмы "ALTERA". Элементная база, система проектирования и языки описания аппаратуры. - М.: ДМК Пресс, 2016. - 576 с.
4. Косичкина Т.П., Сперанский В.С. Цифровые сигнальные процессоры и их применение в системах телекоммуникаций и электроники. - М.: Горячая Линия - Телеком, 2023. - 316 с.
5. Дворниченко В.В., Бутова А.Ю. Авиационные газотурбинные двигатели ТРДД и ТРДДФ для самолётов ГА и ВВС - программа-прогноз безотлагательного развития российского двигателестроения на среднесрочную перспективу на 10-15 лет в РФ // Научный электронный архив заочной научной электронной конференции Российской Академии Естествознания. 08.08.2011. URL: <http://econf.rae.ru/article/6183> (дата обращения: 30.01.2014).

Связь с авторами: frambe@mail.ru

ЗАРУБЕЖНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ

(ЧАСТЬ 5, ПРОДОЛЖЕНИЕ,
НАЧАЛО В ЖУРНАЛЕ "ДВИГАТЕЛЬ" №130-136, 139-141)

ГЛАВЫ ИЗ КНИГИ ПРОФЕССОРА В.А. ЗРЕЛОВА

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

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

15 Развитие XF120

По результатам исследований были разработаны конструктивные схемы двигателя XF120, имеющего два блока вентилятора, которые были обозначены как Блок 1 и Блок 2: двухступенчатого вентилятора первого блока, приводимого одноступенчатой турбиной низкого давления, и одноступенчатого второго блока, закреплённого на роторе пятиступенчатого компрессора и приводимого одноступенчатой турбиной высокого давления (рис. 15.1).

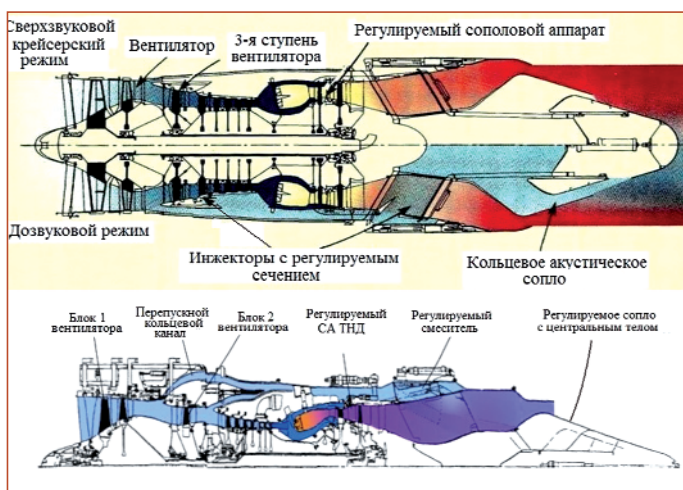


Рис. 15.1 Варианты конструктивной схемы двигателя XF120

По сравнению с современными на тот период двигателями, F120 должен был иметь значительно более высокие надёжность (ресурс увеличен на 50 %) и эксплуатационную технологичность (количество инструмента и оснастки в частях ВВС уменьшено в пять раз). Количество деталей в двигателе должно быть снижено на 50 %, расход топлива на сверхзвуковом режиме - на 40 %, отношение тяги к массе увеличено на 25 %. Это должно было способствовать снижению стоимости жизненного цикла двигателя на 20...30 % [31].

Роторы вращаются в противоположных направлениях. Сопловой аппарат турбины низкого давления имеет регулируемые лопатки.

Для изменения степени двухконтурности, на корпусе двигателя имеются:

- передний инжектор с регулируемым сечением, расположенный за вентилятором;
- задний инжектор с регулируемым проходным сечением, находящийся за турбиной низкого давления;
- кольцевое акустическое сопло.

При дозвуковом режиме полёта передний инжектор полностью открыт и часть воздуха из вентилятора направляется во внешний контур. Этот поток, смешиваясь с потоком газа внутреннего контура, направляется через открытый задний перепускной инжектор в открытое концентрическое акустическое сопло. При этом обеспечивается снижение температуры выхлопной струи,

улучшаются акустические характеристики двигателя, и он работает как двухконтурный турбовентиляторный двигатель. В этом случае сопловые лопатки турбины низкого давления устанавливаются в положение, обеспечивающее её максимальную мощность.

При сверхзвуковом крейсерском режиме полёта, передний инжектор переменного сечения перемещается вперед, перекрывая наружный контур. В этом случае большая часть воздушного потока вентилятора низкого давления проходит через вентиляторную ступень высокого давления, направляясь в компрессор.

В это время двигатель работает как турбореактивный двигатель, особенностью которого является его охлаждение небольшой частью воздушного потока, отбираемого во внешний контур от переднего инжектора, чего нет в обычных турбореактивных двигателях. Это даёт возможность иметь более высокое значение температуры газа на турбине, чем в обычных ТРД, тем самым повышая эффективность двигателя. В сверхзвуковом крейсерском режиме полёта регулируемые сопловые лопатки турбины позволяют турбине низкого давления вырабатывать меньшую мощность, что приводит к меньшим потерям мощности и большей тяге.

К разработке двигателя XF120 и последующего YF120 (заводское обозначение GE37) для программы Joint Advanced Fighter Engine (JAFE) с целью поставки силовой установки для Advanced Tactical Fighter (ATF) ВВС General Electric приступила в начале 1980-х гг. В процессе проектирования оценивались варианты конструкции с учётом потребностей разработчиков планера и давления со стороны конкурентов.

Первый двигатель изменяемого цикла YF120 (рис. 15.2, 15.3) был поставлен на испытания в феврале 1989 г.



Рис. 15.2 Опытный двигатель YF120 на испытательном стенде



Рис. 15.3 Опытный двигатель YF120 в Национальном музее ВВС США:
а - вид сбоку,
б - вид со стороны сопла

Основные технологии, использованные в конструкции YF120, были разработаны в ходе двух отраслевых государственных прог-

рамм: Advanced Technology Engine Gas Generator (ATEGG) и Joint Technology Demonstration Engine (JTDE). Эти и другие программы впоследствии были объединены в программу вооруженных сил США "Интегрированная технология высокопроизводительного турбинного двигателя" (Integrated High Performance Turbine Engine Technology - IHPTET). Её цель заключалась в проведении научно-технических исследований, обеспечивающих прогресс в разработке газотурбинных двигателей в классе тяги 89 кН для военных самолётов следующего поколения (рис. 15.4, 15.5, табл. 15.1) [111, 113].



Рис. 15.4 Логотип программы IHPTET

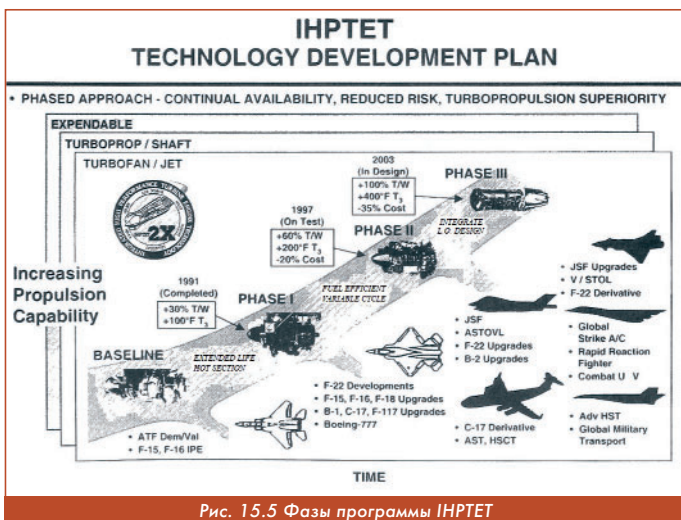


Рис. 15.5 Фазы программы IHPTET

Таблица 15.1

Цели и результаты программы IHPTET [167]

Параметры	Фаза I	Фаза II	Фаза III	Результаты (для TRL 6)
Удельная масса двигателя	+30 %	+60 %	+100 %	+70 %
Температура газа на выходе из камеры сгорания	+35 °C	+85 °C	+185 °C	+15 °C
Расходы на техническое обслуживание	-	-20 %	-35 %	-31 %
Производственные затраты	-	-20 %	-35 %	-32 %

Таблица 15.2

Некоторые параметры двигателя YF120 (GE37) [31, 130 - 132]

Применение	Демонстратор YF-22, YF-23
Двигатель	YF120 (GE37)
$P_{фр}$, кН (кгс)	105/156 (10702/13723)
$C_{уд.фр}$, кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-
$P_{взл.}$, кН (кгс)	64,5 (6574)
$C_{уд.взл.}$, кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-
$C_{уд.кр.}$, кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-
$G_{вр}$, кг/с	-
$T_{г макс.}$, К	-
$T_{гкр. свехзв.}$, К	-
m	-
$\pi_{к\Sigma}$	32
$\pi_{в}$	-
$n_{вд}/n_{нд}$, об/мин.	-
$M_{дв}$, кг	1860
$L_{дв}$, м	4,237
$D_{дв}$, м	1,067
$D_{вх}$, м	-
Год начала стендовых испытаний	1989

вентиляторный блок (Core Driven Fan Stage - CDFS) - ступень вентилятора, закреплённая на роторе высокого давления с приводом от турбины ВД. Согласование давления между вентилятором и активной зоной было достигнуто установкой инжектора с регулируемой площадью (VABI) непосредственно перед соплом (рис. 15.6).

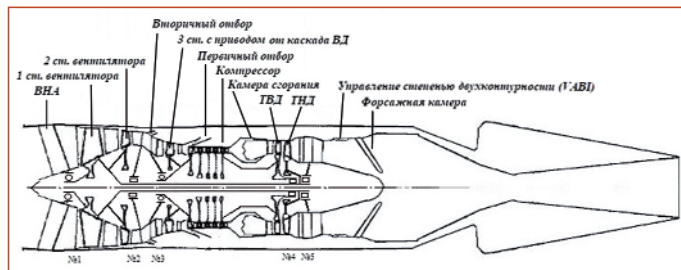


Рис. 15.6 Схема двигателя изменяемого цикла YF120

При разработке двигателя F120 использовались усовершенствованные методы моделирования пространственных течений, особенно в зоне закрученных потоков с учётом кромочных эффектов. Эти методы позволили существенно повысить эффективность турбины и компрессора, сократить количество лопаток при более высокой степени повышения давления в ступени и создать двигатель с меньшим числом ступеней, компактный и легкий [31].

Конструкторы General Electric в своем варианте двигателя AFE (YF120) пытались регулировать соотношение расхода воздуха через наружный и внутренний контуры путём изменения газодинамических свойств проточной части в целом. Их двигатель на режиме максимальной тяги, при разгоне с числом $M > 1$ и в сверхзвуковом крейсерском полёте должен был работать как "чистый" одноконтурный ТРД, а при дозвуковом крейсерском полёте и на снижении - как ТРДД. Но это оказалось слишком сложно и дорого, что и стало одной из главных причин проигрыша в конкурсе.

Двигатель YF120, рассчитанный на минимальную степень двухконтурности, с регулируемым циклом имел роторы каскадов высокого и низкого давления, вращающиеся в противоположных направлениях. Это позволило отказаться от соплового аппарата турбины низкого давления (рис. 15.6).

В конструкции YF120 использовался вентилятор, обеспечивающий расход воздуха на 12 % больше, чем у XF120. Это было обусловлено потребностью в большем количестве воздуха для охлаждения выпускной системы и требованию к увеличению тяги на 20 % до величины 156 кН, чтобы соответствовать возросшим требованиям к рабочим характеристикам самолёта. Защита от теплового воздействия была осуществлена использованием термобарьерных покрытий (ТВС) и индивидуального распределения охлаждающего воздуха. Вследствие короткой горячей части турбины, в которой отсутствовал сопловой аппарат турбины низкого давления, площадь охлаждаемой поверхности была на 30 % меньше, чем у двигателя General Electric F110. Характеристики двигателя с переменным циклом YF120 были упрощены по сравнению с конструкцией XF120, а требования к ремонтпригодности были жёстко соблюдены в процессе проектирования [141, 142].

Элементы конструкции двигателя YF120 [31, 116, 120, 122, 141 - 143]:

Вентилятор - двухступенчатый, повышенной напорности. Ротор - конструкции blisk. Лопатки имели малое соотношение высоты и ширины, что соответствовало требованиям к рабочим характеристикам, обеспечивало низкий уровень напряжений на передней кромке, высокую устойчивость к повреждению посторонними предметами (Foreign Object Damage - FOD) и ремонтпригодность. Разработаны с учетом принципа допустимости развития повреждений (программа ENSIP). Разработана технология изготовления blisk рабочего колеса вентилятора из титанового сплава с полыми лопатками и лопатки ВНА из композитного материала с силовым корпусом вентилятора изготовлен из композитного материала типа углеволокно-полиамид.

Компрессор - пятиступенчатый blisk из никелевого сплава. На роторе компрессора закреплена третья ступень вентилятора.

Камера сгорания - кольцевая, сегментная, двузонная, короткая, повышенной теплонапряженности. Для изготовления топливных форсунок и наружного корпуса, возможно, был применён алюминид титана.

Турбина высокого давления - одноступенчатая с монокристаллическими лопатками. Ступень турбины высоконагруженная с

закручиванием газового потока на выходе, чтобы обеспечить подвод газа на вход в турбину низкого давления.

Турбина низкого давления - одноступенчатая с монокристаллическими лопатками, без соплового аппарата. Роторы турбин противоположного вращения.

Диски обеих турбин изготовлены из порошковых сплавов. В уплотнениях применён керамический материал. Схема расположения опор двигателя показана на рис. 15.7.

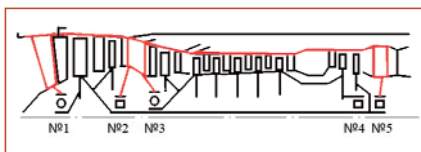


Рис. 15.7 Расположение опор на конструктивно-силовой схеме ТРДДФ YF120

Форсажная камера - с высокой температурой газа на входе. В связи с этим стабилизатор приближен к форсункам и объединён с системой впрыска в один узел. Возможно, применён армированный углерод-углеродный композитный материал.

Фирмой с 1970 г. изучается схема VABI (Variable Area Bypass Injector) с регулируемыми створками смесителя, с помощью которых изменяется соотношение площадей проточной части наружного и внутреннего контуров и, следовательно, величина степени двухконтурности.

Заднее устройство регулирования степени двухконтурности является дополнительным соплом, расположенным между турбиной и форсажной камерой, которое позволяет изменять соотношение проходных сечений внешнего контура и газогенератора. Для уменьшения степени двухконтурности VABI открывается, обеспечивая увеличение расхода воздуха через газогенератор и уменьшение расхода воздуха во внешнем контуре, что приводит к росту удельной тяги. На режиме меньшей тяги это устройство прикрывается, обеспечивая увеличение степени двухконтурности и снижение удельного расхода топлива. Устройство изменения степени двухконтурности необходимо также для управления дополнительным потоком охлаждающего воздуха для плоского сопла изменяемого вектора тяги.

В двигателе F120, в отличие от более ранних разработок, для управления перепускными клапанами с целью изменения степени двухконтурности использовано аэродинамическое давление, что делает конструкцию более простой и лёгкой.

Сопло - изменяемого вектора тяги, плоское, сверхзвуковое, регулируемое, с реверсивным устройством, изготовлено с применением углерод-углеродных композитных материалов. Для экономии массы в YF120 не использовалось полное управление вектором тяги. Вместо этого было применено выхлопное сопло с двумерным вектором, которое могло открываться или закрываться для регулирования тяги на выходе из двигателя (рис. 15.8).

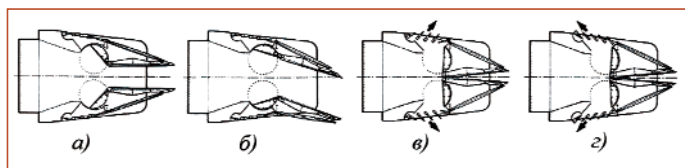


Рис. 15.8 Схема работы плоского сопла:

- а) - режим прямой тяги;
- б) - отклонение вектора тяги в полёте на 20° вверх и вниз;
- в) - основное сопло закрыто, а створки в верхней и нижней частях двигателя открыты, чтобы обеспечить при необходимости небольшую величину тяги;
- г) - реверсирование тяги

Фирмой также разработано и испытано осесимметричное сопло GEATRV (General Electric Axisymmetric Thrust Reverser with Vectoring), которое, согласно расчётам, легче плоского и обеспечивает меньшее аэродинамическое сопротивление. Масса такого сопла, по оценкам, составит 160 кг, или 12 % массы двигателя.

Плоская форма сопла, несмотря на потери тяги из-за неоптимальной формы, значительно снижала заметность самолёта. Для регулирования площади проходного сечения сопла, а также для реверса тяги во время посадки подвижной выполнили только верхнюю створку. Из сопел реактивные струи истекали между консолями оперения сверху хвостовой части фюзеляжа над плоской пове-

рхностью, которая подавляла инфракрасное излучение и дополнительно экранировала двигатели от прямого наблюдения сзади. Система управления вектором тяги, необходимая самолёту F-22 построенному по классической аэродинамической схеме, на F-23 представлялась тяжелым, дорогим и ненужным излишеством: схема с сильно разваленным V-образным оперением (рис. 15.9), не теряющим эффективности на больших углах атаки и на малых скоростях, позволяла YF-23 Black Widow II выполнять интенсивные маневры даже с неподвижными соплами.



Рис. 15.9 Самолёт YF-23 Black Widow II. Вид со стороны сопел двигателей

General Electric изначально планировала использовать сопло из материала углерод-углерод. Однако углерод-углеродная технология, не развивалась так быстро, как ожидалось, и развивающиеся требования ATF были изменены, чтобы сделать больший упор на фактор малозаметности, особенно в кормовом секторе. Поэтому General Electric разработала металлическую выпускную систему и большим вентилятором для увеличения количества охлаждающего воздуха.

Надёжность, эксплуатационная технологичность. В соответствии с требованиями ВВС США, ресурс полётного опытного двигателя должен составлять 500 ч. Предполагалось, что ресурс горячей части достигнет половины ресурса планера самолёта ATF, а ресурс холодной части будет равен ресурсу планера. Количество инструмента и оснастки для аэродромного техобслуживания двигателя должно уменьшиться на 60 %, а объём техобслуживания - на 70 %.

Двигатель F120 должен был превосходить эксплуатирующиеся двигатели истребителей по межремонтному ресурсу в 2 раза; по частоте выключения двигателя в полёте - в 6 раз; по частоте съёмов двигателя для ремонта в цеховых условиях - в 7 раз; по средней наработке на отказ, частоте съёмов двигателя для осмотра или ремонта в эксплуатационных условиях, времени съёмов (постановки) двигателя с самолёта (на самолёт), времени технического обслуживания (в человеко-часах на 1 ч полётной наработки) - в 5 раз; по стоимости запасных частей и технического обслуживания (в расчёте на 1 ч лётной наработки) - в 4 раза.

Высокая эксплуатационная технологичность обеспечивается также путём облегчения доступа к отдельным узлам, которые могут быть заменены без снятия двигателя с самолёта. Полностью исключена проволочная контровка, а масса сменного узла не должна превышать 14 кг. Кроме того, была поставлена задача уменьшить число деталей двигателя F120 по сравнению с двигателем F110 на 40 %.

Мероприятия, направленные на усовершенствование F120, позволили ему на испытаниях в декабре 1990 г. достичь уровня тяги YF120 при более низкой температуре.

Основная хронология развития двигателя F120 [77].

1983 г. Выдача контракта на проектирование, изготовление, испытание демонстрационного газогенератора и двух двигателей.

1 кв. 1987 г. Начало стендовых испытаний полётопригодного образца двигателя YF120.

IV кв. 1988 г. Стендовые испытания двигателя XF120.

1 кв. 1990 г. Начало стендовых испытаний двигателя YF120 на этапе доводки по полной программе (14 000 ч).

1 кв. 1991 г. Начало лётных испытаний YF120 на этапе доводки по полной программе.

16 RTA-1 (GE57)

После поражения в 1991 г. в конкурентной борьбе с компанией Pratt-Whitney за право поставок двигателя F120 для самолётов AT, фирма General Electric усилена проводит работы, связанные с программами создания перспективных летательных аппаратов.

В этот период ключевыми элементами развития аэрокосмической техники NASA считало повышение безопасности и снижение стоимости выведения в космос благодаря внедрению многоразовых гиперзвуковых аппаратов и развитию двигательных технологий.

С этой целью в рамках программы Next Generation Launch Technology (NGLT) были сделаны значительные инвестиции в разработку таких систем. Эта программа была сосредоточена на разработке двух двигателей-демонстраторов с комбинированным циклом, один из которых был основан на технологии ракетных комбинированных двигателей (Rocket Based Combined Cycle - RBCC) - интегрированная система ракетно-прямоточного двигателя (Integrated Systems Testofan Airbreathing Rocket - ISTAR), а другой (Turbine Based Combined Cycle - TBCC) - газотурбинных комбинированных двигателей [145].

На рис. 16.1 показаны результаты исследований GEAE, осуществляемых в рамках спонсируемой BBC США программы High-Speed Propulsion Assessment (HiSPA) и спонсируемой NASA программы High Mach Turbo Engine (HiMaTE), проводимых в период с 1986 по 1995 гг. [145]. Видно, что при статическом режиме на уровне моря (SLS) газотурбинные двигатели получают наибольший удельный импульс (I_{sp}) и остаются лучшими до $M_p = 4$. За ними следуют прямоточные воздушно-реактивные двигатели. По этой причине ГТД и ПВРД объединены в классе ТВСС. При этом максимальное рабочее число Маха уже задано при выборе типа двигателя.

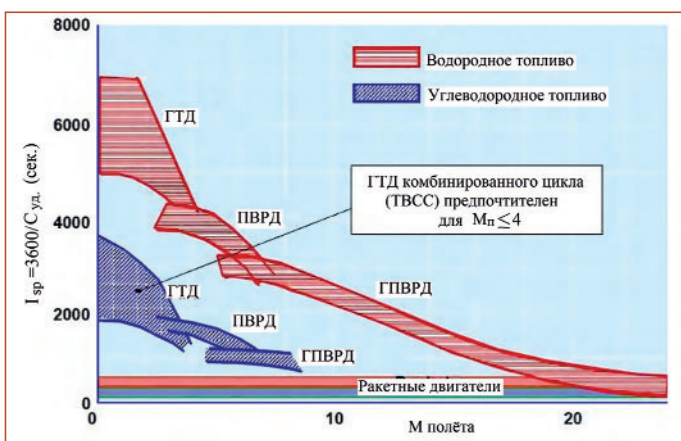


Рис. 16.1 Изменение значений удельного импульса (I_{sp}) ракетных и воздушно-реактивных двигателей в зависимости от числа M для различных топлив

Выбор конфигурации ГТД/ПВРД (см. раздел 13.1) определяется отношением тяги к массе ($P/M_{дв}$) для различной скорости полёта (см. рис. 16.2). Целью проекта NGLT было достижение отношения $P/M_{дв} = 0,118$ кН/кг (12 кгс/кг), поэтому конфигурация ТРД/ПВРД явно обладает наибольшим потенциалом (сегодня $P/M_{дв}$ от 0,059 до 0,078 кН/кг [6...8 кгс/кг] является стандартным) [145].

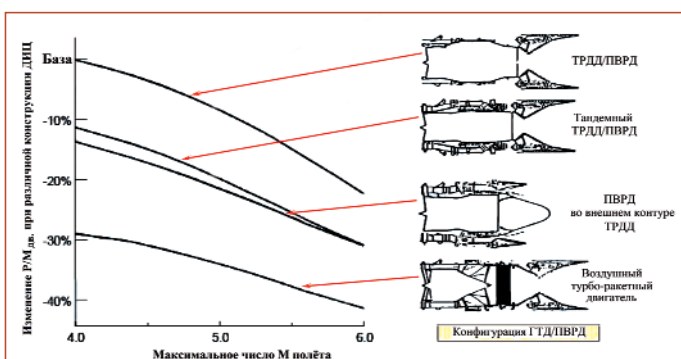


Рис. 16.2 Отношение тяги к массе ($P/M_{дв}$) для различной конфигурации ГТД/ПВРД в зависимости от скорости полёта

В дальнейшем при реализации проекта "Революционного турбинного ускорителя" (Revolutionary Turbine Accelerator - RTA), спонсируемого исследовательским центром NASA имени Глена (Glenn Research Center - GRC), были исследованы перспективные воздушно-реактивные силовые установки.

Наиболее важными целями проекта демонстрационного двигателя RTA были:

- показать возможность совмещения усовершенствованного турбовентиляторного и прямоточного воздушно-реактивного двигателей в одном агрегате;

- продемонстрировать достижение уровня тяги, необходимого для разгона концептуального будущего аппарата X-43B (рис. 16.3) до скорости полёта, превышающей скорость 4 Маха.

RTA представляет собой воздушно-реактивный двигатель, разработанный NASA и General Electric Aircraft Engines по программе "Технологии летательных аппаратов следующего поколения" (Next Generation Launch Technology - NGLT). В рамках этого проекта RTA реализует концепцию газотурбинного двигателя комбинированного цикла (Turbine Based Combined Cycle - TBCC). При этом технология переменного цикла, используемая в YF120, в RTA была расширена, чтобы превратить двигатель не только в газотурбинный, но и в прямоточный. Этот двигатель должен был разгонять демонстрационные самолёты, такие как X-43B или будущие гиперзвуковые самолёты, от 0 до 4,1 Маха (на высоте 17 100 м) за восемь минут [146].

В RTA сочетаются сверхзвуковой усовершенствованный турбовентиляторный двигатель с переменным циклом (VCE) и прямоточный воздушно-реактивный двигатель, работающие на керосине. Первые наземные испытания масштабной модели двигателя, названного RTA-1 (GE57) (рис. 16.4, 16.5) и основанного на GE F120 (рис. 15.3, 15.6), а также ПВРД Marquardt RJ43-MA-3 (рис. 16.6), созданного Marquardt Corporation для ракет CIM-10 Bomarc, дронов D-21 и AQM-60, были проведены в 2006 г.



Рис. 16.3 Проект самолёта X-43B

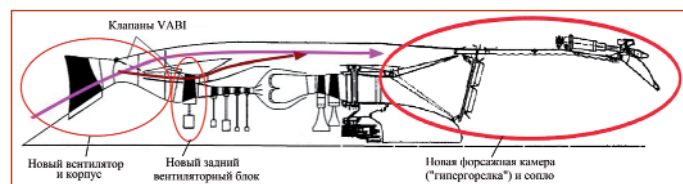


Рис. 16.4 Концептуальная схема демонстрационного двигателя RTA-1

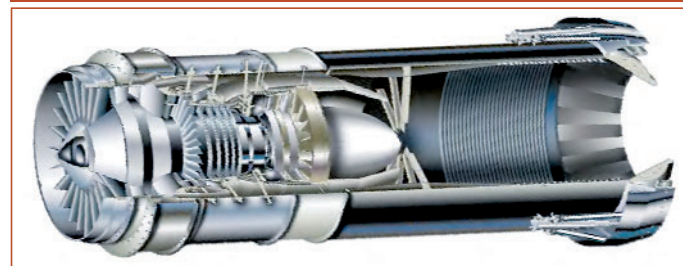


Рис. 16.5 Конструктивная схема двигателя RTA-1



Рис. 16.6 ПВРД Marquardt RJ43-MA

В проект RTA-1 были внесены следующие новшества [144 - 146]:

- новый вентилятор и корпус вентилятора;
- новая ступень вентилятора с приводом от ротора ВД (CDFS);
- модернизация материалов 2-й и 3-й ступеней компрессора;
- новая задняя система VABI;
- новая форсажная камера и выпускное устройство;
- сложная система управления топливом и температурным режимом (Thermal Management System - TMS).

Создание нового вентилятора и его корпуса потребовалось потому, что RTA-1 должен был иметь большую степень повышения давления, чем YF120.

Как видно на рис. 15.6, YF120 уже был оснащён новой ступенью вентилятора с приводом от ротора ВД (CDFS). Но в RTA-1 CDFS устанавливается с разделителем (108) между верхней (107) и нижней (109) частями лопатки вентилятора (рис. 16.7) [145].

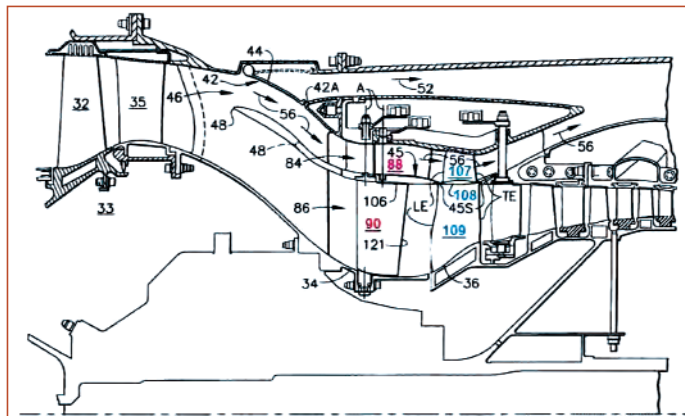


Рис. 16.7 Конструктивная схема механизма разделения потоков вентилятора

Схематичный рисунок, подобный рис. 15.6, следует интерпретировать с осторожностью: такие рисунки сделаны для того, чтобы скрыть детали! Рис. 16.7 из патента отображает больше информации о практической реализации, чем схематичный.

Использование вентилятора с разделёнными потоками в сочетании с регулируемыми входными направляющими лопатками (VIGV) (поз. 88 и 90 на рис. 16.7) позволяет изменять параметры потока обеих частей вентилятора независимо друг от друга.

Форсажная камера RTA была разработана для обеспечения высокой эффективности сгорания, акустической стабильности, низких потерь и возможности широкого регулирования соотношения топливо-воздух. Конструктивная схема форсажной камеры и основные особенности конструкции "гипергорелки", такие как створки VABI, высокоинтегрированный стабилизатор пламени радиальной топливной форсунки, сопло RTA-1 показаны на рис 16.8.

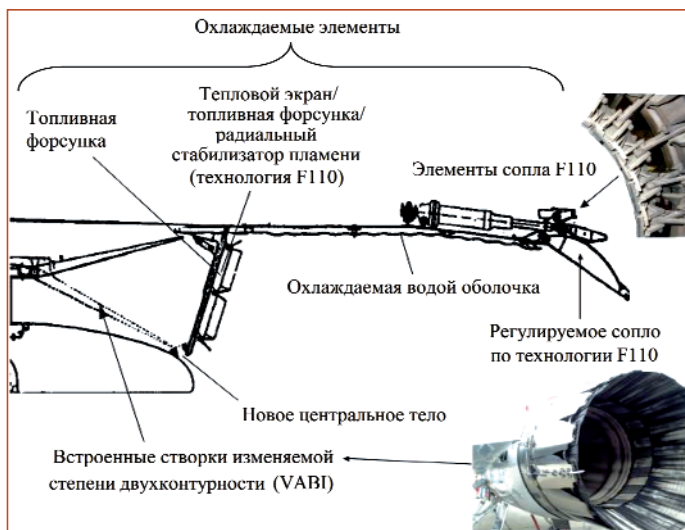


Рис. 16.8 Конструктивная схема форсажной камеры и сопла RTA-1

Условия работы RTA-1 в зависимости от скорости полёта проиллюстрированы на рис. 16.9 [145].

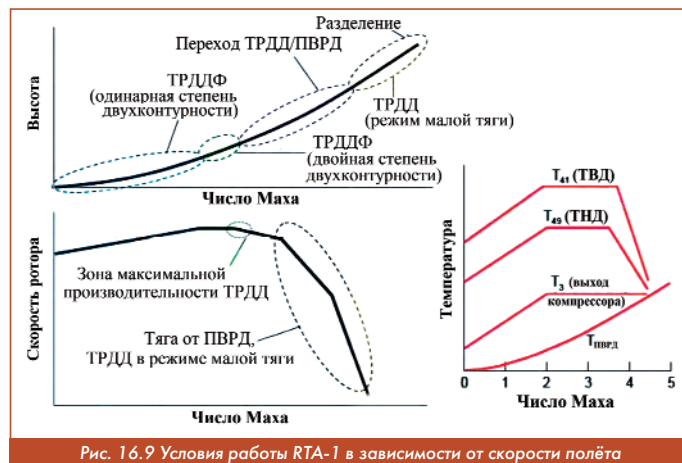


Рис. 16.9 Условия работы RTA-1 в зависимости от скорости полёта

Каждая скорость полёта соответствует определенной высоте, как показано на траектории полёта (рис. 16.10) [145].

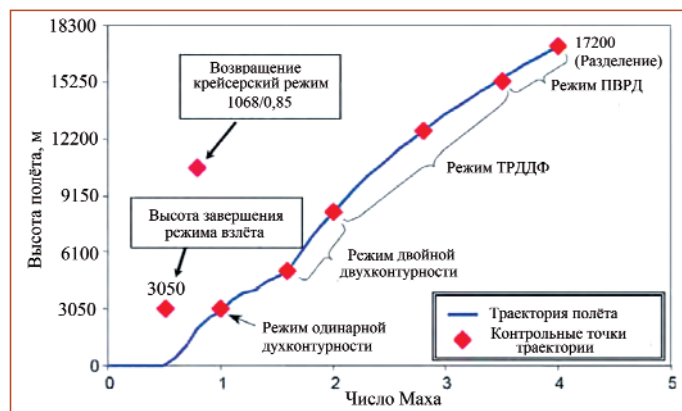


Рис. 16.10 Режимы работы двигателя на различных участках траектории полёта

На рис. 16.10 отображены четыре области траектории полёта и режимы работы двигателя в зависимости от значения скорости полёта.

1. Взлёт. $0 < M_n < 1,6$.

При этих условиях RTA-1 действует как обычный турбовентиляторный двигатель с одинарной степенью двухконтурности. Это означает, что первый регулируемый инжектор (VABI) полностью закрыт, и большая часть воздуха, подаваемого в камеру сгорания, поступает из основного потока. Тем временем скорость вращения ротора увеличивается, а температура повышается из-за сверхзвукового воздействия и увеличения нагрузки на двигатель. При взлёте двигатель должен создавать тягу более 150 кН.

2. $2 < M_n < 3$.

На скорости $M_n = 2$ двигатель начинает переходить в режим прямооточного двигателя. Турбокомпрессор всё ещё работает, но расход топлива в камеру сгорания уменьшается, в то время как расход топлива в форсажную камеру увеличивается. Также степень повышения давления вентилятора будет уменьшаться, что в основном является результатом уменьшения расхода топлива и снижения частоты вращения роторов, а также положения ВНА (Variable Inlet Guide Vanes - VIGV). В пределах этого диапазона передний VABI находится в положении максимального открытия.

3. $3 < M_n < 3,5$.

В этом диапазоне скорости полёта частота вращения роторов, а также температура турбины уменьшаются. При скорости $M_n = 3,5$ роторы вращаются от набегающего потока, что необходимо для обеспечения быстрого перезапуска двигателя, приведения в действие вспомогательного оборудования и снижения механических нагрузок на вращающиеся компоненты, когда они подвергаются воздействию самой высокой температуры на входе, что увеличит срок службы двигателя.

4. $M_n > 3,5$.

Двигатель полностью работает в режиме прямооточного двигателя и, когда $M_n > 4$, двухступенчатый носитель (Two Stage To Orbit - TSTO) отделяется.

Когда траектория будет завершена, двигатель будет возвращён к режиму дозвуковой скорости полёта. В течение полной траектории полёта достигается 10-кратное изменение соотношения давления в основном и наружном контурах.

Моделирование двигателя RTA-1

При проектировании двигателя RTA-1 (GE57) разрабатывалась его модель и в качестве инструмента была выбрана программа EcosimPro.

EcosimPro разработана как удобный инструмент моделирования испанской архитектурно-инженерной компанией "Empresarios Agrupados International". Программа может быть использована для моделирования физических процессов, которые выражены в терминах дифференциально-алгебраических уравнений или обыкновенных дифференциальных уравнений и дискретных событий.

Моделирование физических компонентов основано на языке EcosimPro (EL), который является объектно-ориентированным языком моделирования. Это одно из больших преимуществ EcosimPro. Пользователь может сосредоточиться на физическом значении своих уравнений, а не на том, как их реализовать, чтобы они были полезны для компьютерного моделирования. Например, EcosimPro будет внутренне перестраивать уравнение, чтобы найти равенство для его неизвестной переменной или реализовать

производную с помощью простого дефиса.

Само моделирование выполняется путём связывания отдельных модулей, представляющих компоненты, друг с другом. Эти компоненты всегда основаны на глобальных константах и переменных, функциях и портах. Это константы или переменные, которые используются для глобальной модели или в каждом отдельном компоненте. Например, гравитация, стандартная атмосфера, высота, число Маха, химические элементы и др.

Функции используются для расчёта термодинамических свойств газов и жидкостей. Они состоят из таблиц с термодинамическими коэффициентами, управляющих функций и функций для вычисления самих свойств.

Порты используются для соединения различных компонентов друг с другом. В порту поведение определяется переменными и уравнениями в зависимости от его типа. Например, в силовом порту выходное усилие представляет собой сумму входных усилий.

Когда различные компоненты связаны портами, эта комбинация сама становится компонентом, который может быть использован для создания более сложных систем. Таким образом, EcosimPro использует набор базовых и расширенных библиотек, содержащих различные типы компонентов (механические, электрические, пневматические, турбореактивные и др.), которые могут быть использованы для моделирования множества различных типов систем.

Модель двигателя RTA-1 с разбивкой на расчётные модули показана на рис. 16.11 [145].

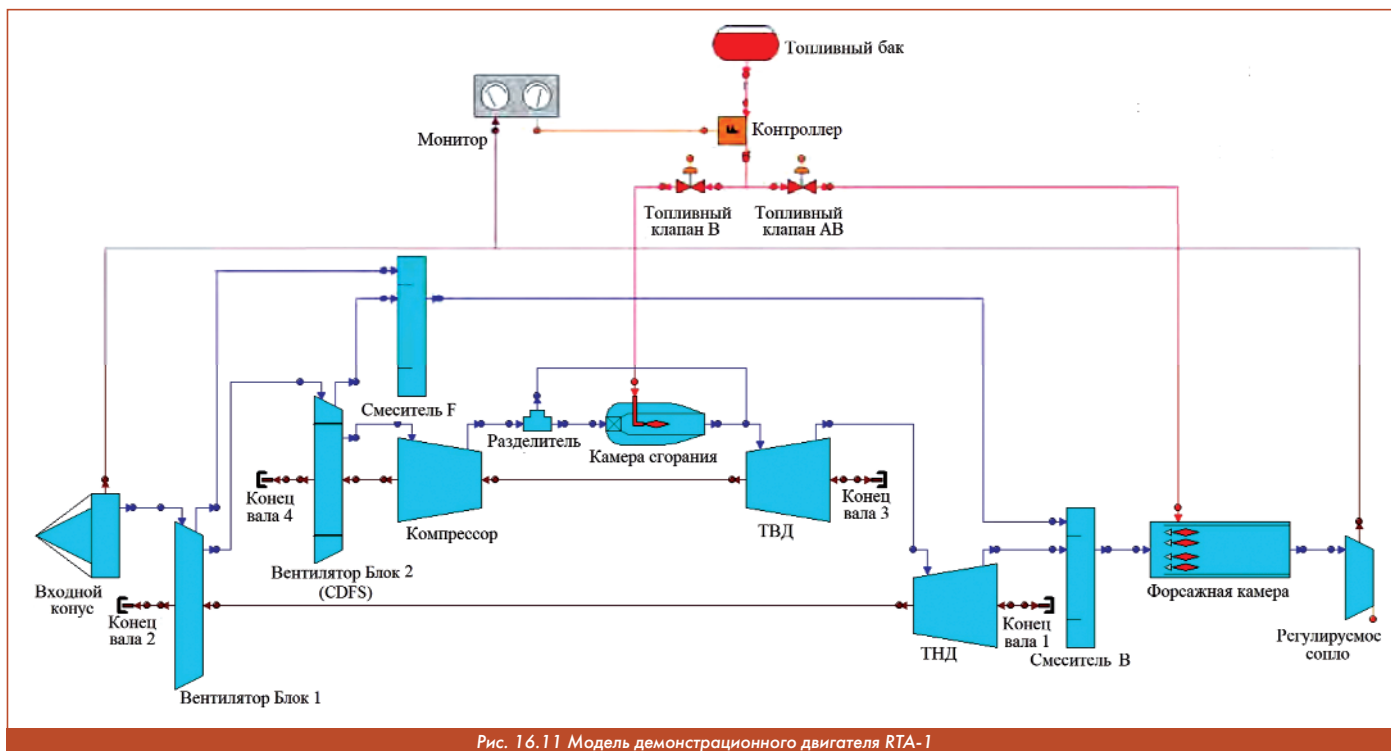


Рис. 16.11 Модель демонстрационного двигателя RTA-1

17 F136

Как было отмечено в разделе 9, Pratt-Whitney, являясь единственным поставщиком двигателей для истребителей F-14, F-15 и F-16, столкнулась со значительными техническими проблемами. В начале 1980-х гг. министерство обороны привлекло General Electric к разработке конкурентного двигателя F110. Возникшая конкуренция между P&W и GE стала известна как "Великая война двигателей".

В течение следующего десятилетия GE F110 с газогенератором, основанном на двигателе F101 для бомбардировщика B-1, стал ведущим двигателем для истребителей F-16 ВВС США и их союзников. Инвестировав в два конкурирующих двигателя, правительство получило более эффективные силовые установки с повышенной надёжностью и удобством обслуживания при сниженных

затратах. Таким образом, "Великая война двигателей" имела огромный успех.

Во время операции "Буря в пустыне" в начале 1991 г. GE и её партнеры по двигателям обеспечивали 80 % самолётов США и союзников, участвовавших в одной из крупнейших военно-воздушных кампаний в мировой истории. "GE летела высоко, но это может быть опасное положение. Ваш клиент может воспринять вашу уверенность как высокомерие, а ваши конкуренты стремятся уничтожить вас" - сказал Том Купер (Tom Cooper) - бывший помощник министра военно-воздушных сил США, сотрудник Конгресса и профессор инженерного дела, с 1987 по 2008 г. - руководитель офиса компании GE Aviation в Вашингтоне. Доктор Купер в 2012 г. был избран в Зал славы авиационных двигателей GE [147].

Действительно, в апреле 1991 г. Пентагон выбрал P&W для ос-

нащения тактического истребителя ВВС США, позже получившего обозначение F-22. Что ещё хуже для GE, это решение позиционировало P&W для более мощного многофункционального Joint Strike Fighter (JSF), получившего обозначение F-35. В течение пяти лет P&W обеспечила себе позицию единственного поставщика двигателей для F-35 без официального конкурса двигателей.

Извлекая уроки из "Великой войны двигателей", Т. Купер получил сильную поддержку конкурирующей программы двигателей от ключевых сенаторов США, а также члена Палаты представителей. Аргумент Т. Купера был прост: "учитывая масштабы программы JSF, что лучше - иметь единственного поставщика двигателей или постоянную, непрекращающуюся конкуренцию, чтобы сохранить всех трёх основных поставщиков двигателей - P&W, GE и Rolls-Royce в игре? Почему бы не устроить еще одну "Великую войну двигателей?"

Спор усиливался. В 1996 г. Пентагон заключил относительно скромный контракт на сумму \$7 млн с новой командой, созданной GE и Allison Advanced Engine Company, принадлежащей Rolls-Royce. Это финансировало исследования для определения возможности использования конкурирующего двигателя JSF. "Из крошечных желудей вырастают могучие дубы", - сказал Т. Купер [147].

Созданный на базе двигателя YF120, который проиграл конкуренцию силовой установке F-22, GE/RR F136 (рис. 17.1) сталкивался с тяжелой борьбой за то, чтобы остаться финансируемым в качестве альтернативного двигателя истребителя Lockheed Martin F-35 Lightning II (рис. 17.2).

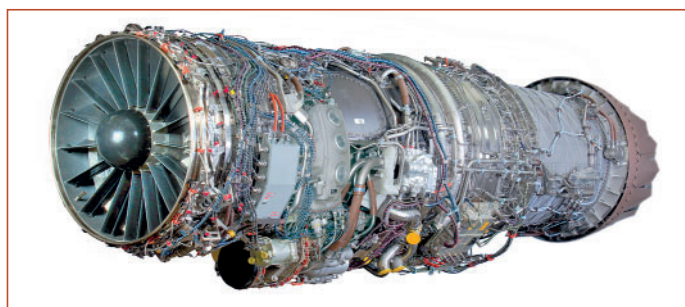


Рис. 17.1 Двигатель GE/RR F136



Рис. 17.2 Самолёт Lockheed Martin F-35 Lightning II с двигателем F136

Палата представителей США 28 мая проголосовала за сохранение финансирования двигателя F136, который General Electric и Rolls-Royce разрабатывали для F-35 в качестве альтернативы Pratt-Whitney F135. В законопроекте на оборону на 2011 финансовый год (FY11) было предусмотрено 485 миллионов долларов на продолжение разработки двигателя, что составляло около 70 % от программы его разработки.

