

Двигатель



Научно-технический журнал № 1 (25) 2003

Использование малых ГТУ-ТЭЦ позволяет решить проблему занятости большого количества разработчиков, производителей и эксплуатационников, сохранить высокотехнологичное производство и, что очень важно, обеспечить энергетическую и военную безопасность страны

Редакционный совет

Абрамов Г.А.,

научный консультант Российского Речного Регистра

Анисин Д.Д.,

зам. руководителя Департамента мореплавания Минтранспорта РФ

Бондин Ю.Н.,

ген. директор ГП "НПК газотурбостроения "Заря"-Машпроект", Николаев

Гриценко Е.А.,

ген. конструктор СНТК им. Н.Д. Кузнецова, Самара

Губертов А.М.,

зам. директора ФГУП "Исследовательский центр им. М.В. Келдыша"

Данилов О.М.,

ген. директор ЗАО "Центральная компания МФП "БелРусАвто", Москва

Жарнов В.М.,

ген. конструктор ПО "Минский моторный завод"

Зазулов В.И.,

гл. конструктор НПП "ЭГА"

Иноземцев А.А.,

ген. директор - ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель", Пермь

Каблов Е.Н.,

ген. директор ГНЦ ВИАМ, член-корр. РАН

Каторгин Б.И.,

ген. конструктор, ген. директор НПО "Энергомаш", член-корр. РАН

Клименко В.Р.,

гл. инженер ОАО "Аэрофлот - РМА"

Коржов М.А.,

гл. конструктор двигателей ОАО "АвтоВАЗ", Тольятти

Крымов В.В.,

зам. ген. директора ФГУП "ММП "Салют" по науке

Кузнецов А.Н.,

зам. ген. директора Российского авиационно-космического агентства

Кутенев В.Ф.,

зам. ген. директора ГНЦ НАМИ по внешнеэкономическим связям

Леонтьев Н.И.,

ген. конструктор, ген. директор КБХМ им. А.М. Исаева

Муравченко Ф.М.,

ген. конструктор МКБ "Прогресс", Запорожье

Новиков А.С.,

ген. директор ММП им. В.В. Чернышева

Русак А.Д.,

начальник Департамента локомотивного хозяйства МПС РФ

Скибин В.А.,

ген. директор ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова

Троицкий Н.И.,

директор НИИ двигателей

Фаворский О.Н.,

академик, член президиума РАН

Чепкин В.М.,

первый зам. ген. директора НПО "Сатурн"

Черваков В.В.,

декан факультета авиадвигателей МАИ

Чуйко В.М.,

президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

Шапошников Е.И.,

советник Президента РФ по авиации и космонавтике

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Бажанов

Заместитель главного редактора

Дмитрий Боев

Ответственный секретарь

Александр Медведь

Финансовый директор

Дмитрий Чекин

Редакторы:

Андрей Касьян, Людмила Клименко, Игорь Никитин, Валентин Шерстянников

Литературный редактор

Лидия Рождественская

Художественный редактор,

Галина Бобылева

Техническая поддержка

Александр Бобылев

В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

Валерия Амотника, Александра Бажанова, Дмитрия Боева, Льва Берне, Александра Медведя, Игоря Никитина, Олега Сосунова

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111116, Россия, Москва,
ул. Авиамоторная, 2
Тел.: (095) 362-3925
Факс: (095) 362-3925
engine@zتل.ru,
engine@avias.com
www.engines.da.ru,
www.engine.avias.com

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"
генеральный директор Д.А. Боев
зам. ген. директора А.И. Бажанов

.....
Рукописи не рецензируются
и не возвращаются.

Редакция не несет ответственности
за достоверность информации
в публикуемых материалах.
Мнение редакции не всегда
совпадает с мнением авторов

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

.....
Научно-технический журнал "Двигатель" ©

зарегистрирован

в Государственном Комитете РФ

по печати

Reg. № 018414 от 11.01.1999 г.

Отпечатано

ЗАО "Фабрика Офсетной Печати"

Москва

Тираж 5000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная



СОДЕРЖАНИЕ

2. Большие проблемы большой энергетики

Интервью с О.Н. Фаворским

5. Экономика должна быть эффективной!

Интервью с В.А. Скибиным

6. Первый миллион часов пермских газотурбинных установок

М. Дическул, В. Дурыманов

8. Информация

9. Новейший инструмент визуального контроля авиационных двигателей

10. Производство электрической энергии на компрессорных станциях в паровом теплоутилизационном контуре

А. Филоненко, Б. Берестнев,

О. Кучеренко, И. Дудкина

12. "Союз" нерушимый...

М. Окроян

14. Пульсирующие детонационные двигатели

Е. Марчуков, А. Тарасов,

Ю. Нечаев, А. Полев

18. Американские авиационные ГТД: ранний период развития

Н. Александров

22. Пять десятилетий Павла Соловьева

А. Николаев

28. Эволюция взглядов К.Э. Циолковского на выбор ракетного топлива

Л. Васильева, В. Рахманин

31. Новое поколение подогревателей воздуха, газа и нефти

В. Рачук, В. Иванов, А. Сухов,

И. Лачугин, А. Шевцов

32. ЖРД орбитальных станций и космических аппаратов длительного функционирования

В. Шерстянников

34. Винтовой двигатель внутреннего сгорания

Е. Горлов, А. Коньшин, В. Спичкин

36. Его Величество - К.П.Д.

Е. Бугаец

38. Информация

39. Информация





БОЛЬШИЕ ПРОБЛЕМЫ БОЛЬШОЙ ЭНЕРГЕТИКИ

Накануне международных выставок по энергетике и энергосбережению, которые будут проводиться в Москве в марте 2003 г., редакция журнала "Двигатель" обратилась к академику, руководителю секции "Энергетика" Российской академии наук Олегу Николаевичу Фаворскому с вопросами о состоянии и перспективах развития отечественного энергетического машиностроения. Эти вопросы тем более актуальны сейчас, после окончания довольно суровой зимы 2002–2003 гг.

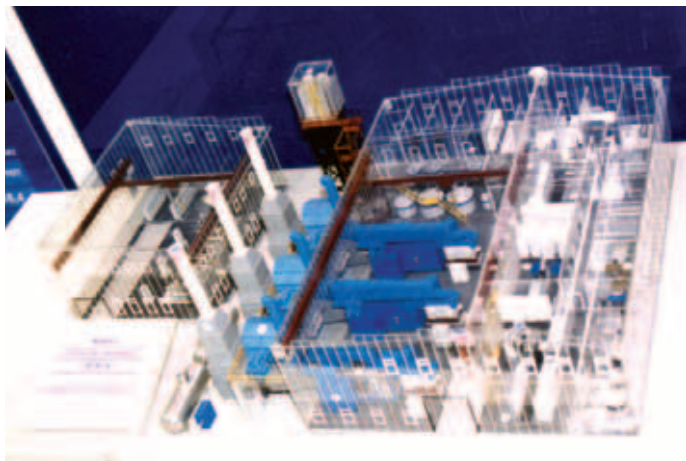
"Двигатель": Олег Николаевич, как Вы оцениваете состояние отечественной энергетики?

Олег Фаворский: Я оцениваю ситуацию в нашей энергетике как пассивно-выжидательную со стороны правительства и РАО ЕЭС России. Объяснение такому отношению простое: формально в нашей стране имеется заметный резерв мощностей на электростанциях. При установленной мощности около 200 ГВт пиковая нагрузка в период самых холодных температур этого года была порядка 135 ГВт (единая энергосистема страны способна передать порядка 170 ГВт, в обособленных региональных сетях - еще 30 ГВт).

Исходя из этих показателей, можно сделать вывод о том, что существует значительный резерв, который позволит достаточно долго жить на этих мощностях, ничего не наращивая и почти не обновляя. На самом деле это не так: те агрегаты, которые сейчас не работают и считаются резервными, при включении (если они были плохо законсервированы) могут либо вообще не заработать, либо вскоре выйти из строя. Многократные продления ресурса способны привести к тому, что эти агрегаты в критический момент не выдержат нагрузки.

Если экономика нашей страны не получит соответствующих импульсов развития, то мы достаточно долго протянем на этой энергетике, хотя это экономически малоэффективно и неэкологично. Но если ситуация изменится в лучшую сторону, если будет реальное увеличение валового продукта промышленности хотя бы на 4...5 % в год, то сравнительно скоро потребуются значительное увеличение производства электроэнергии. И вот тогда наверняка произойдет "обвал" из-за выхода из строя различного оборудования, работающего с необоснованно продленным ресурсом.

Кроме того, следует учитывать, что в эту холодную зиму в России очень сильно стали расширяться разного рода децентрализованные нагревательные системы (изолированные от ТЭЦ) отдельных предприятий, районов и т.д., вплоть до обогрева жилых помещений бытовым газом. Для страны в широком смысле слова это - варварство. Сжигать газ только на отопление нерационально и неэффективно. Крайне неэффективным было принятое в свое вре-



мя решение о переделке большого количества котельных из угольных в газовые простой постановкой горелок.

Гигантские возможности повышения эффективности энергетики в России связаны с вводом законодательного регулирования использования газа в котельных. В большинстве европейских стран используют газ комбинированно: сначала для выработки электроэнергии, а на остаточном тепле получают горячую воду и ею обогревают дома. Это позволяет экономить газ и меньше выбрасывать продуктов сгорания.

"Д": Что нам надо делать?

О.Ф.: Раньше мы говорили бы так: "Запретить котельные, работающие на газе". Но что такое "запретить" в сегодняшней ситуации? Реальный рычаг экономии, видимо, должен быть связан с иным: для газовых котельных цену газового топлива следует законодательно установить существенно выше, чем для производителей электроэнергии и для населения, использующего газ в бытовых целях.

Тогда организация, эксплуатирующая газовую котельную, будет заинтересована в том, чтобы газ использовался эффективнее, ведь соответствующие технические решения известны давным-давно. В нашей стране есть уже не один десяток работающих небольших газовых турбин, предназначенных для выработки электроэнергии, хотя только единицы - для одновременного получения тепловой энергии.

Параллельно при широком использовании таких малых ГТУ-ТЭЦ решаются и другие проблемы: обеспечение работой большого количества людей, сохранение высокотехнологичного производства, которое ранее работало почти исключительно на авиацию (а теперь на 90 % без работы), сохранение и обучение кадров производственников и эксплуатационников. Обеспечивается и энергетическая безопасность страны, и военная: эти же люди могут производить и обслуживать авиационную газотурбинную технику.

"Д": Кем и какие меры должны быть предприняты для исправления ситуации?