"Мы приветствуем действия НАСАС", - сказал Дэвид Джойс (David Joyce), президент и главный исполнительный директор GE Aviation. "Учитывая масштабность программы JSF, конкурирующие двигатели на самолётах - лучший способ привести в действие закон о реформе закупок. В условиях растущей обеспокоенности по поводу перерасхода средств на оборонные программы конкуренция продолжает оставаться лучшим механизмом контроля за расходами". В официальном заявлении компании далее говорится: "Мы рады, что Палата представителей США в очередной раз проголосовала за конкурентный двигатель JSF. Это голосование подтвердило твердую и давнюю приверженность Конгресса прог-

рамме F136. Это победа для конкуренции и победа для американских налогоплательщиков. По данным независимого управления подотчетности правительства, конкурентоспособный двигатель JSF экономит \$20 млрд за 30-летний период программы Joint Strike Fighter" [147 - 150].

В 2005 г. команда GE/RR получила многолетний контракт на разработку стоимостью \$2,4 млрд. Они были готовы к длительному соревнованию со своим двигателем F136 против двигателя P-W F135.

Ожидалось, что двигатель GE/Rolls-Royce F136 пройдет лётные испытания на F-35 в 2010 г., а серийные двигатели поступят в продажу в 2012 г. F136 был первым двигателем для F-35, предлагавшим единую конструкцию двигателя для всех трёх версий самолёта: STOVL для Корпуса морской пехоты США и Королевского флота Великобритании, CTOL для ВВС США и CV для ВМС США.

Особенности конструкции двигателя F136 (рис. 17.3) [79, 93, 148 - 151]:



Рис. 17.3 3D-модель двигателя F136 и доли участия в его разработке GE и RR

Вентилятор (Rolls-Royce) - трёхступенчатый, ротор конструкции блиск (blisk), лопатки ширококордовые из титанового сплава. Рабочие лопатки первой ступени - полые, второй и третьей ступеней - сплошные. Лопатки крепятся к диску сваркой трением.

Компрессор (GE Aviation) - пятиступенчатый высоконагруженный, каждая ступень изготовлена по технологии блиск. Ротор с третьей по пятую ступени - сварной. Рабочие лопатки с обратной стреловидностью, концы лопаток упрочнены. Статорные лопатки стреловидные, с наклоном, спроектированы с использованием трёхмерных методов расчёта.

Корпорация Rolls-Royce провела испытания блингов (bling) из композитного материала (КМ) Ti-SiC, которые обеспечили уменьшение массы узла до 60 %. Прочность КМ Ti-SiC выше, чем у существующих титановых сплавов, при сохранении более высоких технических характеристик в течение срока службы.

Композитный материал на основе металлической матрицы разрабатывался Rolls-Royce в сотрудничестве с МО США, другими партнерами и МО Великобритании. Блинги изготавливаются на предприятии Rolls-Royce в Ноттингеме (Nottingham) (Великобритания).

В обычном роторе двигателя отдельные лопатки вставляются в пазы в ободу диска. В конструкции рабочего колеса типа блиск лопатки привариваются непосредственно к ободу диска с помощью сварки трением, что обеспечивает уменьшение массы узла на 30 %. При изготовлении блинга вначале методом намотки изготавливается заготовка из композитного материала, которая затем заключается в поковку из титанового сплава (рис. 17.4).

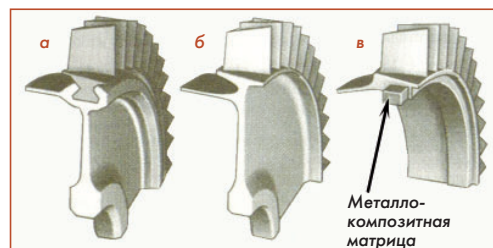


Рис. 17.4 Сравнение различных конструкций рабочего колеса компрессора: а) традиционное рабочее колесо; б) конструкция типа blisk; в) конструкция типа bling (без диска) из КМ на Ti-SiC

Высокая прочность титанового сплава, упрочнённого карбидом кремния, позволяет уменьшить расход металла и уменьшить массу узла.

В 2008 г. канадская фирма Magellan Aerospace поставила американо-британской команде GE Rolls-Royce Fighter Engine Team первые образцы опоры вентилятора для двигателя F136.

Высокотехнологичная опора вентилятора, изготовленная в основном из титана, передана на военную базу Rolls-Royce в Бристоле (Великобритания). Она является передней частью первого двигателя F136 серийной конфигурации.

Камера сгорания (Rolls-Royce). Жаровая труба, использующая испарительное охлаждение, изготовлена из слоистого пористого материала ламиллой, разработанного фирмой Allison [157, 159] (рис. 17.5). Эта конструкция изготавливается из нескольких металлических листов с отверстиями, получаемыми методом фототравления. Листы соединяются между собой посредством диффузионной пайки. Жаровая труба из этого сплава, имеющего многослойную структуру с выполненными травлением каналами в ней для охлаждения, охлаждается эффективнее, чем обычная жаровая труба камеры сгорания. Наличие камеры сгорания, в которой используется сегментная облицовка жаровой трубы, может исключить поломки, обусловленные малоциклового усталостью.

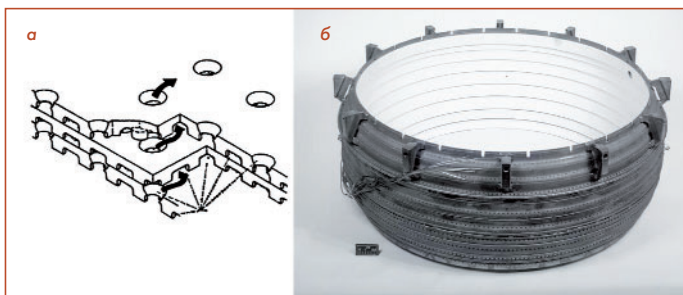


Рис. 17.5 Экспериментальная жаровая труба из слоистого пористого материала ламиллой: а) конструктивная схема стенки; б) внешний вид

В двигателе применены технические решения, разработанные по программе IHPDET.

Турбины (GE и RR). Одноступенчатая высокого давления и трёхступенчатая низкого давления. Турбины вращаются в противоположные стороны. Рабочие лопатки турбины ВД - монокристаллические.

В турбине НД использованы сопловые лопатки третьей ступени, изготовленные из керамического материала. Такие материалы имеют в 3 раза меньшую плотность, чем металлические. Кроме того, они обладают хорошими прочностными характеристиками при высокой температуре (до 1200 °С), что позволяет сократить затраты на охлаждение. При этом охлаждение турбины организуется традиционным способом (с помощью отбора воздуха от компрессора).

Форсажная камера (GE Aviation) - радиальная, без стадийного горения, с изменяемым расходом воздуха. Создана на базе форсажных камер двигателей F110-129 и F110-132.

Сопло осесимметричное, регулируемое, суживающееся-расширяющееся, с малой заметностью.

Поворотное сопло. Производство сложного трёхсекционного поворотного сопла для подъёмной системы F-35B осуществлялось компанией Rolls-Royce. Этот модуль изготавливался ранее специалистами фирмы Doncasters. Поворотное сопло отклоняет реактивную тягу основного двигателя и состоит из трёх соединённых между собой секций, которые вращаются при повороте струи реактивного сопла из горизонтального в вертикальное положение (рис. 17.6).

Возвращение этой работы в Rolls-Royce в Бристоле (Великобритания) было вызвано потребностью сокращения расходов при обсуждении контракта на начальное мелкосерийное производство с партии 2 на партию 3.

Первые детали подъёмной системы для партии 2 (LRIP2 - Low-Rate Initial Production 2) были поставлены на фирму Northrop, кото-



Рис. 17.6 Поворотное сопло Rolls-Royce: а) на стенде, б) на самолёте

рая занимается компоновкой регулируемого сопла VAVBN (Variable-Area Vane Box Nozzle) в передней части фюзеляжа истребителя F-35B (рис. 17.7). Сопло VAVBN формирует выходной поток подъёмного вентилятора. Оно является неотъемлемой частью конструкции самолёта и одним из первых подлежащих поставке модулей. По контракту LRIP2 к 2010 г. было поставлено шесть подъёмных систем.

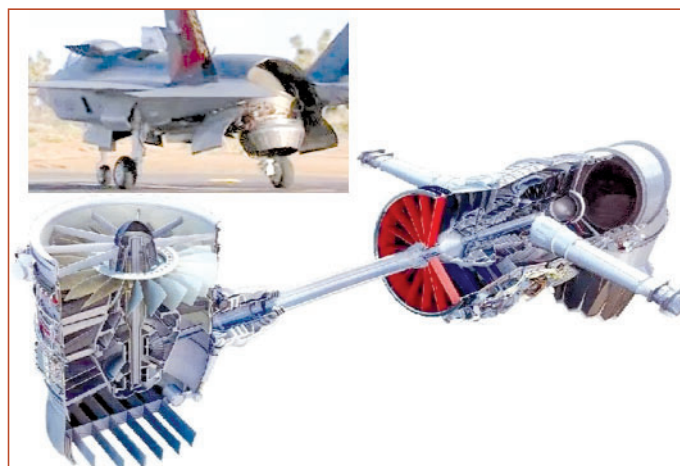


Рис. 17.7 Поворотное сопло и подъёмная система двигателя F136 самолёта F-35B

В двигателе впервые проведено испытание гибридного керамического подшипника, установленного на месте критического (главного упорного) подшипника № 3 (рис. 14.5). У фирмы General Electric были проблемы с подшипниками, которые разрушались в случае загрязнения или потери смазки. Указанный гибридный керамический подшипник испытывался в течение ~ 2 ч под нагрузкой и без смазки, и с ним всё было в порядке. Подшипник наработал 10 000 ч, в результате от резервной конструкции подшипника отказались. На рис. 17.8 показаны некоторые конструкторские решения, применённые в двигателе F136.



Рис. 17.8 Конструкторские решения, применённые в двигателе F136

GE Aviation, отвечающая за 60 % программы F136, разработала основной компрессор и связанные с ним системы турбины высокого и низкого давления, органы управления и агрегаты, а также форсажную камеру. Компания Rolls-Royce, на долю которой

приходится 40 % программы F136, отвечала за передний вентилятор, камеру сгорания, 2-ю и 3-ю ступени турбины низкого давления и коробку приводов. Международные страны-участники также вносят свой вклад в F136, участвуя в разработке двигателя и производстве компонентов для него [148].

Страны-участники тоже внесли свой вклад в разработку и производство компонентов F136: Rolls-Royce Defense North America и три голландских партнёра - Национальная аэрокосмическая лаборатория, Sulzer Eldim и факультет материаловедения Дельфтского технического университета объединились для разработки уплотнений из нового композиционного материала с керамической матрицей для двигателя F136. Голландская фирма Dutch Aero получила в рамках программы двигателя F136 контракт на исследовательские разработки корпуса и диска ротора вентилятора, выполненного за одно целое с лопатками (blisk).

Команда GE Rolls-Royce Fighter Engine 22 июля 2004 г., успешно провела испытание первого двигателя F136 (рис. 17.9). К 17 августа этот двигатель трижды достигал 105-процентной скорректированной частоты вращения ротора вентилятора [147].



Рис. 17.9 Подготовка к испытаниям двигателя F136

Таблица 17.1

Некоторые параметры двигателя F136 (GE37) [79, 93, 148 - 151]	
Применение	Lockheed Martin F-35 Lightning II F-35 JSF
Двигатель	GE/RR F136
P_{Φ} , кН (кгс)	116 (17 770)
$C_{уд.ф}$, кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-
$P_{взл.}$, кН (кгс)	-
$C_{уд.взл.}$, кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-
$C_{уд.кр.}$, кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-
$G_{в}$, кг/с	-
T_r , К	1923
m	0,5...0,8
$\pi_{к\Sigma}$	36
$\pi_{в}$	-
$n_{ВД/ПНД}$, об/мин.	-
$M_{дв}$, кг	1860
$L_{дв}$, м	4,242
$D_{дв}$, м	-
$D_{вх}$, м	1,067
Год начала стэнд. исп.	2004

Первый двигатель F136 STOL был впервые успешно испытан 22 июля 2004 г. Испытания первой двигательной установки F136 STOVL начались 10 февраля 2005 г. (рис. 17.10).



Рис. 17.10 F136 на испытательном стенде

Двигатели F136 проходили испытания на заводах GE в Пиблсе (Peebles) и Эвендейле (Evendale) (рис. 17.11, 17.12).

К февралю 2006 г. GE Rolls-Royce Fighter Engine Team LLC (FET) успешно возобновила испытания своего двигателя F136 Joint Strike Fighter. Двигатель работал в конфигурации с коротким взлётом и вертикальной посадкой (STOVL) на открытом испытательном стенде GE Aviation, расположенном в Пиблсе, штат Огайо (рис. 17.13).

Оба двигателя F136 STOL и F136 STOVL были поставлены досрочно и завершили испытания в апреле 2005 г., наработав более 200 часов [148].



Рис. 17.11 Испытания F136 конфигурации STOL



Рис. 17.12 Испытания F136 на стенде в Эвендейле



Рис. 17.13 Испытания F136 STOVL на открытом стенде в Пиблсе

Двигатель был полностью оснащен подъёмной системой STOVL, которая включает в себя Rolls-Royce LiftFan®, стойки качения и поворотный воздуховод с тремя подшипниками (3 Bearing Swivel Duct - 3BSD). В дополнение к полномасштабным опытно-конструкторским работам, фаза разработки и демонстрации системы (System Development and Demonstration - SDD) F136 включала в себя производство и квалификацию четырнадцати двигателей, семь из которых предназначались для наземных испытаний, а шесть плюс один запасной - для лётных испытаний.

Испытания двигателя для варианта КВВП с подъёмным вентилятором Rolls-Royce LiftFan® для истребителя F-35B намечались на февраль 2008 г. на новом испытательном стенде.

Двигатель КВВП, отличающийся пакетом программного обеспечения, наработал к марту 2007 г. 40 ч, а испытания двигателя ОВП начались в апреле. Ключевой задачей разработки являлось доведение массы двигателя пред-SDD до значения, требуемого в техническом задании. Конструкторам удалось в 2006 г. уменьшить массу двигателя на 200 кг. Новая технология включала недорогой лёгкий композитный канал вентилятора, который был создан на базе фирменного опыта с новейшими гражданскими двигателями, а также первое применение керамических матричных композитных материалов в серийном двигателе. Жаростойкие керамические статоры уменьшают массу и требуют очень мало охлаждающего воздуха, повышая к.п.д. при малых уровнях тяги. Вентилятор конструкции Rolls-Royce использует ту же технологию полых титановых лопаток, что и в гражданских двигателях.

В феврале 2009 г. испытания были приостановлены после обнаружения в масляной системе посторонних частиц, образовав-

шихся вследствие уменьшения зазоров в межвальном подшипнике, который является опорой для задней части турбины ВД и передней части турбины НД. Именно зазор стал проблемой в одном из подшипников. Наличие частиц не было связано с установкой контрольно-измерительной аппаратуры, как предполагалось ранее. Во избежание дополнительных сложностей этот подшипник был установлен с зазорами, используемыми в исходных двигателях этапа pre-SDD. Доработка двигателя характеризуется как незначительная, а испытания продолжались по графику в связи с их началом ранее намеченного срока.

В начале октября 2009 г. GeneralElectric и британская Rolls-Royce Group PLC приостановили испытания опытного двигателя самолёта F-35 после обнаружения повреждения некоторых рабочих лопаток турбины. Повреждение было вызвано монтажной гайкой, которая оборвалась в диффузоре камеры сгорания. Испытания были приостановлены до выяснения причин. Компании не хотели подвергаться риску повреждения двух следующих опытных образцов двигателя, которые подлежали испытаниям.

Съём двигателя занял много времени, поскольку он был прерапирован почти двумя тысячами датчиков, необходимых для испытаний. При этом разработка коррекционных мер могла потребовать несколько недель или месяцев в зависимости от необходимости доработки конструкции.

Ожидалось, что первый двигатель F136 будет испытан в середине 2008 г., но более ранние испытания по снижению рисков должны были начаться в 2006 г. с использованием одного из оригинальных двигателей, разработанных командой разработчиков истребителей до SDD. Первый полностью новый двигатель F136 новой сборки начал испытания в 2009 г. в рамках контракта на разработку и демонстрацию системы SDD с Управлением совместных программ правительства США (Government Joint Program Office) по программе F-35 JSF. Первые серийные двигатели F136 планировалось поставить в 2012 г.

Президентский бюджет на 10 финансовый год отменил программу альтернативных двигателей F136 для JSF и прекратил всё дальнейшее финансирование разработки и закупки этого двигателя. 30 июля 2009 г. палата представителей США проголосовала за законопроект о расходах на оборону на 2010 финансовый год, который включал финансирование в размере \$560 млн на двигатель F136 группы GE/Rolls-Royce для истребителя F-35 JSF. Поддерживая F136 - конкурирующий двигатель JSF, который уже более чем на 70 % разработан, палата избежала передачи десятилетней монополии на двигатели стоимостью \$100 млрд единственному поставщику.

Комиссия Сената США призвала министра обороны Чака Хейгела (Chuck Hagel) предусмотреть возможность применения на истребителе F-35 альтернативного двигателя, такого как General Electric-Rolls-Royce. Однако, Пентагон не согласился и посчитал это очень опасной авантюрой.

Предложение о замене двигателя поступило после того, как несколько раз у самолёта-невидимки пятого поколения возникали проблемы. 23 июня 2014 г., произошёл инцидент с возгоранием двигателя, в результате которого самолёт совершил вынужденную посадку.

Администрация Б. Обамы, возглавляемая министром обороны Робертом Гейтсом (Robert Gates), усиленно лоббировала прекращение программы второй машины в 2011 г. [158].

Позиция BBC в отношении программы альтернативных двигателей Joint Strike Fighter заключалась в том, что второй двигатель не нужен, слишком дорог и рискует отвлечь ресурсы от производства. В президентском бюджете на 2011 финансовый год не было запрошено финансирование для разработки и закупки альтернативного двигателя F136. Военно-воздушные силы и военно-морской флот продолжали использовать средства, выделенные Конгрессом в предыдущих бюджетах для продолжения программы F136. Управление обороны по оценке затрат и оценке программ (Office of the Secretary of Defense for Cost Assessment and Program Evaluation - CAPE) подсчитало, что Министерству обороны потребуется

выделить около \$2,9 млрд, чтобы вывести двигатель F136 на конкурс в 2017 финансовом году, включая разработку, целевые закупки и необходимую материально-техническую поддержку.

Департамент пришёл к выводу, что сохранение единого поставщика двигателей обеспечивает наилучший баланс затрат и рисков. Военно-воздушные силы полагали, что риски, связанные с единственным поставщиком двигателей, были управляемыми благодаря усовершенствованию технологии двигателей и не перевешивали инвестиции, необходимые для финансирования конкурентоспособного альтернативного двигателя [148 - 151].

Министерство обороны США заявило, что основной двигатель F-35, построенный Pratt-Whitney, сэкономит миллиарды долларов, если его доработать вместо покупки нового двигателя. Однако сторонники предлагаемого F136, называют обратное: *"смена двигателей на GE/Rolls-Royce, безусловно, приведет к тому, что цена самолёта упадёт"* [158].

11 мая 2012 г. комитет по вооруженным силам Конгресса США вновь проголосовал за продолжение разработки альтернативного двигателя F136 группы компаний General Electric и Rolls-Royce для истребителя пятого поколения F-35. Как известно, в апреле Пентагон официально закрыл программу создания второго двигателя для F-35. Единственным типом двигателя для F-35 был выбран F135 компании Pratt-Whitney, являющейся подразделением корпорации United Technologies.

Законодатели потребовали от министра обороны США, чтобы он дал разрешение на продолжение разработки F136 из собственных средств компаний без привлечения федеральных денег, по крайней мере, до конца 2012 финансового года. General Electric и Rolls-Royce выразили желание выделить на разработку двигателя \$100 млн. По словам республиканца из Калифорнии Говарда Маккеона (Howard McKeon), *"это хорошо для налогоплательщиков, конкуренции и национальной безопасности США"*. Представитель General Electric приветствовал такую позицию комитета. *"Это дает нам возможность продолжать разработку технологий для двигателя, который готов на 80 %"*, сообщил он.

В связи с инцидентом возгорания двигателя F-135, подкомитет по обороне Сената в своём докладе рекомендовал высокопоставленным чиновникам Пентагона предусмотреть альтернативные программы двигателей, создающие конкуренцию для снижения цены, повышения качества и эксплуатационной готовности. На что военные ответили, что единственное, что возможно, если это будет сделано, - это провести программу разработки двигателей следующего поколения. И это уже сделано Пентагоном с бюджетом в \$1 млрд в период с 2016 по 2019 гг. для так называемой программы развития технологий адаптивных двигателей. Но эта программа ориентирована на разработку самолёта шестого поколения. Не для F-35.

Фрэнк Кендалл (Frank Kendall) из Пентагона 14 июля 2014 г. заявил, что у него нет планов возобновлять конкурс по замене двигателей F-35. *"В целом, сейчас мы уверены в двигателе F135"*, - сказал он [158].

Представитель компании Pratt-Whitney Мэри Хаузер (Mary Hauser) отметила, что такое решение комитета Конгресса может привести к *"пустой трате долларов налогоплательщиков"*. *"Такое решение свидетельствует о том, насколько тяжело "убить" эту программу, что может поставить налогоплательщиков на крючок в миллионы долларов"*, - заметила она. Пентагон заявил, что продолжение разработки F136 может обойтись казне в \$2,9 млрд. [150, 151].

Согласно программе F-35, для вооруженных сил США должно быть построено 2443 самолёта общей стоимостью \$382 млрд. Восемь стран присоединились к программе - Великобритания, Италия, Нидерланды, Турция, Канада, Австралия, Дания и Норвегия.

Модификации двигателя для различных вариантов самолёта F-35 (рис. 17.14, 17.15, 17.16):

F136-GE-100 - для самолёта обычного взлёта и посадки F-35A.

F136-GE-400 - для палубного самолёта F-35C.

F136-GE-600 - для самолёта короткого взлёта и вертикальной посадки F-35B.

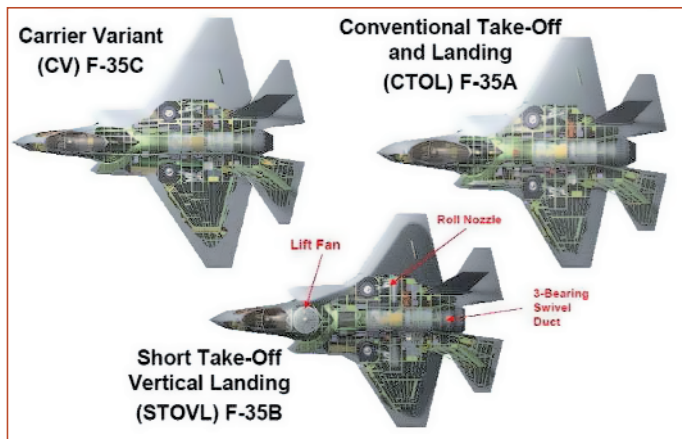


Рис. 17.14 Версии самолёта Lockheed Martin F-35 Lightning II

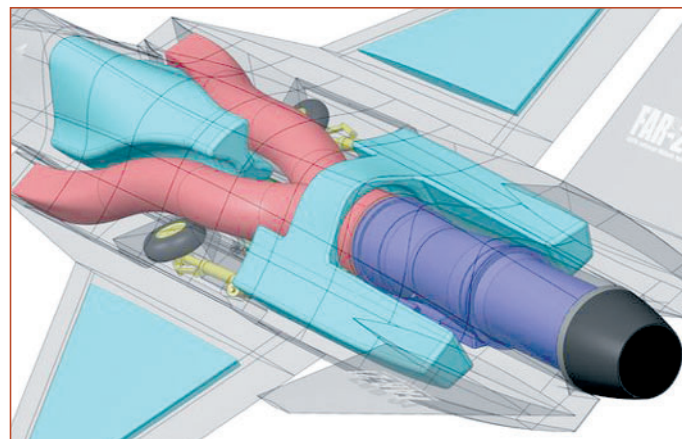


Рис. 17.16 Расположение двигателя в фюзеляже самолёта F-35A

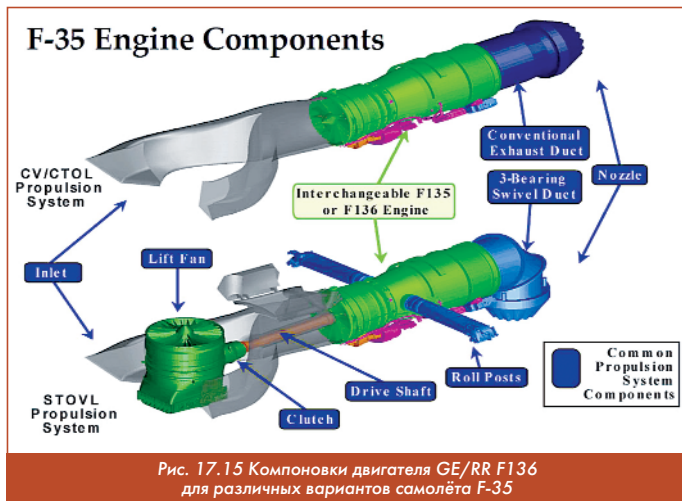


Рис. 17.15 Компоненты двигателя GE/RR F136 для различных вариантов самолёта F-35

Программа F136 была отменена после 15-летних усилий. Как вспоминал Купер - "это была горькая пилюля, которую пришлось проглотить. Так много усилий было вложено в программу, и она близилась к завершению. Помню, я подумал, что, надеюсь, борьба того стоила, и часть усилий можно было бы использовать в будущих программах".

Он был прав. GE явно выиграла от долгой борьбы. Программа F136 улучшила навыки целого поколения инженеров GE, разрабатывающих двигательные технологии, многие из которых нашли свое применение в коммерческих реактивных двигателях.

"Мы создали области знаний для инженеров, соответствующие уникальным характеристикам боевых двигателей", - сказала вице-президент GE Джин Лайдон-Роджерс (Jean Lydon-Rodgers), которая несколько лет возглавляла военное подразделение GE Aviation. Действительно, программа JSF помогла GE позже запустить двигатели истребителей при рекордных рабочих температурах и добиться больших успехов в материаловедении, таких как композиты с керамической матрицей. "Были сохранены уникальные навыки, такие как форсажная камера истребителя, - отметила Лайдон-Роджерс, - которая является такой же формой искусства, как и наукой, если учесть, что зажигание форсажа сродни зажиганию спички во время урагана".

Многие инженеры GE, участвовавшие в разработке конкурирующего двигателя JSF, в настоящее время участвуют в долгосрочной программе разработки военного двигателя с адаптивным циклом. GE получила контракт на сумму \$1 млрд в 2016 г. и последний контракт на сумму \$437 млн в 2018 г. на развитие технологии двигателей с адаптивным циклом для истребителей будущего поколения [147].

(Продолжение следует.)

Список использованных источников информации

31. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 12. 1992. - 289с.
 77. Чикина К.Н., Клименко Л.А., Дмитриева С.А. Иностранные авиационные двигатели. Дополнение к вып. 12. - М.: Изд-во ЦИАМ. 1997 - 127 с.
 79. Иностранные авиационные двигатели, 2005: Справочник ЦИАМ/Общая редакция: В.А. Скибин, В.И. Солонин. - М.: Изд. дом "Авиамир", 2005. - 592 с.
 93. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки: справочник (по материалам зарубежных публикаций). - Вып. 15 (2010). - М.: Изд-во ЦИАМ, 2010. - 413 с.
 111. Aviation Gas Turbine Forecast. April 2012. https://www.forecastinternational.com/Archive/disp_pdf.cfm?DACH_RECNO=901.
 113. Электронный ресурс: <http://engine.aviaport.ru/issues/30/page18.html>.
 116. General Electric YF120. https://military.wikia.org/wiki/General_Electric_YF120.
 120. GE F120 Powerplant Uses Fan Bypass Door to Regulate Variable Cycle. Aviation Week and Space Technology. 30 July 1990. Vol. 133, No. 5; p. 21.
 122. Американский многоцелевой истребитель F-23 Black Widow II. <https://topwar.ru/22855-amerikanskiy-mnogocelovoy-istrebitel-f-23-black-widow-ii.html>.
 130. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 12, доп. 1997. - 127 с.
 131. Fazel K. An Overview of Gas Turbine Propulsion Technology. 30th AIAA Joint Propulsion Conference. Indianapolis, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
 132. Johnson J.E. "Variable Cycle Engine Concepts" in AGARD PEP Symposium - Advanced Aero-Engine Concepts and Controls, Seattle, USA, 1995.
 141. Общая электрическая YF120. <http://ru.knowledgr.com/02080713/GeneralElectricYF120>.
 142. GE YF120. <https://www.secretprojects.co.uk/threads/ge-yf120.1927/>.
 143. GE F120 Powerplant Uses Fan Bypass Door to Regulate Variable Cycle. Aviation Week and Space Technology. 30 Jul 1990. Vol. 133, No. 5; p. 21.
 144. Davoudzadeh F., Buehrle R.J., Liu N., Winslow R. Numerical simulation of the RTA combustion rig. NASA/TM-2005-213899. 40th Combustion, 28th Airbreathing Propulsion, 22nd Propulsion Systems Hazards, 4th Modeling and Simulations Joint Subcommittees Meetings. South Carolina, NASA. 2005.
 145. Goyvaerts J. Modelling and Simulation of the Revolutionary Turbine Accelerator. The von Karman Institute. 2009. 61 p. https://www.ecosimpro.com/wp-content/uploads/2015/02/VKI.Modelling_and_Simulation_of_the_Revolutionary_Turbine_Accelerator.
 146. Lee J., Winslow R., Buehrle R.J. The GE-NASA RTA Hyperburner Design and Development. NASA/TM-2005-213803. Glenn Research Center. June 2005. - 22 p.
 147. Kennedy R. Jr. Cooper Goes to Washington. PEOPLETECHNOLOGY. Mar 30 2020. <https://blog.geaviation.com/technology/mr-cooper-goes-to-washington/>.
 148. GE/Rolls-Royce F136 Engine. <https://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/systems/f136.htm>.
 149. Donald D. Alternative F136 Engine for F-35 JSF Lives To Fight On. <https://www.ainonline.com/aviation-news/defense/2010-06-03/alternative-f136-engine-f-35-jsf-lives-fight>.
 150. 12.05.11 альтернативный F136 снова получил поддержку конгрессменов. http://www.militaryparitet.com/perevodnie/data/ic_perevodnie/1549/.
 151. http://www.lse.co.uk/FinanceNews.asp?ArticleCode=3so5lre03zmsdib&ArticleHeadline=UPDATE_1GERolls_engine_for_F35_jet_gets_small_boost/.
 158. Kennedy R. Senat Minta Mesin F-35 Diganti, Pentagon Menolak. 2020. ByNGADMIN21/07/2014 <https://www.iejaktapak.com/2014/07/21/senat-minta-mesin-f-35-diganti-pentagon-menolak>.
 167. A Review of United States Air Force and Department of Defense Aerospace Propulsion Needs. National Research Council. - Washington, DC: The National Academies Press, 2006. - 288 p.

Связь с автором: zrel0v07@mail.ru

ОЦЕНКА ГОТОВНОСТИ ПРОМЫШЛЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ НЕФТЕГАЗОВОГО КОМПЛЕКСА РОССИИ К ЦИФРОВОЙ ТРАНСФОРМАЦИИ

Александр Сергеевич Зинченко, к.э.н., доцент кафедры математики

Московского авиационного института (национальный исследовательский университет) (МАИ)

Марина Николаевна Филатова, д.с.н., заведующая кафедрой философии и социально-политических технологий

Государственного университета нефти и газа (национальный исследовательский университет) имени И.М. Губкина

Дарья Александровна Фокина, д.э.н., профессор кафедры информатики

Российского экономического университета имени Г.В. Плеханова (РЭУ имени Г.В. Плеханова)

Оценка готовности к цифровой трансформации предприятий нефтегазового комплекса играет важную роль в устойчивом развитии этих предприятий. Оценка готовности к цифровой трансформации может помочь предприятию определить свои сильные и слабые стороны, а также обозначить необходимые шаги для интеграции новых технологий и цифровых решений. Это может включать в себя обновление инфраструктуры, создание культуры инноваций, обучение персонала и другие мероприятия. Таким образом, оценка готовности к цифровой трансформации является важным шагом в устойчивом развитии предприятий нефтегазового комплекса, позволяющим повысить эффективность и конкурентоспособность предприятия, а также адаптироваться к изменяющемуся окружающему миру.

Assessing the readiness for digital transformation of oil and gas enterprises plays an important role in the sustainable development of these enterprises. A digital transformation readiness assessment can help an enterprise identify its strengths and weaknesses, as well as identify the necessary steps to integrate new technologies and digital solutions.

This may include upgrading infrastructure, creating a culture of innovation, staff training, and other activities. Thus, the assessment of readiness for digital transformation is an important step in the sustainable development of enterprises in the oil and gas complex, which makes it possible to increase the efficiency and competitiveness of the enterprise, as well as adapt to the changing world around.

Ключевые слова: оценка готовности предприятий нефтегазовой промышленности, цифровая трансформация предприятий нефтегазового комплекса, особенности развития предприятий нефтегазовой отрасли.

Keywords: assessment of the readiness of oil and gas enterprises, digital transformation of oil and gas complex enterprises, features of the development of oil and gas enterprises.

Оценка готовности предприятия к цифровой трансформации позволит определить сильные и слабые стороны внедрения цифровых технологий и разработать план действий для повышения эффективности производственных процессов, улучшения обслуживания клиентов и защиты информации.

С одной стороны, цифровая трансформация помогает улучшить процессы внутри предприятия и повысить эффективность работы [1]. Внедрение новых технологий и цифровых решений помогает ускорить процессы, повысить точность и качество данных, улучшить управление и принимать более обоснованные решения.

С другой стороны, готовность к цифровой трансформации имеет непосредственное отношение к устойчивости развития предприятия в целом [2]. Цифровизированные предприятия более гибки и способны быстрее адаптироваться к изменяющимся рыночным условиям и технологическим трендам. Они также более конкурентоспособны, поскольку способны быстрее и эффективнее внедрять новые платформенные технологии и инновации [4].

Цифровая трансформация промышленного предприятия на основе оценки готовности может помочь предприятию определить сильные и слабые стороны, провести анализ и выделить мероприятия, необходимые для внедрения новых технологий и цифровых решений [3]. Оценка готовности предприятия также включает оценку следующих аспектов:

1. Готовность производственных процессов к автоматизации и цифровизации, включая:

- уровень автоматизации производства и использование цифровых технологий в производственных процессах;
- готовность существующего оборудования к подключению к цифровым сетям;
- наличие современной системы контроля и управления производственными процессами.

2. Использование цифровых технологий для организации эффективной логистики и управления запасами, включая:

- использование систем управления запасами и логистических операций на основе алгоритмов искусственного интеллекта;
- оптимизацию поставок и процесса доставки с помощью цифровых технологий.

3. Анализ данных и использование аналитики для улучшения качества продукции и оптимизации производственных процессов, включая:

- использование систем аналитики данных для определения просчётов в производственных процессах;
- использование алгоритмов искусственного интеллекта для повышения точности и качества продукции.

4. Кибербезопасность и защита информации при использовании цифровых технологий, включая:

- оценку существующей системы безопасности и защиты информации;
- разработку политики безопасности и обучение персонала безопасному использованию цифровых технологий;
- внедрение современных технологий защиты от кибератак и вирусов.

Кроме того, оценка готовности к цифровой трансформации является важным этапом перехода предприятия на путь к умной фабрике [5]. Она позволит определить не только уровень внедрения цифровых технологий в производстве, но и оценить готовность персонала и руководства к изменениям, связанным с внедрением цифровых технологий. Оценка готовности даст возможность разработать план действий для изменения культуры и организационной структуры на предприятии в целях успешного перехода, а также могут стать основой для составления стратегического плана трансформации предприятий. Ключевые особенности стратеги-

ческого планирования цифровой трансформации предложены в методических рекомендациях [6], разработанных в рамках реализации мероприятий федерального проекта "Цифровые технологии", утвержденного решением президиума Правительственной комиссии по цифровому развитию, использованию информационных технологий для улучшения качества жизни и условий ведения предпринимательской деятельности [7] (федеральный проект "Цифровые технологии"), в рамках реализации Национальной программы "Цифровая экономика Российской Федерации", утверждённой президиумом Совета при Президенте РФ по стратегическому развитию и национальным проектам 24 декабря 2018 г. № 16 (Национальная программа "Цифровая экономика") [8].

При проведении исследования, результаты которого представлены в данной статье, были выделены несколько показателей, которые могут быть использованы для проведения мероприятий по оценке готовности промышленных предприятий нефтегазового комплекса России к цифровой трансформации:

1. Уровень автоматизации бизнес-процессов: доля процессов, которые автоматизированы и интегрированы с использованием IT-решений.

2. Уровень IT-инфраструктуры: наличие и эффективность используемых на предприятии IT-систем и технологий.

3. Цифровая культура: наличие культуры, способствующей цифровым изменениям, поддерживающей инновации, умению работать с данными и аналитикой и т.д.

4. Квалификация персонала: наличие на предприятии специалистов, обладающих навыками работы с новыми технологиями и умением решать задачи в цифровой среде.

5. Объём и качество данных: наличие и адекватность используемых на предприятии данных, возможность их анализа и принятия на их основе решений.

6. Уровень вовлечённости клиентов и партнёров: насколько предприятие взаимодействует с клиентами и партнёрами в цифровой среде, наличие механизмов обратной связи и интеграция с различными онлайн-платформами.

7. Эффективность монетизации цифровых продуктов и услуг: насколько успешно предприятие монетизирует свои цифровые продукты и услуги, и как это сравнивается с конкурентами.

Эти показатели не только могут быть использованы для оценки готовности предприятия к цифровой трансформации, но и помогать в выборе наиболее подходящей методики для оценки и разработки стратегии цифровой трансформации предприятий комплекса.

Оценка готовности промышленных предприятий нефтегазового комплекса России к цифровой трансформации может быть проиллюстрирована следующей концептуальной схемой:

1. Оценка культуры цифровизации на предприятии, включая:

- готовность сотрудников к изменениям,
- роль руководства в цифровизации,
- уровень цифровой осведомлённости и образования сотрудников.

2. Оценка использования цифровых технологий в бизнесе, включая:

- использование технологий автоматизации бизнес-процессов,
- интеграция цифровых технологий во все бизнес-процессы,
- оценка показателей эффективности использования цифровых технологий.

3. Оценка использования цифровых технологий в производстве, включая:

- использование технологий автоматизации производства,
- интеграция цифровых технологий в производственные процессы,
- оценка показателей эффективности использования цифровых технологий в производстве.

4. Оценка использования аналитики данных на предприятии, включая:

- использование данных в бизнес-процессах и производственных процессах,

- использование современных методов анализа данных,
- практика принятия решений на основе данных.

5. Оценка технологического уровня на предприятии, включая:

- уровень автоматизации производства и бизнес-процессов,
- уровень использования современных технологий в производственных и бизнес-процессах.

6. Оценка уровня безопасности информации на предприятии, включая:

- защита данных и информации от несанкционированного доступа,
- защита данных и информации от кибератак,
- оценка соответствия основным международным стандартам безопасности информации.

7. Оценка менеджмента цифровой трансформации на предприятии, включая:

- планирование, организацию и контроль проекта цифровой трансформации,
- способы управления изменениями, связанными с внедрением цифровых технологий,
- мониторинг и контроль эффективности внедрения цифровых технологий.

Концептуальная схема оценки готовности промышленного предприятия к цифровой трансформации поможет определить сильные и слабые стороны предприятия в отношении цифровой трансформации и разработать план для внедрения цифровых технологий, улучшения способов работы и повышения эффективности производственных и бизнес-процессов.

Оценка готовности промышленных предприятий нефтегазового комплекса России к цифровой трансформации может быть проведена на основе следующих аспектов:

1. Использование цифровых технологий в процессе добычи, транспортировки и переработки нефти и газа, включая:

- автоматизацию управления производственными процессами,
- мониторинг и анализ данных о состоянии оборудования и производственных процессов,
- использование искусственного интеллекта для принятия решений и управления производством,
- использование цифровых двойников для моделирования и оптимизации процессов добычи, транспортировки и переработки нефти и газа.

2. Организационные аспекты цифровой трансформации в нефтегазовой промышленности, включая:

- разработку и внедрение стратегии цифровой трансформации на предприятии,
- готовность руководства и персонала к изменениям, связанным с внедрением цифровых технологий,
- организационную культуру, способствующую цифровой трансформации,
- финансовые и технические ресурсы для внедрения цифровых технологий.




3. Использование цифровых технологий в процессах обслуживания клиентов и управления рисками, включая:

- использование аналитики данных для прогнозирования рисков и управления ими,
- внедрение клиентских порталов и устройств для повышения удобства клиентов и качества обслуживания,
- организацию эффективной коммуникации с клиентами и партнёрами с помощью цифровых технологий, таких как интернет-платформы и социальные сети.

4. Кибербезопасность и защита информации при использовании цифровых технологий в нефтегазовой промышленности, включая:

- системы защиты от кибератак и вирусов,

- разработку политики безопасности и обучение персонала безопасному использованию цифровых технологий,
- готовность к быстрому реагированию и восстановлению после возможных кибератак и сбоев в системах.

Оценка готовности предприятий нефтегазовой промышленности России к цифровой трансформации может помочь определить сильные и слабые стороны внедрения цифровых технологий и разработать план действий для повышения эффективности производственных процессов, улучшения обслуживания клиентов и защиты информации. Внедрение цифровых технологий позволит нефтегазовой промышленности увеличить эффективность производства, снизить затраты и риски, а также повысить качество обслуживания клиентов. 

Список литературы

1. Фокина Д.А. Принципы управления рисками цифровой трансформации на промышленных предприятиях / Д. А. Фокина, С. М. Самохвалова // Актуальные проблемы авиации и космонавтики: сборник материалов VIII Международной научно-практической конференции, посвящённой Дню космонавтики: в 3 т., Красноярск, 11-15 апреля 2022 года. Том 3. - Красноярск: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва", 2022. - С. 435-437. - EDN AMHJJD.
2. Цифровая трансформация отраслей: стартовые условия и приоритеты: докл. к XXII Апр. междунар. науч. конф. по проблемам развития экономики и общества, Москва, 13-30 апр. 2021 г. / Г.И. Абдрахманова, К.Б. Быховский, Н.Н. Веселитская, К.О. Вишневский, Л.М. Гохберг и др.; рук. авт. кол. П.Б. Рудник; науч. ред. Л.М. Гохберг, П.Б. Рудник, К.О. Вишневский, Т.С. Зинина; Нац. исслед. ун-т "Высшая школа экономики". - М.: Изд. дом Высшей школы экономики, 2021. - 239, [1] с. - ISBN 978-5-7598-2510-4 (в обл.). - ISBN 978-5-7598-2270-7 (e-book)
3. Формирование показателей оценки готовности машиностроительных предприятий к цифровой трансформации / В.В. Куимов, Н.В. Полежаева, Е.В. Кашина, Д.А. Фокина // Экономика и предпринимательство. - 2022. - № 6(143). - С. 1074-1079. - DOI 10.34925/EIP.2022.143.6.196.
4. G. Belyakova, S. Belyakov, D. Fokina, A. Shpak. Formation of a model of information technology platform for the development of foreign trade potential as the basis for the technological development of engineering enterprises / G. Belyakova, S. Belyakov, D. Fokina, A. Shpak // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Krasnoyarsk, 16-18 апреля 2020 года / Krasnoyarsk Science and Technology City Hall of the Russian Union of Scientific and Engineering Associations. Vol. 862. - Krasnoyarsk: Institute of Physics and IOP Publishing Limited, 2020. - P. 42033. - DOI 10.1088/1757-899X/862/4/042033. - EDN REJJMP.
5. Шпак П.С. Концепция "умного производства" как эффективный инструмент цифровой трансформации предприятия / П.С. Шпак // Управленческое консультирование. - 2022. - № 11(167). - С. 43-54. - DOI 10.22394/1726-1139-2022-11-43-54.
6. Методические рекомендации по цифровой трансформации государственных корпораций и компаний с государственным участием https://digital.gov.ru/uploaded/files/mr-po-tst-gk.pdf?utm_referrer=https%3a%2f%2fwww.google.com%2f (электронный ресурс, дата доступа 30.11.2022)
7. "Цифровые технологии" Министерство цифрового развития, связи и массовых коммуникаций Российской Федерации <https://digital.gov.ru/ru/activity/directions/878/> (электронный ресурс, дата доступа 30.11.2022)
8. Национальная программа "Цифровая экономика Российской Федерации" https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_327296/cac4b2c0374ed97d33a32fcbffaf873f9bf40156/

Связь с авторами: fokina.da@rea.ru

ИНФОРМАЦИЯ. Новые литиевые аккумуляторы

Владельцы транспортных средств с двигателем в виде электромотора с надеждой ожидают появления аккумулятора, который смог бы обеспечить на одной зарядке пробег более 1000 км. И похоже, что их ожидание вскоре будет удовлетворено.