О.Ф.: К сожалению, в этом направлении сейчас ничего не делается. РАО ЕЭС России пока что собирается заказывать лишь единичные газотурбинные установки. Оно занимается в основном собственной реструктуризацией. Наверное, это необходимо, но этот процесс не должен производиться в отрыве от забот о создании новой техники и замене оборудования. Если сравнить такой параметр, как использование топлива, то оказывается, что при выработке электроэнергии средний к.п.д. по стране составляет у нас 25 %, а в Америке и Японии - близок к 40 %. Иначе говоря, сегодня мы в полтора раза хуже используем топливо, чем передовые страны. И в первую очередь потому, что мы не внедряем в эксплуатацию парогазовые и газотурбинные установки. Единственная современная парогазовая установка смонтирована и работает на Северо-западной станции Санкт-Петербурга, об остальных мы только говорим, а реальных результатов нет. Кроме того, за рубежом уже внедряют сверхвысокие давления в паровых турбинах, которые позволяют повысить к.п.д. до значений, заметно превышающих 40 %. У нас даже разработки не начинали.

"Д": Кто и на каком уровне поднимал вопросы по энергетике?

О.Н.: Российская академия наук настойчиво пытается убедить руководителей всех уровней в необходимости решения энергетической проблемы. В ноябре 2002 г. комиссия по развитию энергетики при президиуме РАН провела совещание, посвященное состоянию энергомашиностроения. Выяснилось, что у российских энергомашиностроителей заказов от российских производителей электроэнергетики практически нет. Все заводы работают с загрузкой своих мощностей не более чем на 15 %, выполняя только иностранные заказы. Как правило, это заказы компаний Юго-Восточной Азии. Наши поставщики выбраны, главным образом, из-за дешевизны энергетического оборудования. Если эта опасная ситуация продлится еще несколько лет, то произойдет полная деградация всей системы проектирования нового оборудования, устаревает и оборудование заводов-изготовителей. Через несколько лет и в ЮВА покупатели отвернутся от устаревающих российских энергоагрегатов и наши изготовители останутся ни с чем.

Проанализировав всю ситуацию с энергетикой в России, президент РАН Ю.С. Осипов подготовил и направил письмо президенту страны Владимиру Путину. В этом письме изложено мнение РАН: в связи с тем, что в стране денег на энергетику нет, предлагается неприятная, но необходимая мера - увеличить отпускную цену на электроэнергию примерно на 10...15 копеек за киловатт-час, но деньги эти направить не в РАО ЕЭС, а в специальный фонд (например при Министерстве финансов). Фонд этот должен использоваться целенаправленно: только для закупки нового энергетического оборудования у отечественных производителей. Из этого же фонда приблизительно 10 % средств следует направить на опытно-конструкторские разработки и научные исследования для создания перспективной техники. Таким образом, ежегодно \$4...5 млрд можно как бы "взять из кармана" собирающей деньги кампании и использовать их на разработку и приобретение нового оборудования. В настоящее время РАО ЕЭС тратит на оборудование не более \$800 млн в год в основном на выполнение различных ремонтов, и эти деньги отнимать у энергетиков нельзя, чтобы не лишить их возможности обслуживать имеющуюся технику.

Если не создавать такого государственного фонда, то спасти электроэнергетику, электроэнергетическую науку, конструкторские и проектные организации, квалифицированные кадры и избежать возможного коллапса в электроэнергетике вряд ли удастся.

"Д": Какие еще направления развития энергетики возможны в ближайшее время?

О.Ф.: Продолжает развиваться атомная отрасль. Разработан достаточно обоснованный план развития атомной энергетики, пропагандируемый министерством атомной промышленности. Единственная претензия к этому плану, с моей точки зрения, заключается в том, что там заложены уж слишком невысокие цены на создание новых энергетических систем и оборудования. Видимо, и здесь следует поступить точно так же: из тех денег, которые атомщики зарабатывают, надо создавать фонд развития и реновации.

Теперь о отраслях энергетики, использующих возобновляемые ресурсы, сегодня они в центре внимания. Самое значительное место здесь занимает гидроэнергетика. Но ее развитие в России необходимо осуществлять уже не теми ударными темпами, как это делалось в шестидесятых-восемидесятых годах прошлого века, а лет за пятнадцать построить гидроэлектростанции общей мощностью порядка нескольких гигаватт, причем в основном в Сибири. И строить нужно так, чтобы обойтись без затопления больших площадей, лучше в горах, создавая относительно небольшие по мощности плотины. Это будет, безусловно, рационально и экологически оправдано.

Использование ветровой, солнечной и других видов энергии очень заманчиво для отдельных относительно небольших регионов. Совокупная доля производимой соответствующими агрегатами энергии может составить в идеале не более нескольких процентов от общего энергопотребления страны. Но хотя они не решают задач обеспечения энергетических потребностей страны в целом, это направление надо развивать.

Только следует помнить о том, что системы такого рода требуют больших площадей и денег. Кроме того, в районах работы ветростанций затруднена жизнь из-за шумовых эффектов. Известно, что там не живут ни мыши, ни птицы. "Экологичность" таких источников энергии очень условна. Необходимо выносить их в море, поднимать в горы - подальше от людей.

В Европе бурно развиваются технологии, основанные на использовании вторичных видов топлива. Например, в Финляндии уже сейчас 20 % топлива - вторичные ресурсы. Сжигаются древесные, сельскохозяйственные и бытовые отходы. Для России этот источник энергии также чрезвычайно важен, несколько процентов к производству энергии в стране он вполне может добавить. Это рационально, это выгодно, это нужно развивать. В любом случае сжигание мусора полезнее накопления его куч из экологических соображений.

"Д": Существуют ли какие-нибудь проблемы с обеспечением электроэнергией в регионах?

О.Ф.: Безусловно, проблемы существуют. Ведь у нас практически весь газ добывается в Западной Сибири. Богатейшие угольные месторождения также разведаны в Западной Сибири. Уголь далеко возить дорого и невыгодно, а потому строить новые угольные электростанции следует поблизости от мест добычи, в Сибири. А вот европейская часть страны, которая и сейчас работает на газе и атомной энергии, видимо и дальше должна строить сценарий своего развития по прежней схеме. Транспортировка газа по сравнению с доставкой угля более выгодна, будет прогрессировать дальше и атомная энергетика. Кризисные регионы - Дальний Восток, где и в дальнейшем необходимо развивать добычу угля (кроме того, там также обнаружены месторождения нефти и газа), и южный регион, который нуждается в дополнительных поставках газа. Сжигать нефть, которая там имеется, невыгодно. Особых перспектив от развития нефтяной промышленности ожидать нельзя; кроме того, нефтяное топливо - солярка, керосин, бензин - это, в первую очередь, транспортное топливо. Кроме того, жидкие углеводороды являются непревзойденным сырьем для нефтехимии, именно туда, а не в стационарную энергетику они должны направляться. Об этом говорил еще Дмитрий Иванович Менделеев. Помните: *"Нефть не топливо, топить можно и ассигнациями?"*

Замечу, что проблемы топливных регионов специалистам хорошо известны, и все перспективные планы строятся с учетом этих знаний.

"Д": Олег Николаевич, РАО ЕЭС якобы испытывает большие трудности с закупками новой техники из-за отсутствия средств. После того, как будет осуществлено структурное реформирование РАО ЕЭС, произойдет ли что-нибудь положительное в этом направлении?

О.Ф.: Я опасаясь последствий той реорганизации, которая намечается сейчас. Реструктуризация РАО ЕЭС предполагает, что сети останутся в централизованном управлении, а электростанции перейдут чуть ли не в частную собственность.

Если не поднять очень резко цены на электроэнергию, то у новых владельцев электростанций не будет средств на их модернизацию, особенно трудно будет найти инвесторов в развитие но-



вых электростанций. Результат может быть очень печальным, особенно в перспективе: совершенствование и обновление энергетической системы и ее элементов окончательно прекратится, будет только дальнейшее ветшание системы и ее разрушение по частям. Вот в этом, на мой взгляд, очень большая опасность: при низких ценах не найдется желающих вкладывать средства в развитие энергосистемы. А поднимать цены - решение, в принципе, политическое. О нем сегодня многие предупреждают, как об одной из опасностей при реформирования системы.

"Д": Видят ли эти опасности те, от кого зависит принятие окончательных решений по реформированию системы, что они предпринимают в связи с этим?

О.Ф.: Официально - нет. Считается, что за все реформирование электроэнергетики отвечает правительство, а как оно будет отслеживать реформу - не оговаривается. Я полагаю, что в принципе решение о реструктуризации РАО ЕЭС все же правильное, но контроль состояния электроэнергетики со стороны политического руководства должен быть постоянным, поскольку для населения страны ничего страшнее кризиса электроэнергетики не придумаешь. Самая большая опасность в реформировании любого рода - неопределенность целей: сегодня они одни, завтра - другие. Предположим, записали: "Отвечает правительство". Провалилось дело, выгнали правительство. Ну, а дальше-то как? У государства в бюджете просто так \$5 млрд в год найти невозможно. Их и так не хватает на пенсионеров, на здравоохранение, на армию... А тут еще энергетика! Скажут, "а, у вас там еще резерв есть, обождете". Единственный выход, какой мы предложили после долгих раздумий, как я уже сказал - создание специального фонда. Но, чтобы деньги не были растрачены, этот фонд должен быть только под жесточайшим контролем государства, с целевым назначением расходования средств "на развитие энергомашиностроения". И под контролем премьер-министра. Подчеркну: наполнение и расходование его должно быть прописано отдельной строкой бюджета. И пополняться эта "строка" должна не из налогов, не из оборотных средств, а только лишь из платы за электроэнергию и тепло. Разница тут в том, что электроэнергетика объединена в систему в рамках всей страны, а теплоэнергетика является чисто региональной; тепло ведь не транспортируют далеко - это невыгодно. При производстве тепловой энергии децентрализация системы - столбовая дорога: жизнь доказала, что крупные системы в теплоэнергетике не всегда работают эффективно.

"Д": Есть РАО ЕЭС, есть Министерство энергетики. А участвует ли в процессе модернизации энергосистемы Минпромнауки?

О.Ф.: Его роль здесь незначительна: заказов на крупные научные работы нет, самостоятельно заказать крупные научно-исследовательские работы оно не в состоянии из-за отсутствия денег. Копеечные НИРовские работы вообще ничего не решают.

"Д": Но ведь два года назад в минпромнауке рассматривалась программа развития энергетики до 2020 года?

О.Ф.: Реально эта программа не работает. Ни минпромнауки, ни минэнерго не располагают возможностью что-либо реально сделать: у них нет для этого денег. Оба министерства не имеют реальной "финансовой власти". Они сейчас, я бы сказал, стали в какой-то мере

организациями "идеологического" уровня. Такая же роль и у Российской академии наук. Ведь на науку, на организацию фундаментальных исследований деньги почти не выделяются. Большая часть денег в РАН расходуется на зарплату и коммунальные услуги. Кое-какие исследования, впрочем, ведутся. В этом году на исследовательские цели впервые выделены деньги, но объем финансирования на порядок меньше того, что можно было бы считать удовлетворительным.