Японским и американским специалистам удалось разработать новую конструкцию литий-воздушной батареи, которая на сегодня обладает наивысшей плотностью энергии.

Основной компонент этой литий-воздушной батареи - твердотельный электролит, который не подвержен протечкам и возгораниям, что повышает безопасность его эксплуатации. Но основное преимущество новой батареи заключается в химических реакциях, происходящих в её материалах, которые обеспечили увеличение плотности энергии в четыре раза по сравнению с литий-ионной.

В литий-воздушных батареях предыдущих конструкций литий в литий-металлическом аноде двигался через жидкий электролит, чтобы в процессе разрядки соединиться с кислородом и превратиться в пероксид лития или супероксид лития на катоде. В ходе


зарядки пероксид или супероксид снова расщепляется на литий и оксид.

Новый твердотельный электролит состоит из керамического полимерного материала из относительно недорогих элементов в виде наночастиц. В результате химической реакции в фазе разрядки вырабатывается оксид лития. Суть в том, в реакции с супероксидом или пероксидом лития на одну молекулу кислорода приходится один или два атома электрона, тогда как в случае оксида лития - четыре. Чем больше электронов - тем выше плотность энергии.

Кроме того, ученым удалось разработать первую литий-воздушную батарею, способную достичь четырехэлектронной реакции уже при комнатной температуре. Также она может работать с кислородом, полученным из воздуха окружающей среды. Это позволит отказаться от кислородных баллонов. А испытания показали, что новая батарея способна выдерживать до 1000 циклов зарядки-разрядки без потери стабильности.

Разработчикам удалось добиться рекордных показателей плотности энергии в экспериментальной литий-воздушной батарее - более 500 Вт·ч/кг, что намного выше,

чем у обычных литий-ионных аккумуляторов и почти в два раза выше, чем у батареи, используемой в автомобиле Tesla Model 3, у которой плотностью энергии 260 Вт·ч/кг.

Одновременно немецкие учёные из института Гельмгольца объявили о создании рекордной по своим характеристикам литий-металлической ячейки НИУ, в которой применён трудновоспламеняемый двуханионный жидкий электролит ILE. Удельная ёмкость такой ячейки достигла 560 Вт·ч/кг, причём после 1000 циклов зарядки ячейка НИУ сохранила 88 % ёмкости. Примечательно, что при этом она была способна отдавать 99,94 % от заряда. 



МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

ВЫЧИСЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА

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

Представлены результаты анализа изменения газодинамических параметров в условиях сопла Лаваля в зависимости от свойств потока и термодинамических характеристик. Предложена методика расчёта скорости истечения потока со среза сопла с помощью газодинамических функций. Приводятся новые газодинамические функции, позволяющие определять течение в сверхзвуковом потоке в увязке с параметрами камеры сгорания. Рассмотрены свойства введённых газодинамических функций, и показано их изменение по длине сверхзвуковой части сопла. Методика позволяет так же определять необходимые для практики интегральные характеристики сверхзвукового сопла.
The results of the analysis of changes in gas-dynamic parameters under Laval nozzle conditions depending on the flow properties and thermodynamic characteristics are presented. A method for calculating the flow rate from the nozzle cutoff using gas-dynamic functions is proposed. New gas-dynamic functions are given that allow determining the flow in a supersonic flow in conjunction with the parameters of the combustion chamber. The properties of the introduced gas-dynamic functions are considered, and their change along the length of the supersonic part of the nozzle is shown. The technique also makes it possible to determine the integral characteristics of a supersonic nozzle necessary for practice.

Ключевые слова: механика сплошных сред, параметры потока, сверхзвуковые течения.
Keywords: continuum mechanics, flow parameters, supersonic flows.

При выводе газодинамических характеристик были взяты подходы, связанные с анализом интегральных параметров двигателя на химическом топливе. Одним из таких параметров является удельный импульс тяги, определённый как интеграл тяги по времени и отнесенный к массе топлива. Он же по определению является скоростью газового потока на срезе сопла вдоль его оси [1]:

$$R_{удп} = \int_0^{\tau_{раб}} \frac{R_n(\tau) d\tau}{M_T}$$

При получении газодинамических параметров использовались преобразования, полученные при разработке и проектировании ракетных двигателей.

При постоянстве параметров: давления $P_k(\tau) = \text{const}$ и пр., формула упрощается:

$$R_{удп} = \frac{R_n}{G_T}$$

Для пустотной тяги, когда внешнее давление принимается равным нулю, используется формула:

$$R_n = G \cdot W_a + P_a \cdot F_a$$

Величину $R_{удп}$ можно записать в виде:

$$R_{удп} = W_a + \frac{F_a \cdot P_k}{G} \cdot \frac{P_a}{P_k}$$

Для "дозвукового" сопла (без сверхзвуковой части), когда степень расширения на выходе равна единице:

$$\bar{r} = \frac{r_a}{r_{кр}} = 1,$$

формула принимает вид:

$$R_{удп кр} = W_a + \frac{F_{кр} \cdot P_k}{G} \cdot \pi_{кр} \text{ или } R_{удп кр} = W_{кр} + \beta \cdot \pi_{кр}$$

После подстановки значений:

$$W_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1}} \cdot RT_{кр}, \beta = \sqrt{\frac{RT_{кр}}{k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \text{ и } \pi_{кр} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

получаются следующие зависимости:

1 - при представлении через скорость звука в критическом сечении:

$$R_{удп кр} = a_{кр} \left(1 + \frac{1}{k}\right);$$

2 - а через параметр β , получим:

$$R_{удп кр} = \beta(k+1) \cdot \pi_{кр}$$

Для коэффициента адиабаты $k = 1,16$ эта формула будет иметь следующий простой вид:

$$R_{удп кр} \approx 1,236 \beta$$

Для $k = 1,25$:

$$R_{удп кр} \approx 1,249 \beta$$

Полезна ещё одна формула:

$$a_{кр} = \beta \cdot k \cdot \pi_{кр}$$

Далее преобразуем уравнение для пустотного удельного импульса обычного сверхзвукового сопла. Домножая и деля его на величину удельного импульса дозвукового сопла:

$$R_{удп} = \beta \cdot (k+1) \cdot \pi_{кр} \cdot \frac{W_a + \frac{P_a \cdot F_a}{G}}{a_{кр} \cdot \left(1 + \frac{1}{k}\right)}$$

После преобразований окончательно получим:

$$R_{удп} = \beta(k \cdot \pi_{кр} \cdot \lambda_a + \pi_a \cdot \bar{r}_a^2)$$

Полученная газодинамическая функция, стоящая в скобках справа от комплекса β не зависит от давления. Её значение изменяется от величины $(k+1)\pi_{кр}$ при $\lambda = 1$ до бесконечности при $\lambda = \lambda_{пред}$.

Эта функция

$$\zeta = \frac{R_{удп}}{\beta} = k \cdot \pi_{кр} \cdot \lambda_a + \pi_a \cdot \bar{r}_a^2,$$

представленная на рис. 1, отражает изменение удельного импульса тяги в зависимости от степени расширения сопла.

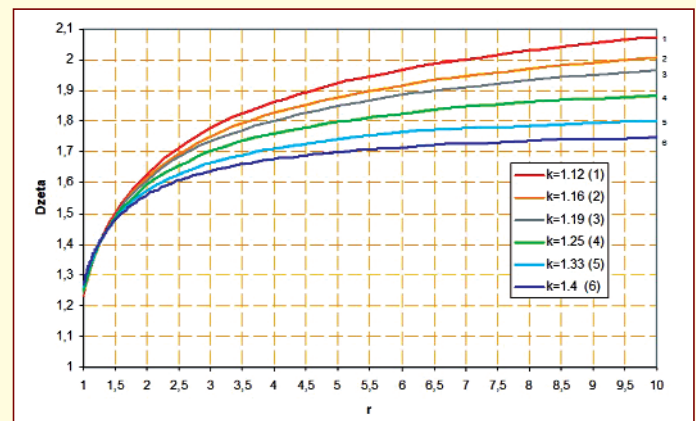


Рис. 1

Видно, что она возрастает с увеличением степени расширения сопла \bar{r}_a , и, интересно, что в точке $\bar{r}_a \approx 1,3$ функция не зависит от коэффициента адиабаты k . Этот факт можно использовать при моделировании процессов с помощью воздушных продувок.

Получим ещё две газодинамические функции:

$$\eta = \frac{R_{удп}}{\alpha_{кр}} = \lambda_a + \frac{\pi_a \cdot \bar{r}_a^2}{k\pi_{кр}} \quad \text{и}$$

$$\Theta = \frac{R_{удп}}{\sqrt{RT_k}} = \left(\lambda_a + \frac{\pi_a \cdot \bar{r}_a^2}{k\pi_{кр}} \right) \sqrt{\frac{2k}{k+1}}.$$

На рис. 2 и 3 эти функции также представлены в зависимости от степени расширения сопла для различных коэффициентов адиабаты.

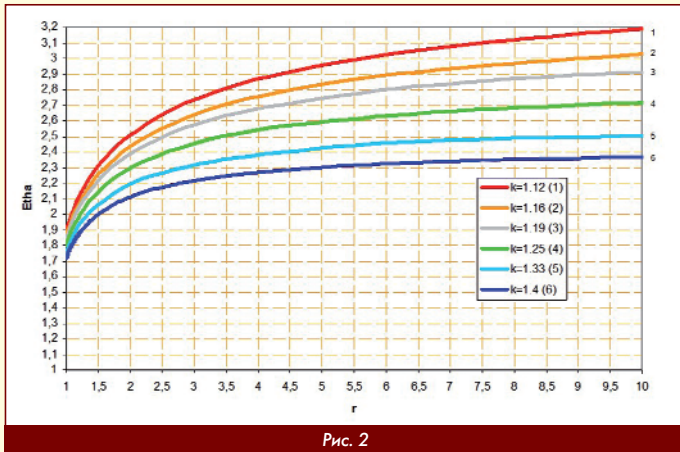


Рис. 2

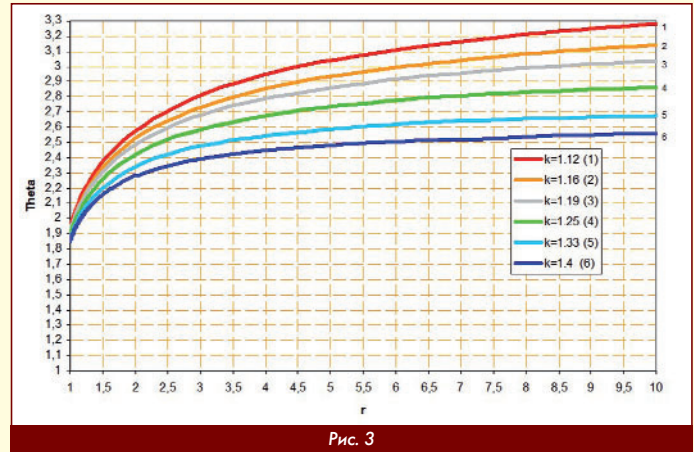


Рис. 3

Очевидно, что они отражают влияние на величину $R_{удп}$ собственно сопла, а всё влияние на этот параметр камеры сгорания отражают коэффициенты при них: β , $\alpha_{кр}$ и $\sqrt{RT_k}$.

Размерность у этих коэффициентов [м/с], такая же, как и у $R_{удп}$. Параметры ζ , η и Θ - газодинамические безразмерные функции.

Литература

1. А.М. Губертов, В.В. Миронов, М.Л. Филимонов и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твёрдого топлива. М. Машиностроение, 2004 г.
2. В.И. Феодосьев. Основы техники ракетного полёта. М. Наука, 1979 г.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

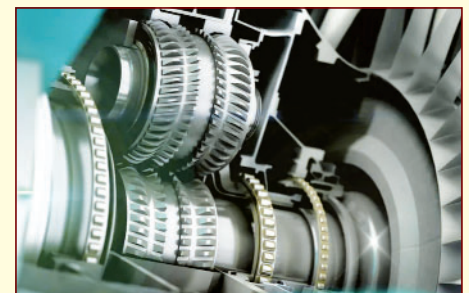
ИНФОРМАЦИЯ. Двигатель UltraFan готов к испытаниям

В компании Rolls-Royce завершена сборка первого образца авиационного двигателя нового поколения - UltraFan, предназначенного для авиалайнеров, которые появятся только после 2030 года. Испытания этого двигателя будут проводиться на тестовом стенде Testbed 80. Этот стенд является самым большим испытательным средством в мире на сегодняшний день. На его создание было затрачено \$108 миллионов и он создавался именно для испытаний двигателей серии UltraFan.

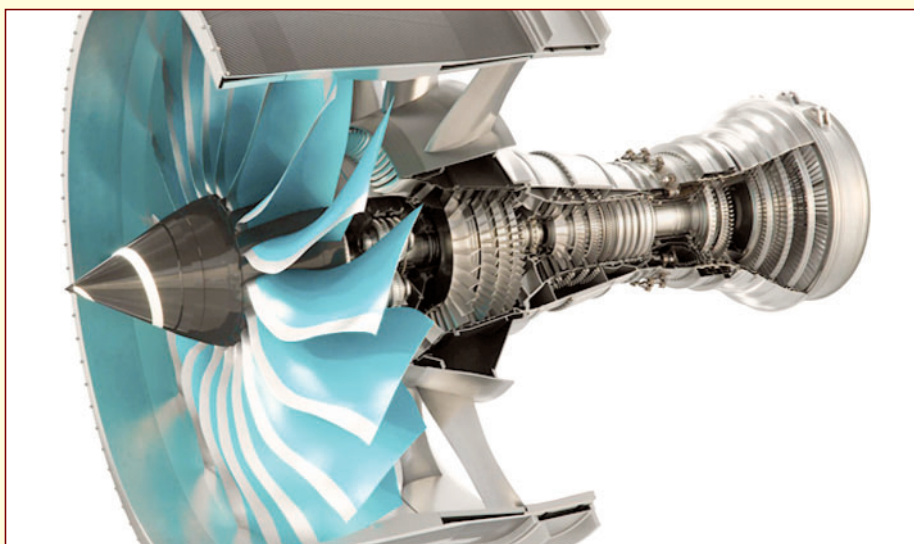
UltraFan является первым из целого семейства новых двигателей, способных развивать тягу от 11 000 до 45 000 кгс. Его вентилятор имеет диаметр 3,56 м, что на 5 % больше вентилятора самого большого серийно выпускаемого авиационного двигателя GE9X компании General Electric. UltraFan предназначен для перспективных узко- и широкофюзеляжных самолетов.

При создании двигателей UltraFan применяется роботизированный комплекс, изготавливающий лопасти сложной аэродинамической формы. Кромки лопаток изготовлены из титана, а все остальное - из углеродистого композитного материала, что обеспечило уменьшение их массы: они стали легче лопаток двигателей серии Trent, сделанных из чистого титана.

В двигателе UltraFan установлен планетарный редуктор, соединяющий вентилятор с турбиной низкого давления и обеспечивающий его вращение с более низкой (оптимальной) по отношению к турбине скоростью. Редуктор уже прошёл предварительные испытания, в ходе которых успешно передал мощность 65 МВт (87 тыс. л.с.).



Большая степень двухконтурности, обеспечиваемая огромным вентилятором двигателя UltraFan, позволила сократить шум двигателя на 35 % и повысить эффективность в отношении расхода топлива. Согласно предварительным расчетам, двигатели UltraFan будут потреблять на четверть меньше топлива, чем нынешние двигатели серии Trent. Первые двигатели UltraFan будут работать на чистом авиационном топливе, но специалисты компании Rolls-Royce уже ведут исследования по использованию водорода в качестве топлива. Изучается возможность создания на базе двигателя UltraFan гибридных силовых установок.



ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

АВТОМОДЕЛЬНОСТЬ МЕХАНИЗМА РАЗРУШЕНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО МАТЕРИАЛА ЗА УСТУПОМ

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

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

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

Турбулентность в сверхзвуковом сопле за конструктивными уступами возможна в зонах дозвукового течения. Эксперименты иллюстрируют продольные вихревые структуры в этой области, интенсифицирующие теплообмен. Количественный анализ результатов уносов выявил автомодельность механизма разрушения теплозащитных материалов в этой области.

Turbulence in the supersonic nozzle behind the structural ledges is possible in subsonic flow zones. Experiments illustrate longitudinal vortex structures in this region that intensify heat and mass transfer. Quantitative analysis of the results of entrainment revealed the self-similarity of the mechanism of destruction of heat-protective materials in this area.

Ключевые слова: турбулентность, уступ, автомодельность, теплообмен, унос, теплозащитный материал.
Keywords: turbulence, ledge, self-similarity, heat and mass transfer, entrainment, heat-protective material.

Под понятием уступ в общем случае подразумевается осесимметричное конструктивное искажение профиля сопла, образованное в результате стыковки подвижных деталей с неподвижными деталями стационарной части соплового блока. Уступы образуются в конструкциях разрезных управляющих сопел (рис.1), в сдвигаемых сверхзвуковых насадках, в местах установки управляющих дефлекторов, а также за срезом сверхзвукового сопла при установке его в газодинамической трубе для проведения наземных испытаний с имитацией высотных условий [1, 2].

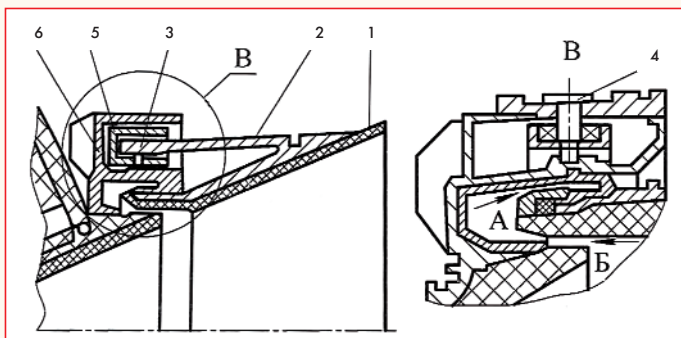


Рис. 1 Конструкция разрезного управляющего сопла:
 1 - подвижная часть; 2 - кронштейн; 3 - подшипник; 4 - ось;
 5 - карданное кольцо; 6 - неподвижный корпус

Среди многообразия форм различных уступов можно условно выделить три характерных их вида: стык, ступенька и каверна. Гладкий стык в трансзвуковой части сопла, потенциально являющийся уступом с высотой равной нулю. Ступенька, которая образуется при стыковке подвижных деталей с полкой, параллельной образующей контура. И каверна, образующаяся при стыковке сверхзвуковых насадок и в местах соединений подвижных раструбов.

Уступы на сверхзвуковой части вносят существенные изменения в структуру течения и теплообмен. Они влияют на энергомассовые характеристики двигателя. Для характеристики течения и теплообмена в районе уступа необходимо достаточно точно определять параметры потока в непосредственной близости от него. Важным фактором является изменение формы уступа из-за разгара его в процессе работы двигателя. Динамика разгара и механизм разрушения материала конструкции уступа изучались на модельной установке (рис. 2) методом уноса массы.

Одним из авторов этого метода была Руфина Георгиевна Голлендер - замечательный советский и российский учёный, канди-



Р.Г. Голлендер

дат технических наук, крупный специалист в области теплообмена в соплах РДТТ.

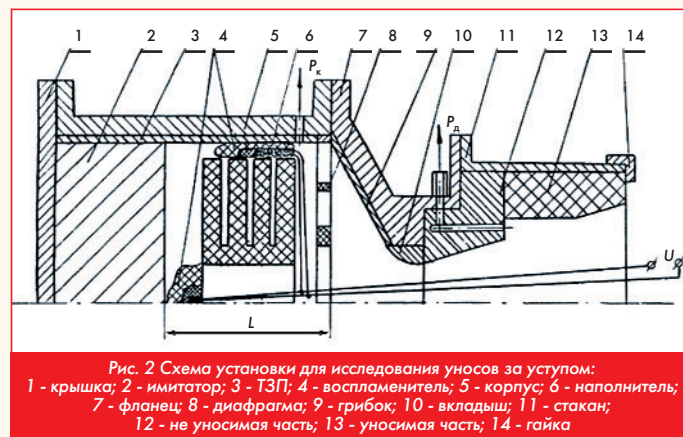


Рис. 2 Схема установки для исследования уносов за уступом:
 1 - крышка; 2 - имитатор; 3 - ТЗП; 4 - воспламенитель; 5 - корпус; 6 - наполнитель;
 7 - фланец; 8 - диафрагма; 9 - грибок; 10 - вкладыш; 11 - стакан;
 12 - не уносимая часть; 13 - уносимая часть; 14 - гайка

Принцип работы установки подробно описан в работе [3]. На установке получали для последующего исследования отпечатки на омываемой стенке сопла после воздействия на неё высокоэнтальпийного потока продуктов сгорания твердого топлива. Использовался метод горячей визуализации с применением полимерного материала "фторопласт-4", из которого изготавливалась уносимая часть сопла. На её поверхности конструктивно изготавливались уступы различных форм. В донной области был предусмотрен замер давления.

Количественные значения скорости линейного уноса определялись путем прямого измерения унесённого слоя материала, как разность значений координат контура до и после испытаний, отнесенного ко времени работы двигателя. С учетом свойств фторопласта (плотности $\sim 2200 \text{ кг/м}^3$ и параметра ддува - 2,2) находилось распределение коэффициента теплообмена по длине сопла.

В процессе экспериментальных исследований по отпечаткам на поверхности изучалась турбулентная картина течения и преобразование сложных трехмерных потоков. Динамика изменения во времени обеспечивалась многократными последовательными включениями двигателя с заданным интервалом по времени. Единичный временной интервал выбирался минимальным, но достаточно большим по сравнению со временем прохождения нестационарных процессов. Оптимальным оказался интервал 0,5 с. Такое время позволило определить начальную фазу разгара.

Начальная стадия уноса за уступом в сверхзвуковом сопле

Испытания проводились на фторопластовом коническом сопле с углом на входе 15° . Угол дозвуковой части сопла Лавала составлял 60° . Дозвуковая часть и сверхзвуковая до места располо-

жения уступа была не уносимая и поток в течении всего времени работы имел одинаковые параметры. Уступ располагался на координате, соответствующей числу Маха перед уступом $M = 2,6$. Уступ был выполнен по классической форме в виде каверны. Высота уступа равнялась 6 мм, что в 4 раза было больше толщины пограничного слоя. Полка уступа была цилиндрической с длиной образующей 22,5 мм. Давление в камере сгорания (P_k) в ходе испытаний составляло 5,0 МПа, а время работы ($\tau_{\text{раб}}$) - 0,5 с.

Из анализа фотографии (рис. 3), сделанной после запуска, следует, что на начальной стадии разгара сопла непосредственно за уступом располагаются продольные борозды - следы вихрей Тейлора-Гёртлера [4,5]. Они проходят по всей полке уступа. За линией отгиба поверхности отмечается зона с расположенными на ней длинными тонкими лучами, характерными для сверхзвуковых течений линиями Маха. Далее с повышением степени расширения сопла величина линейного уноса интенсивно падает и на сопле не видно никаких углублений. Сопло в этой области гладкое и покрыто лёгким слоем копоти, осевшей на поверхности.

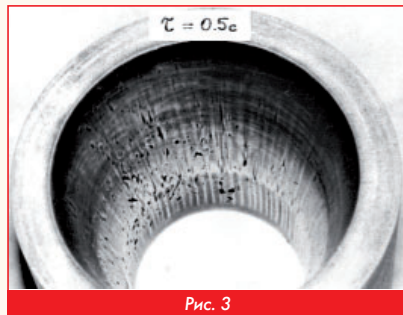


Рис. 3

В отличие от начального разгара закритической ямы, на сопле с уступом уже есть первопричина для искривления линии тока. Течение с самого начала является градиентным и условия неустойчивости уже сформированы. Но на поверхности сопла ещё не образовалась зона ячеистых уносов, аналогичных уносам, наблюдаемым в это время в закритической яме. Углубления, возникшие из-за продольных вихрей, на этой стадии являются цилиндрическими, с осью параллельной полке уступа. Это вихри Тейлора-Гёртлера. На границе перехода вихревого течения к ускоряющему видны следы взаимодействия косога скачка уплотнения с пограничным слоем.

Многочисленные последовательные испытания сопла с уступом на безметаллическом топливе

Многочисленные испытания были также проведены на конических соплах с использованием безметаллических и металлизированных топлив. Наличие частиц металла не вносило дополнительных эффектов из-за осаждения, но способствовало более четкой ламинизации пограничного слоя. Опыты, проведенные на безметаллическом топливе, качественно отличаются от опытов с конденсированными частицами. На коническом сопле с уступом в виде каверны после четырёх повторных испытаний рабочая часть за уступом имела весьма развитую поверхность. На рис. 4 представлено сопло, прошедшее все испытания. На сопле видны ярко выраженные области уносов: регулярные рельефные продольные углубления, переходящие в достаточно регулярные локальные ямки, расположенные в сотовом порядке по поверхности рабочей части сопла. Поверхность ямок удивительно гладкая без следов шероховатости. Ямки ограничены резкими переходами с чётко выраженными замкнутыми линиями.



Рис. 4

Видно, что наиболее регулярное их размещение друг относительно друга и равенство абсолютных размеров наблюдается в области, где канал практически цилиндрический. На входе в этот условный канал следы более удлиненные и имеют форму языков. На выходе из этого канала начинает формироваться область ромбовидных узоров. Видно, что в этом месте сопло расширяется и происходит ускорение потока.

Разгар ступеньки под воздействие металлизированных продуктов сгорания

Испытание конического сопла со ступенькой высотой 6 мм при давлении в камере сгорания 6,6 МПа и времени работы 2,2 с было проведено на металлизированном топливе. На фотографии (рис. 5) представлена весьма регулярная картина разгара сопла с двумя ярко выраженными зонами: зоной, покрытой продольными бороздами, и весьма продолжительной зоной, представляющей собой условно паркетную выкладку из элементов в виде правильных ромбов.

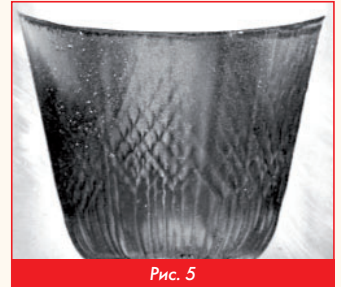


Рис. 5

Стороны соседних ромбов лежат на прямых линиях, начало которых берётся на замыкающей ломаной линии, которой ограничивается зона продольных борозд. Характерным является отсутствие зоны ячеистых уносов, поскольку на сопле нет участков поверхностей, близких к цилиндрическим. Концевая часть разогретого сопла гладкая. Профиль линейного уноса, полученный после испытаний, аналогичен всем предыдущим.

Разгар каверны при воздействии продуктов сгорания металлизированного топлива

Также опыты были проведены на коническом сопле с уступом в виде каверны. Параметры испытаний аналогичны изложенным выше. Высота каверны была равна 6 мм. На фотографии (рис. 6), сделанной после испытания, видна упорядоченная картина разгара сопла.



Рис. 6

Сильно развита область вихревых структур. Размер борозд в этой области в 1,5...2,0 раза превышает аналогичный размер на сопле со ступенькой. Продольно расположенные уносы скачкообразно переходят в ячеистые уносы с довольно правильным чередованием локальных выемок. За этой областью начинают формироваться ромбовидные узоры.

Разгар уступа при многочисленных коротких запусках на продуктах сгорания с конденсированной фазой

Испытания проведены на коническом фторопластовом сопле с углом $\theta_{\text{вх}} = 15^\circ$. В сечении с числом Маха равном 2,6 располагался уступ в виде каверны высотой 6 мм. Давление во время запусков составляло постоянно 5,0 МПа. Суммарное время работы было равно 3,0 с ($\Delta\tau = 0,5$ с). В результате испытаний была получена картина разгаров в различные моменты времени (рис. 7).

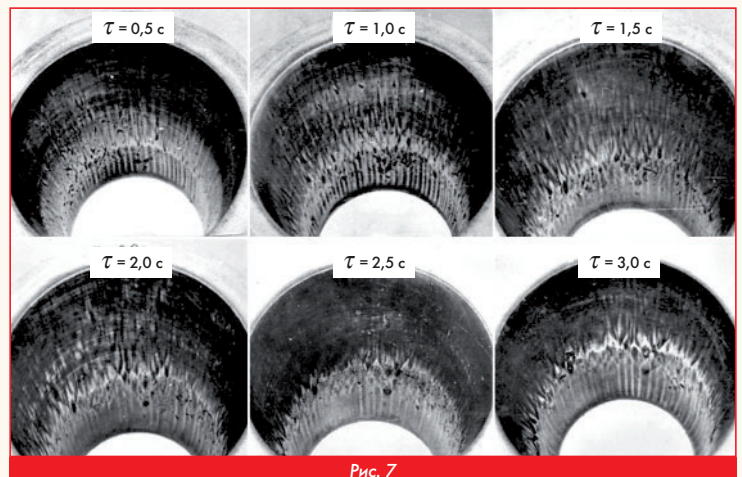


Рис. 7

Удивляет высокая регулярность полученной структуры и постоянство формы, независимо от суммарной длительности эксперимента. На фотографии обозначились теперь уже привычные зоны: продольных вихрей и наметившаяся область ромбовидных узоров. Практически отсутствует зона дискретных ячеек. Сопло за уступом имеет гладкую поверхность, покрытую слоем копоти, осевшей во время испытаний.

Анализ и обобщение экспериментальных результатов

Все проведённые эксперименты были проанализированы и обобщены на общей топограмме линейных уносов. На рис. 8 представлены распределения уносов, полученные при последующих обмерах разгоревшихся уступов различных конфигураций.

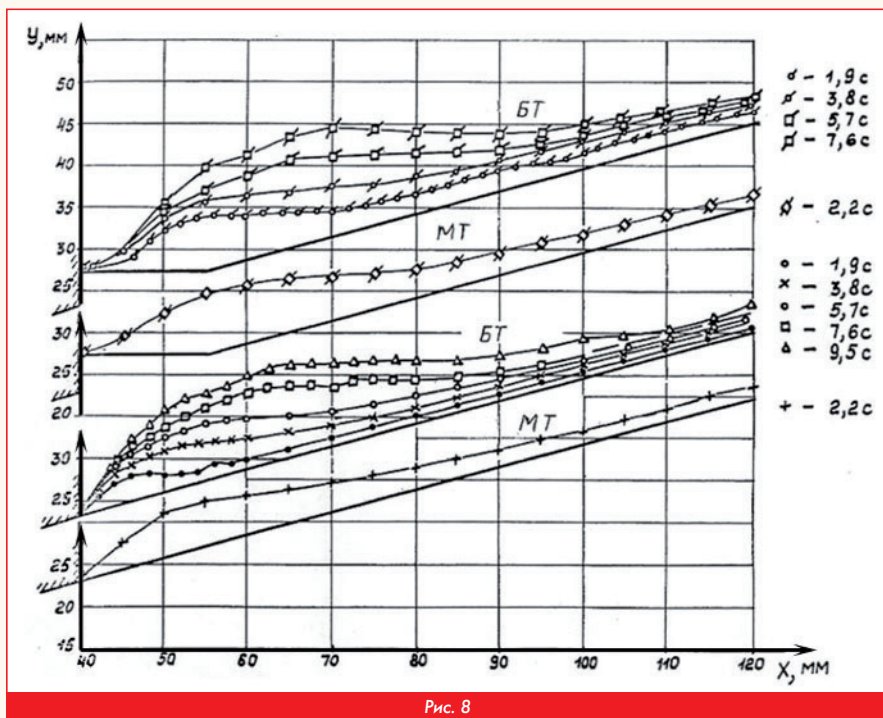


Рис. 8

Анализ показывает, что эти распределения независимо от формы уступов, рабочего тела, длительности эксперимента, являются подобными и могут быть математически описаны близкими эмпирическими соотношениями, аналогичными соотношением, полученным для за критической ямы:

1. Для ступеньки:

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

2. Для каверны:

$$\bar{\delta}_k = \begin{cases} \frac{\delta + \left(\frac{H}{\sin \theta_{уст}} - S \right) \operatorname{tg} \theta_{уст}}{\delta_{max} + \left(\frac{H}{\sin \theta_{уст}} - S_{max} \right) \operatorname{tg} \theta_{уст}} = \sin \frac{\pi}{2} \frac{S}{S_{max}}, S < \frac{H}{\sin \theta_{уст}} \\ \frac{\delta}{\delta_{max}} = \sin \frac{\pi}{2} \frac{S}{S_{max}}, S \geq \frac{H}{\sin \theta_{уст}} \end{cases}$$

3. Для стыка материалов:

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

Особенности разгаров за уступами

На фотографии (рис. 9) представлена наиболее характерная картина разгара за уступами.

Непосредственно за донным срезом уступа располагается зона продольных вихрей Тейлора-Гёртлера. Далее, в зависимости от величины цилиндрического участка и характера излома, располагается зона ячеистых структур - зона попарно скрученных жгутов [6], переходящих в расплетающиеся ха-

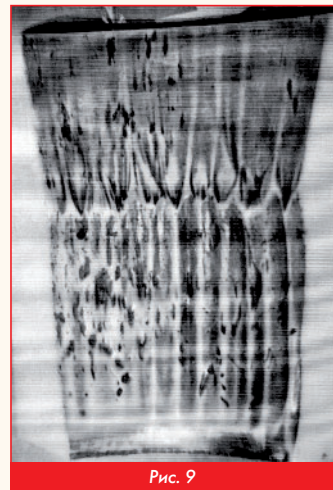


Рис. 9

рактеристики. В дальнейшем они переходят в регулярно пересекающиеся следы волн Маха.

Совместный анализ проведенных экспериментов показал:

- влияние величины начальной высоты уступа в диапазоне высот, при которых $H/\sigma_{nc} \leq 1,0$ - несущественно;
- число Маха основного потока перед уступом существенно влияет при прочих равных условиях на абсолютное значение уносов и отслеживает распределение коэффициента теплообмена по длине сверхзвукового сопла. Чем ближе уступ к критическому сечению, тем больше максимальное значение уноса за уступом;
- форма разгара теплозащитного материала за уступом независимо от формы уступа со временем стремится к автомодельной, и при безразмерной обработке зависимость становится универсальной;
- на устойчивость течения существенным образом влияет величина абсолютной скорости основного потока и наличие в продуктах сгорания конденсированных частиц. Эти факторы упорядочивают течение, принудительно задавая ему вектор в направлении их действия и создавая эффект "газодинамической гребёнки".

Анализ позволил получить зависимость донного давления за уступом при заданном числе Маха и толщины пограничного слоя от высоты:

$$\frac{P_d}{P_{уст}} = 1 - \frac{1}{3} \sqrt{k M_{уст}} \left(\left(\frac{H}{\delta_{nc}} \right)^{\frac{1}{3}} \right)^3$$

Литература

1. Л.Н. Лавров, М.И. Соколовский, А.А. Болотов и др. Конструкции ракетных двигателей на твёрдом топливе. М. Машиностроение, 1993 г.
2. Б.И. Ларионов, М.И. Соколовский, М.Л. Филимонов и др. Внутренняя баллистика РДТТ. М. Машиностроение, 2007 г.
3. А.М. Губертов, В.В. Миронов, Д.М. Борисов и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твёрдого топлива. М. Машиностроение, 2004 г.
4. Ю.М. Кочетков, Турбулентность. Вихри Тейлора-Гёртлера // Двигатель № 3, 2014 г.
5. Г.Ф. Глов, Э.К. Мороз. Продольные вихри в сверхзвуковых течениях с отрывными зонами. Учёные записки ЦАГИ, т. VIII, № 4, 1977 г.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Торсионные жгуты // Двигатель № 4, 2014 г.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

О ПОПЫТКАХ МОДЕРНИЗАЦИИ СПОСОБА ЭРУ-ХОЛЛА

ПОЛУЧЕНИЕ АЛЮМИНИЯ ПУТЕМ ЭЛЕКТРОЛИЗА РАСТВОРА ГЛИНОЗЕМА В РАСПЛАВЕ КРИОЛИТА



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

Удивительно, но факт, что уже более 100 лет как предложенный независимо друг от друга двумя учеными - французом Эру и англичанином Холлом способ электролитического разложения глинозема на алюминий и кислород живет и побеждает. Регулярно в различных изданиях на эту тему провозглашается целесообразность глубокой модернизации способа, запуск в производственные сферы научных решений и открытий как в области теоретических изысканий, так и в области экспериментальных поисков. По мнению авторов, все основные недостатки способа Эру-Холла за последние полвека в значительной степени купированы суммой теоретических и экспериментальных достижений современной науки. Формулировка и анализ причинно-следственных связей явления "игнорирования" производством научных находок выходят за рамки этой статьи, да и находятся за рамками компетентности авторов. Поэтому рассматриваться не будут. Ограничимся констатацией факта этого "игнорирования" и рассмотрим основные научно-технические предпосылки к такой модернизации.

Как известно, современные технологии на основе способа Эру-Холла позволяют получить одну тысячу килограмм технического алюминия при следующих материальных затратах:

Глинозем (Al_2O_3) - 1920 кг.

Криолит (Na_3AlF_6) - 65 кг.

Фторид алюминия (AlF_3) - 35 кг.

Расход анодной массы - 600 кг.

Расход электроэнергии - 17 000 кВт·ч.

24 часа работы электролизера.

Кстати, для процесса электролиза алюминия требуется огромное количество электроэнергии, которую желательно получать от возобновляемых и не загрязняющих окружающую среду источников. Чаще всего для этого используются гидроэлектростанции, обладающие достаточной мощностью и не дающие выбросы в атмосферу. Например, в России 95 % алюминиевого производства обеспечены электроэнергией от ГЭС (например, Братская ГЭС обеспечивает электроэнергией Братский алюминиевый завод, а Саяно-Шушенская ГЭС - Саяногорский, Хакасский, Красноярский, Новокузнецкий алюминиевые заводы. Однако есть в мире страны, где угольная генерация пока доминирует - в частности, в Китае на неё приходится 93 % производства алюминия. В результате для производства 1 тонны алюминия с использованием гидрогенерации в атмосферу выделяется чуть более 4 тонн углекислого газа, а при использовании угольной генерации - в пять раз больше - 21,6 тонны.



Угольная генерация

Проблемы и возможные пути их решения

I. В последнее время в тематической печати появились сообщения о якобы полученных положительных результатах электролиза суспензий глинозема в различных токопроводящих средах. Нами проведена серия опытов электролиза в подобных системах. Приведём выводы, к которым мы пришли в ходе этой экспериментальной работы:

1. Электролитический процесс идет только в жидкой токопроводящей среде и только при наличии раствора Al_2O_3 в этой среде.

2. Никакого отличия процесса электролиза раствора Al_2O_3 в электролите и суспензии Al_2O_3 в этом же электролите в итоге не происходит. Просто часть глинозема из суспензии переходит в раствор и происходит известный ионный процесс, а нерастворенные частицы взвеси участия в электролитическом процессе не принимают. Поэтому, затраты на создание суспензии в электролите, несмотря на весьма туманные рассуждения о лучшем разделении реакторных зон катода и анода из-за увеличения плотности расплава, вряд ли стоят проблем создания гомогенных зон суспензий Al_2O_3 в электролите, в частности, в расплаве криолита. Результаты наших опытных работ по использованию суспензий глинозема дают основание к выводу о слишком скромном влиянии суспензии на эффективность процесса электролиза.

II. Важным направлением в повышении эффективности способа Эру-Холла, на наш взгляд, является коррекция источников энергии на создание и поддержании расплава глинозема в электролите солей с заданной температурой. Сегодня поддержание расплава в стабильном состоянии и, собственно, сам процесс электролиза осуществляется единым источником постоянного тока, включенным между катодом и анодом электролизной ванны. Нами предлагается поддержание температуры в электролизной ванне выделить как самостоятельный процесс и собственно электролиз как отдельный процесс, а это позволяет использовать разные источники энергии. Целесообразно расходовать электроэнергию только на процесс электролиза. Для поддержания стабильности расплава в электролизной ванне использовать энергию горения того или иного органического топлива. Предположительно - природного газа. Существующая сегодня в промышленности практика нахождения компромисса между необходимостью поддержания температуры в электролизной ванне, величиной электропроводности электролита и оптимизацией ионного про-

цесса между электродами не позволяет отдельно влиять на процессы и, что представляется особенно существенным, снизить затраты электроэнергетики. Несомненно, что замена источников энергии в поддержании температуры расплава электролита и глинозема в электролизере позволит оптимизировать процесс поддержания оптимальной температуры расплава, а отдельное регулирование процесса электролиза (самостоятельного электрохимического процесса) позволит оптимизировать ионные реакции.

III. В процессе электролиза оксида алюминия (глинозема) в расплаве электролита на аноде выделяется атомарный и переходящий в молекулярный кислород (O , O_2), который вместо благополучного выхода в атмосферу, вступает в реакцию с материалом угольного анода и выделяется в виде соединений углерода, в том числе и чрезвычайно вредных для окружающей среды. Из-за возникновения различных побочных продуктов, создаваемых в процессе анодных реакций, производитель вынужден применять газообразный хлор для обеспечения очистки первичного алюминия от загрязнений.

В результате прилегающие территории к местам производства, несмотря на принимаемые меры по очистке выделяемых газов и изоляции лома отработанной футеровки электролизных ванн, превратились за годы безответственной эксплуатации в зоны техногенного бедствия.



Отвалы алюминиевого завода (вид из космоса)

Очевидна необходимость коррекции технологии и в этом направлении, т.е. совершенно очевидно, на основании положительной экспериментальной практики, угольные электроды необходимо заменить на инертные или мало расходуемые. В этом направлении тематическим научным и инженерным сообществом проделана большая работа. На первом этапе модернизации угольные анодные электроды в современных промышленных электролизерах можно заменить на инертные более дешевые металлические с незначительной коррекцией конструкции электролизной ванны. Сегодня найдены металлические сплавы, материалы на основе керамики и т.п., позволяющие получить чрезвычайно стойкие анодные конструкции для электролизеров, выдержива-



Замена угольных электродов

ющие экономически целесообразные временные циклы работы в электролитическом процессе. На сегодняшний день разработана концепция биполярных электродов, позволяющих в значительной мере купировать основные недостатки существующего процесса получения алюминия.

Кстати, переход на инертные (не расходуемые) аноды, в том числе и биполярные, приведет к сокращению, а в дальнейшем и к полному отказу от использования угольных электродов (что значительно уменьшит материально-производственные затраты на алюминиевых комбинатах) и отказу от производства угольных электродов на электродных заводах, которые сами являются источником угроз окружающей среде.

Понятно, что в процессе электролиза выделяющийся на аноде электролизной ванны кислород при своём движении вверх в расплаве может вступить в реакцию окисления с другими окисляемыми продуктами расплава. Нами проделаны опыты, дающие основание утверждать, что реакции химического взаимодействия соединения частично или полностью (нужны дополнительные исследования) подавляются ионным процессом разделения. Кислород над поверхностью электролитического расплава целесообразно разбавлять азотом при температуре расплава меньше $800\text{ }^{\circ}\text{C}$ или другим дружественным Природе газом при больших температурах для снятия угрозы взрыва в объёме с высокой концентрацией кислорода.

Гораздо большего внимания, на наш взгляд, требует контактная зона стенок электролизеров с расплавом электролита и глинозема. Опыты на нашей экспериментальной установке (рис. 1) показали, что металлическая ванна, помещенная в футерованную жаропрочную конструкцию, значительно купирует различного рода включения, воспрещая их накопления в массе футеровки. При существующем положении дел такие включения не выводятся из объёма электролизной ванны, а накапливаются в порах футеровки. При завершении срока эксплуатации (ресурса) выполняется замена футеровки, и эти включения перекачываются в отвалы, плавно переходящие в настоящие горы на прилегающих к производству территориях. А уже дожди и ветры разносят содержимое отвалов и заражают громадные пространства вокруг. Достижения современной материаловедческой науки позволяют получать сплавы металлов с необходимыми служебными свойствами, необходимыми для изготовления из них электролизных ванн вместо ванн кирпичной кладки. Кроме того, металлические ванны нового поколения обеспечивают герметичность и облегчают контроль за отходящими газами.

Примером таких анодов и материалов для стенок электролизной ванны может быть двухфазный сплав $Cu-Fe-Ni$, состоящий из обогащенной по железу реакционно-способной фазы и обогащенной по меди сплошной инертной фазы и содержащие от 30 до 77 мас% меди, от 23 до 65 мас% железа и до 15 мас% никеля, причем содержание железа превышает содержание никеля не менее чем в два раза.