Есть конкретные результаты исследований разного рода перспективных энергетических установок, форсирования по к.п.д., разработаны новые оригинальные схемы, но все это делается чрезвычайно низкими темпами. Результат, в основном, "бумажный". Эксперименты стоят немалых денег - как натурные, так и компьютерные. Замечу, что в институтах Академии наук продолжается моральное старение научного оборудования - самому новому уже 15-20 лет. А в прикладных отраслевых институтах ситуация еще хуже. Теоретические исследования, тем не менее, идут - только на них и хватает денег в РАН. Я уже говорил - зарплату-то ученым платят.

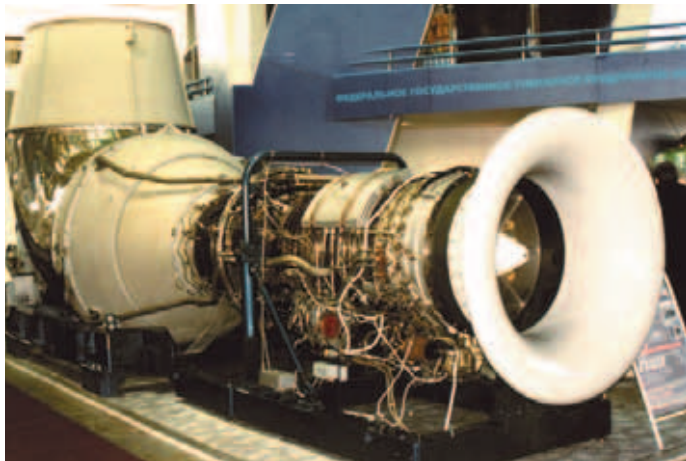
Основные пути совершенствования энергосистемы более-менее известны: совершенствование парогазовых установок, увеличение температуры цикла, улучшение эффективности и экологичности процессов сгорания путем впрыска пара. Известны некоторые другие перспективные направления. И теоретическая проработка теплообменных процессов, газовой динамики, расчеты многофазных сред, прочности - тоже, конечно, делаются. Но для фактической реализации всего этого условий нет, потому что нет спроса со стороны промышленности, а нет спроса потому, что у промышленности нет нормального производства. Получается замкнутый круг. Все должно начинаться с заказов от промышленности, в том числе и на проведение научно-исследовательских работ.

"Д": Если вдруг появятся деньги, имеются ли специалисты, которые смогут решить поставленные задачи?

О.Ф.: При всей сложности положения, в котором находится наша промышленность, ситуация с кадрами катастрофически ухудшается: опытные специалисты уходят, а новые не приходят. В "научной части" производства энергетического оборудования сегодня остались только люди, возраст которых более 50 лет, а молодежь только появляется. Разрыв между работниками достиг 25-30 лет! Если в ближайшее десятилетие "старика" не успеют передать свой опыт молодежи, получится чудовищный провал: все наши разговоры о научной, инженерной, да и о рабочей школе в различных областях производства окажутся несостоятельными. Это - еще одна катастрофа для промышленности.

Мы можем прийти к такой ситуации, в которой оказались американские специалисты NASA, которые громче всех говорили о необходимости решения вопросов надежности "Шаттлов" и о разработке новых средств доставки людей и оборудования на орбиту. С ними не согласились, и в результате они то ли уволились, то ли их уволили, но вместо них стали работать так называемые "менеджеры". Кончилось катастрофой "Колумбии". Близкая ситуация в нашей энергетике. Где-то в системе, конечно, должны быть менеджеры, но технические вопросы непременно должны решать специалисты. У нас же идет повальное увлечение "менеджментом".

Российские специалисты способны создавать необходимую технику. Мы уже миновали этап, когда приходилось закупать энергетическое оборудование за рубежом. Страна это уже переживала, и не дай Бог второй раз попасться на эту приманку: сначала нам продают технику, а потом на запчастях мы "вылетаем в трубу". В свое время для газопровода "Саратов - Москва" были закуплены импортные газоперекачивающие установки, но только потому, что Н.Д. Кузнецов создал свои ГПУ для этой линии мы и имеем газовую промышленность. Сегодня в системе транспортировки газа работает одновременно более полутора тысяч ГПУ Кузнецова, а зарубежных только триста. Насыщение отечественной газотранспортной системы иностранными установками очень невыгодно как из-за дорогостоящего ремонта и эксплуатации, так и по причине потери интеллектуального уровня страны. Чтобы этого не произошло, необходимо развивать собственное энергетическое машиностроение, свою авиацию, свою космическую промышленность. И много что еще... 





РЕСТРУКТУРИЗАЦИЯ - НЕ САМОЦЕЛЬ!

Редакция нашего журнала обратилась к заместителю генерального директора ЦИАМ Ольге Сергеевне Чичеровой с просьбой прокомментировать складывающееся в отечественном научном производстве положение.

"Двигатель": Ольга Сергеевна, в шестом номере журнала за прошлый год было опубликовано интервью с генеральным директором ФГУП "ММПП "Салют" Ю.С. Елисеевым, в котором он изложил свою позицию о принятом законе о госпредприятии. Какова Ваша точка зрения по поднятым вопросам? Какими Вы видите перспективы Государственных научных центров в свете этого закона?

О. Чичерова: Я разделяю обеспокоенность Юрия Сергеевича Елисеева, которую он высказал в своем интервью. Не хочу акцентировать внимание на частных проблемах, порожденных вводом нового закона, таких как ограничение прав руководителей предприятий при закупке нового оборудования или при заключении договоров. Вполне реальной является ситуация, при которой государственных унитарных предприятий практически не будет вообще, а будут казенные предприятия или акционерные общества. Понятие казенного предприятия предполагает, что вся его хозяйственная деятельность жестко координируется и контролируется собственником имущества.

Желание в кратчайшие строки освободиться от якобы экономически неэффективных государственных предприятий позволяет чиновникам рассматривать последние с позиций старьевщиков, стремящихся "за эту рухлядь" выручить хотя бы что-нибудь ну хоть у кого-то. При таком подходе ФГУПы превращаются в рыночный товар определенной аукционной стоимости, которая определяется, главным образом, занимаемой ими территорией и находящимися на них постройками. Между тем, в категорию ФГУПов входят и крупнейшие научные центры. При этом никаких разговоров о какой-то эфемерной с точки зрения имущественных взаимоотношений интеллектуальной собственности уже не идет.

Оценивая одни лишь квадратные метры площадей оборонных заводов, институтов и других госпредприятий, чиновники проникаются непостижимым умом высокомерием по отношению к интеллектуальной элите страны, однозначно пытаясь числить все госпредприятия балластом на шее государства. И никто из них не хочет принимать во внимание роль государственных научных предприятий в обеспечении обороноспособности государства, социально-экономическом развитии России, создании рабочих мест и быстром развитии высоких технологий в смежных отраслях: энергетики, транспорте и др.

Говоря о реструктуризации всей отрасли авиационного двигателестроения, необходимо исходить из цели ее сохранения и развития как ключевой и особо наукоемкой высокотехнологичной отрасли авиационной промышленности. Целями реструктуризации являются:

- объединение научно-производственных потенциалов опытно-конструкторских и серийных предприятий на основе реализации конкретных программ;
- усиление роли государства в управлении авиадвигателестроением;
- поддержание на конкурентоспособном уровне, особенно с точки зрения обеспечения перспективных норм по шуму и эмиссии, существующего парка двигателей;

- сокращение числа базовых разработчиков и производителей авиационных двигателей в целях повышения эффективности их функционирования;


- сохранение и развитие научно-технического потенциала авиадвигателестроения на основе бюджетного финансирования, направленного на создание высоких технологий и научно-технического задела;

- разработка на базе авиационных газотурбинных двигателей и их технологий высокоэффективных ГТУ для энергетики, газонефтедобывающего комплекса, судостроения и наземного транспорта.

В основе процесса реформирования госпредприятий должна лежать концепция развития отрасли. Далее, необходимо разработать более или менее долгосрочную программу развития отрасли на основе принятой концепции. И, наконец, если есть такая программа, то должен быть определенный госзаказ на конкретные объекты, создаваемые в рамках этой программы. Задачей государства в таком случае является выбор генерального разработчика и производителя (непрерывно на конкурсной основе) для выполнения этого госзаказа, а субподрядчиков они уже подберут себе сами. И так - по каждому объекту госзаказа. В этом случае будет и персональная ответственность руководителей предприятий за выполнение конкретных объектов госзаказа.

А тот, кому не достанется этого "государственного пирога", вынужден будет искать свою нишу на рынке, делать свое предприятие востребованным. Вот в этом-то и будет заключаться реальная программа реформирования госпредприятий. Чиновники должны обеспечить условия нормального прохождения процесса реструктуризации, отслеживать соблюдение необходимых условий всеми участниками. При реструктуризации научных организаций необходимо сохранить статус Государственных научных центров тем из них, направление деятельности которых соответствует приоритетным направлениям развития науки. Именно они должны вести разработку научно-технических прогнозов, критических технологий и создание научно-технических заделов, осуществлять фундаментальные, поисковые и прикладные исследования, ориентированные на стратегические направления развития науки и технологий. Они же должны формировать и реализовывать государственную научно-техническую и инновационную политику, организовывать комплексные работы академического, вузовского и отраслевого секторов науки совместно с промышленными предприятиями по приоритетным направлениям развития техники и упорядочивать сформированным научным процессом.

Сегодня о востребованности конкретного научного учреждения на мировом уровне мы можем судить по тем контрактам с ведущими мировыми фирмами, которые у него имеются. Стремление достичь устойчивого положения на рынке научных разработок обуславливает необходимость нашего внутреннего реформирования. Этот процесс объективно необходим и он идет.

Самое главное в процессе многочисленных реструктуризаций - это "не выплеснуть ребенка". Иначе, в погоне за сиюминутными выгодами можно потерять основное - тот научно-технический потенциал, без которого обеспечение национальной безопасности и обороноспособности нашей страны невозможно. 

ПЕРВЫЙ МИЛЛИОН ЧАСОВ ПЕРМСКИХ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК



ОАО "Пермский моторный завод":

Михаил Дическул, заместитель генерального
директора

Владислав Дурыманов, заместитель директора
по промышленным газовым турбинам

ОАО "Пермский моторный завод" и ОАО "Авиадвигатель" продолжают успешную работу по совершенствованию газотурбинных установок, созданных на базе двигателей Д-30. Одновременно разрабатываются новые модификации газотурбинных установок с увеличенной до 6 000 кВт мощностью и повышенным к.п.д., а также реализуются мероприятия, направленные на улучшение потребительских и эксплуатационных качеств оборудования.



Физическое и моральное старение электро- и теплоэнергетического оборудования в России сегодня является реальной и всеми ощущаемой проблемой. Ежегодно в результате полной выработки ресурса из эксплуатации выбывает примерно на 5000 МВт такого оборудования, ввод новых мощностей при этом составляет только 1500 МВт. Создание новых энергопроизводящих мощностей ограничивается как недостаточным финансированием данного направления, так и временем, необходимым для их постройки с использованием традиционных энергетических технологий.