IV. Уже говорилось о важности снижения температуры электролитического процесса в расплаве электролизной ванны. Мы провели анализ литературных источников на тему низкотемпературного электролиза и проведенный анализ позволяет говорить об актуальности проблемы и многообразии подходов к её решению. Видится целесообразным применять электролиты с низкой температурой его плавления и достаточной растворимости глинозема в нём. Возможность вести электролиз при температурах около $700\text{ }^{\circ}\text{C}$ позволяет ожидать высокой коррозионной стойкости инертных анодных конструкций в таких электролитах и снижения разрушающих воздействий расплава электролита на контактные поверхности стенок ванны. При этом снижаются энергозатраты на разогрев и поддержание температурного режима электролита. Практические наработки теории и практики получения алюминия в лабораторных процессах позволяют приступить к разработке проектов электролизеров нового поколения, которые встраиваются в технологические цепочки существующих производственных мощностей и позволяют производить замену существующих



Экспериментальная установка после проведения серии экспериментов:
 а - верхняя часть установки,
 б - общий вид без крышки,
 в - металлический анод

ющих электролизных ванн без остановки производства в целом. Такие электролизеры для производства алюминия с разделением процесса нагрева и поддержания температуры расплава и собственно электролиза, повышают устойчивость производственного процесса с одновременным снижением трудовых и энергетических затрат, исключают отрицательное влияние глиноземных осадков и жидкого алюминия (катодная ванна). Увеличится продолжительность эксплуатации электролизера благодаря снижению температуры (не выше 700 °С) и применению биполярных электродов.

V. Улучшится качество первичного алюминия. Опыты на нашей установке дали устойчивые значения высокого качества первичного алюминия (не менее 99,5 % Al), а также подтвердили все преимущества промышленного применения инертных и биполярных электродов: исключение расхода углерода и выбросов экологически не приемлемых газов, а также увеличение единичной мощности и производительности электролизера по сравнению с существующими. Экономический эффект для завода производительностью 500 тысяч тонн алюминия в год только за счет отказа от угольных анодов (без учета тех затрат, которые шли на исключение выбросов парниковых газов) составит более \$100 млн.

VI. Кроме названных проблем, а значит и статей расхода средств существуют примыкающие технологические нюансы, среди которых можно назвать проблему запуска электролизеров после их остановки на ремонт или по другим различным причинам. Запуск после остановки на практике требует различных временных затрат, особенно после обновления футеровки ванны и т.п. Дело в том, что создание и поддержание температуры расплава в существующих технологиях происходит путём пропуска тока между электродами электролизера, а при запуске не расплавленные соли электролита не являются токопроводящими. Существующая технология состоит в расплавлении электролита в отдельной нагревательной печи или его забор в другом электролизере (что чревато для него нарушением технологических рамок) и заливка в запускаемый электролизер. Другим, более экзотичным вариантом является временное помещение в межэлектродное пространство токопроводящих элементов, замыкающих электрическую цепь между анодом и катодом, что приводит к разогреву и расплавлению электролита, после чего он приобретает необходимую проводимость для электротока. Проблема возникает затем, когда настает необходимость при температуре около 1050 °С извлечь из расплава криолита эти токопроводящие элементы.

Всех этих трудностей лишен предлагаемый нами способ отдельного нагрева и поддержки заданной температуры расплава и проведения собственно электролиза, при этом отдельный нагрев и расплавление электролита обеспечивает температуру ликвидуса (700...750 °С - зависит от химического состава электролита), переход которого заменяет процесс электронной проводимости на ионный, то есть диэлектрик в твердой фазе превращается в проводник второго типа (ионная проводимость) в жидкой фазе.

Другим важным направлением в работе по модернизации процесса Эру-Холла является оптимизация химического состава электролита. Существующий электролит представляет собой расплав криолита с добавлением фторида алюминия. Как известно, электролит должен отвечать трем основным свойствам:

- иметь сравнительно низкую температуру плавления (700 °С),
- обладать достаточной для процесса электролиза электропроводностью и приемлемой агрессивностью,
- иметь низкую себестоимость.

Таким требованиям могут соответствовать электролиты следующего химического состава:

1. 18%BaF₂-18%NaF-16%CaF₂-48%AlF₃ (температура плавления T_n - 670 °С).
2. 39%KF-10%NaF-51%AlF₃ (T_n - 720...740 °С).

PS

Группой молодых исследователей компании "СЕФКО" под руководством кандидата технических наук Олега Владимировича Анисимова разработана, испытана и представлена к патентованию в России принципиально новая технология - "Технология СЕФКО". Найденные подходы призваны устранить недостатки существующих технологических подходов и превратить производство алюминия в экологически полезное, экономически оправданное, не привязанное к точкам мощной генерации электроэнергии производство. Уменьшение расходуемой электроэнергии примерно на 40 %; замена парниковых газов (СО и СО₂) на отдаваемый в природу кислород (О и О₂); отказ от применения футеровки электролизных ванн, заразившей примыкающие к действующим алюминиевым производствам огромные территории; слив первичного алюминия непосредственно по назначению из электролизной ванны через шибберные заслонки; возможность полной автоматизации производственного процесса с удаленным контролем делают данную технологию достойной для замены технологии Эру-Холла.

Редакция

МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

ПРИМЕНЕНИЕ ТРУБЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ

Александр Иванович Бажанов, академик МИА

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

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

Описаны некоторые оригинальные способы использования труб для исследования процессов механики сплошных сред. Проанализированы опыты на соплах и трубах с вихревыми эффектами. Представлены описания опытов Рейнольдса на трубе, открывших проблему турбулентности. Дано описание и анализ открытия вихрей Тейлора на коаксиальных цилиндрах, положившего начало развитию вихревой гидрогазодинамики. Описаны оригинальные опыты на трубе с тепловым акустическим эффектом Рийке и Босша-Рисса, сформировавшие новые взгляды на устойчивость протекания газодинамических процессов. Представлены трубы Ранка-Хилша, эффект сепарации тепла в которых широко используется в химической и нефтяной промышленности.

Some original ways of using pipes to study the processes of continuum mechanics are described. Experiments on nozzles and pipes with vortex effects are analyzed. The descriptions of Reynolds' experiments on the pipe, which revealed the problem of turbulence, are presented. The description and analysis of the discovery of Taylor vortices on coaxial cylinders, which initiated the development of vortex hydrogas dynamics, is given. The original experiments on a pipe with the thermal acoustic effect of Rijke and Bossch-Riess, which formed new views on the stability of the flow of gas-dynamic processes, are described. The Rank-Hilsha pipes are presented, the effect of heat separation in which is widely used in the chemical and petroleum industries.

Ключевые слова: механика сплошных сред, параметры потока, труба, дозвуковые течения, сверхзвуковые течения.
Keywords: continuum mechanics, flow parameters, pipe, subsonic flows, supersonic flows.

Введение

Самая популярная конфигурация в гидрогазовой динамике - труба или как её вариация - сопло. И это не случайно, именно труба является наиболее простым каналом и определяет внутреннее течение в критических условиях. Почему критических? Потому, что при прохождении рабочего тела по трубе поток не испытывает градиент давления: $\text{grad } P = \text{const}$. Поэтому часто в гидро- и газодинамических задачах используют эту ситуацию, а потом поправляют решение с помощью коэффициентов. Именно на трубах было получено множество великолепных эффектов, которые явились эталоном сравнения процессов.

Рассмотрим некоторые важные трубные эффекты, которые сыграли определяющую роль при исследовании процессов гидрогазодинамики, акустики и теплопереноса [1].

Опыты Рейнольдса

Свои опыты Рейнольдс проводил на стеклянных трубках, с помощью которых наблюдал картину течения в них. Он показал, что краситель, введённый в воду и текущий в стеклянной трубке, быстро вытягивается в длинную, резко очерченную, не смешивающуюся с водой струю, движущуюся параллельно стенкам трубки. Эксперименты показали, что внутренние слои движутся быстрее, слои примыкающие к стенке трубы - медленнее. Вода движется внутри трубы концентрическими слоями, как бы вложенными один в другой. Подобные течения Рейнольдс называет ламинарными (рис. 1,а). При увеличении скорости, с определённого значения поток теряет устойчивость (рис. 1,б) и превращается в вихревой [1], для которого лорд Кельвин ввёл понятие - турбулентное течение (рис. 1,в-е).

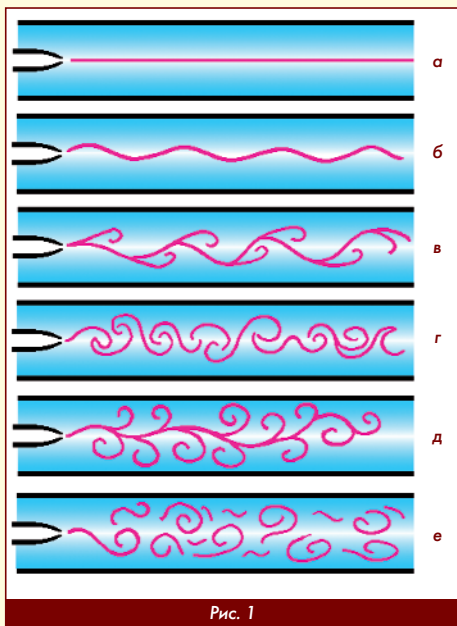


Рис. 1

Вихри Тейлора

Джеффри Инграм Тейлор, изучая движения во вращающихся коаксиальных цилиндрах открыл не известный до той поры вид течения, в дальнейшем названный вихрями Тейлора [1]. По-видимому, всё начиналось с желания повторить эксперименты Куэтта на коаксиальных цилиндрах с потоком жидкости между двумя параллельными стенками, одна из которых могла совершать движения относительно другой. Такая конструкция позволяла увеличить путь движения условно до бесконечности и получить ожидаемый профиль скорости в виде установившегося распределения по радиусу. Но эффект оказался неожиданным - Тейлор получил новое регулярное вихревое течение - тороидальные вихри, заполняющие все пространство между цилиндрами (рис. 2).

Вращение соседних вихрей происходит в противоположных направлениях, а вихри представляли собой естественные торы с образованием линий стекания и растекания на границах контакта.

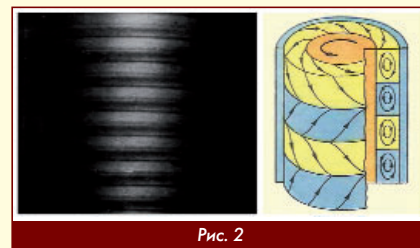


Рис. 2

Вихри Тейлора-Гёртлера

Под впечатлением от открытия Тейлора было сделано другое великолепное открытие. Были предсказаны, а затем экспериментально многократно получены, по существу, аналогичные вихри на криволинейных вогнутых стенках. Эти вихри были предсказаны известным канадским ученым Генри Гёртлером и названы вихрями Тейлора-Гёртлера [2].

Такие вихри были получены при исследовании течений за цилиндрическими уступами на воздухе с помощью саже-масляных картин. Результат одного из экспериментов, проведенных Г.Ф. Готовым в ЦАГИ [3], представлен на рис. 3.

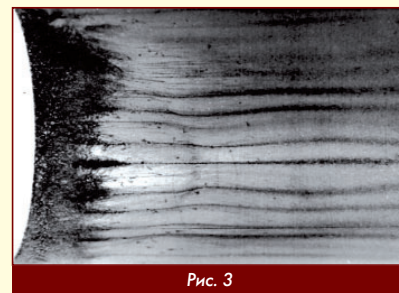


Рис. 3

Подобные вихри многократно были получены на сопловых блоках при исследовании теплообмена. На рис. 4. показаны результаты теплового эксперимента на фторопластовой стенке в условиях течения внутри цилиндрического сверхзвукового газотока [4].

Вихри имеют регулярную продольную структуру, распределённую по окружности трубы, и представляют собой парные, вращающиеся навстречу друг другу винтовые течения.

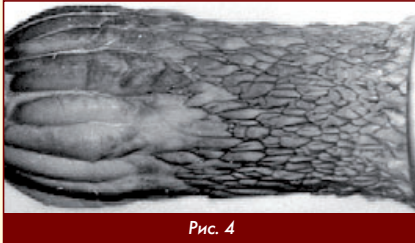


Рис. 4

Волны Толмина-Шлихтинга

В трубе так же были получены достаточно редко появляющиеся в практике течения в виде волн, расположенных по периферии трубы. Эти волны представляют собой системно расположенные вдоль стенки трубы структуры. На достаточно длинных камерах ЖРД малой тяги [5] были зафиксированы отпечатки этих структур на фторопласте (рис. 5).

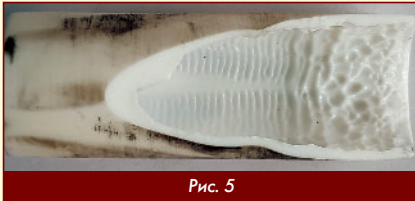


Рис. 5

Образование вихря в трубе

На вертикальной цилиндрической установке с прозрачными стенками (рис. 6) были проведены эксперименты по образованию вихря [6]. Внутри исследуемого объёма находилась вода, которая раскручивалась под действием вращения нижнего дна. Верхняя крышка была зафиксирована и не приводилась в движение. По мере раскручивания воды периферийная часть двигалась вдоль стенки, образуя ламинарное течение, а центральная осевая часть испытывала в процессе набора скорости преобразование. В начале раскрутки появлялись пузыри вдоль оси цилиндра, вызванные сильным растяжением жидкости и появлением эффекта кавитации. С увеличением скорости пузыри сосредотачивались вблизи оси и постепенно группировались вдоль спирального жгута, сформированного из самих пузырьков. В завершающий момент пузырьки сливались в единую сплошную форму, приобретая устойчивое положение, определяющее движение жидкости вблизи оси образовавшегося вихря.



Рис. 6

Таким образом с помощью трубы была исследована структура вихря, которая состоит из ламинарного периферийного течения по окружности и торсионного течения (течения с кручением потока) вблизи оси трубы.

Эффект вихревой трубы Ранка-Хилша

В трубе Ранка-Хилша (рис. 7) исследовалась тепловая стратификация жидкости, подающейся в рабочую камеру с разделением её на очень холодный и достаточно горячий потоки. Основная причина, вызывающая такое расслоение - центробежная подача основного потока через тангенциальные каналы в устройство импеллерного типа с последующим вихревым движением в противоположные стороны по левую и правую границу трубы в атмосферу. Первоначальная закрутка создаёт условия появления устойчивого вихря в зоне подачи, который в дальнейшем разделяется на

периферийный и центральный. При этом периферийная часть вихря отсекается коаксиальным телом, а центральная собирается в трубе меньшего размера и выводится наружу. Благодаря центробежным силам в центре вихря понижается давление (пропорционально, прежде всего, величине центробежной силы) и зависит от его величины на входе в канал. При этом масса центральной части вихря начинает уходить из центра, создавая в этой области разрежение. Происходит адиабатическое расширение газа, и температура в центре вихря резко падает. Одновременно температура на периферии резко возрастает в соответствии с ростом давления.

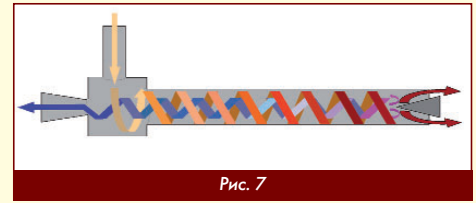


Рис. 7

В работе [7] были проведены экспериментальные и расчётные исследования по изучению свойств трубы Ранка-Хилша. В результате были установлены несколько эффектов, характеризующих особенности работы этого устройства и показана высокая эффективность в получении холода.

Звучащая труба Рийке

Первый опыт, поставленный Рийке, являлся примером образования звука в результате нагревания. Он демонстрировал поразительное явление - звучание вертикально установленной трубы после подведения к ней тепловой энергии (рис. 8). Энергия поступала от нагретой до красна металлической плоской сетки с частотой мелкой ячейкой в область с сечением, расположенным на расстоянии четверти длины трубы со стороны нижней части. Труба была расположена вертикально с целью организации конвективных потоков внутри неё. Сквозная тяга, возникающая в трубе, приводила к возникновению звука значительной силы. Рийке установил, что расположение нагретой сетки в любом другом месте, в нижнем или верхнем сечении не приводила к звучанию.



Рис. 8

Явление, открытое Рийке, вдохновило многих учёных на исследование данного процесса. Через некоторое время естествоиспытателями Босшем и Риссом было открыто ещё одно явление, схожее по своей значимости с явлением Рийке. Они поставили аналогичный эксперимент на трубе, но сетку разместили на трех четвертых высоты трубы. При этом сетка не нагревалась, а наоборот охлаждалась. Потоки тёплого воздуха поступали снизу от трубы и пересекали охлажденную сетку. Труба также звучала. Следует отметить, что в обоих опытах тепло либо подводилось к сетке, либо отводилось от неё. После опытов стало очевидно, что тепло является основным источником энергии, питающим колебательную систему.

В результате проведённого обзора можно сделать вывод, что для исследования процессов, связанных с механикой сплошных сред, труба является эффективным инструментом, позволяющим получать простым способом очень сложные эффекты и разработать математические подходы.

Литература

1. М. Ван-Дайк. Альбом течений жидкости и газа. М. Издание Мир. 1986 г.
2. Г. Гёртлер. Трёхмерная неустойчивость плоского течения с критической точкой при наличии вихреобразных возмущений. Проблемы пограничного слоя и вопросы теплопередачи. М. Государственное энергетическое издательство. 1960 г.
3. Г.Ф. Глотов. Аэродинамика летательных аппаратов в фотографиях. Жуковский. ЦАГИ. 2003 г.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вихри Тейлора-Гёртлера // Двигатель № 3, 2014 г.
5. А.И. Бажанов, Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Пространственный нестационарно-тепловой экерцис ЖРДМТ // Двигатель № 1, 2020 г.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Генерация вихря в трубе // Двигатель № 5, 2019 г.
7. Ю.М. Кочетков, И.Н. Боровик, О.А. Подымова и др. Вихревые эффекты в вихревых трубах Ранка-Хилша // Вестник МАИ. Том 23. № 4. 2016 г.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

О ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ СКОРОСТИ ПОТОКА ПУТЁМ ДЕФОРМАЦИИ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНОГО СОПЛА В ПРОЦЕССЕ РАБОТЫ ЖРД

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

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

Никита Сергеевич Кураносов, аспирант

Повышение энергомассовых характеристик является важнейшим направлением в развитии и совершенствовании ЖРД. Это связано с оптимизацией временных, материальных, а главное – экономических ресурсов.

В связи с этим весьма перспективным является использование углерод-углеродных материалов. Однако использование их в тонкостенных конструкциях сверхзвуковых насадков путём деформации может привести к заметному увеличению степени расширения сопла и повлиять на увеличение скорости потока. В работе изложена попытка расчётным путем проверить это предположение.

Increasing the energy-mass characteristics is the most important direction in the development and improvement of the LRE. This is due to the optimization of time, material, and most importantly – economic resources. In this regard, the use of carbon-carbon materials is very promising. However, their use in thin-walled structures of supersonic nozzles by deformation can lead to a noticeable increase in the degree of nozzle expansion and affect the increase in flow velocity. The paper presents an attempt to test this assumption by calculation.

Ключевые слова: ЖРД, углерод-углеродный композиционный материал, сопловой насадок, прочность, деформация.

Keywords: Liquid rocket engine, carbon-carbon composite material, nozzle nozzles, strength, deformation.

Применение углерод-углеродных композиционных материалов (УУКМ) является одним из путей повышения эффективности жидкостных ракетных двигателей благодаря достижениям энергомассового совершенства.

Анализ показал, что использование в ЖРД композиционных материалов в качестве баков, ферм, отражателей и других узлов тривиально и рационально тем, что при их использовании масса конструкции снижается в 5-7 раз в зависимости от исходного материала. Но использование в ЖРД углерод-углеродных композиционных насадков качественно отличается от перечисленных ранее конструкций. В данном случае использование насадков не только снижает массу конструкции из-за меньшей плотности, но также исключает введение дополнительных мощностей ТНА в целях охлаждения стенок. Если происходит обычная доработка конструкции путём удлинения сопла, то вся энергетическая, конструкторская и материальная часть исходного двигателя остаётся неизменной. Охлаждение насадка осуществляется радиационным способом.

Таким образом, увеличение удельного импульса путём удлинения сопла будет гораздо выше тех потерь, которые появляются из-за свойств материала и эквивалента массы конструкции.

Использование углерод-углеродных материалов возможно до температур, не превышающих технологические температуры изготовления, то есть 1830 К, это температура печи графитации, при которой происходит насыщение матрицы сопла пироуглеродом.

При использовании углерод-углеродных композиционных материалов длина насадков будет ограничена оптимальным значением, после которого значения энергомассовой характеристики будут падать.

По свойствам УУКМ не уступает многим металлическим, а часто их превосходит. Он сверхлёгкий и сверхпрочный. При этом насадки из этого материала выгодно делать тонкостенными. В связи с этим следует учесть одно из свойств тонкостенных насадков.

В процессе работы материал насадков под воздействием внутреннего давления имеет свойство деформироваться в радиальном направлении. При этом увеличивается проходная площадь на срезе сопла. Вопрос величины прироста этой площади остаётся на сегодняшний день открытым. Можно ожидать, что он будет заметным, и его тоже необходимо учитывать. Поэтому было сочтено необходимым проведение прочностных расчётов для определения этих деформаций и последующего расчёта приобретаемого удельного импульса тяги.

И тогда основной задачей будет массово-энергетический анализ использования углерод-углеродных композиционных материалов в целях определения энергомассового совершенства возмож-

ных доработок существующих двигателей и разработок новых перспективных конструкций высоких степеней расширения.

Практическое применение УУКМ

Применение на верхних ступенях ракет сопел с большой степенью расширения в условиях габаритных ограничений привело к необходимости использования раздвижных сопел с телескопическими насадками. Первые отечественные насадки появились в РДТТ.

Первым упоминанием в зарубежной литературе результатов успешного применения сопла из УУКМ являются испытания в составе модельного ЖРД, работающего на компонентах топлива кислород-водород.

Практическое применение в ЖРД-строении сопла из УУКМ нашли в совместном американско-французском проекте по созданию двигателя RL-10B-2.

Были выполнены проектно-конструкторские и технологические работы, в результате которых для кислород-водородного двигателя был создан неохлаждаемый сопловой насадок, который позволил увеличить удельный импульс на 30 с.

Углерод-углеродное комбинированное сопло предусматривается и в совместном европейском двигателе VINCI.

В отечественной практике впервые материал традиционно применяемый в соплах РДТТ был использован на маршевом двигателе 11Д58М в рамках международного проекта "Sea Launch".

Увеличение удельного импульса сопла на 4 с, полученное в результате применения насадка, эквивалентно увеличению полезной нагрузки на 90 кг [4].

Отличие реальных процессов в ЖРД от идеальных учитывается с помощью коэффициентов относительных потерь удельного импульса тяги. Неоднородное распыление компонентов топлива, их смешение и неполное сгорание учитываются с помощью коэффициента потерь в камере сгорания.

Непараллельность векторов скорости продуктов сгорания оси сопла, приводящая к рассеиванию струи, может вызывать самые значительные по величине потери. Примерно половину из них составляют потери, вызванные трением.

Величина потерь на химическую неравновесность, обусловленная незавершенностью реакций рекомбинации диссоциированных продуктов, соответствует значениям 0,1...0,2 % от величины удельного импульса тяги.

В дальнейшем эти цифры использовались для сопоставления изменения величины удельного импульса тяги при деформации (в процессе работы двигателя) концевой части сопла из УУКМ.

Расчётные исследования деформаций концевой части насадка на примере двигателя 11Д58М

Массово-энергетический анализ использования УУКМ для насадков ЖРД проводится на основании конструкции насадка двигателя 11Д58М. Производилось сравнение двух вариантов сопловых насадков в целях определения эффективности их применения на двигателях с высокими степенями расширения.

Было рассмотрено два конструктивных решения: из УУКМ и из сплава Ti-Nb-Ti. Геометрические характеристики насадков приведены в таблице 1.

Таблица 1

Параметр	Диаметр среза сопла, мм	Диаметр в области стыка, мм	Длина насадка, мм	Степень расширения	Расстояние от среза до критики, мм
Величина	1140	816	700	184	1400

Для расчёта таких параметров как удельный импульс, температура и давление на срезе использовался программный комплекс ASTRA.

Расчёт соплового насадка производится для кислород-керосинового двигателя с давлением в камере сгорания 7,8 Мпа. Геометрическая степень расширения - 184. Результаты расчёта представлены в таблице 2.

Характеристики равновесия - СИ (вых. сечение) Таблица 2

P = 0,0035478	T = 1839,98	V = 148,443	S = 10,7365	l = -7196,66
U = -7723,31	M = 34,424	Cp = 1,78591	k = 1,19086	Cp'' = 1,89884
k' = 1,18131	A = 788,634	Mu = 0,0000598	lt = 0,164947	lt'' = 0,163662
MM = 29,0495	Cp.r = 1,78591	k.r = 1,19086	MM.r = 29,0495	R.r = 286,223
Z = 0	Pl = 0	Bm = 0,350489	n = 1,12406	W = 3597,01
W/A = 4,56106	F/F* = 183,999	F' = 0,0412686	lудп = 381,727	

Расчёт радиального перемещения насадков был выполнен в программном комплексе Ansys.



Рис. 1 Геометрическая модель насадка

Для закрепления насадка в месте стыка было предусмотрено утолщение стенки до 8 мм (9 мм для Ti-Ni-Ti). Толщина насадка изменялась линейно от значения 8 мм в области стыка с металлической частью сопла двигателя 11Д58М до 3 мм на срезе. Геометрическая модель насадка представлена на рис. 1.

Для сопряжённого расчёта соплового насадка в программных модулях "Steady-State Thermal" и "Static Structural" была построена сеточная модель. Размер получившейся модели составлял 90 тыс. элементов для насадка из УУКМ, а для насадка из Ti-Nb-Ti сплава - 95 тыс. элементов.

Для анализа установившегося теплового поля использовался модуль "Steady-State Thermal". При постановке задачи были учтены тепловые потоки, приходящиеся на внутреннюю стенку соплового насадка, температура огневой стенки, основанная на термодинамическом расчёте. На основе решения уравнения стационарной теплопроводности были получены поля распределения температур и тепловых потоков, которые в дальнейшем были использованы в прочностном расчёте и при определении деформаций (рис. 2).

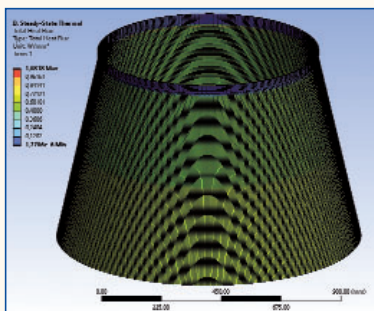


Рис. 2 Распределение тепловых потоков в насадке из УУКМ

Расчёт на прочность

Расчёт на прочность предусматривал использование модуля "Static Structural", который предназначен для решения задач механики деформируемого твёрдого тела в статической постановке.

Для расчёта соплового насадка задавался способ закрепления и внутреннее давление на огневую стенку насадка. Так как сопловой насадок на натурном двигателе закрепляется деталями из титанового сплава, задаём соответствующий этому коэффициент жёсткости.

Необходимые характеристики материала задаём, пользуясь библиотекой "Engineering data" [2, 3]. Основные характеристики материалов представлены в таблице 3.

Таблица 3

Характеристика	Материал	
	УУКМ	Ti-Nb-Ti
Плотность, кг/м ³	1750	5800
Модуль упругости, Па	160·10 ⁹	96·10 ⁹
Коэффициент температурного линейного расширения, 1/°C	1,2·10 ⁻⁶ 2,2·10 ⁻⁶	4·10 ⁻⁶
Теплопроводность, Вт/(м·K)	40	20
Предел прочности на растяжение (н.у), МПа	140·10 ⁶ 130·10 ⁶	930·10 ⁶
Предел прочности при сгибе (н.у), МПа	130·10 ⁶ 110·10 ⁶	800·10 ⁶
Предел прочности при сжатии (н.у), МПа	110·10 ⁶ 70·10 ⁶	870·10 ⁶

Иллюстрации расчётов приведены на рис. 3, 4, 5. Численные результаты расчетов представлены в табл. 4.

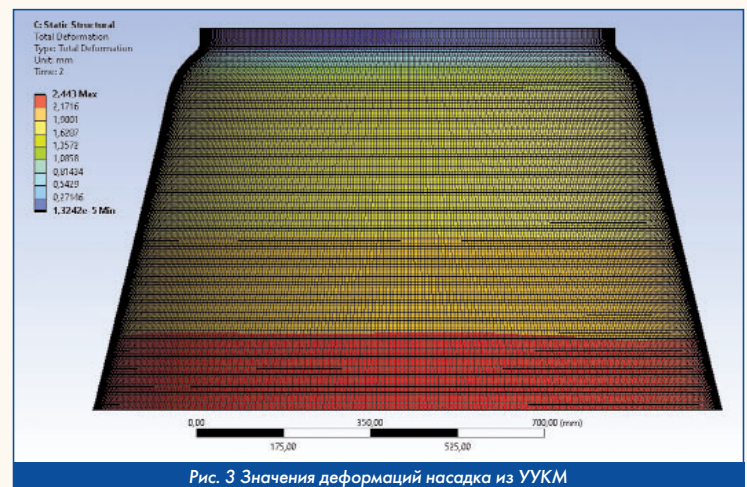


Рис. 3 Значения деформаций насадка из УУКМ

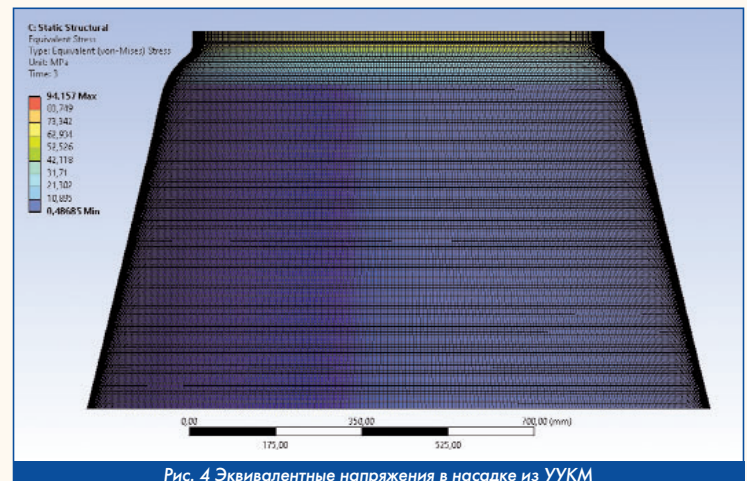


Рис. 4 Эквивалентные напряжения в насадке из УУКМ

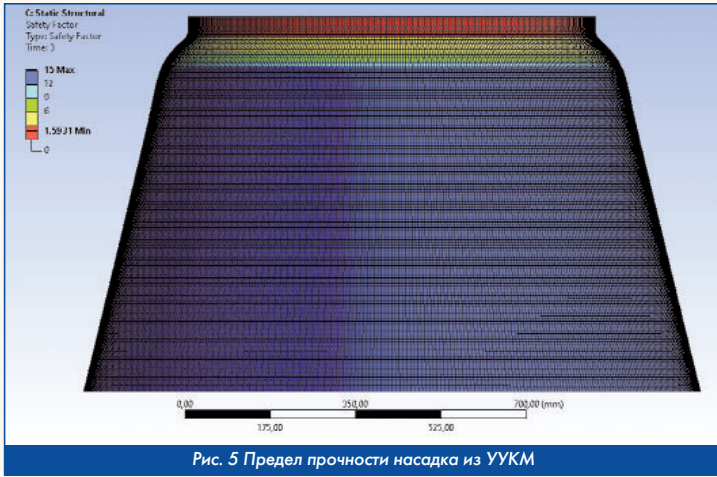


Рис. 5 Предел прочности насадка из УУКМ

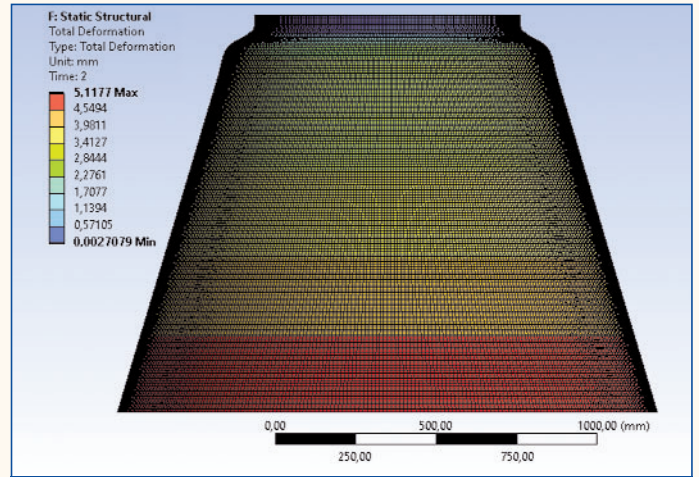


Рис. 6 Суммарные деформации соплового насадка

Таблица 4

Характеристика	Материал	
	УУКМ	Ti-Nb-Ti
Плотность, кг/м ³	1750	5800
Объём насадка, м ³	0,0099	0,0107
Масса, кг	17,35	62,06
Деформация в радиальном направлении, м	2,44·10 ⁻³	2,96·10 ⁻³
Прирост площади среза сопла, %	~1	~1,1

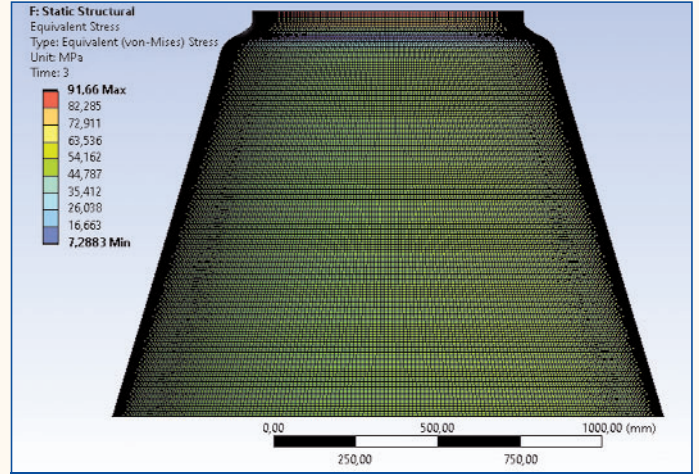


Рис. 7 Эквивалентные напряжения соплового насадка

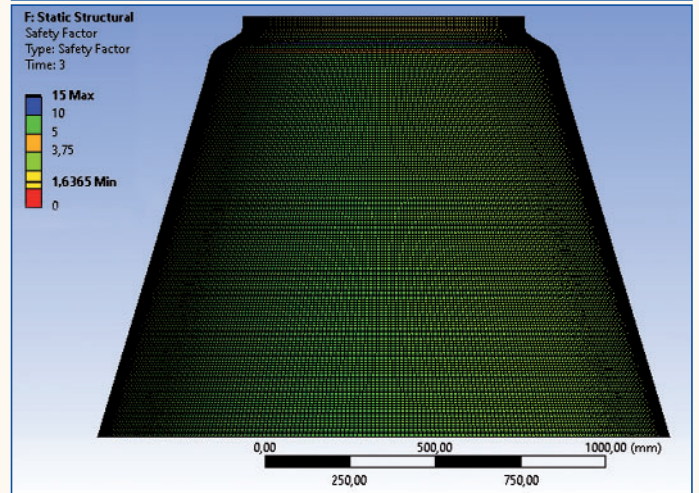


Рис. 8 Предел прочности соплового насадка

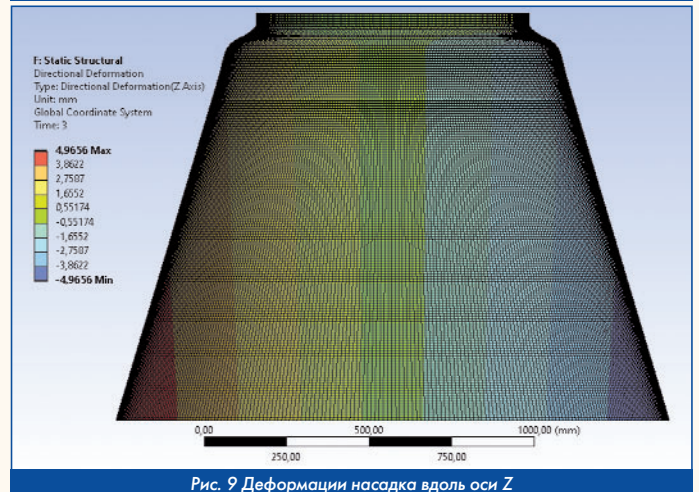


Рис. 9 Деформации насадка вдоль оси Z

При выборе УУКМ в качестве материала насадка мы получаем выигрыш в массе равный 44 кг, что эквивалентно 2 с удельного импульса тяги для данного двигателя.

Для получения дополнительного удельного импульса тяги целесообразно удлинение насадка из УУКМ "использованием" разницы в массе.

Расчёт удлинённого соплового насадка

Используя зависимость:

$$I_n = \frac{dl}{dM} M, \tag{1}$$

можно определить эквивалентную потерю удельного импульса тяги из-за добавления "лишней массы". Величина эквивалента dl/dM для каждой конструкции двигателя известна из баллистических расчётов и является величиной постоянной. Для данного двигателя принимаем 0,044.

Окончательно для безразмерного аргумента $\bar{r}_a = R_a/r_{кр}$ (где $r_{кр}$ - радиус критического сечения сопла) можно записать:

$$I_M = \pi \frac{dl}{dM} \frac{\rho P_k d_{кр}}{\sigma_p \cos 2\theta_n} \pi (r_a) r_a (\bar{r}_a^2 - r_{cm}^2). \tag{2}$$

Эффективная величина прироста удельного импульса тяги определяется, как разность термодинамического удельного импульса $I_T(\bar{r}_a)$ и величины $I_M(\bar{r}_a)$.

Оптимальное значение длины насадка $X_{нас}$ получится из условия:

$$\frac{dl}{dr_a} = 0. \tag{3}$$

Полученное значение длины насадка приблизительно соответствует длине насадка прототипа и составляет 1150 мм.

Для сопряженного расчёта соплового насадка в программных модулях "Steady-State Thermal" и "Static Structural" была построена геометрия и сеточная модель. Толщина насадка изменяется линейно от значения 8 мм в области стыка до 2 мм на срезе сопла. Размер получившейся модели составляет 110 тыс. элементов. Результаты расчётов представлены на рис. 6 - 9.

Так же были проведены термодинамические расчёты удлинённого насадка, пересчитаны степени расширения и соответствующие удельные импульсы. Результаты расчётов приведены в таблице 5.

Таблица 5

Характеристика	Материал		
	УУКМ	УУКМ (удл.)	Ti-Nb-Ti
Масса, кг	17,35	25	62,06
Геометрическая степень расширения сопла	184	280	184
Увеличенная геометрическая степень расширения сопла	187,4	286	188
Удельный импульс, с	381,727	387,688	381,727
Удельный импульс при учёте расширения сопла, с	382	388,073	382,046

Анализ результатов расчёта

Таким образом при использовании УУКМ в качестве материала насадка получается выигрыш в массе равный 44 кг, что эквивалентно 2 с удельного импульса тяги для данного двигателя. Уменьшение толщины и одновременное удлинение насадка из УУКМ, используя полученную разницу в массе, позволяет увеличить удельный импульс тяги на 6 с, что эквивалентно дополнительным 135 кг полезной нагрузки.

Кроме того, воздействие давления продуктов сгорания и тепловых потоков в тонкостенном сопловом насадке приводит к деформации материала насадка, что увеличивает проходную площадь на срезе сопла и, соответственно, геометрической степени расширения. В результате удельный импульс увеличивается ещё на 0,1 %. Соответственно, величина прибавки удельного импульса от данного эффекта сопоставима с половиной потерь на неравновесность, численное значение которых для ЖРД составляет 0,1...0,2 % от удельного импульса тяги. Это говорит о соизмеримости дополнительного прироста удельного импульса тяги из-за деформации контура с одним из важных видов потерь и пренебрегать этим нельзя. Действительно, малые значения прироста удельного импульса тяги соизмеримы с точностью расчётов, но даже малые доли удельного импульса тяги могут дать весьма ощутимую добавку к массе полезной нагрузки.

Улучшение качества проводимых расчётов требует больших потребных вычислительных мощностей для увеличения количества поперечных элементов сетки. Следует особенно учитывать и то, что материал армированный, и в расчётах необходимо применять соответствующие критерии прочности (например, Кунтце или квадратичный критерий Цая-Ву). Это само по себе является трудоёмким процессом из-за недостатка исходных данных и данных по испытаниям УУКМ. **П**

Литература

1. M. Lacoste, A. Lacombe, P. Joyez, F.M. Ellis, J.C. Lee, F.M. Payne. Carbon-carbon extendible nozzles. Paper IAF. 97. Presented at the 48th International Astronautical Congress, October 6-10, 1997, Turin, Italy.
2. В.В. Васильев, В.Д. Протасов, В.В. Болотин и др. Композиционные материалы: Справочник М., Машиностроение, 1990, 512 с.
3. Абашев В.М. Конструкционные материалы, используемые в ракетных двигателях М., МАИ, 2009, 84 с.
4. Межевов А.В., Скоромнов В.И., Козлов А.В., Тупицын Н.Н., Хаспеков В.Г. Внедрение соплового насадка радиационного охлаждения из углерод-углеродного композиционного материала на камеру маршевого двигателя 11Д58М разгонного блока ДМ-SL // Вестник Самарского университета, 2006, № 10, 260-265 с.
5. Н.Д. Коваленко, Г.А. Стрельников, А.Е. Золотко. Газодинамические аспекты и разработки сопел двигателей ступеней ракет с высокой плотностью компоновки // Техническая механика, 2011, № 3, 36-53 с.
6. Колесников С.А., Костиков В.И. Крупногабаритные сопла из углерод-углеродных композиционных материалов для ракетных двигателей твердого топлива // Авиакосмическая техника и технология. Aerospace technology, 2006, № 2, 53-60 с.
7. Шнякин В.М., Коваленко А.Н. Особенности отработки ЖРД с сопловым насадком из углерод-углеродного композиционного материала // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва, 2009, № 8, 132-138 с.

Связь с авторами: swgeorgiy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ. Испытания модернизированного RS-25

Продолжается подготовка к полёту на Луну американской миссии Artemis, в рамках которой 14 декабря 2022 года были проведены первые огневые испытания модернизированного двигателя RS-25 тяжелой ракеты SLS (Space Launch System). Полёт с пилотируемым космическим кораблем возможен не ранее 2028 года.

Испытания проводились в Центре космических исследований имени Стенниса на стенде Fred Haise Test Stand. Двигатель проработал 209 секунд вместо требуемого минимума 500 секунд из-за срабатывания системы диагностики, которая дала команду на его выключение. Инженеры компании Aerojet Rocketdyne - разработчика двигателей, анализируют телеметрические данные с целью выявления причины прерывания его работы. Во время последующих испытаний двигатель RS-25 должен будет проработать все 500 секунд, необходимых для вывода ракеты SLS в космос.

В настоящее время в распоряжении НАСА имеется 12 старых двигателей RS-25 из 16, оставшихся после закрытия программы космических Шаттлов. Четыре из них уже отработали в ходе первого полёта PH SLS миссии Artemis 1, запуск которой был прове-

дён 16 ноября 2022 года, в ходе которой беспилотный корабль «Орион» вышел на лунную орбиту, а затем вернулся к Земле и приводнился в Тихом океане. Остальные 12 двигателей отправят в космос корабли миссий Artemis 2, 3 и 4. И только миссия Artemis 5 должна будет взлететь на новых модернизированных RS-25.

В 2015 году НАСА профинансировало Aerojet Rocketdyne для производства шести новых двигателей, а затем дозаказало ещё 18. Новые RS-25 массой 3,54 т должны создавать тягу 232,38 тс, что на 11 % больше, чем у предшественников.

Производство двигателей также будет на новом технологическом уровне: трехмерная печать, склеивание горячим изостатическим прессованием, изготовление деталей на пятиосевых фрезерных станках, а контроль производственного процесса будет осуществляться цифровыми рентгеновскими аппаратами, что снизит затраты на создание новых двигателей на 30 % по сравнению со старыми двигателями и обеспечит высокое качество.

В дополнение к усовершенствованиям в производстве, Aerojet Rocketdyne недавно переработала кожух сопла двигателя, кото-

рый будет собран из четырех конструктивных элементов вместо 37 отдельных частей. Этот технологический приём снизит стоимость сопел более чем на 20 %. В модернизированном RS-25 также устанавливаются новые компоненты, включая инжекторы, контроллеры и т.п.