Для сохранения надежного энергоснабжения промышленных предприятий, потребителей социальной сферы, жизнеобеспечения населения в холодный период необходим массовый ввод в эксплуатацию новых мощностей, которые должны создаваться в минимальные сроки, а сами энергетические объекты должны обеспечивать максимально экономичное ис-

пользование топлива, минимальное воздействие на окружающую среду и, как следствие, минимальные затраты на 1 кВт установленной мощности.

Наиболее полно отвечают предъявленным требованиям энергетические объекты на базе газотурбинных силовых установок, при разработке которых использован опыт создания авиационных двигателей. Такие объекты способны обеспечить совместную выработку тепловой и электрической энергии с максимальной топливной эффективностью, низкими эксплуатационными издержками, минимальными выбросами вредных веществ в атмосферу. Энергетические газотурбинные силовые агрегаты, созданные на базе авиационных двигателей, отличаются сравнительно небольшими массой и габаритами; они транспортабельны, позволяют осуществлять монтаж оборудования на площадке в сжатые сроки, что является очень важным фактором в условиях короткого северного лета.

ОАО "Пермский моторный завод" и ОАО "Авиадвигатель" являются ведущими предприятиями отечественного авиационного двигателестроения, имеющими большой опыт создания и массового производства авиационных газотурбинных двигателей. В последние годы они разработали и освоили серийный выпуск промышленных газотурбинных установок (ГТУ), предназначенных для перекачки газа и производства электроэнергии. Кроме того, заказчику предлагаются также конструктивно законченные объекты - газотурбинные электростанции и газоперекачивающие агрегаты.

Широкое применение в энергетике нашли газотурбинные установки ГТУ-2,5П и ГТУ-4П, созданные на базе одного из самых надежных в отечественной авиации двигателя - Д-30, давно и успешно применяемого на пассажирских самолетах Ту-134.



ГТУ-2,5П

ГТУ-2,5П

Данная установка применяется в качестве привода электрического генератора в электростанциях ПАЭС-2500М, ЭГ-2500М при реконструкции исходных вариантов указанных электростанций, а также применяется в новой блочной электростанции ГТЭС "Урал-2500", спроектированной ОАО "Авиадвигатель".

Межведомственные испытания ГТУ-2,5П проведены в 1995 г. В соответствии с Актом межведомственной комиссии начато серийное производство газотурбинной установки в ОАО "Пермский моторный завод".

До конца 2002 г. было изготовлено 96 газотурбинных установок ГТУ-2,5П. Основным потребителем установок стало ОАО "Газпром", его газодобывающие и газотранспортные предприятия.

Эксплуатация ГТУ-2,5П в составе электростанций ПАЭС-2500М и ЭГ-2500М началась весной 1995 г.

Модернизация электростанций ПАЭС-2500 и ЭГ-2500 производилась путем замены двигателей АИ-20ДКЭ произ-

Предприятие	Количество ГТУ-2,5П
"Тюментрансгаз"	62
"Тюменбурггаз"	5
"Севергазпром"	4
"Ямбурггаздобыча"	9
"Надымгазпром"	4
Всего в эксплуатации	84

водства ОАО "Мотор Сич" (Украина) двигателями Д-30ЭУ-1, изготовленными ОАО "Пермский моторный завод". Это позволило значительно улучшить показатели надежности, увеличить межремонтный ресурс и межремонтный период по сравнению с показателями исходных вариантов электростанций. Кроме того, по основным эксплуатационным характеристикам двигатель Д-30ЭУ-1 в составе ГТУ-2,5П также существенно превосходит заменяемые двигатели АИ-20.

Применение двухвального газотурбинного двигателя со свободной турбиной в сочетании с фрикционной муфтой для привода ротора генератора позволяет получить хорошие характеристики установки при работе двигателя на переменных режимах. Это свойство обеспечивает неоспоримые преимущества при использовании газотурбинной установки в составе электростанций, особенно при работе их на изолированную нагрузку, подверженную резким изменениям, что характерно для электроприводных буровых, насосных и компрессорных установок. При создании ГТУ обеспечена высокая надежность установки в аварийных ситуациях, при коротких замыканиях на отходящих линиях. Автоматизированный запуск электростанции позволяет исключить ошибки операторов, увеличивает надежность электростанции в целом, особенно в качестве резервного источника. Опыт эксплуатации ГТУ-2,5П в составе модернизированных электростанций ПАЭС-2500 показал, что установка обеспечивает надежную работу при номинальной нагрузке 2 500 кВт, а также позволяет длительно работать с перегрузкой до 2 750 кВт, при этом максимальная продолжительность функционирования на перегрузочном режиме ограничивается только техническими характеристиками генератора.

ГТУ производства ОАО "Пермский моторный завод" работают в составе КС на месторождении "Приразломное"



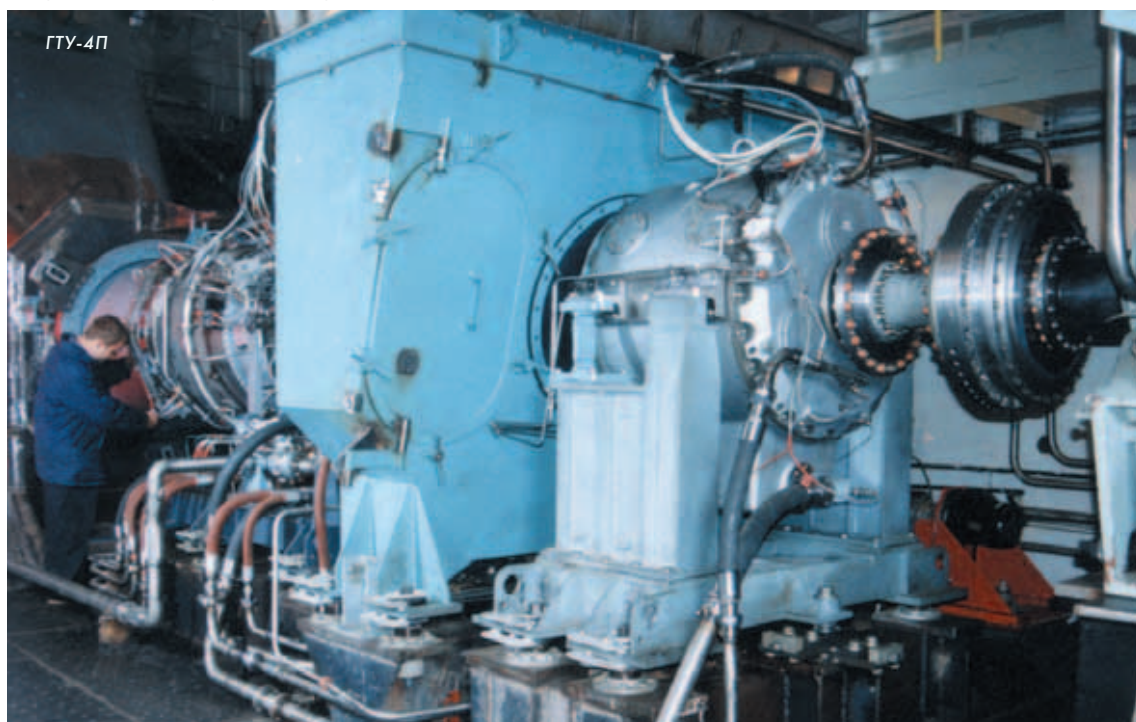
ГТУ-4П

Эта установка применяется в качестве привода электрического генератора блочной электростанции ГТЭС-4, спроектированной ОАО "НПО "Искра", в блочной электростанции ГТЭС "Урал-4000", спроектированной ОАО "Авиадвигатель", а также в стационарных электростанциях. Кроме того, установка используется для закачки газа в подземные хранилища на станциях ПХГ в составе агрегата ГПА-4 ПХГ "Урал".

Межведомственные испытания ГТУ-4П проведены в 1997 г. В соответствии с Актом межведомственной комиссии в 1998 г. ОАО "Пермский моторный завод" приступило к серийному производству этой газотурбинной установки.

До конца 2002 г. завод изготовил 22 установки ГТУ-4П. Эксплуатация ГТУ-4П в составе электростанций ТЭС "Янус", ГТЭС-4 и ГТЭС "Урал-4000" началась осенью 1997 г.

К февралю 2003 г. наработка парка газотурбинных установок мощностью 2,5 и 4 МВт превысила 1 000 000 ч.





дющейся в ведении газовых и нефтяных компаний.

Собственные газотурбинные электростанции позволяют децентрализовать энергоснабжение различных предприятий, повысить надежность энергоснабжения, снизить собственные затраты и себестоимость продукции.

Удачным примером комплексного и эффективного использования газотурбинных технологий является многоагрегатная газотурбинная электростанция ОАО "Сургутнефтегаз" мощностью 24 МВт, расположенная на Конитлорском месторождении нефти и газа. В составе данной электростанции эксплуатируются шесть газотурбинных установок ГТУ-4П мощностью по 4 МВт. С момента ввода в промышленную эксплуатацию в сентябре 2001 г. электростанция успешно обеспечивает бесперебойное энергоснабжение месторождения, теплоснабжение жилого поселка, утилизацию нефтяного попутного газа

Предприятие	Количество ГТУ-4П	Расположение
"Газпром" "Уралтрансгаз"	1	Свердловская обл., п. Сысерть. В составе ГТЭС-4 с мая 1999 г.
"Сибур-Химпром"	1	Пермь. В составе ГТЭС-4 с декабря 1999 г.
"Башкирэнерго "	1	Башкирия, пос. Большеустыкинское. ГТЭС "Урал-4000" в составе ГТУ-ТЭЦ "Шигили" с сентября 1999 г.
"Башкирэнерго "	2	Башкирия, Агидель. ГТЭС "Урал-4000" в составе двухагрегатной электростанции с декабря 2002 г.
ПМЗ	1	Пермь. В составе ТЭС "Янус" с октября 1997 г.
"Геойлбент"	2	Северогубкинское НГМ, ст. Пурпе. В составе ГТЭС-4 с лета 2001 г.
"Сургутнефтегаз"	6	Тюменская обл., Конитлорское НГМ. В составе ЭГЭС-4 с середины 2001 г.
"ЮКОС"	6	Тюменская обл., Нефтеюганск, пгт Пойково. В составе ГТЭС-4
Всего в эксплуатации	20	

непосредственно на месторождении. Объем перерабатываемого в электроэнергию попутного газа ежедневно составляет более 180 000 м³.

Интерес к применению газотурбинных электростанций стали проявлять различные отрасли российской промышленности, а также и жилищно-коммунальные службы. Возможности энергоустановок, выпускаемых в настоящее время ОАО "Пермский моторный завод", позволяют удовлетворить самому широкому спектру требований. Такое свойство приобретает особую важность в условиях, когда отношения местных энергопотребителей с "централизованными" продавцами энергии подчас становятся напряженными. **А**

ИНФОРМАЦИЯ

Ассоциация "Союз авиационного двигателестроения", ОАО "Пермский моторный завод" и компания Pratt & Whitney в начале марта 2003 г. отметили пятилетие российско-американского

сотрудничества в области авиационного двигателестроения.

Сегодня "Пермский моторный завод" развивается динамично и стабильно, ежегодно увеличивая объем продаж в среднем на 50 %.



Только за 2002 г. этот показатель вырос в 1,86 раза по сравнению с 2001 г., а с 1998 г. он вырос более чем в 7 раз.

Основная продукция ПМЗ - турбореактивный двигатель ПС-90А - эксплуатируется на самолетах Ил-96-300, Ту-204,

Ту-214 и Ил-76МФ. В соответствии с правительственной программой развития авиатехники ПС-90А будет основным двигателем магистральной авиации России на ближайшие 25-30 лет. Кроме того, ПМЗ выпускает газотурбинные установки (ГТУ) шести типов для объектов транспортировки природного газа и электростанций. Среди основных заказчиков ГТУ - ОАО "Газпром", ООО "Тюментрансгаз", ОАО "Пермтрансгаз", ОАО "Сургутнефтегаз", НК "Юкос", ОАО "Башкирэнерго" и ряд других.

Компания Pratt & Whitney, являясь крупным акционером ОАО

"Пермский моторный завод", активно и последовательно участвует в развитии этого предприятия. Начиная с 1998 г. американская компания осуществляет планомерное инвестирование \$125 млн в пермские проекты. Первые финансовые средства были использованы на погашение долгов по зарплате и закупку материалов для производства. В последующие годы Pratt & Whitney инвестировала в реконструкцию производственного корпуса площадью 9500 м², в мероприятия по снижению энергопотребления, в техническое перевооружение завода. **А**

НОВЕЙШИЙ ИНСТРУМЕНТ ВИЗУАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

От безаварийной работы двигателей, обеспечиваемой соответствующим техническим состоянием каждой из деталей проточной части, в решающей степени зависит безопасность экипажа и пассажиров, сохранность грузов при авиационных перевозках. В практике эксплуатации широкое применение нашли эндоскопические методы осмотра авиационных двигателей. При проведении осмотров контролеры работают в крайне сложных и напряженных условиях, порой им приходится осматривать до трех-четырех двигателей за смену. В каждом из объектов осмотра может быть более десятка ступеней компрессора, несколько ступеней турбины с большим количеством (по несколько десятков на каждой) лопаток. Кроме того, периодическому осмотру подлежат и другие узлы: сопловые и направляющие аппараты компрессора и турбины, форсунки, обечайки, топливные коллекторы и жаровые трубы камер сгорания, узлы подвески двигателя и т.д. Как правило, указанные работы проводятся вне ангаров, на открытом воздухе, в условиях воздействия неблагоприятных климатических факторов (холод, жара, осадки, ветер), что может приводить как к травмам контролеров, так и к повреждениям осматриваемых объектов и смотровых приборов.

Значимость качества контроля технического состояния узлов авиационных двигателей весьма высока, ведь пропуск даже единственного повреждения, выходящего за пределы допустимых норм, чреват серьезной аварией. В условиях острого дефицита времени на осмотр и принятие решения по каждой отдельной лопатке (как правило, оно не превышает нескольких минут, исключение делается лишь для сильно поврежденных деталей) успешность работы контролера обеспечивается, прежде всего, соответствующими возможностями инструмента, используемого при осмотре.

Видеоскоп OLYMPUS IPLEX является новейшим прибором визуального контроля, специально предназначенным для применения при работах на авиационной технике. Он разработан с использованием последних достижений оптики, точной механики и компьютерной техники.

OLYMPUS IPLEX позволяет проводить не только комплексный визуальный контроль всей проточной части практически любого авиационного двигателя, но и оценивать дефекты узлов, входящих в его состав. Результаты осмотра могут быть документированы на флэш-картах с объемом, позволяющим сохранить до 4800 снимков, или непосредственно на переносном персональном компьютере, что дает возможность повторно просматривать изображения и производить многократные обмеры.

Прибор оснащен источником света повышенной яркости, а в электронной схеме предусмотрена возможность управления коэффициентом усиления полезного сигнала и временем экспозиции, что обеспечивает достаточную яркость изображения и его высокое качество. Полученное с помощью OLYMPUS IPLEX изображение контролируемого узла характеризуется высоким разрешением, прекрасной контрастностью и цветопередачей, большой глубиной резкости. Рабочая часть видеоскопа обладает переменной жесткостью и оптимально подобранной гибкостью, что обеспечивает легкий ввод ее в двигатель. Для осмотра лопаток компрессоров низкого и высокого давления, а также вентилятора КНД прибор комплектуется жесткими направляющими (в этих случаях он работает в качестве жесткого эндоскопа). Широкий набор сменных объективов с углами поля зрения 40...220°, возможность прямого и бокового обзора с минимальными оптическими искажениями по всему полю зрения обеспечивают среднюю погрешность оценки размеров дефектных областей узлов авиационных двигателей на уровне 10 %.

Герметичная термостойкая в пределах (-25...+80 °С) и механически вчетверо более прочная, чем у предыдущих серий рабочая часть имеет высокую эксплуатационную надежность (до 10 000 циклов изгиба). Прибор оснащен автономным источником питания, в качестве которого могут быть использованы бортовые аккумуляторные батареи постоянного тока напряжением 27 В, или автомобильные напряжени-

ем 12 В. Кроме того, прибор может запитываться от сети переменного тока напряжением 220 В 50/60 Гц и 110 В 400 Гц. Аппарат удобен в обращении и обеспечивает легкость документирования полученных с его помощью изображений (цифровое фото, цифровая видеозапись с возможностью записи речевых комментариев).

Использование OLYMPUS IPLEX при осмотрах авиационных двигателей значительно облегчает работу контролеров, уменьшает риск повреждения и позволяет решать вопросы диагностики технического состояния проточного тракта и узлов с неизменно высоким качеством.

А



ПРОИЗВОДСТВО ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ НА КОМПРЕССОРНЫХ СТАНЦИЯХ В ПАРОВОМ ТЕПЛОУТИЛИЗАЦИОННОМ КОНТУРЕ

ГП НПКГ "Зоря"- "Машпроект": Александр Филоненко, Борис Берестнев, Олег Кучеренко, Ирина Дудкина

Анализ характеристик существующих компрессорных станций (КС) магистральных газопроводов показывает, что коэффициент использования тепла топлива (КИТТ) приводных газотурбинных двигателей (ГТД) не превышает 35...40 %. Это означает, что более 60 % энергии топлива в термодинамических циклах компрессорных станций полезно не используется.

Существующие и вновь проектируемые компрессорные станции магистральных газопроводов на базе ГТД ГП НПКГ "Зоря" - "Машпроект" могут быть сведены к следующим разновидностям:

Тип КС	ДН80	ДГ90	ДЖ59	ДР59	ДТ71
Единичная мощность ГТД, МВт	25	16	16	10	6
Общее число ГТД на КС	5	5	3	8	7
Число непрерывно работающих ГТД	3	3	2	6	5

Традиционным путем повышения КИТТ КС является дальнейшее повышение к.п.д. ГТД простой схемы путем улучшения параметров термодинамического цикла. Однако даже по самым оптимистическим оценкам к.п.д. ГТД простой схемы в обозримой перспективе не превысят 38...39 %. Повышение КИТТ КС возможно путем создания ГТД усложненной схемы. Так, применение ГТД с однокаскадным компрессором и регенератором в качестве привода нагнетателя КС обеспечивает КИТТ на уровне 41...42 %.

Идея повышения КИТТ КС путем использования парогазовых технологий не нова, и на ГП НПКГ "Зоря"- "Машпроект" имеется определенный научно-технический задел по указанной тематике. Разрабатывались проекты как бинарных, так и контактных парогазовых установок. Применение бинарной парогазовой установки и, в частности, теплоутилизационного контура (ТУК) с паровой турбиной, приводящей электрогенератор, в ряде случаев может оказаться наиболее целесообразным для перспективных и модернизируемых КС. Наличие мощного автономного источника электроэнергии позволяет более гибко решать задачи электроснабжения КС, повышать эффективность использования имеющегося на КС электрооборудования.

Наиболее существенной особенностью, влияющей на принятие решения по использованию ТУК, является возможное отсутствие в районах расположения КС водных ресурсов, пригодных для отвода тепла из термодинамического цикла ТУК. Отмеченная осо-

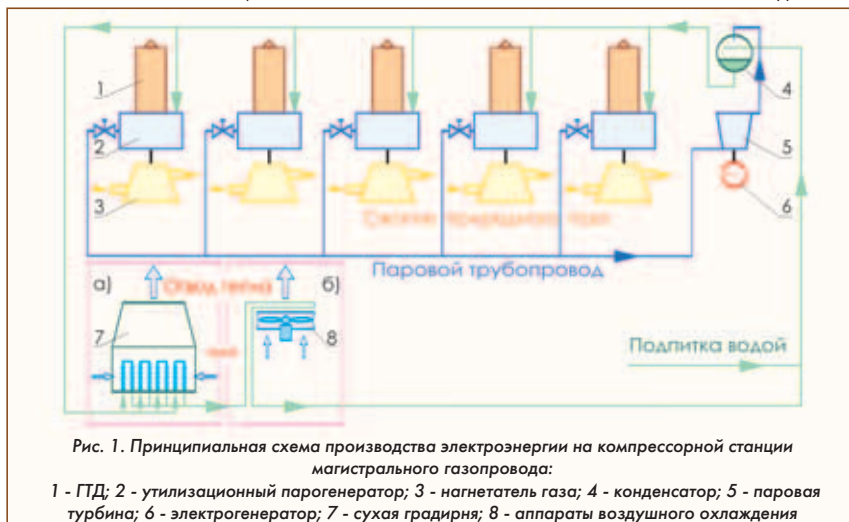
бенность приводит к необходимости использования хладоресурса атмосферного воздуха для отвода тепла из термодинамического цикла. С этой целью могут быть применены сухие градирни или аппараты воздушного охлаждения. Указанная выше причина обуславливает и применение воздушного конденсатора паровой турбины несмотря на то, что такой конденсатор не позволяет получить глубокий вакуум, свойственный поверхностным конденсаторам мощных тепловых электростанций.

Эффективность ТУК во многом определяется к.п.д. паровой турбины, преобразующей потенциальную энергию водяного пара в механическую работу. Весьма сложно спроектировать турбину с высоким к.п.д., если геометрические размеры турбины малы. Исходя из этого, в ТУК КС целесообразно применение общей паровой турбины для всех ГТД. При этом водяной пар генерируется в индивидуальных утилизационных парогенераторах (УПГ), установленных на выхлопных устройствах каждого ГТД, и с помощью системы паропроводов подается в общую паровую турбину. Технологическая схема производства электрической энергии на КС магистральных газопроводов приведена на рис. 1.