Первое неудачное испытание предшествовало сертификационным испытаниям, начало которых запланировано на 2023 год. В случае успешного прохождения сертификационных испытаний компания Aerojet Rocketdyne сможет запустить производственный процесс по изготовлению новых двигателей. **П**



ГРАВИТАЦИЯ

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

Физика – наука о взаимодействиях материи. Взаимодействия материи бывают контактные и полевые. Описана физика полевого взаимодействия материальных объектов (МО) двумя подходами. Первый – путём модификации известных уравнений, второй – путём принятия источником гравитации (процесса взаимодействия МО) внутреннее движение материи в МО, создающего электрические заряды, и тогда силу взаимодействия математически описать как пондемоторную силу. Показана возможность объединения законов Ньютона и Кулона в один закон центрального взаимодействия. Раскрыты внутренние и внешние стороны явления гравитации.

Явление гравитации со времен Исаака Ньютона будоражит умы физиков мира. Так современные физики, авторы "теории гравитации" [1, 2], решая построить модель механизма гравитационного взаимодействия, встали на три ключевых принципа - принцип единства природы, принцип силового близкодействия и принцип отсутствия в природе точечных, безразмерных частиц. Но они признали электромагнитное и гравитационное поле не как возмущение среды передачи импульса, а как "единое поле", или "физический вакуум", или "эфир", и таким образом встали на позицию теории физического вакуума, оторванной от реальности. Хотя они правильно, с нашей точки зрения, определили механизм передачи силовых взаимодействий гравитации, основанный на поляризации этого "единого поля" (на самом деле - материи).

В своей монографии Л.А. Похмельных [3 стр. 12] пишет, что "кулоновская и ньютоновская записи закона центрального взаимодействия не описывают взаимодействия зарядов и масс через поля, т.е. не отвечают современному принципу близкодействия", и далее даёт представление процесса взаимодействия МО [3 стр. 20]: "один - описывает частицу и тело как источник поля, второй - их же как объекты воздействия внешнего поля", это соответствует подходу неточечной физики в [4]. Автор вводит в рассмотрение поле МО в виде векторной характеристики f , не зависящей от пространственной ориентации взаимодействующих МО, как, например, в [4] это функционалы $\Psi_{МО/Г}(r)$ - гравитационный и $\Psi_{МО/Э}(r)$ - электрический, а характеристику МО, на который происходит воздействие поля, автор представил в виде площади s , что никак не может быть характеристикой ни заряда, ни инерциальной массы.

В другой работе Л.А. Похмельных [5] за базу новой физики принял исправленную запись закона центрального взаимодействия частиц и тел, предполагающую:

- 1) воздействие поля одной частицы или тела на поверхность другой частицы или тела;
- 2) принципиальную непрозрачность частиц и тел для центральных полей протонов и электронов;
- 3) существование эфира - материального вакуума, среды с реальными материальными элементами, формирующими силовые линии центральных полей.

По первому пункту: нет учёта ультраметрики материи (только верхний её уровень - поверхность тела), состояния зарядов материи по уровням (связанные и свободные), изменений материи от уровня воздействующего поля и функциональных связей (ФС) материальных объектов [6].

Примечание: уровни материи - тела, молекулярные образования, молекулы, атомы, нуклоны и т.д. до бесконечности [4].

По второму пункту: ничем не обоснованное утверждение, не имеющее ничего общего со взаимодействием полей с материей, да и представлять материю только протонами и электронами - сильное упрощение.

По третьему пункту: в постулатах неточечной физики [4] также отрицается вакуум.

Постановка задачи: Необходимо получить описание физики полевого взаимодействия МО.

Методически можно предложить два подхода:

1. Внести в известные уравнения Ньютона и Кулона полевые функционалы $\Psi_{МО/Г}(r)$ [кг], $\Psi_{МО/Э}(r)$ [Кл], и тем самым перейти от дальнего действия к близкодействию.

2. Принять источником гравитации (процесса взаимодействия МО) внутреннее движение материи в МО, создающее электрические заряды, а силу взаимодействия математически описать как пондемоторную силу. А полевой функционал $\Psi_{МО/Э}(r)$ [В/м] рассматривать как ненормированную диаграмму направленности электрического поля (ЭП) МО, находящегося на расстоянии r от МО, на которое оказывается полевое воздействие.

По первой методике и в соответствии с постулатами [4] закон Ньютона может быть представлен как:

$$F_e = \frac{\Psi_{Т/Г}1(r)e_r}{2r^2} m_2 + \frac{\Psi_{Т/Г}2(r)e_r}{2r^2} m_1, \quad (1)$$

где r - расстояние между точками; m - инертная масса (ИМ); $\Psi_{Т/Г}1(r) = G_m 1(r)m_1$ и $\Psi_{Т/Г}2(r) = G_m 2(r)m_2$ являются функциями, описывающими силовое, гравитационное поле рассматриваемых МО и характеризуют гравитационную массу (ГМ). В современной трактовке закона Ньютона G - постоянная, однако это функционал, зависящий от пространственных координат и времени (см. гравитационное поле Земли), a_{er} зависит от расстояния между центрами масс МО.

А закон Кулона можно представить как:

$$F_s = E_1 g_2 + E_2 g_1 = \frac{\Psi_{Т/Э}1(r)e_r}{8\pi\epsilon_0 r^2} g_2 + \frac{\Psi_{Т/Э}2(r)e_r}{8\pi\epsilon_0 r^2} g_1, \quad (2)$$

где g - заряд точки; ϵ_0 - диэлектрическая проницаемость среды распространения между точками с зарядами; $\Psi_{Т/Э}(r)$ - функция, описывающая силовое, электрическое поле МО [Кл]. Размерность [Кл] характеризует величину избытка определённого качества зарядов в направлении r МО, подверженного воздействию этого поля, что вызывает сомнение в физической верности выражения (2).

По второй методике закон Ньютона (1) написан для тел не имеющих зарядов. Надо помнить, что Ньютон рассматривал взаимодействие тела и планеты Земля. Но любое тело, имеющее температуру выше 0 К, имеет в своём составе заряды как связанные, так и свободные, на всех уровнях (кластерах, молекулах, атомах, нуклоны и т.д. до бесконечности), а планета Земля имеет мощный отрицательный заряд и высокое электростатическое поле. Следовательно, у тел на планете Земля связанные заряды МО поляризованы, причем на всех бесконечных уровнях МО, и в соответствии с [7, стр. 88 (17.5)] пондемоторная сила электростатического поля Земли, действующая на диполь МО, равна:

$$F = p \nabla E, \quad (3)$$

где p момент диполя МО, $\nabla = (d/dx)i + (d/dy)j + (d/dz)k$.

В соответствии с (3) сила, действующая на МО в статическом поле Земли, будет, только когда поле будет неоднородным.

Оператор набла записан в выражении (3) относительно некой неподвижной системы координат, а любое тело, имеющее на всех уровнях j (молекулы, атомы, нуклоны и т.д.) и i (номер МО, входящего в j -тый уровень), соответствующие p_{ji} , на поверхности Земли имеет угловую скорость вращения $\Omega_z = 7,2 \cdot 10^{-5}$ рад/с, и для случая, когда плоскость неподвижной системы координат XOY параллельна экватору:

$$p \nabla E = p dE/dx + p dE/dy + p dE/dz = p E_z \cos(\Omega_z t) + p E_z \sin(\Omega_z t) \neq 0. \quad (4)$$

Выражение (4) означает, что явление гравитации связано с вращением планеты, и не только.

Учитывая, что Солнце излучает громадное количество электронов (в солнечном ветре), они, попадая на освещённую поверхность Земли, повышают её отрицательный потенциал, и таким образом за сутки в данной точке планеты потенциал изменяется от некоторого отрицательного максимума (день) до минимума (ночь) - известная пульсация электрического и магнитного полей Земли. Кроме этого, движение атмосферы и все явления, проходящие в ней, изменяют абсолютное значение напряжённости электростатического поля Земли. Если диполь МО ориентирован не вдоль силовых линий поля Земли, то на него действует момент силы. Т.о. диполь МО ориентируется вдоль силовых линий статического поля Земли и втягивается в область больших значений напряжённости поля (направление к центру планеты).

Электрическое поле Земли состоит из двух полей: электрического поля земной коры и электрического поля атмосферы, параметры этих полей не стационарны, зависят от пространственных координат. Напряжённость поля вблизи поверхности Земли [8] около 1,3 В/см, на высоте 1 км - около 0,4 В/см.

В выражениях (3, 4) вектор напряжённости электрического поля, создаваемого МО2 в области МО1, и взаимодействующим с МО1, определяется функционалом $\Psi_{МО2/E}(r)$, представляющим собой диаграмму направленности ЭП от МО2. Здесь применено вместо вектора E значение $\Psi_{МО/E}(r)$, которое в зависимости от вектора r даёт значение силовой характеристики поля в направлении r . Напряжённость ЭП имеет размерность [В/м].

Ньютон под термином "тело" понимал электрически нейтральный МО1, т.е. имеющий связанные заряды на всех уровнях. Под телом МО2 он имел в виду планету Земля, имеющую свободные заряды (с избытком отрицательных) и создающую ЭП. Тогда в МО1, под полемым действием Земли, формируются электрические диполи с соответствующими векторами p , а сила притяжения к Земле, характеризующая функционалом электростатического поля $\Psi_{Z/E}(r)$, может быть описана выражением (3).

Таким образом, вместо ИМ m в законе Ньютона можно использовать для электрически нейтрального тела (не имеющего избытка свободных электрических зарядов) и подверженного воздействию гравитационного поля от взаимодействующего МО в виде электростатического поля, характеризующего $\Psi_{T/E}(r)$ - сумму всех электрических моментов диполей МО $p_{МО}$.

Надо учитывать, что в реальности любой МО1 может иметь свободные заряды и некий их избыток g определённой полярности, тогда сила взаимодействия МО1 и МО2 будет состоять из суммы двух сил, которые в современной физике называют силами Ньютона и Кулона. Запишем эту силу. Считаем:

- что МО1 и МО2 (под МО2 полагаем планету Земля) имеют температуру $T > 0$ К, связанные заряды имеют моменты диполей p и избыточные заряды g ;

- что в силу бесконечности Вселенной взаимодействие двух тел происходит на фоне силового воздействия бесконечного большого количества МО, а результирующую силу, действующую, например, на атом (a1), находящийся на планете Земля на высоте h от её поверхности и имеющий эквивалентный электрический момент p_{a1} и преобладающий заряд g_{a1} , находим как бесконечную сумму сил окружающих a1 тел и зарядов.

Тогда гравитационную силу на атом a1, находящийся в среде с диэлектрической проницаемостью ϵ_0 (без учёта полевого воздействия атома a1 на окружающий мир), можно записать как:

$$F_{a1} = (p_{a1} + g_{a1}) \nabla \left\{ \left(\frac{\Psi_{a2/E}(r)}{8\pi\epsilon_0 r_{a2}^2} + \frac{\Psi_{a3/E}(r)}{8\pi\epsilon_0 r_{a3}^2} + \dots \infty \right) + \left(\frac{\Psi_{m2/E}(r)}{8\pi\epsilon_0 r_{m2}^2} + \frac{\Psi_{m3/E}(r)}{8\pi\epsilon_0 r_{m3}^2} + \dots \infty \right) + \left(\frac{\Psi_{T2/E}(r)}{8\pi\epsilon_0 r_{T2}^2} + \frac{\Psi_{T3/E}(r)}{8\pi\epsilon_0 r_{T3}^2} + \dots \infty \right) + \left(\frac{\Psi_{Z/E}(r_z+h)}{8\pi\epsilon_0 (r_z+h)^2} + \frac{\Psi_{L/E}(r)}{8\pi\epsilon_0 r_L^2} + \dots \infty \right) + \left(\frac{\Psi_{Son/E}(r)}{8\pi\epsilon_0 r_{Son}^2} + \frac{\Psi_{Bl/E}(r)}{8\pi\epsilon_0 r_{Bl}^2} + \dots \infty \right) \right\}, \quad (5)$$

где в функционале $\Psi_{m/E}(r)$ индексом m обозначены молекулы, а - атомы, т - тела, Son - Солнце, L - Луна, Bl - чёрная дыра галакти-

ки "Млечный путь" (объект "Стрелец А"). Вместо атома может быть взять любой МО на высоте h от поверхности Земли.

Таким образом, закон Кулона поглотил закон Ньютона, а из четырёх фундаментальных взаимодействий современной физики, учитывая [9], где выдвинута гипотеза образования ядра атома без т.н. "сильного" и "слабого" взаимодействий, из электрического и гравитационного осталось одно - электрическое как первичное для гравитационного и магнитного.

В современной физике силу (5) называют гравитационной силой Земли, причём, не учитывая внутреннее состояние МО - поляризацию и избыток свободных зарядов, а электростатическое поле Земли приводят к гравитационному, равному GM_z , где M_z - инертная масса Земли, G - коэффициент из закона Ньютона, хотя известно [10], что гравитационное поле (ГП) является пространственным функционалом, разделяя тем самым выражение (5) на два - "гравитационное" и "электрическое".

Выражение (5) учло физику взаимодействия материи (имеющей $T > 0$ К) и электрических полей окружающего материального мира.

Однако есть противоречие, которое требует уточнения выражения (5).

Заряд и инертная масса (ИМ)

Без ИМ нет заряда, но есть ИМ, не имеющая заряда (пятое состояние материи как первородная космическая материя (ПКМ)).

Примечание: К пятому состоянию материи, согласно [9] ПКМ, следует отнести любое тело при абсолютном нуле температуры (0 К), при которой полностью прекращается внутреннее движение на всех его уровнях. Значит, МО не имеет никаких зарядов, ни на каких уровнях материи. Известны свойства гелия в состоянии ПКМ [11] - потери в весе (силе гравитации), а также свойство прохождения через материальные преграды (сверхтекучесть) [12]. МО в 5-м состоянии теряет ФС и потому чрезвычайно непрочен, тому подтверждение - сверхтекучесть гелия, а также неповреждение "Пионера-11", внутренняя температура которого была выше 0 °С, при прохождении колец Сатурна, частицы которых имеют размеры от 1 см до 10 м и температуру, как считают, -170 °С (на самом деле ниже, и, скорее всего, около 0 К), и, значит, практически не имеют ФС.

Если в МО нет зарядов, то, в соответствии с (5), сила притяжения к планете становится равной нулю, однако это не так.

Если тело находится на планете Земля, и это тело имеет температуру 0 К, оно находится в воздушном пространстве планеты, а воздух - это молекулы (углекислого газа, кислорода и т.д.), атомы, нуклоны, пи-мезоны и т.д. Все они под действием статического поля Земли поляризованы, т.е. имеют импульсы, направленные перпендикулярно к поверхности планеты (рис. 1).

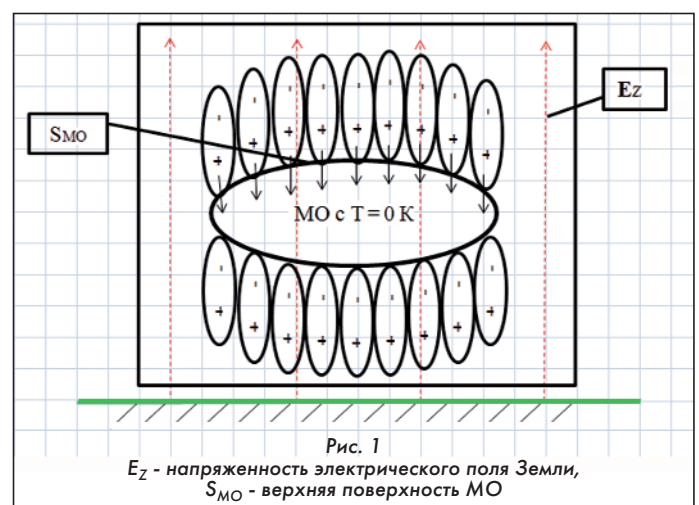


Рис. 1
 E_z - напряжённость электрического поля Земли,
 $S_{МО}$ - верхняя поверхность МО

Любая материя, в том числе и не поляризованная, находящаяся в воздушном пространстве планеты, будет испытывать силовое воздействие со стороны материи поляризованного воздуха. Известно, что на каждый кв. см давит столб атмосферного воздуха с си-

лой 1,033 кг. Таким образом, явление гравитации МО включает в себя две составляющие - внутреннюю и внешнюю. Внутренняя составляющая гравитации - за счёт поляризации и свободных зарядов материи самого МО, которая, собственно, и определяет гравитационную массу МО ($\Psi_{\text{МО}/G}(\mathbf{r})$), внешняя - за счёт внешнего воздействия на МО внешней поляризованной материи (например, воздуха). По поводу внешнего воздействия ещё в 1690 г. женеvский математик Никола Фатио де Дюилле и в 1756 Жорж Луи ЛеСанж предложили механическое объяснение явления гравитации как результат движения крошечных частиц (иногда их называют "лисажeны"), однако сила их воздействия была пропорциональна не инерционной массе МО, а его площади поверхности, что противоречило опытам. Здесь идет речь о взаимодействии МО с поляризованной средой, что человечеству давно известно как явление "атмосферное давление".

Жидкий гелий [11] при -273 °C за счёт давления атмосферы на поверхность жидкости находится в сосуде, но при колебаниях сосуда его часть у стенок сосуда уменьшается, чем уменьшает эту силу давления, и жидкость по краям сосуда, поднимаясь вверх, уходит из него.

Поэтому вывод, следующий из выражения (1), что вес тела при 0 К (когда $\Psi_{\text{МО}/G}(\mathbf{r}) = 0$, уменьшится в два раза, а из выражения (5) - вообще равен нулю, не точен, т.к. не учитывает воздействие на рассматриваемое тело внешней поляризованной материи (атмосферного давления). На самом деле вес тела уменьшится значительно меньше, чем в два раза, и будет зависеть от физических характеристик среды, таких как плотность, температура, а также от модуля электростатического поля планеты [$\Psi_{Z/E}(\mathbf{r})$]. Следует также учитывать в выражении (5) и другие составляющие силы гравитации: силу воздействия планет (например, Луны) и звёзд. Тогда, условно, силу гравитации МО в воздухе и без учёта его собственного поля (считая это влияние на поляризационный вектор и заряд Земли пренебрежимо малым), можно представить как:

$$F_{\text{МО}/G} = \frac{(\rho_{\text{МО}} + g_{\text{МО}}) \nabla [\Psi_{Z/E}(\mathbf{r}) \pm \Psi_{P/E}(\mathbf{r})]}{8\pi\epsilon_0(r_{Z+h})^2} + F_{A,d} \quad (6)$$

где $F_{A,d}$ - вектор силы атмосферного давления, пропорциональный площади МО, $\Psi_{P/E}(\mathbf{r})$ - вектор напряжённости электрических полей планет и звезд окружающего космоса, \pm зависит от знака напряжённости электрического поля этих объектов относительно заряда Земли.

Таким образом, ГМ МО, создающего поле притяжения, характеризуется количеством и пространственным распределением свободных зарядов g , формирующих $\Psi_{\text{МО}/E}(\mathbf{r})$, а ГМ МО, на которое действует поле притяжения, характеризуется совокупным поляризационным моментом ρ и избыточным зарядом g , зависящим от внутренней структуры МО и его температуры.

Примечание. Для неточечной физики, в отличие от закона Ньютона, в гравитационной силе притяжения не нашлось места понятию "инертная масса", так как эта характеристика прямого (контактного) взаимодействия, а явление гравитации относится к взаимодействию материи и поля (раздел физики "Реофизика").

Постулат неточечной физики

Взаимодействие МО разделяется на контактное и полевое.

Сила контактного взаимодействия равна $F = dp/dt$, сила полевого взаимодействия ЭМП в общем случае - это пандемоторная сила, а для случая гравитации она равна (6).

Гравитационное поле (ГП) - область пространства, в которой на материальные объекты, имеющие температуру выше 0 К, действует сила гравитации, равная (6). Считаем, что есть ГП СТАТИЧЕСКОЕ и есть ДИНАМИЧЕСКОЕ.

Статическим будем называть ГП, постоянное на времени рассмотрения взаимодействия, т.е. $\Psi_{Z/G}(\mathbf{r}) \approx \text{const}$.

В качестве примера статического ГП $\Psi_{Z/G}(\mathbf{r})$ для Земли на рис. 2 показана гравитационная карта, полученная с помощью европейского спутника GOCE, на которой видна зависимость гравитационного поля от пространственных координат, т.е. никакой константы G в формуле Ньютона не может быть.

Динамическим будем называть ГП, переменное на времени рассмотрения взаимодействия. Динамическое ГП, когда $\Psi_{Z/G}(\mathbf{r}, t) \neq \text{const}$, причём это может быть не только поле Земли. Так как динамическое ГП создается переменным ЭП, которое изменяется во времени, является электромагнитным (ЭМП), то в силу причинно-следственных связей имеет скорость распространения, равную скорости распространения ЭМП т.е. $V_G = c$. Эйнштейн только постулировал, что скорость ГП равна скорости ЭМП, а в соответствии с (5) следует, что ГП имеет скорость ЭМП и является следствием воздействия ЭМП на материю среды распространения.

Примечание: отличие от звукового поля, создаваемого контактным взаимодействием МО и имеющим скорость звука, ГП создаётся пандемоторными силами ЭМП на заряженные МО, приобретающие групповое движение со скоростью ЭМП.

Динамическая гравитация материального объекта появляется, когда $\Psi_{\text{МО}/G}(\mathbf{r}, t) \neq \text{const}$. Она возникает при внешнем воздействии на систему точки [$\Psi_{\text{МО}/G}(\mathbf{r}, t) = f(t, x, y, z, \text{уровня МО, внешнего воздействия, } t \text{ } ^\circ\text{C}$ окружающего пространства, и др.)]. МО - система открытая (система, которая обменивается веществом и энергией с внешним, по отношению к системе, миром) и при температуре выше абсолютного нуля в ней присутствует движение МО на всех её бесконечных уровнях, в том числе и упорядоченное, которое и создаёт "заряды" и, как следствие, гравитацию. При этом силовой функционал гравитационного поля точки $\Psi_{\text{МО}/G}(\mathbf{r}, t)$ становится отличным от сферы, а за счёт $d\Psi_{\text{МО}/G}(\mathbf{r}, t)/dt \neq 0$ в среде возникает упругая гравитационная волна.

Гравитационные волны

Поиск гравитационных волн - одна из интереснейших и наиболее актуальных проблем современной физики. С момента, когда А. Эйнштейн в своих работах по теории относительности, опубликованных в 1916-1918 годах, предсказал их существование, человечество пытается их обнаружить самыми современными способами и детекторами.

Согласно [13] "Гравитационная волна (ГВ) - изменения гравитационного поля, распространяющиеся подобно волнам. Порождается движением массивных тел с переменным ускорением. Двигается со скоростью света". Однако в соответствии с (5) инертная масса МО (тела) не имеет отношения как к ГП, так и к ГВ.

Волна - процесс, происходящий с МО, пространственно-временные характеристики которого изменяются. Упругая волна (УВ) - это возмущения, распространяющиеся в материальной упругой среде. В дальнейшем рассматриваем случай взаимодействия МО с МО и МО с полем (контактным и полевым), в процессе которого силы взаимодействия меньше сил разрыва функциональных связей (ФС) МО.

При рассмотрении взаимодействия надо понимать, что этот процесс всегда имеет пространственную точку источника. В качестве источника, например, можно рассматривать естественные процессы, такие как молнию в грозу или другие, в том числе и искусственные явления природы.

Как пример рассмотрим явление молнии во время грозы. На рис. 3 показан участок молнии, состоящий из плазмы, образованной пробоем воздуха между грозовой тучей, имеющей положительный потенциал, и поверхностью Земли, имеющей отрицательный потенциал. В процессе пробоя происходят два явления:

- первое: в нейтральных молекулах, атомах, нуклонах и т.д. воздуха рвутся функциональные электрические связи с образованием зарядов, каждый из которых приобретает свой импульс p_{ij} , где j это уровни материи (молекулы, атомы, нуклоны и т.д.), i номер МО на уровне. Это явление приводит к появлению УВ первого рода (УВ1), которая в современной физике определяется как звуковая волна.

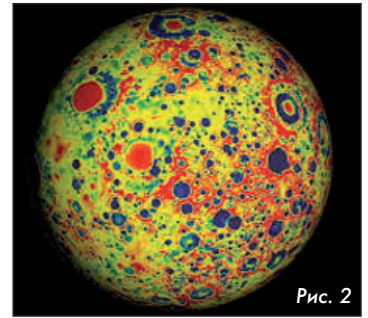


Рис. 2

- второе: само по себе упорядоченное движение зарядов, а также деполяризация диполей МО в стволе молнии - есть электрический ток, который, в соответствии с уравнениями Максвелла, создает ЭМП линейной поляризации. Это ЭМП создает ЭМВ, создающую пандемоторную силу, аналогичную (6), вызывающую упругую волну второго рода в среде распространения и которую можно назвать гравитационной. Эту силу можно записать как:

$$F_{MO/G} = \frac{(\rho_{MO} + g_{MO}) \nabla [\Psi_{Z/E}(r) \pm \Psi_{M/E}(r)]}{8\pi\epsilon_0 r^2}, \quad (7)$$

где $\Psi_{Z/E}(r)$ - полевой функционал Земли, $\Psi_{M/E}(r)$ - полевой функционал молнии, r - расстояние между центром молнии и МО.

На рис. 3 в двух плоскостях показан участок плазменного ствола молнии в начале процесса молнии, ось Z параллельна стволу молнии, плоскость YOZ перпендикулярна стволу. В стволе молнии движения зарядов на всех j-тых уровнях материи ствола могут быть разложены на две ортогональные составляющие: первая - вдоль ствола с направлением от облака к земле (от плюса к минусу) ($I_{O/3}$ - ток от облака к Земле), вторая - от ствола наружу во все стороны, создавая импульсы воздействия на внешнюю среду - p_{ij} .

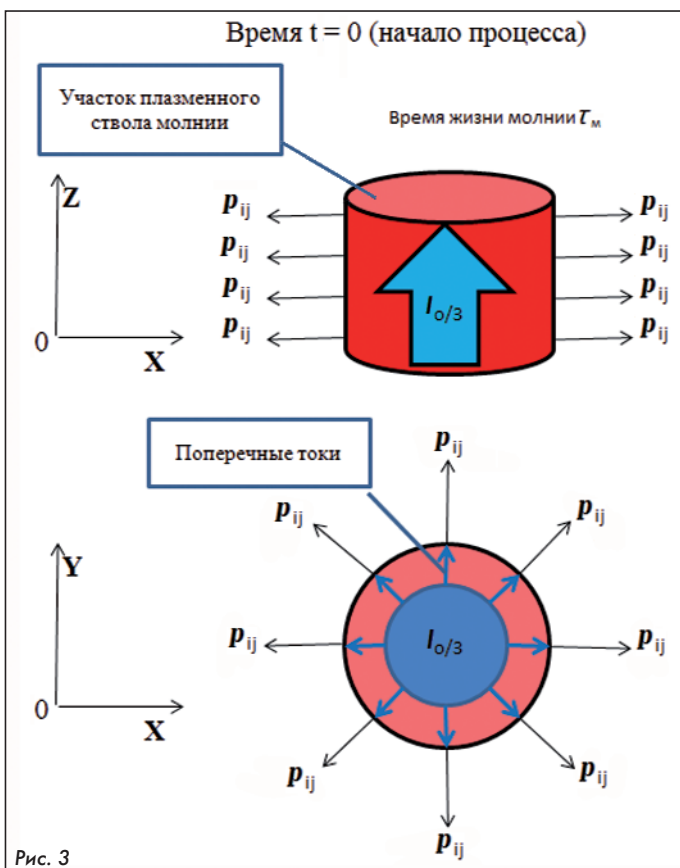


Рис. 3

Токи в плоскости XOY, воздействуя на внешнюю среду, создают в ней импульсы p_{ij} , которые вызывают в среде упругую волну первого рода (звуковую) (УВ1), электромагнитная волна в среднем не создается. Ток $I_{O/3}$, параллельный оси OZ, создает ЭМВ, которая с пандемоторной силой (7) воздействует на среду, вызывая в ней упругую волну 2-го рода (УВ2).

В качестве примера УВ1 можно также привести работу плазменного динамика, а в качестве примера УВ2 - давление света.

Молния после себя создает два импульсных объема (рис. 4), один из которых движется со скоростью звука и является УВ1, и второй, движущийся со скоростью света в среде, и являющийся УВ2 (или гравитационной волной). Расстояние между импульсными объемами (ИО) увеличивается пропорционально разности скоростей и времени.

Следует отметить, что УВ1 и УВ2 могут создаваться независимо друг от друга, так звуковая волна УВ1 может быть создана динамиком при подаче на него электрического сигнала.

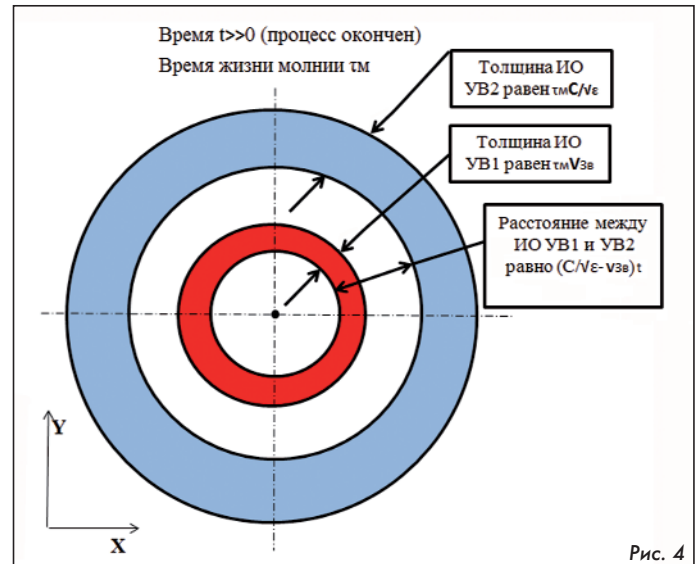


Рис. 4

Полевой функционал $\Psi_{M/E}(r)$ имеет спектр от нуля до бесконечности, который воздействует на окружающую материю, имеющую бесконечное количество уровней. В зависимости от уровня мощности излучения $|\Psi_{M/E}(r)|$, разные уровни МО среды по разному реагируют на пандемоторную силу (7).

С другой стороны, УВ2 является следствием ЭМВ, поэтому говорить о ГВ как самостоятельном явлении и, тем более, связывать с инертными массами МО нельзя.

ЭМП, распространяющееся со скоростью света, создает в точке среды упругие силы, действующие на все уровни точки среды распространения (а при определенных условиях - пластическую необратимую деформацию). А изменение функциональных связей точки [6], описываемых силовым функционалом электрического поля $\Psi_{T/E}(r, t)$, вызывающих в среде упругую волну, двигающуюся в силу причинно-следственных связей со скоростью ЭМП (такая упругая волна может быть обозначена как динамическая ГВ (ДГВ)).

11 февраля 2016 года интерферометром LIGO зафиксирован сигнал гравитационной волны, пришедшей из космоса. Сам сигнал зафиксирован [14] как низкочастотные колебания (от 40 до 250 Гц), поэтому его можно отнести к разряду статических гравитационных волн.

Все работы по проекту LIGO, европейской Virgo и их японских коллег из проекта KAGRA направлены на поиск ГВ от космических объектов и совершенно не затрагивают ДГВ.

Придерживаясь принципа силового близкодействия, ГВ не могут распространяться через "ничто", причём частицы среды распространения взаимодействуют в процессе распространения ГВ только в своей непосредственной окрестности и подчиняются принципу Гюйгенса: среда в каждой своей точке является вторичным излучателем.

Освоение ДГВ откроет возможности гравитационной связи и локации.

Выводы

1. По первому методическому подходу описания физики полевого взаимодействия, перейдя к описанию известных уравнений Ньютона и Кулона и введя в них полевые функционалы $\Psi_{MO/E}(r, t)$ и $\Psi_{MO/G}(r, t)$, получили выражения (1) и (2) соответствующими (, соответствующие) принципу близкодействия. Однако размерности функционалов Ψ не соответствуют размерности известных полей.

2. По второму методическому подходу описания физики полевого взаимодействия для случая, когда МО имеют внутреннюю температуру выше 0 К, имеющие как связанные, так и свободные электрические заряды на всех бесконечных уровнях, а при наличии избытка свободных зарядов определенного знака, формирующих ЭМП, описываемое функционалом $\Psi_{MO/E}(r, t)$ с размерностью [В/м], и, опираясь на известное [7] выражение пандемоторных сил (3), получили выражение силы гравитации для МО на планете (5).

3. Перейдя от внешних характеристик материи, таких как масса m , характеризующая количество материи в МО, к её внутренним характеристикам, таким как поляризационный импульс \mathbf{p} и избыточный, свободный заряд \mathbf{g} , получено выражение полевой силы взаимодействия материи (5) и (6), которая и является характеристикой гравитации. При этом масса m остаётся характеристикой инерционных свойств материи при контактных взаимодействиях.

4. ГМ МО, создающего поле притяжения, характеризуется количеством и пространственным распределением свободных зарядов \mathbf{g} , формирующих $\Psi_{\text{МО/Е}}(r)$, а ГМ МО, на которое действует поле притяжения, характеризуется совокупным поляризационным моментом \mathbf{p} (связанными зарядами), зависящим от внутренней структуры МО и его температуры.

5. Явление гравитации относится к взаимодействию материи и поля (раздел физики "Реофизика"), причём материи, имеющей внутреннее движение на своих бесконечных уровнях с образованием зарядов, т.е. температуру выше 0 К.

6. Сила гравитации МО в воздухе, без учёта его собственного поля, равна (6), тем самым показана зависимость силы гравитации как от внутреннего состояния материи МО ($\mathbf{p}_{\text{МО}}$ и $\mathbf{g}_{\text{МО}}$), так и от внешнего воздействия: основного - $\Psi_{\text{Z/E}}(r, t)$ и $\mathbf{F}_{\text{A,d}}$ и слабого, но всё же внешнего воздействия МО космоса.

7. На ГП МО влияют:

- температура МО (наличие зарядов на всех уровнях МО - внутреннее состояние МО);
- вращение планеты и изменение её электростатического поля, а также окружающего космоса (внешнее воздействие);
- движение и высота атмосферы (внешнее воздействие).

8. Дано определение статического и динамического ГП, последнее может формировать ДГВ, распространяющиеся со скоростью ЭМВ. **П**

Литература

1. Игорь Мисюченко, Владимир Викулин. Теория гравитации. Объяснение механизма гравитационного взаимодействия посредством явления поляризации физического вакуума. <http://nfr-team.narod.ru> версия 1.3 от 12.04.2012.
2. Игорь Мисюченко, Владимир Викулин. Теория гравитации. СПб. 2012. <http://nfr-team.narod.ru>.
3. Л.А. Похмельных Электрическая вселенная. Под ред. академика РАН Д.С. Стребкова. ФГБНУ ФЦАМ ВИМ, ООО "Сам Полиграфист", 2019.
4. Д.Н. Воронков. "Постулаты неточной физики, законы Ньютона". Образование и наука в России и за рубежом. № 2. 2021. стр. 92
5. Л.А. Похмельных. Физика близкодействия. Базовые соотношения. Email: Pokhmelnikh6116@scintifictext.ru.
6. Д.Н. Воронков. Неточная физика. Функциональные связи (ФС) системы как энергетическая характеристика точки // Образование и наука в России и за рубежом. № 3. 2021. стр. 48.
7. И.Е. Тамм. Основы теории электричества. М. ФИЗМАТЛИТ, 2003.
8. А.С. Енокович. Справочник по физике. М. Просвещение. 1990.
9. Д.Н. Воронков. Полевой вариант образования ядра атома // Образование и наука в России и за рубежом. № 9. 2020. стр. 73.
10. <https://ru.wikipedia.org/wiki/Гравиметрия>.
11. Trendymen.ru Физики охладили гелий до -271 градуса...
12. ru.wikipedia.org/Сверхтекучесть.
13. https://ru.wikipedia.org/wiki/Гравитационные_волны
14. Abbott B.P., Abbott R., Abbott T.D., Abernathy M.R., et al. Observation of Gravitational Waves from a Binary Black Hole Merger // Phys. Rev. Lett. 2016. V. 116, № 6. P. 061102.

ИНФОРМАЦИЯ. Новые исследования гравитации

Учёный-астрофизик Кю-Хюн Чае (Ку-Нун Чае) из южнокорейского университета Седжонг в Сеуле проанализировал более 26 тыс. "широких" двойных звёздных систем в пределах 650 световых лет от Земли. В этих звёздных системах две звезды вращаются вокруг общего центра масс на расстоянии друг от друга от нескольких сотен до нескольких тысяч астрономических единиц.

Все данные для расчётов были получены от астрометрического европейского спутника "Гайя" (Gaia), который определяет точные расстояния до звёзд в нашей галактике и их скорости, а также векторы движения. На основании этих данных создана динамическая 3D карта ближней Вселенной, а Кю-Хюн Чае выполнил расчёты, которые показывают, что ускорение, с которым пары двойных звёзд вращаются вокруг общего центра масс, перестаёт удовлетворять расчётам, сделанным на основе уравнений Ньютона и Эйнштейна. Причём, чем меньше величина этого ускорения (от 1 нм/с² и менее), тем больше это расхождение.

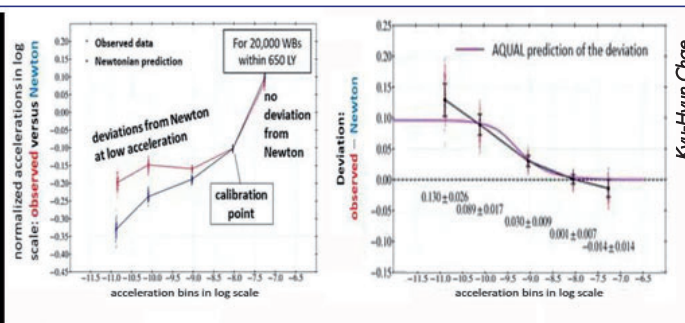
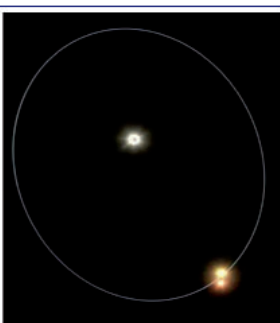
При ускорении менее 0,1 нм/с² наблюдаемое в широких двойных звёздных системах ускорение превышает расчётное значение уже на 30...40 %. Аналогичное явление наблюдается при измерении кривой вращения галактик. Но для объяснения непонятного ускорения звёзд по мере удаления от центра галактик была придумана тёмная материя, которую мы не видим, но которая якобы участвует в гравитационном

взаимодействии галактических объектов и заставляет их вращаться синхронно. Для сравнительно небольших двойных звёздных систем этот механизм не может служить объяснением - на таком масштабе тёмная материя не работает. Тогда, видимо, следует отказать от идеи необходимости наличия тёмной материи для объяснения ускорения в масштабе галактики и, соответственно, от её поиска. По крайней мере, теперь для этого нужно меньше тёмной материи, а часть лишнего ускорения может взять на себя обнаруженная в законах Ньютона и Эйнштейна "ошибка".

Кстати, альтернативу законам Ньютона и Эйнштейна о тяготении в виде модернизированной теории гравитации MOND более 40 лет назад предложил израильский астрофизик Мордехаем Милгром (Mordehai Milgrom). В эту теорию почти никто не

верил, но другой учёный - Якоб Бекенштейн (Jacob Bekenstein) - представил численные методы подтверждения MOND в виде теории AQUAL. Согласно расчётам Бекенштейна, при малых ускорениях наблюдаемое ускорение будет отличаться от теории Ньютона/Эйнштейна в 1,4 раза, что согласуется с расчётами Кю-Хюн Чае по двойным звёздным системам в Млечном Пути.

Результаты данного исследования опубликованы в журнале The Astrophysical Journal. Рецензенты высоко оценили работу и предрекли, что астрофизика на пороге новой революции. Наш мир оказался не такой, как его себе представляли Ньютон для медленных и относительно небольших масс и, позже, Эйнштейн для околосветовых скоростей и больших масс - два незыблемых авторитета в мире всемирного тяготения на малом и вселенском уровнях. **П**



Слева двойная звёздная система с "вложением" в виде тесной пары звёзд. Справа - график измерения ускорения звёзд и график расчёта ускорения согласно уравнениям Ньютона и Эйнштейна с поправкой (калибровкой) на третьи "вложенные" звёзды. С определённого момента графики наблюдений и теория расходятся

ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭНДОСКОПИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМ МОДЕЛИРОВАНИЕМ



ВНЕСЕН В ГОСРЕЕСТР СИ № 89037-23



УМЕНЬШЕНИЕ АСИММЕТРИИ ТЯГИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ АЛГОРИТМИЧЕСКИМ ПУТЁМ С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ САМОЛЁТА

Вадим Михайлович Новичков, к.т.н., доцент, доцент ФГБОУ ВО "Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)"
Аделия Юрьевна Бурова, старший преподаватель ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)"

Представлены результаты исследования дополнительных возможностей автоматического контроля качества работы силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте. Под наилучшим качеством понимается отсутствие разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей. В статье представлены математические зависимости и алгоритм их реализации в электронной системе управления двухдвигательной силовой установкой самолёта в полёте. Уменьшение асимметрии тяги двигателей в полёте самолёта способствует повышению безопасности полётов. Решение поставленной задачи достигается путем введения многомерности в постановку задачи контроля тяги двигателя и многоуровневость получения оценки наличия или отсутствия разности тяг двигателей. В исследовании формализован способ автоматического уменьшения асимметрии тяги двигателей путём контроля и управления значениями частот вращения роторов турбин компрессоров низкого давления и компрессоров высокого давления обоих двигателей с соблюдением принципа отсутствия влияния двигателей друг на друга. Исследование проведено методом моделирования алгоритмов контроля качества работы силовой установки с двумя турбореактивными двухконтурными двигателями при многомерной постановке задач многоуровневой оценки их исправности. Предлагаются алгоритмы автоматического уменьшения асимметрии тяги турбореактивных двухконтурных двигателей для электронной системы управления двухдвигательной силовой установкой самолёта.

The results of the research of additional opportunities of automatic quality control of the twin-engine aircraft power plant in flight are presented. The best quality is understood to mean the absence of thrust difference of turbojet dual-circuit engines. The article presents mathematical equations and an algorithm for their implementation in the electronic control system of a twin-engine power plant of an aircraft in flight. Reducing thrust asymmetry of the engines in the flight of the aircraft contributes to improving flight safety. The solution of the problem is achieved by introducing multidimensionality into the formulation of the problem of engine thrust control and multilevel evaluation of the presence or absence of a difference in engine thrust. The study formalized a method for automatically reducing the asymmetry of engine thrust by monitoring and controlling the rotational speeds of the turbine rotors of low-pressure compressors and high-pressure compressors of both engines in compliance with the principle of no influence of engines on each other. The study was carried out by modeling algorithms for quality control of a power plant with two turbojet two-circuit engines with a multidimensional formulation of problems of multilevel assessment of their serviceability. Algorithms are proposed for automatic reduction of thrust asymmetry of turbojet dual-circuit engines for the electronic control system of the twin-engine power plant of the aircraft.

Ключевые слова: асимметрия тяги, безопасность полета, двухдвигательный самолёт, турбореактивный двухконтурный двигатель, силовая установка, электронная система управления.

Keywords: thrust asymmetry, flight safety, twin-engine aircraft, turbojet twin-circuit engine, power plant, electronic control system.

Введение

Контроль качества работы авиационных двигателей при их эксплуатации в силовых установках двухдвигательных самолётов можно выполнять "пошаговым" анализом соотношений заданных и измеряемых значений цифровых сигналов с бортовых датчиков, позволяющих контролировать техническое состояние двигателей в полёте [1-3]. Ужесточение такого контроля сопровождается увеличением объёма информации, предъявляемой экипажам таких самолётов в полёте. Поэтому субъективность контроля многих показателей качества работы этих двигателей сразу несколькими членами экипажа при посадке самолёта или взлёте и наборе высоты стимулирует поиски и проведение исследований дополнительных возможностей такого контроля.

Проблема повышения безопасности полёта двухдвигательного самолёта обостряется при наличии асимметрии тяги их турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД). Асимметрия тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта приводит к появлению нежелательного разворачивающего момента сил, действующих на самолёт в полёте, что снижает безопасность полётов и экономичность эксплуатации самолёта.

Уровень асимметрии тяги таких двигателей зависит от условий их эксплуатации и их технического состояния: наличия нагара в двигателях, степени усталости металла лопаток турбин компрессоров высокого и низкого давления, эрозий и повреждений этих лопаток в полёте.

Аварийная посадка грузового самолёта Boeing 737 на воду вблизи острова Оаху Гавайского архипелага в Тихом океане в июле 2021 года из-за проблем с двигателями актуализировала исследование дополнительных возможностей ужесточения автоматического контроля технического состояния авиационных двигателей в полёте.