Основные исходные данные параметрического анализа следующие. Параметры ГТД ГП НПКГ "Зоря"- "Машпроект" скорректированы на влияние гидравлических сопротивлений УПГ при условии поддержания постоянной температуры газа за камерой сгорания ГТД. В качестве УПГ рассматривался парогенератор КУП-7800, спроектированный ГП НПКГ "Зоря"- "Машпроект". Адиабатический к.п.д. паровой турбины принимался равным 0,8. Частота вращения вала общей для КС паровой турбины выбрали 3000 об/мин, что позволяет обойтись без согласующего редуктора при работе на электрогенератор. Давление в конденсаторе варьировалось в пределах от 0,006 до 0,03 МПа. Температура охлаждающей воды, подаваемой в конденсатор, принималась равной 30 °С; к.п.д. водяных насосов - 0,6; к.п.д. электрогенератора - 0,97.

Результаты расчетов показывают, что наибольшую паропроизводительность имеет УПГ ГТД ДН80 - 34,5 т/ч, а наименьшую - УПГ ГТД ДТ71 - 9,5 т/ч. Мощности паровых турбин для КС на базе ГТД ДН80, ДГ90, ДЖ59 находятся в диапазоне от 11 до 18 МВт, на базе ГТД ДТ71 - от 7700 до 9750 кВт (рис. 2). При повышении давления в конденсаторе от 0,006 до 0,03 МПа мощность паровой турбины уменьшается примерно на 22 %. Мощность паровой турбины прямо пропорциональна расходу пара через турбину и перепаду энтальпий на турбине. Расход пара обратно пропорционален его давлению. С другой стороны, чем ниже давление пара перед паровой турбиной, тем меньше срабатываемый на ней перепад энтальпий. Совместное воздействие рассматриваемых факторов приводит к появлению экстремума зависимости мощности паровой турбины от давления пара. В окрестности экстремума указанная зависимость имеет пологий характер, поэтому значения давлений пара в диапазоне от 2 до 3 МПа можно считать соответствующими экстремуму по мощности паровой турбины.

В соответствии со схемой отвода тепла из термодинамического цикла с помощью сухой градирни, мощность, затрачиваемая на организацию процесса отвода тепла из термодинамического цикла, складывается из мощностей трех водяных насосов. Насос № 1 подает охлаждающую воду через форсунки в конденсатор,



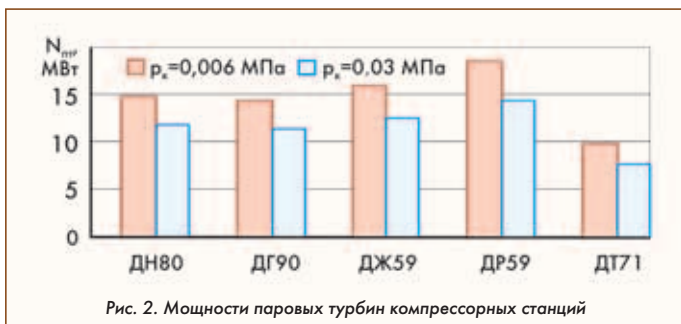


Рис. 2. Мощности паровых турбин компрессорных станций

насос № 2 перекачивает воду из конденсатора в охлаждающие колонны сухой градирни, а насос № 3 - из конденсатора на УПГ КС. Движение воздуха через охлаждающие колонны сухой градирни осуществляется с помощью вытяжной башни. Мощности насосов при заданных параметрах пара и охлаждающей воды определяются давлением пара в конденсаторе и гидравлическим сопротивлением трубопроводной сети. Расчеты свидетельствуют, что наибольшие затраты мощности на привод водяных насосов соответствуют минимальному значению давления в конденсаторе. При давлении пара в конденсаторе 0,006 МПа значения мощностей на привод водяных насосов лежат в диапазоне от 1970 кВт для КС на базе ДР59 до 1006 кВт для КС на базе ДТ71. При давлении пара в конденсаторе 0,03 МПа мощности на привод водяных насосов находятся в диапазоне от 305 кВт для КС на базе ДР59 до 156 кВт для КС на базе ДТ71.

Альтернативная схема отвода тепла из термодинамического цикла предусматривает использование вместо сухой градирни аппаратов воздушного охлаждения (АВО). Мощность, затрачиваемая на организацию процесса отвода тепла из термодинамического цикла, суммируется из мощностей трех водяных насосов и мощности электромотора АВО $N_{\text{АВО}}$. Анализ показывает, что в среднем на каждый килограмм сконденсированного пара требуется затратить 47,5 кВт мощности на привод АВО. Суммарные затраты мощности на организацию процесса отвода тепла из термодинамического цикла при давлении в конденсаторе 0,006 МПа вдвое больше, чем при давлении 0,03 МПа. Так, для КС на базе ДГ90 затраты мощности на организацию процесса отвода тепла из термодинамического цикла лежат в диапазоне от 2372 до 1140 кВт (в зависимости от давления пара в конденсаторе). Для КС на базе ДТ71 указанные затраты мощности лежат в диапазоне от 1622 до 779 кВт. По нашим оценкам, потребное количество АВО и площадь дополнительной застройки КС могут быть следующими:

Тип КС	ДН80	ДГ90	ДЖ59	ДР59	ДТ71
Число АВО	23	23	26	31	16
Площадь застройки, м ²	1127	1127	1274	1519	786

Под КИТТ КС с паровым ТУК будем понимать отношение $КИТТ = (N_{\text{нагн}} + N_{\text{эл}} - N_{\text{охл}}) / Q_{\text{подв}}$, где $N_{\text{нагн}}$ - механическая энергия ПТД, затрачиваемая на привод нагнетателей природного газа;

$N_{\text{эл}}$ - электрическая энергия, вырабатываемая электрогенератором ТУК;

$N_{\text{охл}}$ - электрическая энергия, затраченная на организацию процесса отвода тепла из термодинамического цикла ТУК;

$Q_{\text{подв}}$ - тепло, образующееся от сжигания топлива в камерах сгорания ПТД.

Результаты расчетов зависимостей КИТТ от давления в конденсаторе для КС на базе ПТД ДН80, ДГ90, ДЖ59, ДР59, ДТ71 иллюстрируются рис. 3. Анализ показывает, что наибольшие значения КИТТ могут иметь КС на базе ПТД ДН80, а наименьшие - КС на базе ПТД ДР59. Значения КИТТ для КС с сухой градирней примерно на 0,5...0,6 % больше соответствующих КИТТ для КС с АВО.

КИТТ КС на базе ДН80 с АВО могут иметь значения от 42,4 до 43,7 %. Для КС на базе ДР59 КИТТ может иметь значения от 31,2 до 32,3 %. С повышением давления в конденсаторе КИТТ снижается. Темп снижения КИТТ примерно одинаков для всех рассматриваемых КС.

В среднем, в зависимости от давления в паровом конденсаторе, применение ТУК приводит к увеличению КИТТ КС в 1,21...1,24 раза.

Функционирование парового ТУК КС сопровождается потерями пара и конденсата в системах ТУК, а также потерями продувочной воды УПГ. По литературным источникам, потери пара и конденсата на мощных тепловых конденсационных электрических станциях не должны превышать 1 %, а для судовых паровых энергетических установок эти потери находятся в диапазоне от 2 до 5 % от производительности парогенераторов. Поскольку паровой ТУК КС по своим конструктивным параметрам и условиям эксплуатации наиболее близок к судовой утилизационной паротурбинной установке, то в качестве оценки потерь пара и конденсата принималось значение 2 % от производительности парогенератора. Тогда количественные оценки потерь пара и конденсата для КС составят:

Тип КС	ДН80	ДГ90	ДЖ59	ДР59	ДТ71
Потери пара и конденсата, т/сутки	33	33	37	46	23

Поэтому для восполнения потерь питательной воды утилизационных парогенераторов на КС необходимо предусмотреть систему водоподготовки.

К достоинствам применения парового ТУК КС можно отнести:

- повышение КИТТ КС в 1,21...1,24 раза;
- возможность унификации ТУК для всех КС, построенных на базе ПТД ГП НПКГ "Зоря" - "Машпроект" (в частности, с использованием КУП 7800 разработки ГП НПКГ "Зоря" - "Машпроект");
- возможность применения ТУК при модернизации КС с зарубежными ПТД;
- возможность улучшения экологических характеристик КС путем подачи водяного пара в камеры сгорания приводных ПТД;
- наличие большого опыта создания и эксплуатации судовых ПТД с паровым ТУК.

К недостаткам парового ТУК КС следует отнести:

- большую общую металлоемкость;
- большую площадь застройки и сложность системы отвода тепла из термодинамического цикла;
- потребность в значительном количестве воды котельного качества для подпитки УПГ.

Выводы

1. Внедрение парового ТУК в конструкцию КС позволяет дополнительно производить от 7 до 18 МВт электрической энергии и повысить коэффициент использования тепла топлива в 1,21...1,24 раза.

2. ТУК может быть создан унифицированным, пригодным для использования на существующих и перспективных отечественных и зарубежных КС.

3. В отсутствие водных ресурсов, пригодных для отвода тепла из ТУК, возможно использование сухих градирен или аппаратов воздушного охлаждения. **!**

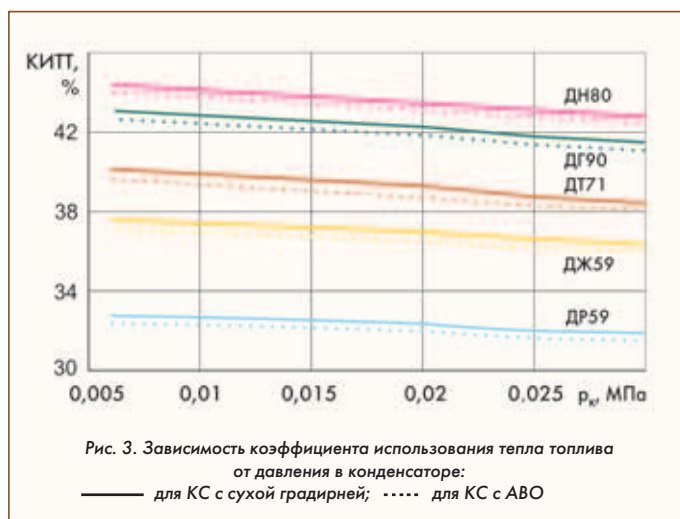


Рис. 3. Зависимость коэффициента использования тепла топлива от давления в конденсаторе:

— для КС с сухой градирней; - - - для КС с АВО

"СОЮЗ" НЕРУШИМЫЙ...



Мкртч Окроян, генеральный директор
ОАО "Авиамоторный научно-технический комплекс "Союз"

Опытный завод № 300, впоследствии получивший наименование АМНТК "Союз", был создан еще в годы войны в феврале 1943 г. по инициативе выдающегося конструктора и организатора производства А.А. Микулина. На заводе производились разработка, изготовление и испытания рядных поршневых моторов жидкостного охлаждения, предназначенных для штурмовиков С.В. Ильюшина и скоростных истребителей А.И. Микояна и М.В. Гуревича. В послевоенный период усилия конструкторов, технологов и производственников завода сконцентрировались на создании газотурбинных двигателей, предназначенных для новой разновидности авиационной техники - реактивных самолетов.