Критерием оценки качества работы двигателей двухдвигательной силовой установки самолёта следует считать допустимый и достаточный уровень асимметрии тяги его двигателей при допустимости соотношений заданных и измеряемых значений контролируемых рабочих параметров этих двигателей в полёте с учетом значений производных, вычисляемых по измеряемым значениям этих параметров [4]. В идеальном случае разность тяг ТРДД должна отсутствовать.

Необходимыми и достаточными условиями снижения погреш-

ности автоматического контроля качества работы турбореактивных двухконтурных двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта можно считать многомерность постановки задач многоуровневой оценки исправности его двигателей по взаимному соответствию замеряемых значений их контролируемых рабочих параметров в полете и многоуровневость этой оценки по установленному критерию [3, 4]. В качестве таких параметров можно использовать частоты вращения роторов турбин компрессоров низкого давления, так называемых "роторов низкого давления" (РНД) n_1 и компрессоров высокого давления, так называемых "роторов высокого давления" (РВД) n_2 [2, 3].

Для повышения точности диагностирования асимметрии тяги газотурбинных двигателей, к которым относятся ТРДД, силовой установки двухдвигательного самолета при выборе в качестве параметра их тяги значения частоты вращения ротора вентилятора n_b применяются знакопеременные специальные поправки такого параметра в программе управления $n_b + \delta n_b \approx \text{const}$ [5]. В качестве таких поправок успешно используются результаты алгебраического суммирования n_{Σ}^{LE} измеряемых значений частот вращения роторов вентиляторов левого двигателя n_b^{LE} с вычисляемыми значениями ее первой производной dn_b^{LE}/dt и результаты алгебраического суммирования n_{Σ}^{RE} измеряемых значений частот вращения роторов вентиляторов правого двигателя n_b^{RE} с вычисляемыми значениями её первой производной dn_b^{RE}/dt [6]. При этом, зависимость динамических свойств этих роторов учитывается введением так называемых весовых коэффициентов для левого двигателя C_b^{LE} и правого двигателя C_b^{RE} :

$$n_{\Sigma}^{LE} = n_b^{LE} + dn_b^{LE}/dt; \quad (1)$$

$$n_{\Sigma}^{RE} = n_b^{RE} + dn_b^{RE}/dt. \quad (2)$$

Кроме того, для снижения асимметрии тяги двухвалных газотурбинных двигателей силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте применяется метод автоматического управления при компенсации сигнала частоты вращения ротора высокого давления и сигнала частоты вращения ротора низкого давления в сочетании с управлением разностью скоростей ротора высокого давления и отклонением элеронов и руля направления, а затем совместно с основной системой управления полётом, чтобы самолёт достиг равновесия естественным образом [7].

Цель и методы

Цель исследования - формализация способа автоматического уменьшения асимметрии тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта путем контроля и управления значениями частот вращения РНД и РВД обоих двигателей с соблюдением принципа отсутствия влияния двигателей друг на друга.

При проведении исследования использованы методы моделирования алгоритмов контроля качества работы силовой установки самолета с двумя ТРДД при многомерной постановке задач многоуровневой оценки их исправности.

Результаты исследования

В результате исследования установлено, что достичь заявленной цели можно путём сравнительной оценки соотношений предельно допустимого значения n_1^{SOS} , минимально допустимого значения n_1^{SET} , максимально возможного значения n_1^{LIMIT} и замеряемых значений n_1^{LE} и n_1^{RE} частоты вращения РНД и соотношений предельно допустимого значения n_2^{SOS} , минимально допустимого значения n_2^{SET} , максимально возможного значения n_2^{LIMIT} и замеряемых значений n_2^{LE} и n_2^{RE} частоты вращения РВД с учетом производных этих частот $C_1^{LE}(dn_1^{LE}/df)$, $C_2^{LE}(dn_2^{LE}/df)$, $C_1^{RE}(dn_1^{RE}/df)$, $C_2^{RE}(dn_2^{RE}/df)$ если коэффициенты C_1^{LE} , C_2^{LE} , C_1^{RE} , C_2^{RE} зависят от динамических свойств роторов [2].

Предложено формализовать зависимость тяги двух ТРДД двухдвигательного самолета от частот вращения сразу двух его роторов в виде эллиптического уравнения с коэффициентами i_x и i_y по типу канонического уравнения эллипса $z = i_x x^2 + i_y y^2$ с коэффициентами i, j : $R = J_1(n_1)^2 + J_2(n_2)^2$, [2, 3]. Усредненные значения J_1 для взаимосвязи тяги двигателя и частоты вращения и J_2 так назы-

ваемых "весовых" коэффициентов в этом уравнении зависят от динамических свойств роторов двигателей и определяются опытным путем по результатам их стендовых испытаний в условиях серийного производства как значения коэффициентов в следующем уравнении для зависимости ожидаемого значения (математического ожидания) силы тяги \bar{R} от ожидаемых значений (математических ожиданий) частот вращения роторов \bar{n}_1 и \bar{n}_2 :

$$\bar{R} = J_1 (\bar{n}_1)^2 + J_2 (\bar{n}_2)^2. \quad (3)$$

Знак "+" в формуле (3) означает, что каждая из частот вращения способствует усилению тяги и их влияние на уровень тяги суммируется, а не противопоставлены друг другу.

Алгоритм уменьшения асимметрии тяги состоит в том, что надо снижать асимметрию тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолета в полете путем пошагового измерения и пошагового изменения параметров тяги этих двигателей. Это обеспечивает поэтапное постепенное уменьшение асимметрии тяги двигателей в полете.

Пошаговое изменение за счет дополнительного расхода топлива и пошаговое измерение контролируемых значений параметров тяги левого ТРДД (LE) с частотами вращения его роторов n_1^{LE} и n_2^{LE} , а также соответствующих параметров тяги правого ТРДД (RE) с частотами вращения его роторов n_1^{RE} и n_2^{RE} можно формализовать в виде систем рекуррентных уравнений (4), если замеряемые значения параметров тяги $(n_1^{LE})_{i+1}$ на $(i+1)$ -м шаге и $(n_1^{LE})_i$ на i -м шаге или $(n_1^{RE})_{i+1}$ на $(i+1)$ -м шаге и $(n_1^{RE})_i$ на i -м шаге или $(n_2^{LE})_{i+1}$ на $(i+1)$ -м шаге и $(n_2^{LE})_i$ на i -м шаге или $(n_2^{RE})_{i+1}$ на $(i+1)$ -м шаге и $(n_2^{RE})_i$ на i -м шаге, а прогнозируемые значения параметров тяги левого ТРДД $(n_1^{LE})_{i+1}^{PRO}$ на $(i+1)$ -м шаге и $(n_1^{LE})_i^{PRO}$ на i -м шаге или $(n_2^{LE})_{i+1}^{PRO}$ на $(i+1)$ -м шаге и $(n_2^{LE})_i^{PRO}$ на i -м шаге или правого ТРДД $(n_1^{RE})_{i+1}^{PRO}$ на $(i+1)$ -м шаге и $(n_1^{RE})_i^{PRO}$ на i -м шаге или $(n_2^{RE})_{i+1}^{PRO}$ на $(i+1)$ -м шаге и $(n_2^{RE})_i^{PRO}$ на i -м шаге, при программах управления параметрами тяги на i -м шаге $(n_1^{LE})_i - (n_1^{RE})_i \approx 0$ и $(n_1^{LE})_i^{PRO} - (n_1^{RE})_i^{PRO} \approx 0$ или $(n_2^{LE})_i - (n_2^{RE})_i \approx 0$ и $(n_2^{LE})_i^{PRO} - (n_2^{RE})_i^{PRO} \approx 0$, или $(n_1^{LE})_i^{PRO} - (n_1^{RE})_i^{PRO} \approx 0$, или $(n_2^{LE})_i - (n_2^{RE})_i \approx 0$ и $(n_2^{LE})_i^{PRO} - (n_2^{RE})_i^{PRO} \approx 0$, или $(n_2^{RE})_i - (n_2^{LE})_i \approx 0$ и $(n_2^{RE})_i^{PRO} - (n_2^{LE})_i^{PRO} \approx 0$, с погрешностями изменения параметра тяги $(n_1^{LE})_{i+1}$ или $(n_1^{RE})_{i+1}$, или $(n_2^{LE})_{i+1}$, или $(n_2^{RE})_{i+1}$.

Рассмотрим возможные на i -м шаге соотношения измеряемых значений $(n_x)_i$ и прогнозируемых значений (n_x) частот вращения одного ротора одного двигателя в зависимости от соответствующих значений частот вращения такого же вала другого двигателя при предельно допустимом значении n_x^{SOS} , минимально допустимом значении n_x^{SET} и максимально возможном значении n_x^{LIMIT} частоты вращения ротора, где $x \in \{1, 2\}$.

Контролируемые (измеряемые) значения частот вращения роторов рассматриваемого в данный момент двигателя обозначены n_1 и n_2 для РНД и РВД соответственно. Для удобства проведения анализа и наглядности при формализации получаемых результатов подобные частоты второго двигателя, чтобы избежать путаницы, обозначены с применением символа "**": n_1^* и n_2^* . Точность (ошибка) прогнозирования результатов изменения значений частоты вращения ротора на $(i+1)$ -м обозначена как $(\Delta n_x)_{i+1}^{PRO}$. С учетом этих обозначений получаем следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} (n_x)_{i+1} = n_x^{SET} + (n_x)_i - (n_x^*)_i - C_x^* (dn_x^*/dt)_i; \\ (n_x)_{i+1}^{PRO} = n_x^{SET} + (n_x)_i^{PRO} - (n_x^*)_i^{PRO}; \\ (n_x)_{i+1}^{PRO} = C_x^* (dn_x^*/dt)_i \end{cases} \quad (4)$$

при $n_x^{SOS} < (n_x^*)_i + C_x^* (dn_x^*/dt)_i \leq n_x^{SET} < (n_x)_i \leq n_x^{LIMIT}$,
 $(n_x)_i^{PRO} = (n_x)_i$,
 $(n_x^*)_i^{PRO} = (n_x^*)_i$,
 $1 \leq i < i_{max}$.

Вывод системы уравнений (4) следующий.

Рассмотрим первое уравнение системы уравнений (4). Последовательно делая замену переменных и раскрывая скобки:

$$\begin{aligned} (n_x)_{i+1} &= (n_x)_i + \{n_x^{SET} - [(n_x^*)_i + C_x^* (dn_x^*/dt)_i]\}, \langle \rangle \\ (n_x)_i + \{n_x^{SET} - [(n_x^*)_i + C_x^* (dn_x^*/dt)_i]\} &= \langle n_x^{SET} \rangle + \langle (n_x)_i - (n_x^*)_i \rangle + \langle -C_x^* (dx/df)_i \rangle, \\ \langle n_x^{SET} \rangle + \langle (n_x)_i - (n_x^*)_i \rangle + \langle -C_x^* (dx/df)_i \rangle &= n_x^{SET} + (n_x)_i - (n_x^*)_i - C_x^* (dn_x^*/dt)_i \end{aligned}$$

получаем равенство:

$$(n_x)_{i+1} = n_x^{SET} + (n_x)_i - (n_x^*)_i - C_x^* (dn_x^*/df)_i. \quad (5)$$

Для второго уравнения, действуя подобным образом:

$$\begin{aligned} (n_{x_{i+1}})^{PRO} &= (n_{x_i})^{PRO} + [n_x^{SET} - (n_x^*)_i^{PRO}], \\ (n_{x_{i+1}})^{PRO} + [n_x^{SET} - (n_x^*)_i^{PRO}] &= \langle n_x^{SET} \rangle + \langle (n_{x_i})^{PRO} - (n_x^*)_i^{PRO} \rangle, \\ \langle n_x^{SET} \rangle + \langle (n_{x_i})^{PRO} - (n_x^*)_i^{PRO} \rangle &= n_x^{SET} + (n_{x_i})^{PRO} - (n_x^*)_i^{PRO}, \end{aligned}$$

получаем:

$$(n_{x_{i+1}})^{PRO} = n_x^{SET} + (n_{x_i})^{PRO} - (n_x^*)_i^{PRO}. \quad (6)$$

Аналогично для третьего уравнения системы уравнений (4) раскрывая скобки и сокращая равнозначные значения некоторых параметров:

$$\begin{aligned} (\Delta n_{x_{i+1}})^{PRO} &= (n_{x_{i+1}})^{PRO} - (n_{x_i})^{PRO}, \\ (n_{x_{i+1}})^{PRO} - (n_{x_i})^{PRO} &= n_x^{SET} + (n_{x_i})^{PRO} - (n_x^*)_i^{PRO} - n_x^{SET} - (n_{x_i})^{PRO} + (n_x^*)_i + C_x^*(dn_x^*/d\dot{n}_i), \\ n_x^{SET} + (n_{x_i})^{PRO} - (n_x^*)_i^{PRO} - n_x^{SET} - (n_{x_i})^{PRO} &+ (n_x^*)_i + C_x^*(dn_x^*/d\dot{n}_i) = C_x^*(dn_x^*)/d\dot{n}_i, \end{aligned}$$

получаем:

$$(\Delta n_{x_{i+1}})^{PRO} = C_x^*(dn_x^*)/d\dot{n}_i. \quad (7)$$

Система уравнений (4) может быть использована для построения алгоритма с целью автоматизации процесса уменьшения асимметрии тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте, если заменить индекс переменных "x" на "1" для описания частот вращения РНД обоих двигателей и первых производных этих частот. А при замене индекса переменных "x" на "2" ту же систему уравнений можно использовать для описания частот вращения РВД обоих двигателей и первых производных этих частот.

При рассмотрении параметра тяги левого двигателя (LE) верхний индекс "*" заменяется на индекс "RE" для индексации и указания на параметр тяги правого двигателя.

При рассмотрении параметра тяги правого двигателя (RE) верхний индекс "*" в системе уравнений (4) заменяется на индекс "LE" для индексации и указания на параметр тяги левого двигателя.

Эти и последующие формулы иллюстрируют пошаговость измерения и изменения контролируемых значений параметров тяги обоих ТРДД двухдвигательной силовой установки самолёта в полёте, если в качестве параметров их тяги используются частоты вращения РНД и РВД. Эти формулы могут быть полезны при компьютерном моделировании работы электронной системы управления двухдвигательной силовой установкой самолёта для уменьшения асимметрии тяги его разнотяговых ТРДД в полёте. В качестве "переменных" в эти формулы входят контролируемые значения частот вращения РНД и РВД обоих ТРДД, первые производные этих частот и так называемые их "статистики" (т.е. оценки), взаимосвязь которых осуществляется через физические процессы при управлении тягой ТРДД, установленных в силовую установку самолёта.

При асимметрии тяги тех же двигателей после значительного повреждения и (или) отказа ТРДД с частотами вращения его роторов n_1 и n_2 безопасность полёта обеспечивается автоматическим отключением неисправного двигателя и постепенным повышением частот вращения роторов исправного двигателя. При этом система управления полётом отклоняет соответствующие аэродинамические поверхности для обеспечения полёта в заданном направлении.

С технической точки зрения формулы (5)-(7) системы уравнений (4) описывают процессы измерения и изменения контролируемых значений частот вращения РНД и РВД обоих ТРДД двухдвигательной силовой установки самолёта при наличии асимметрии их тяги в маловероятных, но возможных случаях отказа или частичной неисправности одного из двигателей. Эти формулы пригодны для компьютерного моделирования реакции электронной системы управления двухдвигательной силовой установкой самолёта на внешние воздействующие факторы при её виртуальных испытаниях [8].

На каждом шаге измерения и изменения контролируемых значений сразу двух параметров тяги каждого двигателя проводится сравнительная оценка измеряемых значений частот вращения роторов обоих двигателей с учетом вычисляемых значений первых производных этих частот и заданных значений коэффициентов, зависящих от динамических свойств роторов двигателей.

Достоверность результатов исследований подтверждается их соответствием результатам известных разработок [9]. Автоматизация

уменьшения асимметрии тяги ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта в полёте также позволит своевременно определять возникновение неисправности его двигателей при сравнительной оценке соотношений значений сразу нескольких контролируемых рабочих параметров по результатам получаемых автоматических оценок взаимного соответствия измеряемых значений одинаковых контролируемых рабочих параметров обоих двигателей.

Заключение

Результаты исследования показали и подтвердили возможность анэррорики оценки надёжности и качества ТРДД автоматизацией систем обеспечения надёжности и качества авиационной техники на основе компьютерного моделирования. Предложенная компьютерная программа позволила снизить погрешность контроля надёжности и качества ТРДД путём имитации условий по температуре и давлению окружающего воздуха, отличных от МСА. Применение этой программы обеспечило разработку программных моделей серийных ТРДД для ужесточения автоматического контроля их качества при производстве и эксплуатации. □

Литература

1. Афанасьев В.А., Лебедев В.А., Монахова В.П., Мышелов Е.П., Ножницкий Ю.А. Техническое регулирование и управление качеством. - М.: Книжный дом "Либроком", 2013. - 256 с.
2. Новичков В.М., Бутова А.Ю. Применение ТРДД на ЛА с минимизацией разнотяговости для повышения безопасности полетов // Фундаментальные исследования. - 2015. - № 11 (часть 7). - С. 1343-1351.
3. Бутова А.Ю. Сертификация авиационной техники. Изд. 2-е, перераб. и доп.- М.: ЛЕНАНД, 2019. - 300 с.
4. Новичков В.М., Бутова А.Ю. Критерий автоматической оценки исправности турбореактивного двухконтурного двигателя по частотам вращения его роторов в полете // Двигатель. - 2019. - № 5 (125). - С. 32.
5. Дворниченко В.В. "Разнотяговость" (асимметрия тяги) ТРДД на дальне- и среднемагистральных самолетах ГА и способы ее минимизации "на крыле" // Фундаментальные исследования, 2008. - №5. - С. 177-178.
6. Иноземцев А.А., Семенов А.Н., Савенков Ю.С., Саженков А.Н., Трубников Ю.А. Способ управления силовой установкой самолета: Патент на изобретение №:2306446 F02C - М.: ОАО "Авиадвигатель", 2005.
7. H. Zhao, Y. Ji, H. Li Asymmetrical thrust fully automatic compensation technology. December 2017. Hangkong Xuebao/Acta Aeronautica et Astronautica Sinica 38. DOI:10.7527/S1000-6893.2017.721526 (https://www.researchgate.net/publication/331503299_Asymmetrical_thrust_fully_automatic_compensation_technology)
8. Шалумов А.С., Шалумов М.А. Опыт применения автоматизированной системы АСОНИКА в промышленности Российской Федерации: монография.- Владимир: Владимирский филиал РАН-ХиГС, 2017. - 422 с.
9. Лесовский А.С. Исследование влияния асимметрии тяги на боковую балансировку самолёта // Научный вестник МГТУ ГА. - 2006. - №97. - с. 146-150.

Связь с авторами: frambe@mail.ru



СТРУКТУРА ПЕРСПЕКТИВНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ САМОЛЁТА С РАЗНОТЯГОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Аделя Юрьевна Бурова, старший преподаватель ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)"

Представлена структура перспективной электронной системы управления двухдвигательной силовой установкой самолёта, обеспечивающая возможность контроля и корректировки асимметрии тяги в случае возникновения разнотяговости двигателей. Рассмотрены вопросы, связанные с исследованием возможности ужесточения контроля качества работы турбореактивных двухконтурных двигателей. Цель исследования - поиск решения задачи снижения разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей в условиях их серийного производства и последующей эксплуатации в силовых установках двухдвигательных самолётов. При проведении исследования использованы методы программного моделирования. Предложены, разработаны и описаны алгоритмы контроля разнотяговости таких двигателей сразу по двум параметрам их тяги.

The structure of a promising electronic control system for a twin-engine powerplant of an aircraft is presented, which provides the ability to control and adjust the asymmetry of thrust in the event of engine misalignment. The issues related to the study of the possibility of tightening the quality control of turbojet dual-circuit engines are considered. The purpose of the study is to find a solution to the problem of reducing the divergence of turbojet dual-circuit engines in the conditions of their mass production and subsequent operation in the power plants of twin-engine aircraft. During the research, the methods of software modeling were used. Algorithms are proposed, developed and described for monitoring the different loads of such engines by two parameters of their thrust at once.

Ключевые слова: безопасность полета, электронная система управления, разнотяговость, турбореактивный двухконтурный двигатель, параметры тяги, силовая установка.

Keywords: flight safety, electronic control system, multi-thrust, turbojet dual-circuit engine, thrust parameters, power plant.

Введение

Проблема безопасности полёта двухдвигательных самолётов обостряется при разнотяговости их турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) [1]. Разнотяговость ТРДД силовой установки двухдвигательного самолёта может приводить к нежелательному разворачивающему моменту сил, действующих на самолёт в полёте [2, 3]. Уровень разнотяговости таких двигателей зависит от условий заводской приёмки и степени усталости металла лопаток турбин компрессора низкого давления (КНД) и компрессора высокого давления (КВД), а также эрозий и повреждений этих лопаток в полёте.

Постановка задачи заключается в разработке цифрового метода и программно-аппаратных средств уменьшения асимметрии тяги разнотяговых двигателей путем специального непрерывного отбора устанавливаемых на самолёт двигателей и алгоритм работы электронной системы управления двухдвигательной силовой установкой в целях повышения качества управления самолётом с двухдвигательной силовой установкой.

При решении поставленной задачи было принято, что:

1. Двухвальные ТРДД, предназначенные для силовых установок (СУ) среднемагистральных самолётов (СМС) и дальнемагистральных самолётов (ДМС), успешно прошли испытания на заводских горячих стендах и выходной контроль на заводе-изготовителе в условиях серийного производства этих ТРДД.

2. Серийные ТРДД применяются в СУ двухдвигательного СМС или ДМС.

3. Разнотяговость ТРДД - разность измеряемых или вычисляемых значений силы тяги ТРДД одной серии в условиях их производства на заводе-изготовителе и (или) неравенство одновременно контролируемых значений силы тяги серийных ТРДД одной СУ двухдвигательного самолёта в условиях их эксплуатации на таком воздушном судне.

4. Величина разнотяговости ТРДД обусловлена условиями их серийного производства и степенью износа этих ТРДД при их эксплуатации в СУ двухдвигательного самолёта, а также повреждениями и (или) неисправностями тех же ТРДД такой СУ в полёте.

5. В качестве параметров тяги ТРДД используются частоты вращения роторов турбин компрессоров высокого и низкого давления ТРДД.

Цель и методы

Цель исследования - поиск решения задачи снижения разнотяговости турбореактивных двухконтурных двигателей в условиях их серийного производства и последующей эксплуатации в силовых установках двухдвигательных самолётов. При проведении исследования использованы методы программного моделирования.

Результаты исследования

В результате проведенного исследования предложено комплексное решение задачи ужесточения контроля разнотяговости ТРДД.

Оценка взаимного соответствия качества ТРДД одной серии в условиях серийного производства проводилась глубоким тестированием технического состояния этих двигателей по графикам вероятностей проявления разных диапазонов статистических выборок контролируемых значений частот вращения n_1 ротора низкого давления (РНД) и n_2 ротора высокого давления (РВД) с учётом отклонений значений этих параметров тяги от их математических ожиданий соответственно.

Сужение диапазонов их случайного распределения обеспечило повышение взаимного соответствия измеряемых значений этих двух контролируемых рабочих параметров только N_z глубоко тестируемых ТРДД одной серии путём их отбора из числа L_z сертифицируемых ТРДД этой серии.

Соотношение размеров L_z и N_z исходной и суженной выборок ТРДД одной серии при $N_z \leq L_z$ зависит от величины дисперсии σ^2 и размерности $K_2 = 2$ двумерной функции вероятности случайного распределения контролируемых значений частот вращения РНД и РВД $P_{n_1, n_2} = P_{n_1} \cdot P_{n_2}$, как показано на рисунке 1, для разных значений числа z поддиапазонов $[-\sigma^2/2, +\sigma^2/2]$ статистического анализа, соответствующих "Правилу трёх сигм" z ($0 < z \leq 3,0$) при $K_1 < K_2$, если $K_1 = 1$ при тестировании ТРДД только по графикам вероятностей проявления разных диапазонов статистических выбо-

рок контролируемых значений частот вращения n_1 РНД или n_2 РВД.

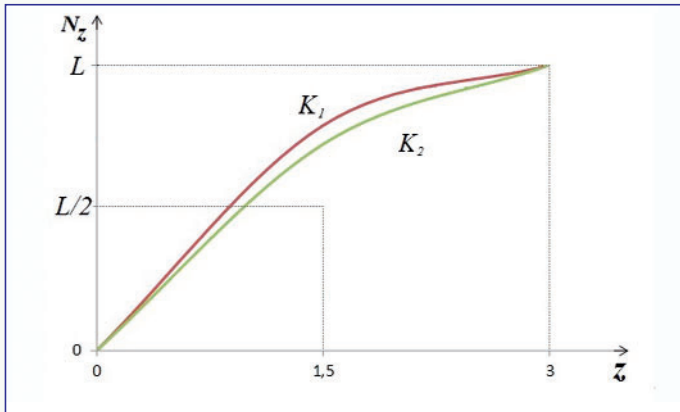


Рис. 1 Графики зависимости размера выборки ТРДД одной серии от числа z поддиапазонов $[-\sigma^2/2, +\sigma^2/2]$ статистического анализа

Модельный эксперимент подтвердил возможность снижения разнотяговости ΔR ТРДД до величины $\Delta R_{TESTmin} = 0,0445$ по сравнению с величиной их разнотяговости по результатам стендовых испытаний $R_{TESTmax} = 0,0667$, т.е. в 1,5 раза благодаря ужесточению вдвое допусков на их рабочие параметры [1].

После установки в СУ воздушного судна (ВС) двух ТРДД одной серии с минимальной разнотяговостью предлагается снижать их остаточную разнотяговость ΔR программно-аппаратными средствами ЭСУ тягой СУ такого ВС путем расчёта и учёта специальных поправок δn_1 и δn_2 контролируемых значений таких параметров тяги, как частоты вращения РНД n_1 и РВД n_2 обоих ТРДД.

На рис. 2 и 3 изображены предлагаемые структурная и логическая схемы электронной системы управления тягой СУ ВС с двумя ТРДД. Далее описаны процедуры автоматического контроля разнотяговости двигателей по соотношению частот вращения их РНД и РВД, а также принципы и процедуры снижения разнотяговости двигателей СУ при их безотказной работе или компенсации снижения тяги этой СУ после потери тяги одного из них в полёте.

Контролируемое значение с выхода датчика положения РУД α_T , заданные значения весовых коэффициентов для учёта динамических свойств роторов C_1, C_2 , контролируемые значения частот вращения РНД n_1 и РВД n_2 одного ТРДД обозначены идентификаторами $a(1), C(1,1), C(1,2), n(1,1)$ и $n(1,2)$, а те же параметры другого ТРДД - идентификаторами $a(2), C(2,1), C(2,2), n(2,1)$ и $n(2,2)$. Общие для обоих ТРДД заданные значения параметров $\alpha_T^{SET}, n_1^{SET}, n_2^{SET}$, контролируемые и заданные значения скорости самолёта V_A и V_A^{SET} , а также логические сигналы $I_1, I_2, I_3, I_4, I_5, I_6$ обоз-

начены идентификаторами $A, n(1), n(2), VA, V$ и $I1, I2, I3, I4, I5, I6$, а условные номера ТРДД и их роторов - идентификаторами J, K и L , соответственно. Численные значения весовых коэффициентов C_1 и C_2 для каждого ТРДД СУ ВС вычисляются по результатам сравнительного анализа контролируемых значений параметров их тяги, измеренных в условиях серийного производства.

Решение задач автоматического контроля исправности и разнотяговости двух ТРДД СУ ВС, а также снижения их разнотяговости и компенсации снижения тяги этой СУ после повреждения или неисправности одного из её ТРДД в полёте при многомерной постановке таких задач обеспечивается пошаговым анализом и приближённым синтезом контролируемых значений частот вращения РНД n_1 и РВД n_2 левого ТРДД СУ ВС и частот вращения РНД n_1^* и РВД n_2^* правого ТРДД СУ с учётом поправок этих частот $\delta n_1, \delta n_2, \delta n_1^*$ и δn_2^* при $\delta n_1 > 0$ или $\delta n_1 \leq 0$ и $\delta n_2 > 0$ или $\delta n_2 \leq 0$, и $\delta n_1^* > 0$ или $\delta n_1^* < 0$ и $\delta n_2^* > 0$ или $\delta n_2^* \leq 0$ по формулам (1) - (4) на каждом i -ом шаге автоматического контроля разнотяговости этих ТРДД. Для удобства и наглядности формализации результатов такого контроля обозначены символом "*" контролируемые значе-

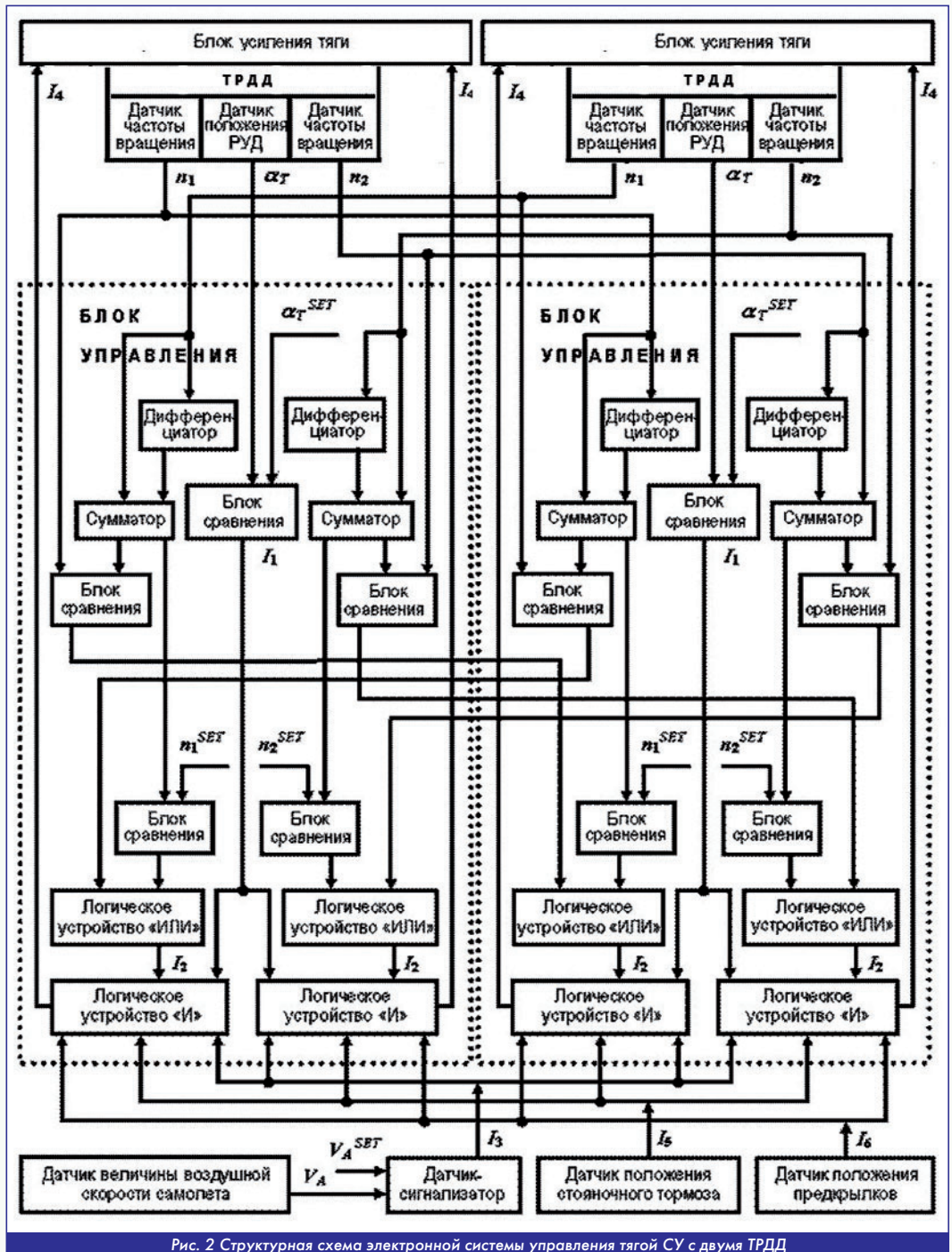


Рис. 2 Структурная схема электронной системы управления тягой СУ с двумя ТРДД

ния n_1^* и n_2^* частот вращения роторов одного из двигателей, и их поправок, так как контролируемые значения n_1 и n_2 совсем других частот вращения роторов другого двигателя и их поправок этим символом не обозначены.

$$(n_1)_{i+1} = \begin{cases} (n_1)_i \text{ при } n_1^{\text{SET}} < (n_1)_i + (\delta n_1)_i \approx (n_1^*)_i + (\delta n_1^*)_i; \\ (n_1)_i + \{(n_1^*)_i - [(n_1)_i + (\delta n_1)_i]\} \text{ при } n_1^{\text{SET}} < (n_1)_i + (\delta n_1)_i \leq (n_1^*)_i; \dots \\ (n_1)_i + \{n_1^{\text{SET}} - [(n_1)_i + (\delta n_1)_i]\} \text{ при } (n_1)_i + (\delta n_1)_i \leq n_1^{\text{SET}} < (n_1)_i; \end{cases} \quad (1)$$

$$(n_2)_{i+1} = \begin{cases} (n_2)_i \text{ при } n_2^{\text{SET}} < (n_2)_i + (\delta n_2)_i \approx (n_2^*)_i + (\delta n_2^*)_i; \\ (n_2)_i + \{(n_2^*)_i - [(n_2)_i + (\delta n_2)_i]\} \text{ при } n_2^{\text{SET}} < (n_2)_i + (\delta n_2)_i \leq (n_2^*)_i; \dots \\ (n_2)_i + \{n_2^{\text{SET}} - [(n_2)_i + (\delta n_2)_i]\} \text{ при } (n_2)_i + (\delta n_2)_i \leq n_2^{\text{SET}} < (n_2)_i; \end{cases} \quad (2)$$

$$(n_1^*)_{i+1} = \begin{cases} (n_1^*)_i \text{ при } n_1^{\text{SET}} < (n_1)_i + (\delta n_1)_i \approx (n_1^*)_i + (\delta n_1^*)_i; \\ (n_1^*)_i + \{(n_1)_i - [(n_1^*)_i + (\delta n_1^*)_i]\} \text{ при } n_1^{\text{SET}} < (n_1)_i + (\delta n_1)_i \leq (n_1)_i; \dots \\ (n_1^*)_i + \{n_1^{\text{SET}} - [(n_1)_i + (\delta n_1)_i]\} \text{ при } (n_1)_i + (\delta n_1)_i \leq n_1^{\text{SET}} < (n_1)_i; \end{cases} \quad (3)$$

$$(n_2^*)_{i+1} = \begin{cases} (n_2^*)_i \text{ при } n_2^{\text{SET}} < (n_2)_i + (\delta n_2)_i \approx (n_2^*)_i + (\delta n_2^*)_i; \\ (n_2^*)_i + \{(n_2)_i - [(n_2^*)_i + (\delta n_2^*)_i]\} \text{ при } n_2^{\text{SET}} < (n_2)_i + (\delta n_2)_i \leq (n_2)_i; \dots \\ (n_2^*)_i + \{n_2^{\text{SET}} - [(n_2)_i + (\delta n_2)_i]\} \text{ при } (n_2)_i + (\delta n_2)_i \leq n_2^{\text{SET}} < (n_2)_i; \end{cases} \quad (4)$$

Для решения этих задач предлагается в ЭСУ тягой этой СУ вычислять и учитывать значения первых производных частот вращения РНД и РВД обоих роторов. Однако, если выполняется только одна программа управления по частоте вращения РНД или РВД, то снижение частоты вращения другого ротора автоматически учитывается, когда приводит к снижению той частоты вращения ротора, которая используется в качестве управляемого параметра. Поэтому предлагается использовать частоты вращения РНД и РВД в качестве управляемых параметров одновременно. Критериями автоматического контроля исправности и разнотяговости двух ТРДД в СУ ВС предлагается считать допустимость соотношений контролируемых значений (n_1 и n_2) и заданных (предельно допустимых n_1^{STOP} и n_2^{STOP} , минимально допустимых n_1^{SET} и n_2^{SET} , максимально достижимых n_1^{TOP} и n_2^{TOP}) значений этих частот с учётом вычисляемых значений их специальных поправок δn_1 и δn_2 при $\delta n_1 > 0$ или $\delta n_1 \leq 0$ и $\delta n_2 > 0$ или $\delta n_2 \leq 0$ по формулам (5) и (6):

$$0 < n_1^{\text{STOP}} < n_1^{\text{SET}} < n_1 + \delta n_1 \leq n_1^{\text{TOP}} \quad (5)$$

$$0 < n_2^{\text{STOP}} < n_2^{\text{SET}} < n_2 + \delta n_2 \leq n_2^{\text{TOP}} \quad (6)$$

При этом ЭСУ тягой СУ ВС с двумя ТРДД обеспечивает системный анализ и приближенный синтез контролируемых значений частот вращения РНД и РВД обоих ТРДД с учётом заданных значений этих частот и вычисляемых значений их первых производных с "весовыми коэффициентами", значения которых зависят от динамических свойств роторов, если:

$$\begin{aligned} \delta n_1 &= C_1 dn_1/dt, \\ \delta n_2 &= C_2 dn_2/dt, \\ \delta n_1^* &= C_1 dn_1^*/dt, \\ \delta n_2^* &= C_2 dn_2^*/dt, \end{aligned}$$

Принципы и процедуры пошаговой оценки разнотяговости $(\Delta R)_{i+1}$ двух ТРДД СУ ВС по результатам сравнительного анализа и приближенного синтеза контролируемых значений параметров тяги ТРДД с тягой R и частотами вращения его роторов n_1 и n_2 , а также соответствующих параметров тяги ТРДД с тягой R^* и частотами вращения его роторов n_1^* и n_2^* на i -х шагах автоматического контроля и коррекции разнотяговости этих ТРДД формализованы в виде рекуррентного уравнения.

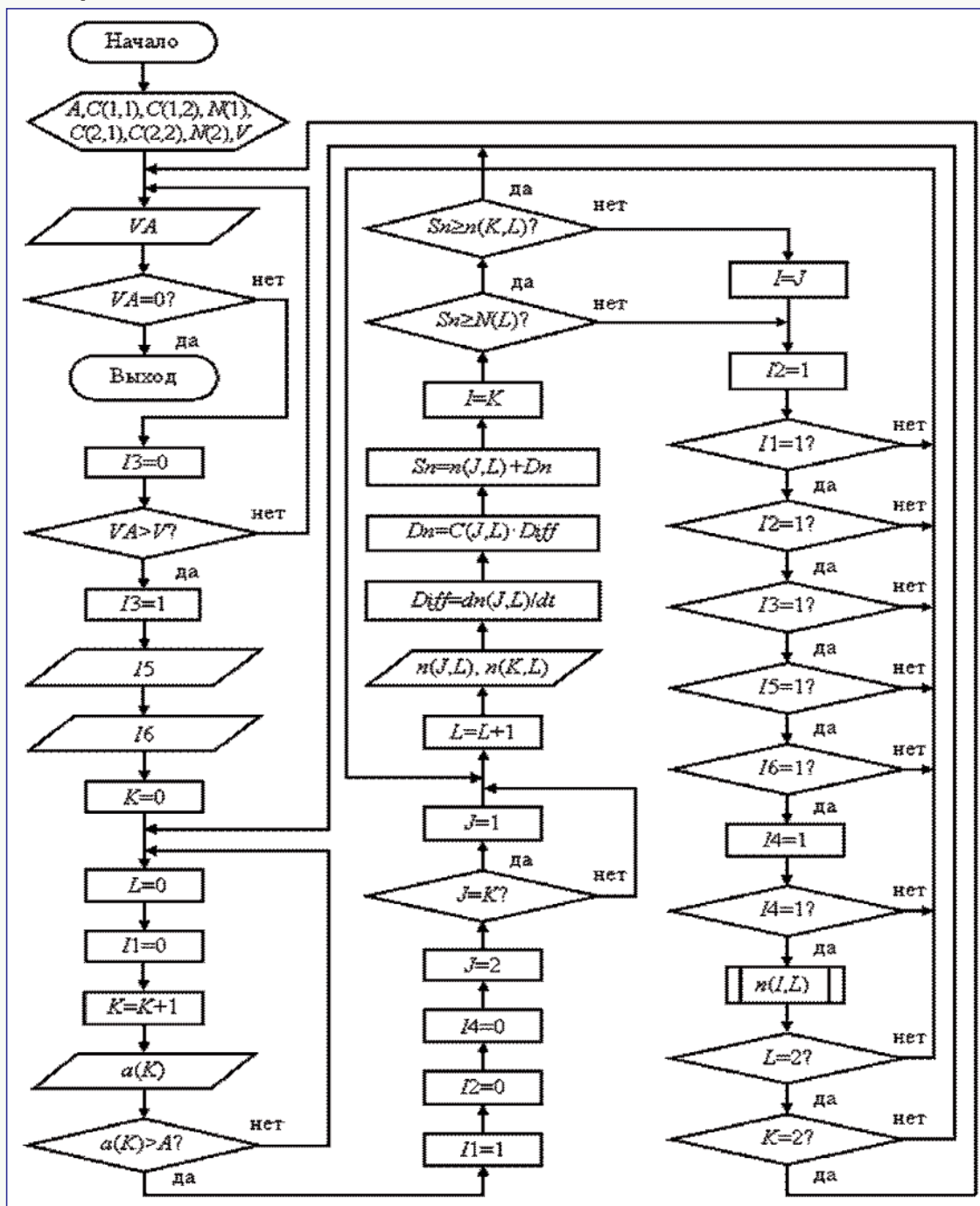


Рис. 3 Логическая схема электронной системы управления тягой СУ с двумя ТРДД



В уравнение входят коэффициенты J_1 и J_2 , не зависящие от динамических свойств роторов, и коэффициенты C_1, C_2, C_1^* и C_2^* , зависящие от динамических свойств роторов, по формуле (7) при $R_1 > R_1^*$ и $(\Delta R)_1 = J_1[(n_1)_i^2 - (n_1^*)_i^2] + J_2[(n_2)_i^2 - (n_2^*)_i^2]$:

$$(\Delta R)_{i+1} = (\Delta R)_i + \{J_1 C_1 (dn_1/dt)_i\} \{[(n_1)_i + C_1 (dn_1/dt)_i] + [(n_1)_i]\} - \{J_1 C_1^* (dn_1^*/dt)_i\} \{[(n_1^*)_i + C_1 (dn_1^*/dt)_i] + [(n_1^*)_i]\} + \{J_2 C_2 (dn_2/dt)_i\} \{[(n_2)_i + C_2 (dn_2/dt)_i] + [(n_2)_i]\} - \{J_2 C_2^* (dn_2^*/dt)_i\} \{[(n_2^*)_i + C_2^* (dn_2^*/dt)_i] + [(n_2^*)_i]\}. \quad (7)$$

Это позволяет автоматически учитывать недопустимое снижение частот вращения РНД и (или) РВД любого из двух ТРДД СУ ВС своевременно и таким образом увеличивать время, необходимое экипажу ВС для принятия решения при повреждении или неисправности одного из них.

После снижения тяги одного из двух ТРДД СУ при допустимом соотношении заданных и измеренных значений частот вращения его РНД и РВД логический сигнал на входе управления тягой этого ТРДД должен быть равен единице ($I_4 = 1$). При повышении тяги этого ТРДД до нужного уровня логический сигнал снижается до нуля ($I_4 = 0$). Если частота вращения его РНД или РВД становится больше частоты вращения соответствующего ротора соседнего ТРДД при допустимом значении заданных и измеренных значений частот вращения его РНД и РВД, логический сигнал на входе блока управления тягой этого ТРДД $I_4 = 1$. Тяга и частоты вращения его роторов повышается этого ТРДД повышается и тогда $I_4 = 0$. Если частота вращения его РНД или РВД становится больше, чем частота вращения соответствующего ротора первого ТРДД, снова логический сигнал на входе блока управления тягой этого ТРДД $I_4 = 1$. Тяга и частоты вращения роторов этого ТРДД повышаются и тогда $I_4 = 0$, и так далее до достижения равенства частот вращения РНД обоих ТРДД и частот вращения РВД этих ТРДД с учётом вычисляемых значений первых производных этих частот для снижения разнотяговости ТРДД (рис. 4).

Временные графики постепенного изменения дискретных (бинарных) значений логических сигналов I_4 на входах блоков повышения тяги одного из двух ТРДД или другого ТРДД СУ ВС отображают соотношение уровней этих сигналов до повреждения или отказа одного из ТРДД в полёте с несимметричной тягой.

Графическая интерпретация снижения в полёте за время t_{\min} асимметрии тяги двух ТРДД СУ ВС с минимизированной на заводе-изготовителе разнотяговостью и снижения в полёте за время t_{\max} асимметрии тяги двух ТРДД СУ ВС с неминимизированной на заводе-изготовителе разнотяговостью отображает преимущества минимизации разнотяговости ТРДД одной серии для СМС или ДМС в условиях серийного производства таких двигателей.

На каждом i -м шаге коррекции разнотяговости ТРДД снижение их разнотяговости обеспечивается программой управления по частоте вращения ротора того двигателя, тяга которого меньше.

При условии $n_1^{\text{SOS}} < n_1^{\text{SET}} < (n_1)_i + C_1 (dn_1/dt)_i < (n_1^*)_i \leq n_1^{\text{LIMIT}}$ включается программа управления $(U_1)_i = (n_1)_i + C_1 (dn_1/dt)_i$ с погрешностью управления $(E_1)_i = (n_1)_i$ и вычисляемым значением первой производной частоты вращения ротора $(B_1)_i = J_1 C_1 (dn_1/dt)_i$, если $1 \leq i < I_{\max}$, $(n_1)_1 = n_1^{\text{TEST}}$, $(dn_1/dt)_1 = 0$.

При условии $n_1^{\text{SOS}} < n_1^{\text{SET}} < (n_1^*)_i + C_1 (dn_1^*/dt)_i < (n_1)_i \leq n_1^{\text{LIMIT}}$ включается программа управления $(U_1^*)_i = (n_1^*)_i + C_1 (dn_1^*/dt)_i$ с погрешностью управления $(E_1^*)_i = (n_1^*)_i$ и вычисляемым значением первой производной частоты вращения ротора $(B_1^*)_i = J_1 C_1^* (dn_1^*/dt)_i$, если $1 \leq i < I_{\max}$, $(n_1^*)_1 = n_1^{\text{TEST*}}$, $(dn_1^*/dt)_1 = 0$.

При условии $n_2^{\text{SOS}} < n_2^{\text{SET}} < (n_2)_i + C_2 (dn_2/dt)_i < (n_2^*)_i \leq n_2^{\text{LIMIT}}$ включается программа управления $(U_2)_i = (n_2)_i + C_2 (dn_2/dt)_i$ с погрешностью управления $(E_2)_i = (n_2)_i$ и вычисляемым значением первой производной частоты вращения ротора $(B_2)_i = J_2 C_2 (dn_2/dt)_i$, если $1 \leq i < I_{\max}$, $(n_2)_1 = n_2^{\text{TEST}}$, $(dn_2/dt)_1 = 0$.

При условии $n_2^{\text{SOS}} < n_2^{\text{SET}} < (n_2^*)_i + C_2 (dn_2^*/dt)_i < (n_2)_i \leq n_2^{\text{LIMIT}}$ включается программа управления $(U_2^*)_i = (n_2^*)_i + C_2 (dn_2^*/dt)_i$ с погрешностью управления $(E_2^*)_i = (n_2^*)_i$ и вычисляемым значением первой производной частоты вращения ротора $(B_2^*)_i = J_2 C_2^* (dn_2^*/dt)_i$, если $1 \leq i < I_{\max}$, $(n_2^*)_1 = n_2^{\text{TEST*}}$, $(dn_2^*/dt)_1 = 0$.

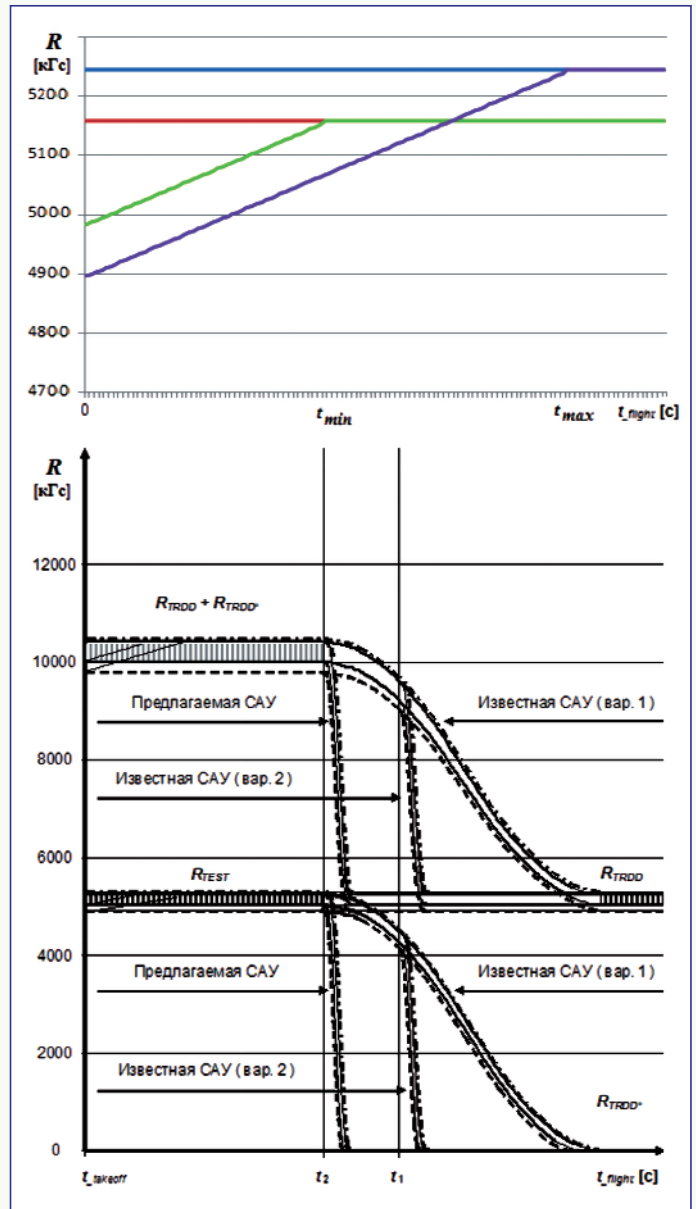


Рис. 4 Графики постепенного изменения тяги R глубоко протестированных и нетестированных ТРДД СУ ВС до и после повреждения или отказа одного из них в полёте при асимметрии тяги

На последовательных шагах управления двигателями снижение их разнотяговости обеспечивается программами влияния на частоты вращения различных роторов ТРДД следующим образом. В полёте с несимметричной тягой из-за неравенства частот $n_1^{\text{SET}} < n_1 < n_1^* < n_1^{\text{TOP}}$, $n_1^{\text{SET}} < n_1^* < n_1 < n_1^{\text{TOP}}$, $n_2^{\text{SET}} < n_2 < n_2^* < n_2^{\text{TOP}}$, $n_2^{\text{SET}} < n_2^* < n_2 < n_2^{\text{TOP}}$ снижение разнотяговости ТРДД при соотношении частот вращения роторов $n_1^* < n_1$ обеспечивается повышением частоты вращения ротора n_1^* для достижения приблизительного равенства частот вращения $n_1 = n_1^*$.

Это приводит к соответствующему повышению частоты вращения ротора того же двигателя n_2^* и соотношению частот вращения роторов $n_2 < n_2^*$, при котором обеспечивается повышение частоты вращения ротора n_2 . Такое повышение обеспечивает достижение приблизительного равенства частот вращения роторов $n_2 \approx n_2^*$. Однако оно приводит также к соответствующему повышению частоты вращения ротора n_1 и соотношению частот вращения роторов $n_1 > n_1^*$. При этом происходит новое повышение частоты вращения ротора n_1^* и соответствующее ему изменение соотношений всех частот. Поочередное повышение частот вращения роторов n_2^* , n_2 , n_1^* , n_1 происходит до достижения максимально допустимых на заданном режиме значений частот вращения роторов $n_1 \leq n_1^{\text{TOP}}$, $n_1^* \leq n_1^{\text{TOP}}$, $n_2 \leq n_2^{\text{TOP}}$, $n_2^* \leq n_2^{\text{TOP}}$.

Ожидаемое значение разнотяговости ТРДД ограничивает

допустимый диапазон её значений:

$$0 = (\Delta R^{\text{TAKEOFF}})_{\text{max}} \leq |(\Delta R^{\text{TAKEOFF}})| \leq (\Delta R^{\text{TAKEOFF}})_1 \leq \Delta R_{\text{TESTmin}}$$

Таким образом, применение ЭСУ тягой СУ ВС, в которой действуют программы управления $n_1 + \delta n_1 = \text{const}$ при $\delta n_1 > 0$ или $\delta n_1 \leq 0$ и $n_2 + \delta n_2 = \text{const}$ при $\delta n_2 > 0$ или $\delta n_2 \leq 0$, обеспечивает минимизацию разнотяговости ТРДД вплоть до полного её нивелирования. Это реализуется путём немедленного отключения неисправного двигателя при снижении частоты вращения n_2 РВД ниже заданной её величины $n_2^{\text{зад}}$. Для сравнения, САУ СУ, в которой задействована только одна программа управления $n_1 = n_1 \pm \delta n_1 = \text{const}$, не отключает неисправный двигатель при его отказе или частичной потере им тяги из-за снижения частоты вращения n_2 РВД ниже заданной её величины $n_2^{\text{зад}}$, позволяя увеличиваться асимметрии тяги исправного и неисправного двигателей вплоть до автоматического определения отказа неисправного двигателя только после снижения частоты вращения его РНД n_1 ниже заданной её величины $n_1^{\text{зад}}$.

Временные зависимости тяги R двух ТРДД СУ ВС (см. рис. 4), отображают постепенность снижения разнотяговости двух ТРДД СУ ВС и компенсации снижения тяги его СУ в полёте до и после повреждения или отказа одного из них в полёте от момента t_1 потери им тяги из-за снижения частоты вращения РНД n_1 или t_2 из-за снижения частоты вращения РВД n_2 и повышения тяги исправного ТРДД с момента взлёта t_{takeoff} до полного отказа ТРДД во время полёта t_{flight} .

Результаты расширенного информационного поиска аналогичных решений той же задачи подтвердили научную новизну предложенного решения [4-5].

Заключение

Комплексная структура предложенной электронной системы управления силовой установкой двухдвигательного самолета с разнотяговыми ТРДД обеспечивает уменьшение их разнотяговости и компенсацию асимметрии их тяги при отказе или частичной неисправности одного из них в полете. Комплексный алгоритм работы предложенной электронной системы управления силовой установкой двухдвигательного самолета с разнотяговыми ТРДД обеспечивает в полете уменьшение разнотяговости исправных ТРДД и компенсацию асимметрии их тяги при отказе или частичной неисправности одного из них.

Реализация комплексного алгоритма работы предложенной электронной системы управления силовой установкой двухдвигательного самолета с разнотяговыми ТРДД предусматривает измерение и изменение контролируемых значений сразу двух параметров тяги с учетом их первых производных путём дополнительного ведения дифференциаторов, сумматоров и блоков сравнения для пошаговой сравнительной оценки соотношений частот вращения РНД этих двигателей и пошаговой сравнительной оценки частот вращения РВД тех же двигателей одновременно с учетом значений первых производных этих частот.

Измерение и изменение контролируемых значений параметров тяги разнотяговых ТРДД силовой установки двухдвигательного самолета в полете можно обеспечить пошаговой сравнительной оценкой значений частот вращения РНД обоих ТРДД и пошаговой сравнительной оценкой значений частот вращения РВД этих же ТРДД одновременно и пошаговой коррекцией значений таких параметров тяги путём их постепенного изменения по результатам их пошаговой сравнительной оценки с учетом специальных поправок параметров тяги, в качестве которых используются значения первых производных частот РНД и РВД.

Литература

1. Бурова А.Ю. Сертификация авиационной техники. Изд. 2-е, перераб. и доп.- М.: ЛЕНАНД, 2019. - 300 с.
2. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Применение ТРДД на ЛА с минимизацией разнотяговости для повышения безопасности полётов // Фундаментальные исследования. - 2015. - № 11 (часть 7). - С. 1343-1351.
3. Новичков В.М., Бурова А.Ю. Критерий автоматической оценки исправности турбореактивного двухконтурного двигателя по частотам вращения его роторов в полёте// Двигатель. - 2019. - № 5 (125). - С. 32.
4. Афанасьев В.А., Лебедев В.А., Монахова В.П., Мышелов Е.П., Ножницкий Ю.А. Техническое регулирование и управление качеством. - М.: Книжный дом "Либроком", 2013. - 256 с.
5. Иноземцев А.А., Семенов А.Н., Савенков Ю.С., Саженов А.Н., Трубников Ю.А. Способ управления силовой установкой самолёта : Патент на изобретение №:2306446 F02C - М.: ОАО "Авиадвигатель", 2005.

Связь с автором: frambe@mail.ru

ИНФОРМАЦИЯ. Основные итоги работы ЦИАМ в 2022 году



В конце 2022 года в Центральном институте авиационного моторостроения имени П.И. Баранова состоялось отчетное годовое собрание, на котором генеральный директор ЦИАМ А.Л. Козлов кратко изложил основные итоги. Среди них он отметил, что продолжают работы по гибридным (ГСУ) и электрическим силовым установкам (ЭСУ). В 2022 году специалисты ЦИАМ испытали на Як-40ЛЛ ГСУ с применением технологии высокотемпературной сверхпроводимости (ВТСП) в генераторе, силовом кабеле и двигателе (мощностью 500 кВт) - первом в мире электроавиадвигателе с использованием технологии ВТСП. В ЦИАМ также создан демонстратор ЭСУ с двигате-

лем мощностью 75 кВт с питанием от аккумуляторных батарей (водородных топливных элементов), а также разработан отказоустойчивый 6-фазный электродвигатель-демонстратор ЭД-360 (мощность 360 кВт) для легких вертолетов.

В 2022 году специалисты института испытали на летающей лаборатории Як-52 двигатель АГД-А (модификация двигателя-демонстратора АГД-500) для легких самолетов акробатической категории.

В рамках формирования научно-технического задела в обеспечение создания перспективных СУ для магистральных и региональных самолетов гражданской авиации 2025-2030-х гг. пять+ и шестого поколений. Создан и испытан ряд демонстраторов технологий в т.ч. экспериментальная модель вентилятора с усовершенствованным силовым агрегатом, камера сгорания для ТРДД с многоточечным фронтным устройством, гибридные подшипники с керамическими телами качения, рабочая лопатка ТВД с перспективным охлаждением, распределенная электронная САУ и многие другие.

Освоены новые технологии создания

деталей двигателей из композиционных материалов, например, 3D-печать высокотемпературным термопластом, армированным непрерывным углеволокном и др.

В рамках обеспечения соответствия авиадвигателей международным экологическим требованиям специалистами разработаны проекты основных изменений в НТД по шуму и эмиссии вредных веществ от авиадвигателей, проведены исследования по разработке ключевых технологий, нацеленных на снижение данных характеристик.

Активно работает "сверхзвуковая" лаборатория ЦИАМ "Газовая динамика и силовая установка", которой предстоит решить ряд вопросов, связанных с обеспечением оптимальных тягово-экономических, экологических характеристик, ресурса и надежности двигателя сверхзвукового пассажирского самолета нового поколения.

В конце выступления А.Л. Козлов отметил, что в планах ЦИАМ участие в стратегически значимых комплексных научно-технологических проектах, реализуемых под руководством НИЦ "Институт имени Н.Е. Жуковского".

АКАДЕМИК В.П. ГЛУШКО -

НАЧАЛЬНИК И ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР ОКБ-456 (КБ ЭНЕРГОМАШ), ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР НПО "ЭНЕРГИЯ"

Ветераны АО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко":

Вячеслав Фёдорович Рахманин
Владимир Сергеевич Судаков

(Окончание. Начало №. 1-3 - 2022)

Валентин Петрович Глушко контролировал не только исполнение принятых им решений. Личный его контроль распространялся и на качество технических расчётов по конструкции и функционированию двигателя, он регулярно интересовался - используются ли при расчётах новейшие научно-методические достижения. Благодаря его усилиям одна из первых ЭВМ, выделенная Госпланом для ракетостроительной отрасли, начала работать в нашем ОКБ.



ЭВМ из 60-х годов прошлого века

Валентин Петрович лично обсуждал со специалистами пределы повышения технических характеристик и рабочих параметров для проекта очередного перспективного двигателя, при этом демонстрировал компетентность не только в теоретических вопросах, касающихся создания ЖРД, но и глубокие познания в соседних прикладных физических науках.

При всей своей занятости, он внимательно следил за появлением новых научно-технических публикаций. На его рабочем столе постоянно находились свежие отечественные и иностранные научные журналы, вновь поступившие технические бюллетени. Некоторые издания Валентин Петрович направлял для изучения работникам расчётно-теоретического и конструкторских отделов. Высочайшая его трудоспособность была следствием чрезвычайной организованности и умением выделить из "моря дел" (так любил говорить о своей занятости Глушко) главные и первостепенные.

В свой рабочий кабинет в Химках Валентин Петрович обычно приезжал к началу рабочего дня, к половине девятого утра. Иногда несколько задерживался, т. к. жил в центре Москвы, а к концу 60-х годов по утрам уже начали появляться первые автомобильные пробки.

В эти годы рабочий день Глушко был невероятно плотным. С утра и до перерыва на обед (наскоро перехваченными в кабинете привезёнными из дома продуктами) он прорабатывал полученную деловую корреспонденцию - работал с направленными ему на отзыв или для редактирования научно-техническими статьями, знакомился с техническими публикациями в журналах и бюллетенях. На основе своих воспоминаний и архивных материалов, а также изложения текущих работ в области освоения космического пространства он написал две внушительные мемуарно-истори-

ческие брошюры: "Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР" (издана в 1973 г.) и "Ракетные двигатели ГДЛ-ОКБ" (издана в 1975 г.). Вторая половина дня отводилась для работы с технической документацией, совещаний по разработке новых конструкций и обсуждения результатов доводочных испытаний изготавливаемых двигателей, тогда же принимались решения по текущим вопросам работы подразделений КБ.

Под руководством Глушко в качестве главного редактора вышли три издания энциклопедии "Космонавтика" (1968 г., 1970 г. и 1985 г.). При редактировании этого фундаментального труда проявилась широта его знаний и эрудиция во многих отраслях науки и техники.

Валентин Петрович - единственный из главных конструкторов ракетной техники - занимался исследованиями применения в ЖРД новых топлив и в течение нескольких десятилетий возглавлял Научный совет при Президиуме АН СССР по проблеме "Жидкое ракетное топливо". Здесь он много внимания уделял проблемам термодинамики и газодинамики ЖРД, под его руководством сотрудники расчётно-теоретического отдела КБЭМ принимали участие в создании фундаментальных справочных изданий АН СССР по термическим константам, термодинамическим и теплофизическим свойствам веществ (в течение 1956-1982 гг. вышло 40 справочников!). Работа была оценена по достоинству - присвоением Государственной премии СССР.

Много внимания В.П. Глушко уделял правильному употреблению научно-технической терминологии в ЖРД, и Госстандарт СССР поручил ему возглавить работу по составлению ГОСТов по терминам и определениям, употребляемым в работах по ЖРД. В этой работе принимали участие практически все отделы КБ, заключительным редактированием занимался сам Валентин Петрович. Основной ГОСТ 17655-72 "Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения" вышел в 1972 году.

С 1968 по 1988 годы Валентин Петрович был главным редактором ежегодного сборника трудов ГДЛ-ОКБ. И к этой работе он относился крайне добросовестно, обращал внимание и на форму, и на содержание. Каждую статью тщательно изучал, при необходимости правил или отправлял на доработку.





Работа с документами в кабинете

Глушко в отличие от многих из его окружения отличался глубоким знанием русского языка. Он как в устной речи, так и в письменной форме строго придерживался правил русской грамматики. Подписывая письма, Валентин Петрович был требователен не только к их смысловому содержанию, но и к грамматике, причём это требование распространялось на любое письмо, независимо от адресата - будь это письмо в адрес министра или канцелярская "отписка" по хозяйственным делам. Такие же требования он предъявлял и к предлагаемым ему для подписи техническим и служебным документам. Если обнаруживал грамматические ошибки, с негодованием возвращал документ для их устранения. Работники КБЭМ, зная об этой особенности своего главного конструктора, тщательнейшим образом проверяли подготовленные для подписи документы.

Требовательность к чистоте русского литературного языка распространялась и на разговорную речь. Глушко негативно воспринимал используемые сотрудниками КБ в выступлениях или докладах на совещаниях привычные им, но недопустимые, по его мнению, вульгаризмы и производственный жаргон.

В начале 60-х годов Валентин Петрович собственноручно составил "Перечень слов, запрещённых к употреблению в КБЭМ". Рукопись этого списка он передал секретарю для распространения среди руководителей служб и отделов.

К сожалению, этот список не получил статуса документа, подлежащего регистрации и хранению в архиве, и в настоящее время не найден. Тем не менее попытка отыскать следы списка была предпринята. И вот результат. Из тех, кто в тот период времени работал в КБ и мог иметь доступ к списку, по воспоминаниям авторов статьи, осталось не более 15 человек. В мае 2022 года их расспросили и выяснилось, что о существовании этого списка помнят всего 6 человек, а о содержащихся в нём словах - и того меньше. К списку удалось присовокупить несколько слов, упомянутых в опубликованных мемуарах ветеранов ЦКБЭМ.

Какие же слова "запрещал" употреблять Глушко?

Слово "порядка" - в контексте "...необходимо участие порядка 10 человек".

Слово "просчёт" или "обсчёт" - в значении "...мы провели расчёт двух вариантов".

Слово "камеристки" - женщины-конструкторы из отдела разработки камер.

Слово "просмотр" - в значении "...этот отчёт уже посмотрел заказчик".

Слова "бархатная головка" - оценка качества смесиобразования форсунок.

Слова "сладкий газ" - вместо "газ с избытком горючего".

Слова "кислый газ" - вместо "газ с избытком окислителя".

Слова "прожиг двигателя" - вместо "огневое испытание двигателя".

А уж слово "движок" вместо "двигатель", вызывало у Глушко крайнее негодование, он воспринимал это как пренебрежение к делу, которому он посвятил свою жизнь.

Эти "уроки" устного и письменного русского языка прочно вошли в практику работы в КБЭМ и воспринимались как требования производственного распорядка. Для сотрудников НПО "Энергия" такой "литературно-грамматический" контроль качества их работы со стороны генерального конструктора оказался неожиданным, и они поначалу выражали неудовольствие, но винить за допущенные ошибки им кроме "себя любимого" было некого, и постепенно новое требование стало нормой при подготовке документов к подписанию у Глушко.

О том, какое влияние оказало это требование Глушко на качество работы НПО "Энергия", вспоминает Вячеслав Михайлович Филин, работавший под руководством Глушко с 1974 по 1989 годы. *"Каждый документ, прежде чем подписать, Глушко внимательно прочитывал. Прекрасно владея языком, не переносил грамматических ошибок в отчётах, пояснительных записках и, уж тем более, в письмах смежникам и в вышестоящие инстанции. Любой поход к Генеральному требовал каждого собраться, ещё раз переосмыслить свои предложения, ещё раз проверить "писанину" и состыковать цифры. Как правило, перед походом к Глушко собирались грамотеи и досконально проверяли текст. И, тем не менее, опечатки встречались, и документы возвращались молча. Исполнитель забирал их со стола Генерального под его негодующим взглядом".*



В.М. Филин

Став техническим руководителем НПО "Энергия", Валентин Петрович вместе с новыми перспективными проектами привнёс в бывший коллектив ЦКБЭМ и присущий ему стиль отношения к работе, повышенную требовательность к исполнителям и одновременно уважительное отношение к сотрудникам.

Борис Евсеевич Черток так охарактеризовал стиль работы Глушко: *"Почти ежедневные непосредственные контакты убедили меня, что кажущаяся придирчивость в действительности есть настойчивая требовательность делать свою работу чисто, чётко и тщательно. Он не терпел небрежности ни в технических идеях, ни в документах, даже бюрократические отписки требовал формулировать хорошим русским языком. Он доверял своим ближайшим заместителям, но никогда не подписывал ни одного документа прежде, чем тщательно его не прочтёт и при этом не только задаст много вопросов, но и попросит расстановку знаков препинания и попросит перепечатать. Там, где обычно начальнику положено употреблять сильные нелитературные выражения, Глушко умел сохранять редкую в наше время твёрдость, не теряя лица настоящего интеллигента".*



Б.Е. Черток

Об интеллигентности Глушко упоминали в своих воспоминаниях все, кто так или иначе пересекался с ним - по работе или в быту, при этом отмечали, в первую очередь, его элегантность в одежде, аккуратность в общении с людьми, обязательность в выполнении личных обещаний, чёткость изложения мысли, использование литературного русского языка. Кроме указанных личных качеств интеллигентного человека отмечают принципиальность его отношения к возникающим обстоятельствам.

Жизнь нередко испытывала Валентина Петровича на приверженность принятым принципам, диапазон которых включал его отношение как к бытовым мелочам или поступкам близких ему людей, так и реакцию на предложение пойти на сделку с совестью.

К примеру, в период стендовой отработки двигателя РД170 для РН "Энергия" по указанию министра МОМ на каждом огневом испытании в КБЭМ должен был присутствовать В.П. Глушко. Стенд находился на территории предприятия и по условиям безо-

пасности испытания проводились в вечернее время, после окончания рабочего дня в КБ и на заводе. Глушко приезжал к назначенному времени, но часто подготовка испытания задерживалась и он, ожидая в кабинете начальника стенда, работал с привезёнными с собой документами. Во время одного из таких ожиданий начальник стенда предложил Глушко стакан чая и печенье. На это предложение последовал ответ: *"Сегодня я чаепития не заработал"*. При одном из последующих, наиболее затянувшихся ожиданий испытания, предложение выпить чая повторилось. И опять отказ, сопровождающийся словами: *"Принципы тогда имеют значение, если их соблюдать не отступая"*. Скажете - мелочь? Да, отказаться выпить стакан чая, конечно же, мелочь, но она возведена в ранг соблюдения правила жизни.



Пульты перед запуском двигателя

Следующий случай соблюдения Глушко принципов представляется более значимым. Всем работающим с Валентином Петровичем была хорошо известна его повышенная требовательность к соблюдению производственной дисциплины, в частности ко времени начала назначенного им совещания. Оно начиналось минута в минуту, опоздание не допускалось, и если Глушко уже занял место во главе стола, то лучше было в кабинет не входить.

Однажды начальник комплекса огневых испытаний Виталий Леонидович Шабранский, чей рабочий кабинет находился на расстоянии 800-850 м от главного корпуса КБ, по независящим от него причинам опоздал к началу совещания у Глушко на 3-4 минуты. Войдя в кабинет, он извинился и хотел объяснить причину опоздания, но Глушко не стал его слушать, а спокойным ровным голосом перебил: *"Виталий Леонидович! Мы уже работаем и успешно продолжим без вашего участия"*.

Реакция Глушко на нарушение существующего порядка выглядит рядовым случаем, только вот опоздавший был не рядовым работником. Глушко выставил за дверь Шабранского - Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской премии, доктора технических наук, ветерана-казанца, с семьёй которого семья Глушко состояла в дружеских отношениях. Так Валентин Петрович подтвердил, что соблюдение дисциплины - принципиальное требование, распространяется на всех работников предприятия.

Эти случаи не требовали от Глушко проявления волевых усилий, они свидетельствовали лишь о соблюдении им принятых принципов. Но были в его жизни случаи, когда ему приходилось принимать по-настоящему принципиальные решения. Расскажем о двух из них.

В 1973 году к Глушко прибыл представитель АН СССР и предложил подписать коллективное письмо с требованием лишить А.Д. Сахарова звания академика. В этом письме Сахаров - "отец советской водородной бомбы", трижды Герой Социалистического Труда, лауреат Сталинской и Ленинской премий и обладатель



В.Л. Шабранский

многих других наград - обвинялся в общественной деятельности, порочащей государственный строй СССР, внешнюю и внутреннюю политику, проводимую коммунистической партией. Под письмом уже имелось более двух десятков подписей академиков.

К этому времени было известно, что Сахаров уже лишён всех имеющихся у него государственных наград и званий. Осталось звание академика, но его можно было "отобрать" только решением общего собрания АН СССР. Письмо, предложенное Глушко для подписания, должно было создать соответствующий настрой в академической среде перед голосованием. Всё это Валентину Петровичу было известно, как и то, что этот, по сути, политический процесс был инициирован и контролировался одним из членов Политбюро КПСС и которому будет доложено, кто из академиков отказался подписать коллективное письмо.

Получив это письмо, Глушко должен был сделать выбор: или молча присоединиться к уже подписавшим, продемонстрировав приверженность к официальному политическому курсу вопреки праву любого человека иметь собственное мнение, либо, исходя из собственных принципов, письмо не подписывать.

Письмо Валентин Петрович не подписал, аргументировал, что он лично не знаком с той стороной деятельности Сахарова, которую тому инкриминируют в письме, и что собственные жизненные принципы не позволяют подписываться под неизвестными ему обвинениями.

В конечном итоге под письмом стояли подписи сорока членов Академии, но дальнейшие события по лишению Сахарова звания академика развития не получили. Последовав своим жизненным принципам, Глушко оказался прав. И в этом случае сработало правило отношения к принципиальным решениям, которое он сформулировал при отказе от чашечки чая.

Следующий случай принятия В.П. Глушко принципиального решения, определившего его дальнейшую деятельность, произошёл в мае 1974 года. Этот период вошёл в историю отечественного ракетостроения. На высшем партийно-государственном уровне было принято решение о прекращении работ по космической ракете-носителю сверхтяжёлого класса Н1 (РН Н1), несостоявшегося "флагмана отечественной космической техники". В развитие этого решения секретарь ЦК КПСС по военно-промышленным вопросам Дмитрий Фёдорович Устинов в мае 1974 года предложил Глушко возглавить развертывание работ по новой космической программе. Валентину Петровичу предлагалось сделать неординарный шаг, наиболее значимый в его творческой биографии - продолжить трудовую деятельность в той области ракетостроения, в которой он не имел опыта самостоятельной работы - стать генеральным конструктором гигантского ракетно-космического комплекса. Глушко понимал, что ему предлагается вернуть утраченную СССР роль лидера в мировой космонавтике после провала проекта Н1. О многообразии деятельности и специфических трудностях работы главного конструктора ракетного ОКБ он знал не понаслышке, все годы существования в СССР промышленного ракетостроения он как разработчик двигателя, принимал участие в процессе создания новых ракет, начиная с разработки эскизного проекта и до сдачи ракеты в эксплуатацию. Он жил и работал внутри творческого "котла", в котором варились новые идеи создания образцов техники завтрашнего дня.

Глушко внимательно следил за разработкой РН Н1, критиковал неверные, по его мнению, конструкторские решения и принятую методику отработки ракетного комплекса, вместе с другими главными конструкторами предлагал альтернативный вариант РН, на базе анализа традиционных методов создания ракет разработал новую программу блочного построения новых ракетных комплексов.



Д.Ф. Устинов

Предстоящие технические и организационные трудности работы в должности, предложенной Устиновым, и личная ответственность за успешное решение поставленной задачи не смутили Глушко, и он принял предложение Устинова.

А разве могло быть иначе? К этому времени Валентин Петрович в течение 45 лет занимался разработкой ЖРД и другими сопутствующими тематическими работами. Он на примере своей жизни продемонстрировал верность своему обещанию, данному в письме к К.Э. Циолковскому в 16-летнем возрасте, посвятить свою жизнь "делу межпланетных сообщений". И преуспел в его выполнении - начал свою творческую работу в мае 1929 года с "чистого листа", когда не было ни научной теории, ни экспериментальных разработок. В мае 1974-го в среде научно-технической общественности он имел неофициальный титул основоположника отечественного ракетного двигателестроения. За свой вклад в создание ракетной техники он получил все имевшиеся в стране звания, степени, награды. И все на высшем уровне. Прошёл все этапы разработки ракетных двигателей: поиск работоспособной конструкции, выбор компонентов топлива, обеспечение устойчивого горения, надёжного охлаждения и т.д. Разработанные под его руководством высокоэффективные двигатели позволяли создавать ракеты нового класса с невиданными ранее тактико-техническими характеристиками. Казалось бы, он достиг предела в своей творческой работе и нет той вершины, которую он хотел бы покорить. В возрасте 66 лет имел ясный ум, отличное здоровье, находился в хорошей физической форме, знал свои творческие возможности. Его интеллектуальный потенциал требовал дальнейшего применения, он испытывал чувство творческой неутоленности, ощущение всё ещё неполного раскрытия всех граней своего таланта. Сделанное Устиновым предложение полностью соответствовало потребной Глушко масштабности творческой деятельности.

Для Валентина Петровича отказаться от сделанного предложения значило проявить слабость, неуверенность в своих творческих и организаторских силах, признать неспособность справиться с технической задачей, которая должна исправить провал проекта Н1.

Было и обстоятельство, ставшее для Глушко одним из основных при принятии им предложения Устинова: мог ли он отказаться от исключительной возможности доказать всей научно-технической общественности, что он, Валентин Глушко, способен создать гигантскую космическую ракету, пригодную для решения космической задачи, оказавшейся не под силу создаваемой по проекту Королёва ракете Н1? Его согласие - это творческий вызов всем его научным оппонентам и недоброжелателям и призыв к единомышленникам сплотиться для реализации нового проекта.


Это был и вызов самому себе. Создвшаяся обстановка под-

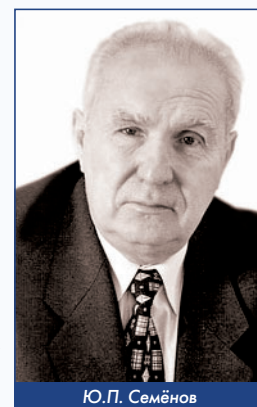
нимала его на гребень новой волны развития отечественной ракетно-космической техники, что порождало надежды к его неформальному званию первопроходца - первого среди Главных конструкторов по срокам начала работ в ракетной технике, присовокупить титул лидера отечественного ракетостроения. Такого вызова не было за всю его творческую жизнь. И сейчас его не использовать, отказаться?

В процессе создания РН "Энергия" Глушко пришлось преодолевать не только научно-технические проблемы, но и оппозицию группы учёных, и недоверие государственных чиновников, и техническое противодействие ранее считавших себя его учениками. И даже сейчас, спустя без малого 40 лет, и зная историю создания РН "Энергия", трудно определить, что для Главного было труднее - преодолеть технические трудности или одержать верх в противостоянии с оппозиционной группой учёных и примкнувших к ним его недоброжелателей? Главное, что обе составляющие трудностей создания РН "Энергия" были успешно решены под руководством В.П. Глушко.

Один из технических руководителей разработки МКС "Энергия-Буран" Юрий Павлович Семёнов так оценил значение и вклад в создание этого комплекса: *"Валентин Петрович Глушко был наш великий соотечественник, великий учёный, великий гражданин нашей страны. У него было одно беспокойство, чтобы наша страна была мощной, и чтобы создаваемые им изделия превосходили всё аналогичное, что создавалось за рубежом. О его активной деятельности можно сказать, что без Валентина Петровича не было бы ни того двигателя, который вынес на орбиту мощную ракету "Энергия", аналогов которой и сегодня нет во всём мире, ни самой "Энергии". Его настойчивость, упорство и упрямство при отстаивании технической идеи дали возможность успешно завершить работу. Нужно честно признать, что без Глушко комплекс "Энергия-Буран" не был бы создан".*

Техническое наследие В.П. Глушко продолжает эффективно использоваться в конструкции реальных двигателей нашего времени.

Пожизненные награды и звания уходят вместе с кончиной человека, а память о нём остаётся потомкам в земных и небесных мемориалах, в его трудах и книгах... Память о Валентине Петровиче Глушко - нашем соотечественнике и патриоте Родины, пионере и творце ракетной техники, основоположнике ракетного двигателестроения в нашей стране, обеспечившим прорыв человечеству в космос, сохранится в веках... 



Ю.П. Семёнов



Техническое наследие В.П. Глушко



МЕЖДУНАРОДНЫЙ ФОРУМ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ МФД-2022

Александр Иванович Бажанов,
главный редактор журнала "Двигатель"

С 26 по 28 октября 2022 года прошёл Международный форум двигателестроения (МФД-2022), в рамках которого состоялся Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД-2022).

В работе МФД приняли участие 47 предприятий. В экспозиции Форума были представлены 33 участника, среди которых АО "ОДК", ГНЦ ФАУ "ЦИАМ им. П.И. Баранова", АО "Металлургический завод "Электросталь", АО "Ступинская металлургическая компания", АО "ОКБ "Аэрокосмические системы", ООО "НПП "Мера", УЗГА, ЦИАМ, ВИАМ, ДИАМЕХ-2000, вузы: МАИ, РГАТУ, Самарский госуниверситет, УГАТУ. На Пленарном заседании и 14 симпозиумах было заслушано более 200 докладов.



На стенде АО "ОДК" был представлен натурный образец отечественного двигателя ПД-14 для авиалайнера МС-21-310, а также макет перспективного двухконтурного турбореактивного двигателя сверхбольшой тяги - ПД-35. Если о ПД-14 известно достаточно много, то о ПД-35 немного рассказал генеральный конструктор АО "ОДК-Авиадвигатель" - заместитель генерального директора ОДК по управлению НПК "Пермские моторы" А.А. Иноземцев. В частности, он отметил, что впервые в отечественной практике ведутся работы без технического задания от самолётостроителей, но так живут двигателисты всего мира. Задача нынешнего этапа - отработать новые критические технологии, благодаря чему будет достигнута готовность к началу опытно-конструкторских работ. В настоящее время проект находится на стадии научно-исследовательских работ, в рамках которых уже изготовлен и проходит испытания демонстрационный газогенератор ПД-35 и отдельные его узлы. Газогенератор ПД-35 имеет 10-ступенчатый компрессор и двухступенчатую турбину. Уже в 2024 году будет построен и испытан двигатель-демонстратор, у которого вентилятор диаметром 3100 мм впервые в России получит лопатки из полимерных композиционных материалов.



Макет авиадвигателя ПД-35

Предполагается, что на базе газогенератора ПД-35 будет разработано несколько вариантов двигателей сверхбольшой тяги, в том числе двигатель ПД-35 тягой 35 тс для 280-местных широкофюзеляжных самолетов со взлетной массой 245 т, ПД-38 тягой 38 тс для 350-местного двухдвигательного самолёта массой 270 т,

ПД-28 тягой 28 тс для сверхтяжелых транспортных самолетов взлетной массой 400...450 т и грузоподъемностью 100...150 т, ПД-24 тягой 24 тс для перспективного транспортного самолета грузоподъемностью 80...100 т, а также промышленные установки ГТУ-20ПД и ГТУ-33ПД мощностью 20,4 и 32,7 МВт.

Ещё одним крупным экспонентом на МФД-2022 был ГНЦ ФАУ "Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова", который продемонстрировал ряд своих разработок. В его экспозиции были представлены перспективные малоразмерные двигатели: газотурбинный, разного типа поршневые и роторный, а также электрический.

Из перспективного семейства малоразмерных газотурбинных двигателей низкой стоимости на МФД был представлен турбореактивный двухконтурный ТРДД-200 (тяга 200 кгс), который ЦИАМ разрабатывает по заказу Минпромторга России. По словам генерального директора ЦИАМ А.Л. Козлова этот двигатель, как и разрабатываемые в институте одноконтурный ТРДД-70 (тяга 70 кгс), а также перспективные малоразмерные турбовинтовой и турбовальный двигатели, имеет газогенератор с сокращенным до минимума числом деталей. Дальнейшее снижение стоимости двигателей планируется достичь путём оптимизации технологии изготовления, применения ресурсосберегающих методов и материалов.

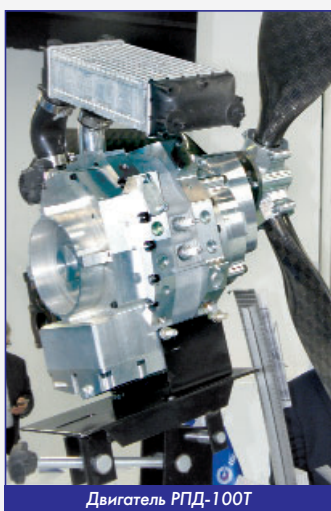


Двигатель ТРДД-200

Из разрабатываемых в ЦИАМ поршневых двигателей на стенде был представлен демонстратор авиационного поршневого двигателя АПД-500 (мощность 500 л.с.). Этот двигатель был адаптирован для авиационного применения из автомотора, который ФГУП "НАМИ" разрабатывает и готовит к постановке на производство для отечественных автомобилей на базе единой модульной платформы. АПД-500 может стать базовым для создания авиационных двигателей мощностью 220 и 500 л.с., которые могут быть использованы для ремоторизации существующих самолетов малой авиации и перспективных летательных аппаратов, в т.ч. двухдвигательных.



АПД-500



Двигатель РПД-100Т

Представленный на стенде ЦИАМ демонстратор роторного двигателя РПД-100Т мощностью 100 л.с. имеет блочно-модульную конструкцию и также является основой для построения новых типоразмеров двигателей мощностью до 350 л.с. путём применения системы турбонаддува, обеспечивающей работоспособность двигателя на высотах до 10 км. Использование в конструкции отечественных композиционных материалов и специальных покрытий способствует достижению высоких ресурсных показателей этого роторного двигателя.

Ещё одной новинкой, показанной на МФД, был разработываемый свободнопоршневой АПД с линейным электрогенератором. Его предполагается использовать в силовой установке легкомоторных самолетов.



Свободнопоршневой АПД с линейным электрогенератором

Все эти двигатели находятся на этапе перехода от НИР к ОКР. В случае успешного завершения работ эти двигатели могут стать базовыми для создания семейств двигателей, что позволит унифицировать производство и снизить себестоимость.

Если газотурбинные и поршневые двигатели для ЦИАМ являются традиционными, то электрический двигатель для винтокрылой техники ЭД-360 (мощность 360 кВт) является новым направлением. ЭД-360 может работать в качестве привода несущего винта в электрической силовой установке легкого вертолета или в составе гибридной силовой установки. Этот шестифазный двигатель выполнен по отказоустойчивой схеме и является синхронной электрической машиной на постоянных магнитах с внешним ротором. Постоянные магниты образуют "сборку Хальбаха", позволяющую отказаться от стального ярма ротора, что существенно снижает массу.



Электродвигатель ЭД-360

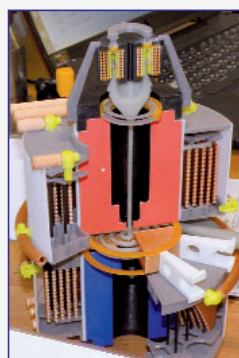
Были также представлены многие элементы перспективных двигателей, в том числе, например, широкоходная лопатка вентилятора из ПКМ с титановой защитной накладкой и сегмент биметаллического блиска турбины с охлаждаемыми лопатками.



Широкоходная лопатка



Биметаллический блиск турбины



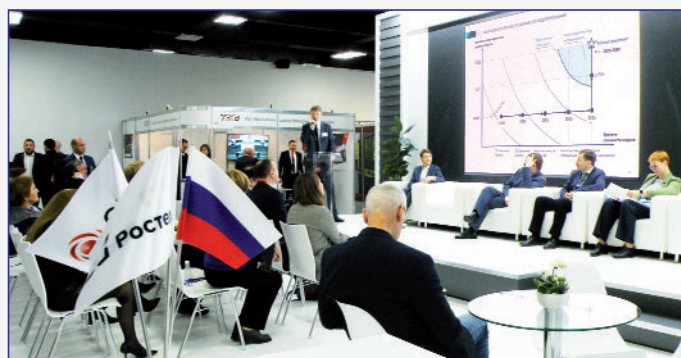
Плазменный двигатель

Свои разработки представили студенты российских авиационных вузов. Так, в экспозиции МАИ был актуальный на сегодня квадрокоптер и воздушно-реактивный двигатель для БПЛА, а среди экспонатов РГАТУ модель плазменного двигателя для маневрирования малых космических аппаратов, вихревой противоточный горелочный модуль, противоточная водород-кислородная камера сгорания, вихревая противоточная форсунка.



ВРД для БПЛА

Девиз МФД-2022 - "Цифровая среда в авиационном двигателестроении". Рассмотрению этих проблем была посвящена сессия "Технологическая независимость авиационного двигателестроения России", на которой было подтверждено, что цифровизация производства и импортозамещение промышленного программного обеспечения относится к числу приоритетных задач.



Сессия "Технологическая независимость авиационного двигателестроения России"



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 - 3-2022)

В предыдущих номерах на страницах журнала шла речь о танкостроении в Италии, причём из-за того, что ранее о танкостроении в Италии ничего не было сказано (а оно, хоть и не в числе самых первых, но было), рассказ пошёл с момента появления танков в итальянской армии и охватил период с 1915 года и до середины 70-х годов прошлого века. И сейчас, приступив к обзору танкостроения в Китае, поступим аналогично, соответственно с нюансами, присущими этой стране.

Сложная внутривосточная обстановка в Китае в конце XIX - начале XX веков: нарастающие противоречия между народом и династической властью, вызванные этим многочисленные восстания, привели к неминуемому ослаблению страны и последующему затем разделу Китая на "сферы влияния" между Австро-Венгрией, Великобританией, Германией, Италией, Россией, США, Францией и Японией.