А.А. Микулин

Двигатель АМ-3



Tu-16

"Правой рукой" А.А. Микулина на заводе являлся С.К. Туманский, впоследствии возглавивший коллектив предприятия. Научное руководство осуществлял крупнейший ученый в области теории воздушно-реактивных двигателей Б.С. Стечкин, который решил ряд сложных прикладных задач, возникших при создании газотурбинных двигателей. В конце сороковых - начале пятидесятых годов прошлого века на заводе № 300 были созданы несколько экспериментальных образцов реактивных двигателей, а в 1952 г. началось производство двигателя АМ-3 максимальной тягой 8750 кгс - первого в стране газотурбинного двигателя отечественной разработки, запущенного в серию.

Позднее на предприятии были созданы и внедрены в серийное производство газотурбинные двигатели самого разнообразного назначения и размеров для различных летательных аппаратов. Наибольшую известность во всем мире получили двигатель Р11Ф-300, который устанавливался на самом массовом в мире реактивном истребителе второго поколения МиГ-21, и двигатель Р15Б-300, предназначенный для скоростного высотного перехватчика и разведчика МиГ-25.

Помимо этих двух машин двигателями, созданными специалистами завода № 300 (с 1964 г. - "Союз"), оснащались стратегиче-

ские бомбардировщики М-4 генерального конструктора В.М. Мясищева, истребитель МиГ-19 генерального конструктора А.И. Микояна, самолеты Як-25, Як-28, Як-38, Як-141 генерального конструктора А.С. Яковлева; Ту-16, Ту-104, "Ястреб" генерального конструктора А.Н. Туполева, а также образцы специальной техники генеральных и главных конструкторов В.Н. Челомея, И.С. Селезнева, Л.В. Льюлева, Г.И. Хохлова.

Без преувеличения можно сказать, что в шестидесятые годы значительная часть самолетного парка военного назначения в СССР использовала двигатели разработки завода № 300 - "Союз".

В процессе развития и совершенствования газотурбинных двигателей на "Союзе" решались технические задачи, имеющие принципиальную важность.

Наиболее значительными из них можно считать создание:

- регулируемого сопла, в том числе с регулируемой сверхзвуковой частью;
- двух- и трехкаскадных компрессоров со своими приводными турбинами;
- системы охлаждения лопаток турбины;
- систем, обеспечивающих изменение тяги на форсированном режиме;
- регулируемых эжекторов;
- кольцевых камер сгорания с "чистым" выхлопом;
- высокоточных систем электронного регулирования двигателей;
- двигателей с изменением направления вектора тяги, с форсажной камерой и регулируемым соплом;
- двигателей с автономной системой запуска, не требующей подготовительных операций, высокой надежностью после длительного хранения, с полностью автоматизированной системой управления.

На самолетах с двигателями с аббревиатурой "300" были установлены десятки мировых рекордов скорости, скороподъемности и высоты полета.

Зачастую конструкторы и производственники завода привлекались к решению совершенно новых, необычных задач, возникших при создании многих образ-



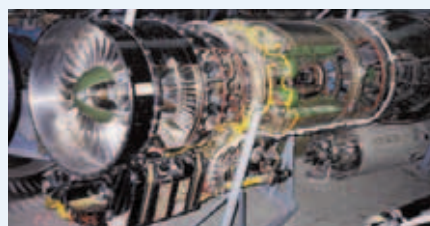
Б.С. Стечкин



МиГ-21

С.К. Туманский

Двигатель Р11Ф-300



МиГ-25Р



Двигатель P15B-300

цов авиационной, космической и ракетной техники. Особенно часто это случалось, когда требовалось осуществить научно-технический прорыв, найти качественно новое, нестандартное решение проблемы, а апробированных аналогов не существовало. Все это стало возможным благодаря тому, что на предприятии работали исключительно квалифицированные специалисты: теоретики, конструкторы, технологи, станочники, испытатели и многие другие, в том числе руководители всех рангов - от бригадира до директора и генерального конструктора. Все они инициативно и настойчиво добивались выполнения стоящих перед ними задач, работали, будучи убежденными в полезности результатов своего труда.

Так было.

Но с начала девяностых годов, когда система управления и размещения заказов для опытных предприятий со стороны государства была разрушена, "Союз" не смог быстро приспособиться к новым условиям. Это привело к чувствительным кадровым потерям, существенному снижению возможностей производства и испытательной базы.



О.Н. Фаворский



Двигатель P27B-300 для Як-38



Двигатель P79B-300



Двигатель P95-300



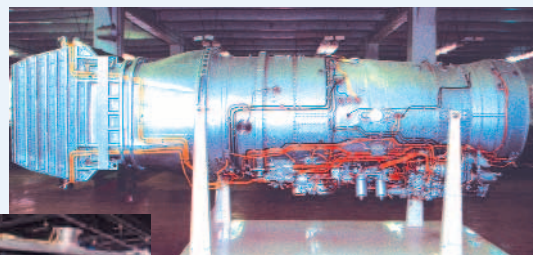
Як-141

Предприятие подошло к опасной черте, за которой наступала полная дезорганизация производства.

Осознавая все это, а также понимая недопустимость потери такой творческой единицы, какой является "Союз", новое руководство предприятия в 2001 г. фактически взялось за его возрождение.

С этой целью намечен и настойчиво проводится в жизнь целый комплекс мероприятий:

- значительно увеличена зарплата сотрудников, в результате чего наметился приток специалистов на предприятие;
 - расширяется номенклатура выполняемых работ, в том числе в направлении создания газотурбинных наземных энергоустановок, намечается сотрудничество с инофирмами в целях продвижения созданных предприятием образцов техники на мировые рынки;
 - на предприятии организован ремонт газотурбинных двигателей, спроектированных конструкторами "Союза"; ожидается получение долгосрочного государственного заказа на выполнение ремонта двигателей, находящихся в эксплуатации;
 - ведутся разработки аванпроектов новых образцов авиационных газотурбинных силовых установок, в том числе предназначенных для боевых самолетов пятого поколения;
 - закончена разработка и проведены испытания малоразмерного двигателя нового поколения для беспилотного летательного аппарата;
 - в соответствии с Программой развития гражданской авиации разработаны аванпроекты двигателей для регионального пассажирского самолета и легкого учебного вертолета.
- Руководство АМНТК "Союз" с полной уверенностью считает, что осуществление хотя бы части указанных работ будет способствовать быстрому улучшению финансового положения предприятия и укреплению его кадрового состава.



Двигатель P179-300 и его плоское сопло



Кроме того, принимаются серьезные усилия, направленные на восстановление производственных возможностей завода и испытательной базы. С этой целью АМНТК "Союз" технически и организационно кооперируется с Балашихинским литейно-механическим заводом (БЛМЗ), который имеет значительные резервные производственные площади и развитую инфраструктуру. Планируется в ближайшее время реконструировать ряд цехов БЛМЗ, где будет организован выпуск узлов и деталей, а также будет производиться окончательная сборка двигателей, в первую очередь, после выполнения ремонта. Работа эта практически разворачивается и уже начала приносить первые положительные результаты.

АМНТК "Союз" начал возрождаться. Возрождение "Союза" является целью не только руководства акционерного общества, но и каждого члена коллектива предприятия. Упорная и целеустремленная работа всех специалистов завода является залогом того, что "Союз" будет встречать каждый свой юбилей с успехами, достойными его славного прошлого. К 60-летию предприятия разработан и прошел первые заводские испытания двигатель P125-300 для нового поколения БЛА массового применения.



ПУЛЬСИРУЮЩИЕ ДЕТОНАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

НТЦ им. А.М. Льюльки:

Евгений Марчуков, д.т.н., директор

Александр Тарасов, к.т.н., главный конструктор

ВВИА им. Н.Е. Жуковского:

Юлиан Нечаев, д.т.н., профессор

Анатолий Полев, д.т.н., профессор, начальник кафедры

Проблема создания реактивных двигателей, использующих цикл с подводом тепла при постоянном объеме (цикл Гемфри), издавна привлекала внимание изобретателей и исследователей, работающих в области двигателей внутреннего сгорания. В цикле Гемфри изначально заложена возможность значительного повышения давления в процессе сгорания топлива, вследствие чего либо совсем не требуется предварительное сжатие топливовоздушной смеси (ТВС) перед ее подачей в камеру сгорания, либо можно ограничиться применением компрессора со значительно меньшей степенью повышения давления, чем у ГТД, использующих цикл с подводом тепла при постоянном давлении (цикл Брайтона). При этом, как показали результаты теоретических исследований, переход от цикла Брайтона к циклу Гемфри может обеспечить повышение термического к.п.д. цикла на 30...50 % и более.

Идея создания пульсирующих воздушно-реактивных двигателей (ПуВРД) была впервые высказана и запатентована в 1906 г. русским инженером В.В. Караводиным в выданной ему "привилегии" на пульсирующую камеру сгорания под названием "Аппарат для получения пульсирующей струи газа значительной скорости вследствие периодических взрывов горючей смеси". В 1908 г. им же была построена ПТУ с четырьмя такими пульсирующими камерами (рис. 1). Воздух и горючий газ подавались в камеру 2 через автоматический пружинный клапан 3, который открывался при возникновении разрежения (до $0,6 \cdot 10^5$ Па), образующегося в процессе истечения продуктов сгорания предыдущего заряда. Затем ТВС сжималась волной давления, возникавшей в длинной резонансной трубе 4, соединяющей камеру с сопловым аппаратом турбины, и топливо поджигалось запальным устройством 1. В процессе сгорания температура повышалась, а давление возрастало примерно до $13 \cdot 10^5$ Па, т.е. более чем в 20 раз (без применения компрессора), и продукты сгорания по трубе 4 подавались к рабочему колесу турбины 5. Частота циклов составляла 70 Гц. Турбина развивала мощность 1,5 кВт и имела к.п.д. ~ 2%. Этим была доказана возможность создания ПТУ без компрессора и выпускных клапанов.

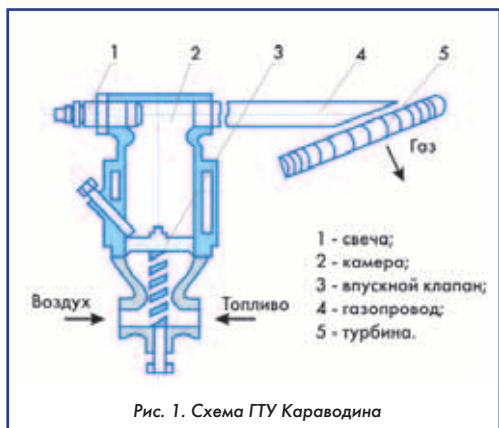


Рис. 1. Схема ПТУ Караводина

В период с 1908 по 1925 гг. ряд опытных ПТУ, работающих по циклу $v = \text{const}$, был создан Г. Хольцвартом. В них предварительное сжатие воздуха осуществлялось компрессором, а камера сгорания имела впускные и выпускные клапаны. Мощность в одном агрегате была доведена до 2600 кВт. Несмотря на высокие для того времени параметры, ПТУ Хольцварта, равно как и установка В.В. Караводина, вследствие ряда недостатков не нашла применения в промышленности.