После отречения от власти последнего императора Пу И, в борьбу за власть немедленно вступили разнообразные военнополитические силы, так называемые "милитаристы". Например, лидером "Бэйянских милитаристов" был Юань Шикай, потомственный военный, авторитарный вождь, мечтавший стать монархом. И он стал первым президентом Китайской республики, опираясь, прежде всего, на собственную армию. Однако правил недолго, а с его уходом борьба за власть ужесточилась. Анализ сложных переплетений как внутренних противоречий, так и непостоянных отношений с соседними государствами не является объектом исследования (для этого есть специально подготовленные люди и соответствующие издания). Только заметим, что ещё одним из подобных милитаристов был Чжан Цзолинь, возглавлявший Фэнтяньскую (маньчжурскую клику, находящуюся на северо-востоке страны). И именно его армия впервые получила от британцев (контрабандным путём в обход запрета Лиги Наций) французские танки FT-17 в количестве 36 штук.



Эти танки погоды не сделали: в 1926-27 годах армия Чжан Цзолиня потерпела поражение от войск Чан Кайши. 33 танка стали трофеями гоминьдановцев (три танка захватили японцы). Но в начавшейся очередной гражданской войне новым противником Гоминьдана стали коммунисты и их Народно-Революционная Армия Китая (НОАК), которой помогали советские военспецы.

Правительство Гоминьдана решило закупить танкетки и лёгкие танки в Европе, и в 1929 г. заказало британской компании Vickers двадцать четыре танкетки Vickers Carden-Loyd (VCL).

После вторжения японцев в 1931 году, Гоминьдан помирился с коммунистами, и китайское правительство закупило более совершенную технику:

- у Великобритании 16 танков Vickers Mk. E и 29 танкеток

VCL M1931 (1935 г.); 4 танка Vickers Mk. F и 4 танкетки VCL M1936 (1936 г.);



Vickers Mk. E

- у Франции 12 прототипов Renault ZB, которые в самой Франции на вооружение приняты не были (1938 год);
- у Германии 10 танков Pz. Kpfw I Ausf. A, 18 броневедомостей Sd. Kfz. 221 и 12 Sd. Kfz. 222 (1938 год);
- у Италии 20 танкеток CV 33 (1938 год);
- у СССР - 87 танков Т-26 образца 1933 года (1938 год).



T-26

После того, как 1 октября 1949 года в Пекине была провозглашена Китайская Народная Республика, Советский Союз открыто поддержал законное коммунистическое правительство страны и до 1956 года поставил в КНР около 1800 танков Т-34-76 и Т-34-85.



T-34-85

Китайские танкисты, сравнив советские танки с ранее захваченными у Гоминьдана американскими лёгкими танками M3A3 Stuart и средними M4A4 Sherman, остались ими довольны, что привело к отказу от ранее принятого решения правительства КНР наладить производство M4A4 под индексом Туре 58. В результате, в 1954 году китайское правительство приняло решение с 1958 года под этим же названием - Туре 58 - развернуть серийный выпуск T-34-85. Однако производство так и не началось, в Китае танк T-34-85 не производился, а лишь подвергся двум небольшим модернизациям: первая серия модификаций получила командирскую башенку купольного типа и держатель для тяжёлого пулемёта. Туре 58 второй серии получил дополнительный люк в башне с креплением для тяжёлого пулемёта ДШК. Устанавливались ещё новые маска орудия и прицел. Вполне возможно, что на Туре 58 испытывался стабилизатор пушки в вертикальной плоскости. Модернизированный танк мог преодолевать водные преграды по дну.

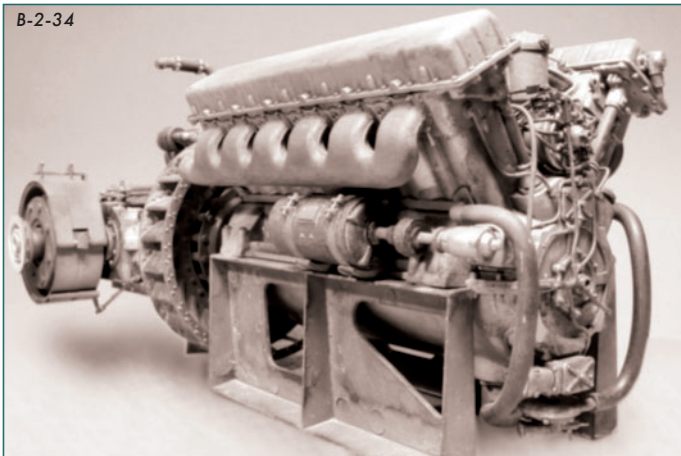
Туре 58 второй серии



Поскольку танк для КНР производился в СССР, то его корпус остался прежним и состоял из лобовой части, бортов, кормовой части, днища и крыши. Броневые листы выполнялись из катаной брони, устанавливались под рациональными углами наклона и соединялись между собой электросваркой.

Без изменений остался и двигатель: 12-цилиндровый четырехтактный бескомпрессорный дизель В-2-34 мощностью 450 л.с. при 1750 об/мин (максимальная мощность - 500 л.с. при 1800 об/мин). Масса сухого двигателя с электрогенератором без выхлопных коллекторов - 750 кг. Емкость внутренних баков для дизельного топлива составляла 545 л. Ещё два наружных топливных бака по 90 л устанавливались на бортах корпуса и к системе питания двигателя не подключались. Пуск двигателя осуществлялся электростартером или сжатым воздухом из двух баллонов, установленных в отделении управления.

В-2-34



На базе танка T-34 в конце 60-х годов прошлого века была изготовлена ЗСУ Туре 63/65, вооруженная спаренными 37-мм пушками. Вместо башни установили зенитный пулемёт, а вокруг него поставили металлические щиты, которые, однако, не защищали даже от пуль. Сделано их было не более двух десятков, но

они успели повоювать во Вьетнаме, защищая небо от американских самолётов.

ЗСУ Туре 63/65



Других вариантов модернизации советских T-34 и T-34-80 у китайских специалистов не появилось. Главной причиной стало то, что в 1956 году СССР поставил Китаю первые экземпляры своего новейшего танка T-54A.

А затем, по полученной из Советского Союза технической документации, развернули сборку танка T-54A на построенном в 1956 году заводе № 617 в округе Баотоу (провинции Внутренняя Монголия).

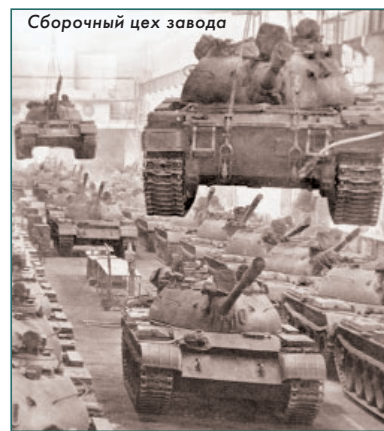
В изготовлении отдельных элементов танка принимали участие ещё 156 промышленных предприятий КНР (кроме того, отдельные элементы поставлялись из Союза). Первый танк китайской сборки вышел из заводских ворот в 1957 году, и только в 1960 году он получил официальный индекс Туре 59 (заводской - WZ-120).

Серийное производство Туре 59 продолжалось более двадцать лет и их было произведено более 6000 машин, что сделало его наиболее массовым в парке боевых машин НОАК.

Туре 59



T-54A



Сборочный цех завода

В ходе выпуска танк неоднократно модернизировался и приспособлялся под специфические условия Юго-Восточной

Азии. Последние модификации - Type-59-II и Type-59D - до сих пор стоят на вооружении танковых подразделений НОАК. Поскольку о советском танке Т-54 и его модификациях уже было написано (см. "Двигатель" № 3 - 2017 г.), остановимся на истории его модернизации в Китае, для чего китайским инженерам в силу сложившихся обстоятельств пришлось искать и изучать передовые достижения мирового танкостроения, в том числе и советского.

Первый модернизированный танк получил заводской индекс WZ-120А, который на выходе из заводских ворот стал называться Type 59-I. По сути, это был советский Т-54Б, но без двухплоскостного стабилизатора вооружения. Произошло это потому, что в начале 60-х годов произошёл раскол между КПСС и КПК и все виды сотрудничества были свёрнуты. Поставки значительной части комплектующих, которые использовались при сборке Type 59-I, прекратились. В результате этого китайцам пришлось на первых порах выпускать свои танки без системы стабилизации 100-мм пушки и приборов ночного видения, однако со временем они нашли поставщика необходимого оборудования в Великобритании.

В башню танка устанавливалась 100-мм пушка Type 69-II, аналог нашей Д-10Т2С. Китайские оружейники для неё разработали новый оперенный бронебойный подкалиберный снаряд с удлиненным сердечником AP100-2. При начальной скорости на срезе ствола 1480 м/с он на дистанции 2400 м пробивал расположенный под углом 65° 150-мм броневой лист. Благодаря применения бака-стеллажа боекомплект довели до 44 выстрелов (у Т-54А боекомплект составлял 34 бронебойных и осколочных выстрела).

У командира и механика-водителя установили новые инфракрасные приборы ночного видения, а у наводчика - ночной прицел активного типа с инфракрасным прожектором, который крепился справа-сверху от пушки.

Ходовую часть закрыли резиноканевыми бортовыми экранами для защиты от кумулятивных снарядов.



Прототип танка Type 59-I

Для определения необходимого угла возвышения ствола пушки в танке Type 59-I впервые в китайской практике был применён аналоговый баллистический вычислитель, в который необходимые данные вводились вручную.

Постепенно все имеющиеся в НОАК танки Type 59 модернизировали до Type 59-I. При этом на танки стали устанавливать китайские лазерные дальномеры, обеспечивающие измерение расстояния до цели от 300 до 3000 м с точностью до 10 м. Дальномер располагался на маске орудия рядом с инфракрасным прожектором.



Для поставки на экспорт танк Type 59-I был слегка модернизирован. Так для Пакистана разработали модификацию Type 59AP, отличающуюся наличием приваренной к кормовой части башни решетчатой корзины с установленными по бортам дымовыми гранатометами английского производства.

В начале 1980-х годов китайские специалисты произвели замену 100-мм пушки на новую 105-мм нарезную пушку Type 81. Кстати, изначально эта пушка появилась у англичан, которые создали Royal Ordnance L7 для своих танков, затем она под названием M68 появилась на американском M60. Эту пушку заметили израильские танкостроители и по лицензии стали её производить и устанавливать сначала на свои танки Merkava, а после захвата египетских и сирийских Т-54, то и на них. Опыт установки не прошёл даром - вскоре она появилась на китайском Type 59.

Значительных переделок установка новой пушки не вызвала, даже стабилизатор остался прежним, однако точность стрельбы повысилась. Увеличение калибра на 5 мм потребовало разработки новых снарядов, что и сделала фирма NORINCO. Был создан оперенный бронебойный подкалиберный снаряд с сердечником из обеднённого уранового сплава, а также налажено производство фугасных и кумулятивных снарядов, лицензия на изготовление которых также была приобретена в Израиле. Несмотря на больший калибр, в боекомплекте осталось 44 выстрела. Эта модификация получила название Type 59-II (заводское название WZ-120B). Часть ранее изготовленных танков Type 59 довели до уровня Type 59-II.



Type 59-II

Вслед за новой пушкой была установлена новая система управления огнем, в состав которой входили английские бесподсветочные перископические ночные приборы командира, наводчика и механика-водителя. Лазерный дальномер перенесли с маски пушки за специальное окно в командирской башенке. На ствол пушки был надет термозащитный чехол из алюминиевого сплава, а ходовую прикрыли пятисекционными резиноканевыми экранами. На командирские танки устанавливалась вторая радиостанция - внешне этот танк отличался наличием второй антенны. Танки после установки нового оборудования получили индекс Type 59-IIA.



Командирский Type 59-IIA

Следующая модернизация танка Type 59-II, направленная на повышение живучести и увеличение боевого могущества, состоялась в 1990-х годах. Модернизированная машина получила название Type 59-IIID или Type 59D (WZ-120C). Для решения первой задачи на танк установили динамическую защиту FY. На

верхней лобовой детали корпуса разместили 13 контейнеров с пластичным взрывчатим веществом, а на левой и правой сторонах башни по 15 штук. Контейнеры имели различную форму. Сама лобовая плита стала сплошной (без курсового пулемёта). Ходовая часть, как и на Type 59-IIA, также была прикрыта пятью резиноканевыми экранами.



Type 59D

Вторая задача выполнялась новой системой управления огнём, в которую входили новые комбинированные пассивные прицелы командира и наводчика, вспомогательный телескопический прицел, встроенный лазерный дальномер, усовершенствованный двухплоскостной стабилизатор вооружения и цифровой баллистический вычислитель. Предусматривалась у наводчика установка тепловизора вместо перископического прицела.

Мощность двигателя 12150L7 подняли до 580 л.с. путем увеличения подачи топлива и степени сжатия. В результате удельная мощность 36-тонной машины составила 15,67 л.с./т, что обеспечивало скорость по шоссе до 50 км/ч, а по пересеченной местности - 25 км/ч. Запас хода по шоссе составлял 440 км (с дополнительными баками - 600 км).

Механическая трансмиссия представлена многодисковым главным фрикционом сухого трения, 5-ступенчатой коробкой передач и планетарными механизмами поворота.

При помощи ОПВТ Type 59D способен преодолевать по дну водные преграды глубиной до 5,5 м.

Если Type 59D предназначался исключительно для собственной армии, то его модификация Type 59D1 (WZ-120C-I), вооруженная 105-мм пушкой Type 79 с алюминево-композитным термическим кожухом, могла поставляться на экспорт. Отличие этой пушки от Type 83-I заключалась в способности вести стрельбу ПТУР через ствол. На любой дальности (до 5,2 км) ПТУР пробивал 700 мм гомогенной брони.

Выходя за рамки второго послевоенного поколения, отметим, что на базе Type 59-II в 2000 году был изготовлен опытный образец Type 59Gai, на котором отрабатывались некоторые западные системы и технологии. Танк вооружили 120-мм гладкоствольной пушкой со стволом длиной 44 калибра. Это был аналог немецкой пушки компании Rheinmetall Rh-120-L44, технологию изготовления которой фирма NORINCO получила из Израиля,



Type 59Gai

где производилась лицензионная копия этого орудия для танка Merkava. Для её установки пришлось переконструировать башню, заодно был установлен двухплоскостной стабилизатор. Одновременно для этой пушки был разработан спектр боеприпасов: оперенные бронебойные подкалиберные, кумулятивные и осколочно-фугасные. Так как унитарные выстрелы имели увеличенный размер, их удалось разместить в корпусе и башне всего в количестве 28 штук. Других изменений в конструкцию корпуса, бронирование, двигатель и ходовую часть не вносилось. Боевая масса машины составила 36,5 тонн.

В 1986 году для ранее поставленных на экспорт танков корпорация NORINCO подготовила программу модернизации танков Type 59 и Type 59-I.

Предусматривалась установка более мощного (730 л.с.) дизельного двигателя 12150L7BW, что увеличило бы подвижность танка и проходимость по пересеченной местности. Так же была изменена конструкция трансмиссии, для которой разработали новые фрикционы, а гусеницы получили резино-металлические шарниры и съёмные резиновые башмаки.

В боекомплект 100-мм пушки ввели новые оперенные трансформирующие подкалиберные снаряды повышенной бронепробиваемости APFSDS-T. В систему управления огнём включили бесподсветочные ночные прицелы командира и наводчика, лазерный дальномер и улучшенный стабилизатор пушки в вертикальной плоскости.

Эта программа, и при её реализации вносятся коррективы. Например, Пакистан не только приобрёл более полутора тысяч танков Type 59-I, но и организовал их лицензионное производство на построенном с помощью Китая заводе. Естественно, что, когда потребовалась их модернизация, к ней были привлечены специалисты из Китая. И не только они, а ещё и из Харькова.

Прежде всего была усилена защищённость корпуса и башни путём установки блоков динамической защиты китайского производства, а ходовой части - резино-тканевыми экранами с такими же блоками.

Пушку заменили на стабилизированную в двух плоскостях 125-мм китайскую гладкоствольную пушку ZTP-98, которая по утверждению её разработчиков была создана на основе 120-мм танковой пушки, уже ранее прошедшей испытания. Автомат заряжания предусмотрен не был. Остальное вооружение: спаренный 7,62-мм пулемет, находящийся справа от орудия, и 12,7-мм пулемет, установленный на крыше башни, остались прежними - Type 59-T и Type 54, соответственно.

На танк, получивший название Al Zarrar, установили французскую систему управления огнём, в состав которой входили: стабилизированные комбинированные прицелы командира и наводчика с тепловизионным каналом и лазерным дальномером, цифровой баллистический вычислитель, атмосферный датчик и др.



Al Zarrar

Силковую установку тоже заменили, причём поступили также, как и при модернизации собственных (китайской армии) танков

Туре 59: был установлен китайский 12-цилиндровый дизельный двигатель 12150-BW мощностью 730 л.с. при 1400 об/мин. При этом потребовалась перекомпоновка моторно-трансмиссионного отделения (внешним отличительным признаком перекомпоновки стало выведение выхлопных патрубков на правый борт). Была заменена торсионная подвеска, а на гусеницы с резинометаллическими шарнирами установили асфальтоходные башмаки.

Всего было выполнено более 50 изменений, что привело в конечном счёте к увеличению массы танка до 45 тонн (исходная масса Туре 59 была 36 тонн). При этом максимальная скорость по шоссе составила 65 км/ч (50 км/ч), а запас хода - 450 км (440 км).

В дальнейшем на башню танка Al Zarrar установили дополнительные панели пассивной брони, из-за чего она приобрела коробчатую форму.



Al Zarrar с башней новой формы

Несмотря на то, что планировалось модернизировать все пакистанские танки Туре 59 до уровня Al Zarrar, но пока готово менее 100 штук.

О модернизационных возможностях советского Т-54 и его китайского аналога Туре 59 подтверждает иранский опыт. Предполагалось, что имевшиеся у Ирана эти машины (захваченные у Ирака Т-54 и поставленные Китаем Туре 59) будут модернизированы группой компаний Vehicle Industries для продления срока их службы, но получилось всё гораздо серьёзнее.

Во-первых, вместо 100-мм пушки установили от американского М60А1 нарезную 105-мм пушку М68, способную стрелять противотанковыми управляемыми ракетами 9М117 Bastion.

Во-вторых, установили словенскую систему управления огнем Fontona EFCS-3, состоящую из цифрового баллистического вычислителя, лазерного дальномера (дальность действия до 10 000 м, точность определения расстояния +/- 5 м), 10-кратного дневного прицела и 7-кратного ночного прицела. Новая пушка и более современный вычислитель повысили вероятность поражения (до 80 %) стационарных и подвижных целей с первого выстрела и с ходу, и с места.

Прежние дизельные двигатели танков мощностью 520 л.с. были заменены двигателем V-46-6 V-12 мощностью 780 л.с. Также была установлена трансмиссия SPAT 1200, которая может работать в автоматическом или полуавтоматическом режиме. Масса танка из-за установки динамической защиты на корпус и башню стала равной 36 тоннам (как у Т-54А с более мощной бронёй), и более мощный двигатель разгонял его до 65 км/ч. Эта модификация получила в Иране название Safir-74 (Туре 72Z).



Safir-74

По этой программе в Иране было модернизировано около 450 танков.

На более современных модификациях танка Туре 59 остановимся в публикациях о последующем поколении мирового танкостроения, а сейчас вернёмся ко времени появления модификации Туре 59-1.

Даже появление этой модификации не позволяло устранить отставание китайской армии по уровню развития основных боевых танков от армий ведущих государств мира. Это особенно отчётливо стало понятно после того, как в руки китайских военных и инженеров попал советский Т-62, захваченный в 1969 году на острове Даманский. Сразу был дан курс на создание нового танка, конструкция и оборудование которого максимально соответствовала бы танку Т-62. Первой попыткой соответствовать заявленным требованиям стало создание танка WZ-121 со 100-мм пушкой. Снова за основу была взята уже существующая машина - Туре 59 (Т-54А), а не Т-62 - что особенно заметно по расположению катков ходовой части.

На первых машинах проводились сравнительные испытания 100-мм нарезных и гладкоствольных пушек, которые показали, что нарезные пушки обладают более высокой точностью стрельбы и бронепробивной способностью. Тем не менее, первоначально было выпущено около 150 танков Туре 69-1 с гладкоствольной пушкой, в боекомплект которой входили выстрелы с бронепробивным подкалиберным, а также кумулятивным и осколочным снарядами.



Туре 69-1 с гладкоствольной пушкой

Десять лет осуществлялась доведение машины до требований военных, только с 1982 года начал выпускаться танк Туре 69-II со 100-мм нарезной пушкой, стабилизированной в двух плоскостях, и более совершенной системой управления огнем. В боекомплект пушки входили выстрелы с бронепробивным подкалиберным, осколочным, бронепробивно-фугасным снарядами китайского производства. Вспомогательное вооружение состояло из двух 7,62-мм и одного зенитного 12,7-мм пулеметов, как у Туре 59. На части машин Туре 69 турель 12,7-мм зенитного пулемета была защищена бронещитами.



Туре 69-II

Наводчик имеет телескопический прицел, перископический дневной прицел со стабилизацией поля зрения, отдельный ноч-

ной прицел с 7-кратным увеличением на основе электронно-оптического преобразователя (ЭОП) первого поколения с дальностью действия до 800 м. У командира установлен перископический двухканальный прицел с ночным каналом на таком же ЭОП. Подсветку целей обеспечивал ИК прожектор, установленный на передней части башни.

На танке Туре 69-II установлена более совершенная по сравнению с танком Туре 59 система управления огнем - JSFCS-212, разработанная фирмой NORINCO. Она состоит из лазерного дальномера, смонтированного над стволом пушки, электронного баллистического вычислителя с датчиками ветра, температуры воздуха, углов возвышения и наклона оси цапф пушки, стабилизированного прицела наводчика, двухплоскостного стабилизатора пушки, а также из блока управления. Лазерный дальномер танка Туре 69-II позволяет измерять дальность до цели от 300 до 3000 м с точностью до 10 м. Система управления огнем JSFCS-212 обеспечила наводчику возможность поражать неподвижные и движущиеся цели как днем, так и ночью первым выстрелом с вероятностью 50...55 %. Согласно требованиям военных на поражение выявленных типовых целей огнем из танковой пушки отводится не более 6 секунд.

Броня корпуса и башни монолитная, борта корпуса защищены откидными противокумулятивными экранами. Толщина лобовых листов корпуса - 97 мм (с уменьшением в области крыши и люков до 20 мм), лобовых деталей башни - 203 мм.

На танке установлен четырехтактный V-образный 12-цилиндровый дизель 12150L-7BW мощностью 580 л.с.

Туре 69 постоянно модернизировался, только отметим, что были разработаны модификация Туре 69-IIA, в которой лазерный дальномер убрали внутрь, и Туре 69-IIIM (Туре 69-III), отличающа-

Туре 69-IIA без лазерного дальномера на корпусе башни



яся от всех предшественников установкой 105-мм нарезной пушки. Серийное производство танка Туре 69-IIIM началось в 1989 г., но уже под названием Туре 79.

Танки Туре 69 поставлялись в Ирак, Таиланд, Пакистан, Судан, Иран, КНДР, Вьетнам, Конго, Саудовскую Аравию, Албанию, Кампучию, Бангладеш, Танзанию, Зимбабве.

Туре 69-IIIM армии Бангладеш



Туре 69-IIA пакистанской армии с бронированным зенитным пулемётом



На базе танка Туре 69 выпущена БРЭМ Туре 653 у которой вместо башни установлена сваренная из бронелистов прямоугольная рубка. На крыше рубки установлены два круглых люка от танка Туре 69 и турель с 12,7-мм пулеметом. За ними имеется большой прямоугольный люк.

Спереди справа от рубки на крыше корпуса смонтирован кран с гидравлическим приводом. В передней части корпуса установлен бульдозерный отвал. Внутри БРЭМ имеется сварочное оборудование и две лебедки, одна из которых (основная) имеет тяговое усилие до 70 тс. Слева от рубки на надгусеничной полке находятся ящики с инструментами.

Место водителя находится в корпусе спереди слева. Над ним смонтирована бронированная кабинка с люком в крыше, а перед ним установлен стеклоблок, прикрытый бронированной крышкой с щелью. Ещё четыре члена экипажа находятся в рубке.

БРЭМ Туре 653



Масса БРЭМ составляет 38 т, дизельный двигатель мощностью 580 л.с. позволяет двигаться по шоссе с максимальной скоростью 50 км/ч.

Кроме того, на базе Туре 69 выпущены ЗСУ со спаренными 37- и 57-мм пушками, а также танковый мостоукладчик Туре 84.

Что бы понять, какие титанические усилия прикладывали китайские конструкторы для выполнения требований военных, снова вернёмся в конец 60-х годов прошлого века, к моменту, когда у китайцев появился трофейный Т-62.

Тогда единственный танкостроительный завод № 617 в городе Баотоу получил техническое задание, в котором предусматривалось увеличение калибра пушки до величины, достаточной для гарантированного поражения всех существующих в то время танков, а сама она должна быть пусковым устройством для противотанковых управляемых ракет. По вспомогательному вооружению было задано вместо зенитного пулемёта установить 20-мм зенитную автоматическую пушку.

Что бы понять, какие титанические усилия прикладывали китайские конструкторы для выполнения требований военных, снова вернёмся в конец 60-х годов прошлого века, к моменту, когда у китайцев появился трофейный Т-62.

Тогда единственный танкостроительный завод № 617 в городе Баотоу получил техническое задание, в котором предусматривалось увеличение калибра пушки до величины, достаточной для гарантированного поражения всех существующих в то время танков, а сама она должна быть пусковым устройством для противотанковых управляемых ракет. По вспомогательному вооружению было задано вместо зенитного пулемёта установить 20-мм зенитную автоматическую пушку.

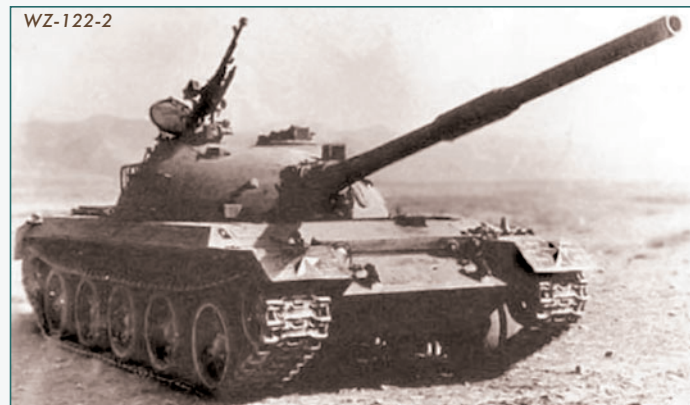
К двигателю тоже предъявили новое требование - многотопливность - способность работать помимо дизельного топлива ещё и на керосине, а также на их смесях в любых пропорциях.

Примечательно, что для обеспечения малозаметности конструкторами было предложено применить гидропневматическую подвеску с изменяемым клиренсом для уменьшения при необходимости высоты танка, а для повышения защищённости - многослойную броню.

Китайские конструкторы скопировали форму корпуса и башни с танка Т-62, а вот создать свой аналог 115-мм гладкоствольной пушки У-5ТС не получилось. И от реализации идеи запуска ПТУР через ствол отказались из-за банального отсутствия соответствующих противотанковых ракет. А для пуска тех, которые были (НЖ-8), смонтировали четыре пусковые установки, прикреплённые к башне по две с каждой стороны. Не было и готовой 20-мм зенитной автоматической пушки, из-за чего установили два спаренных 12,7-мм зенитных пулемёта.

Масса танка WZ-122 была 37,5 т (у Т-62 - 37 т), толщина брони лба корпуса - 100 мм (102 мм), лба башни - 240 мм (220 мм). Вооружение состояло из 120-мм гладкоствольной пушки с длиной ствола 48 калибров, что обеспечивало начальную скорость бронебойного снаряда порядка 1600 м/с. Он пробивал 120-мм бронелист, установленный на расстоянии 1000 м под углом 65°. Для пушки в танке размещалось 40 выстрелов. Вспомогательное вооружение: один 7,62-мм пулемет с 2500 патронами и два спаренных 12,7-мм зенитных пулемета с 500 патронами к ним. Пушка имела двухплоскостную стабилизацию.

Параллельно со сборкой WZ-122 с гидравликой на заводе собирался WZ-122-2 с механической трансмиссией и торсионной подвеской. Форма корпуса и силовая установка остались прежними, а вот с башни не только убрали пусковые установки ПТУР и спарку зенитных пулеметов, но и установили новую 120-мм пушку с другим эжектором.



WZ-122-2



WZ-122

Пока шли конструкторские работы и выпуск танков на заводе № 617, руководители Китая приняли решение о строительстве второго танкового завода, причём подальше от советской границы. Таким образом, в городе Лоян был не только построен завод № 704, но и было создано второе конструкторское бюро. Новый коллектив инженеров, взяв за основу отработанную конструкцию танка с механической трансмиссией и торсионной подвеской, создал и установил механический автомат заряжания для 120-мм гладкоствольной танковой пушки. При этом пришлось изменить форму задней части башни для его размещения. Автомат заряжания работал надёжно, но недостаточно быстро. На танк, получивший название по номеру своего завода - "танк 704" (иногда встречается название WZ-122-3), вновь установили ракетные установки по бокам башни.

Движение обеспечивал V-образный 12-цилиндровый дизель 12150L мощностью 640 л.с., достаточной для разгона на шоссе до 55 км/ч.



WZ-122-3

Первые две опытные машины WZ-122 были изготовлены в январе 1971 года. Внешне они отличались от Т-62 наличием надгусеницных ящиков вместо полок, большем наклоне верхнего лобового листа корпуса и более пологой формы лобовой части башни. Основные отличия от Т-62 были в применении гидропневматической подвески с изменяемым клиренсом, гидравлической трансмиссии и гидравлического управления.



WZ-122 с гидропневматической подвеской в положении минимального клиренса

И хотя его испытания прошли более-менее нормально, дальнейшие работы были прекращены из-за необходимости концентрации сил и средств этого завода на выпуск танка Type 59.

Китайские военные понимали, что при ведении боевых действий на своей территории танк Type 59 не совсем подходит из-за своей массы: практически все мосты не могли выдержать 36-тонный танк. Да и преодоление заливных рисовых полей было для этой машины затруднительно. Чтобы как-то решить проб-

Туре 59 с расширителями гусениц



лему преодоления слабых грунтов было предложено увеличить площадь гусениц с помощью специальных расширителей.

Но после их испытаний стало понятно, что это не выход, да и слабые мосты никуда не делись. Требовалось создавать новый танк с массой на более 24 тонн. Взять за образец готовый и современный на тот момент танк с такой массой было негде. Пришлось делать самим: в 1956 году армия Китая поставила перед танкостроителями техническое задание на проектирование лёгкого танка массой порядка 16 тонн. По этому заданию разрабатывалось несколько проектов под общим названием 59-16, однако все они так и остались на бумаге и в макетах.

Макет танка 59-16



В этих проектах танки имели более тонкую броню корпуса и башни в сравнении со средним танком WZ-120, меньшие длину и ширину корпуса. В качестве основного вооружения предлагалась установка 76-мм пушки. В наличии было почти всё, а вот с силовой установкой возникли проблемы - надёжного и работоспособного двигателя для лёгкого танка не было: у разрабатываемого малогабаритного двигателя V8 не удавалось устранить сильные вибрации, а уменьшенный V12 так и не заработал (почти никогда пропорциональное изменение размеров не даёт работоспособный аналог). В 1959 году армия выдала новые технические требования к лёгкому танку и скорректировала его массу в сторону увеличения. Прописали в требованиях военные и установку автомата заряжания для 76-мм пушки. В том же году прототип WZ-131 был изготовлен и начались испытания, прежде всего ходовой части и двигателя. Выявленные проблемы были учтены при постройке следующего варианта прототипа (под заводским индексом WZ-132),

WZ-132A с 76-мм пушкой



на котором проверялась пушка, а вместе с ней барабанный автомат заряжания на пять выстрелов. Роль заряжающего сводилась к пополнению автомата снарядами из укладок. Она из них находилась справа от механика водителя в баке-стеллаже.

Но огневые испытания новой 76-мм пушки не удовлетворили военных. Что их не устроило - точность, мощность огневого воздействия или работа автомата заряжания - неизвестно, но было принято решение заменить её на 85-мм пушку, такую же, как на танке Т-34-85. При этом пришлось отказаться от автомата заряжания. Проект получил заводской индекс WZ-132-85 (WZ-132B). На первом этапе ствол пушки был без эжектора, но затем установили и его, т.к. вентилятор, установленный в задней части башни, не справлялся с загазованностью. Вращение башни осуществлялось электрическим приводом, при его поломке был возможен поворот вручную, а вот вертикальное наведение было только ручным. Из-за отсутствия стабилизации ствола прицельный огонь из пушки можно было вести только с остановки.

WZ-132-85



К пушке имелись бронебойные, бронебойно-фугасные, осколочно-фугасные, кумулятивные и дымовые боеприпасы, боекомплект составлял 47 унитарных выстрелов. С пушкой спарен установленный справа от неё 7,62-мм пулемёт. Имеется также курсовой 7,62-мм пулемет. Боекомплект к этим пулеметам составлял 3200 патронов. На шкворне у люка заряжающего установлен 12,7-мм зенитный пулемет для ведения огня по воздушным и наземным целям, его боекомплект составлял 300 патронов.

Кстати, из-за более низкой (на 45 м/с) скорости снаряда на срезе ствола пушки, бронепробиваемость китайских боеприпасов оказалась меньше, чем у советских аналогов.

Корпус танка сварен из катаных стальных броневых листов. По конфигурации он подобен корпусу танка Т-54. Толщины броневых листов - от 12,5 (корма) до 25 (верхняя лобовая деталь) миллиметров. Башня сварная из литых и катаных стальных броневых деталей. Толщина ее стенок составляет от 32 до 50 мм. Такая броня обеспечивал защиту от стрелковых боеприпасов и осколков, а от автоматических пушек только на больших дистанциях. Вся надежда оставалась на высокую подвижность, которую для 21-тонного танка обеспечивал 12-цилиндровый V-образный дизель мощностью 430 л.с. при 1800 об/мин. Максимальная скорость на шоссе составляла 60 км/ч, а топлива хватало на 510 км.

После испытаний в 1962 году лёгкий танк был принят на вооружении как Туре 62. За годы серийного производства (с 1963 по 1989) их было изготовлено порядка 1200 единиц. Туре 62 поставлялся на экспорт в Бангладеш, Албанию, Камбоджу, КНДР, Конго, Мали, Судан и Танзанию. Танки Туре 62 постоянно модернизировались: появился баллистический вычислитель, а над маской пушки установили лазерный дальномер. В боекомплект включили новый бронебойный подкалиберный оперенный снаряд с отделяющимся поддоном. Десять лет назад в НОАК находилось около 350 танков Туре 62.

Туре 62



В следующем номере продолжим рассмотрение танков Китая второго послевоенного поколения.

(Продолжение следует.)

1 КЕРАМИЧЕСКИЙ СТАНОК = 1,5 МЕТАЛЛОПЛАСТИКОВЫХ

Активная долговечность проволочной электроэрозии Sodick

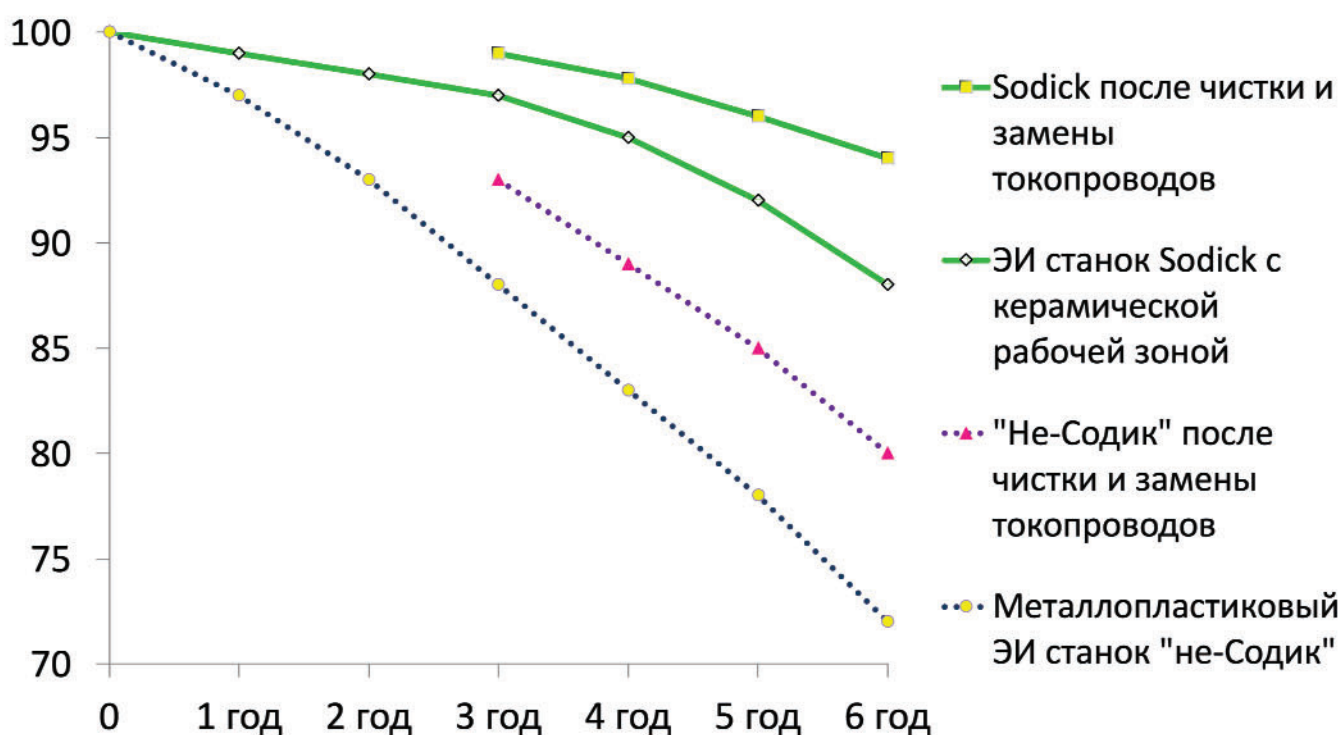
Операторы со стажем знают, что уже через год-два после начала эксплуатации скорость резания проволочных электроэрозионных станков падает. Происходит это в результате снижения качества электрической изоляции из-за осаждения электропроводного шлама на пластиковых изоляторах.

В керамических станках падение тоже имеет место, но гораздо - раза в 3 - медленнее. Качество и площадь электроизоляции несравнимо выше и больше, чем в металлопластиковых станках!

Керамический станок не только служит дольше, но производит за время эксплуатации больше продукции

Керамический станок стоит практически столько же, сколько и металлопластиковый, но живет дольше и приносит своему владельцу значительно больше пользы!

Падение производительности ЭИ резания (%) за годы эксплуатации



В металлопластиковых станках (не-Содик) площадь изоляторов крайне мала. В ходе эксплуатации на пластиковые поверхности оседает шлам, впитываясь в эти поверхности. Шлам – неизбежный продукт электроэрозии. Качество электрической изоляции падает и падает достаточно быстро: за 6 лет эксплуатации металлопластиковый ЭИ станок теряет до 30% производительности (скорости резания). На керамических конструкциях станков Sodick шлам также оседает. Но, во-первых, площади и объемы электроизоляции в керамических станках Sodick несравнимо больше - сами несущие конструкции изоляторы! Высококачественные высоковольтные изоляторы - $>10^{14}$ Ом·см. А во-вторых, керамика FineXCera® имеет значительно более высокую химическую стойкость!

Даже если начальная производительность у вырезного станка Sodick одинакова с конкурирующими станками «не-Содик», через несколько лет станок «не-Содик» значительно уступит электроэрозионному станку Sodick. **Металлопластиковые станки не-Содик теряют производительность в 2,5 – 3 раза быстрее, чем электроискровые станки Sodick с керамической рабочей зоной.**

Особо прочная керамика Sodick:

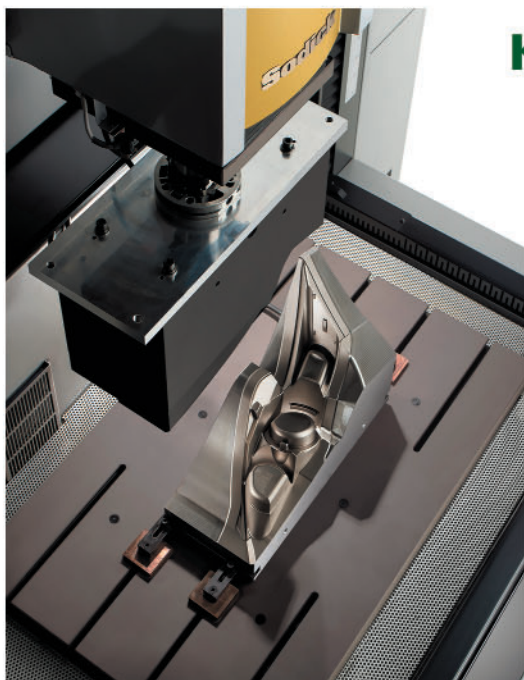
сверхмалое тепловое расширение - в 3-4 меньше, чем у стали

идеальные электроизоляторы - $> 10^{14}$ Ом*см

малый удельный вес - в 2,5 раза легче стали

высочайшая химическая и коррозионная стойкость

	Керамика SA610 (основа - Al_2O_3)	ГРАНИТ	Чугун-механит FC25	Сталь нержавеющая
Козф. теплового расширения ($\times 10^{-6}/^{\circ}C$)	4,5	8	11	15 ~ 18
Прочность на изгиб (кг/см ²)	3000	300 - 500	4000	зависит от марки
Модуль Юнга ($\times 10^6$ кгс/см ²)	2,7	0,3 ~ 0,9	1,1	2,0 ~ 2,2
Твердость по Виккерсу (500 г)	1300	590 ~ 1000	620	---
Удельный вес (г/см ³)	3,5	3,0	7,8	7,7 ~ 7,9
Удельное электрич. сопротивление	$> 10^{14}$ Ом*см	---	проводник	проводник



Керамика не роскошь, а гарантия точности ЭИ обработки!

Из керамики SN610 изготавливаются несущие части, от которых зависит геометрическая точность электроискровой рабочей зоны:

плита стола, опоры стола, верхний и нижний кронштейны (*вырезные станки*);

плита стола и надэлектродная плита, каретка оси Z (*прошивные станки*);

Из керамики из оксида циркония: неизнашиваемые части механизма подачи проволоки (*вырезные станки*)

*Деталь на керамической плите стола AG60L.
Выше - керамическая надэлектродная плита.*



керамический
верхний
кронштейн
ALC800GH

Из каких материалов строится рабочая зона обычных ЭИ станков не-Содик?

Сталь, материал жесткий и прочный, но с большим коэффициентом теплового расширения и малой коррозионной и химической стойкостью, к тому же электропроводник – вот 4 изъяна, делающих сталь в чистом виде непригодной для рабочей зоны ЭИ станков.

Электроизолирующий пластик – материал недостаточно жесткий. Из пластика нельзя сделать опоры и кронштейны ЭИ вырезного станка. Пластик используется лишь как изолятор, чтобы изолировать стальные опоры и кронштейны.

Конструкции ЭИ станков не-Содик – это "бутерброды" из негодных для ЭИ рабочей зоны материалов!

Наихудшее, но недорогое инженерное решение, которое вынужденно приспособлено и подложено под законы физики!

При одном и том же нагреве керамические несущие конструкции в ЭИ рабочей зоне станков Sodick "гуляют" в 3-4 раза меньше, чем стальные конструкции с пластиковыми изоляторами в обычных ЭИ станках. Соответственно, в 3-4 раза меньше теряется геометрия относительного положения электрода и детали.

Какой бы точной ни была конструкция самого ЭИ станка, если части электроискровой рабочей зоны "гуляют" от нагрева, точную обработку - точность на детали - получить крайне затруднительно.

Известно, что несущие части (столы, колонны) лучших измерительных машин делают из гранита. Однако у гранита тепловое расширение в 2 раза больше, чем у керамики "Содик". Следовательно покупатели "Содик" получают станки с качеством рабочей зоны выше, чем у лучших измерительных машин.

Подробнее см. на нашем сайте:
<https://sodick.sodicom.biz/ru/ceramic-work-zone/>

ISSN 0250-0985



22004 >



9 772500 098009 >

**RICHARD
WOLF** 

spirit of excellence



ДИСТАНЦИОННАЯ ЗАЧИСТКА ЗАБОИН НА ЛОПАТКАХ АВИАДВИГАТЕЛЯ



+7 (495) 374-97-04
www.blending-scope.ru