В 1930 г. одноклапанная камера сгорания резонансного типа была предложена Паулем Шмидтом для ПуВРД. Впоследствии она была применена на беспилотных самолетах-снарядах "Фау-1". Двигатель состоял из камеры сгорания 1, закрытой с переднего конца пластинчатыми пружинными клапанами 4, открывающимися автоматически под действием разрежения в камере, и длинной ре-

зонансной трубы 2 (рис. 2). После воспламенения топливного заряда в камере сгорания 1 клапаны 4 закрывались, и под действием избыточного давления происходило истечение продуктов сгорания через резонансную трубу. Затем, вследствие инерционности газового столба, возникла волна разрежения (как в камере В.В. Караводина), которая, достигая выпускных клапанов, обеспечивала их открытие и заполнение камеры новым зарядом ТВС. В 1944 г. германские ВВС с помощью "Фау-1" нанесли ряд ударов по городам Англии через Ла-Манш. Было выпущено свыше 800 самолетов-снарядов. Помимо низкой экономичности, значительного шума и уязвимости для средств ПВО из-за малой скорости и высоты полета аппарата (англичанами было сбито более 50% "Фау-1"), крупным недостатком крылатой ракеты явилось воздействие вибрационных перегрузок от двигателя на навигационное оборудование, который так и не удалось устранить.

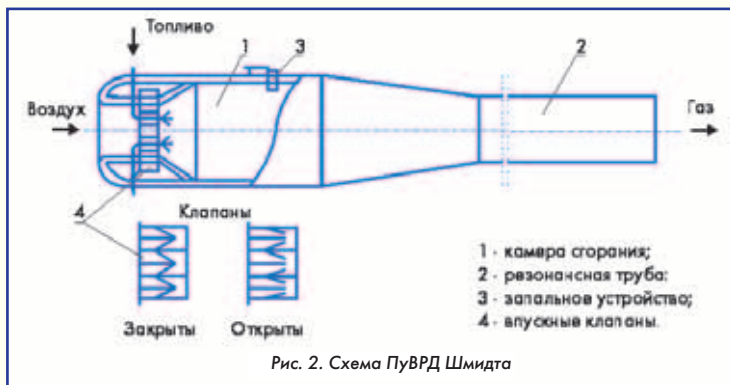


Рис. 2. Схема ПуВРД Шмидта

Значительный вклад в решение проблемы создания ПуВРД был внесен Б.С. Стечкиным, который в 1941-1942 гг., находясь в заключении и работая в Казанском СКБ, сконструировал и испытал ПуВРД для использования в качестве ускорителя на самолетах Пе-2. Изделие получило наименование УС (ускоритель Стечкина). Чтобы не ухудшать аэродинамические характеристики самолета двигатели предполагалось размещать внутри крыла в виде двух пакетов по 12 секций (рис. 3). Для улучшения рабочего процесса использовалась разность давлений, возникающая на контуре крыла в полете, с расположением входного отверстия в месте повышенного, а выходного - в области пониженного давления. Поток воздуха со скоростью, равной скорости полета самолета, поступал во входной диффузор и в нем тормозился, повышая давление в камерах сгорания. После продувки камеры и наполнения ее воздухом впрыскивался бензин и осуществлялось зажигание смеси с помощью свечей. Смесь воспламенялась, давление в камере повышалось, и продукты сгорания вы-

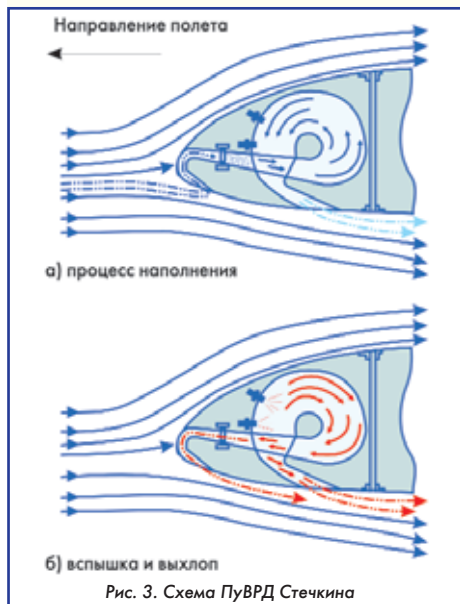


Рис. 3. Схема ПуВРД Стечкина

текали с большой скоростью как из выходного сопла, так и из впускных отверстий. Затем цикл повторялся.

Первые стендовые испытания УС были проведены в ноябре 1941 г. Затем Стечкин осуществил цикл параметрических исследований с различными вариантами форм и размеров ускорителей, систем подачи топлива, систем зажигания, подогрева смеси, входных и выходных устройств. В результате этих исследований был отработан ускоритель УС-К (с карбюратором), который

прошел успешные испытания в период с 29 по 31 декабря 1942 г. Общая тяга 24 секций составила ~170 кгс, а время непрерывной работы - до 40 мин. Впрочем, до применения УСов на самолетах Пе-2 дело не дошло. В начале 1943 г. Б.С. Стечкин был освобожден из заключения и вернулся в Москву, где его ждали новые, более важные задачи. Работы в Казани после войны были продолжены без участия Стечкина и увенчались созданием бесклапанных ПуВРД для беспилотных ЛА. Борис Сергеевич смог продолжить экспериментальные исследования ПуВРД в рамках НИР в ВВИА им. Н.Е. Жуковского на кафедре теории лопаточных машин и реактивных двигателей, начальником которой он был назначен.

Преимущества цикла с детонационным сгоранием топлива обоснованы в ряде статей и обзоров авторов настоящей статьи, где дано сравнение термодинамической эффективности цикла с детонационным сгоранием топлива (ДСТ) с циклами Брайтона и Гемфри. Их изображение в р-ν-координатах представлено на рис. 5. Процесс 1-2 соответствует предварительному сжатию воздуха.

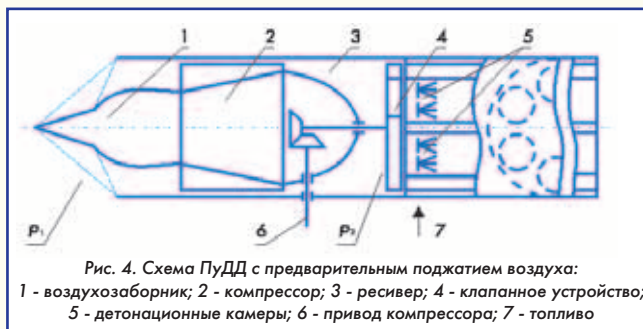


Рис. 4. Схема ПуДД с предварительным поджатием воздуха:

1 - воздухозаборник; 2 - компрессор; 3 - ресивер; 4 - клапанное устройство; 5 - детонационные камеры; 6 - привод компрессора; 7 - топливо

Процессы 2-3, 2-3' и 2-3'' характеризуют подводы тепла: q₁ - при изобарном, q₁' - изохорном и q₁'' - детонационном сгорании топлива. Процессы 3-4, 3'-4' и 3''-4'' соответствуют расширению продуктов сгорания до начального (атмосферного) давления. Величины q₁ определяются из соотношения

$$q_1 = H_u / a L_0,$$

где H_u - теплотворность топлива;

a - коэффициент избытка воздуха;

L₀ - стехиометрический коэффициент.

Полезные работы рассматриваемых идеальных циклов l_ц равны величинам их площадей в р-ν-координатах, а термический к.п.д. η_т равен отношению l_ц/q₁.

На рис. 6а показано изменение температуры T₃ и отношения давлений p₃/p₁ у сравниваемых циклов (в точках 3, 3' и 3'', рис. 5), а на рис. 6б - величины термического к.п.д. η_т в зависимости от π = p₂/p₁. При расчетах в качестве топлива принят керосин с H_u = 43 · 10⁶ Дж/кг

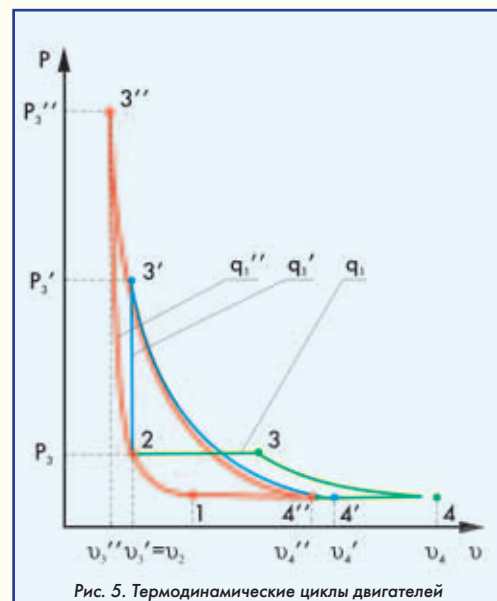


Рис. 5. Термодинамические циклы двигателей

Известно множество других, менее успешных попыток создания ПуВРД, предпринимавшихся на протяжении ряда десятилетий и стимулируемых обнадеживающими данными теоретических исследований. Переход от цикла Брайтона к циклу Гемфри может обеспечить повышение термического к.п.д. цикла на 30...50 % и более. Но все старания создать надежно работающий авиационный ПуВРД неизменно заканчивались неудачами. Это объясняется сложностью устройства, инерционностью и низкой пропускной способностью клапанных механизмов и, главным образом, малыми скоростями горения при традиционном дозвуковом сгорании топлива. Указанные причины неизбежно приводили к большим размерам камер сгорания, низким частотам пульсаций, высоким тепловым и вибрационным нагрузкам, значительному уровню шума и низкой надежности таких двигателей.

Перспективы использования детонационного сгорания топлива, открывшиеся в последние годы, существенно повысили интерес к двигателям периодического сгорания. Об этом свидетельствуют появившиеся в печати многочисленные публикации, патенты и проекты пульсирующих детонационных двигателей (ПуДД). Дело в том, что в детонационных волнах (ДВ) процесс сгорания ТВС осуществляется практически мгновенно, обеспечивая значительное повышение давления в камерах сгорания, имеющих форму полужамкнутого объема; при этом отпадает необходимость в выпускных клапанах.

Однако, как показывает анализ имеющихся публикаций, несмотря на многообразие предлагаемых схем ПуДД, всем им свойственно использование в качестве резонансных устройств детонационных труб значительной длины и применение клапанов на всасывании. Исключительная простота и малая стоимость таких двигателей в настоящее время привлекают внимание двигателестро-

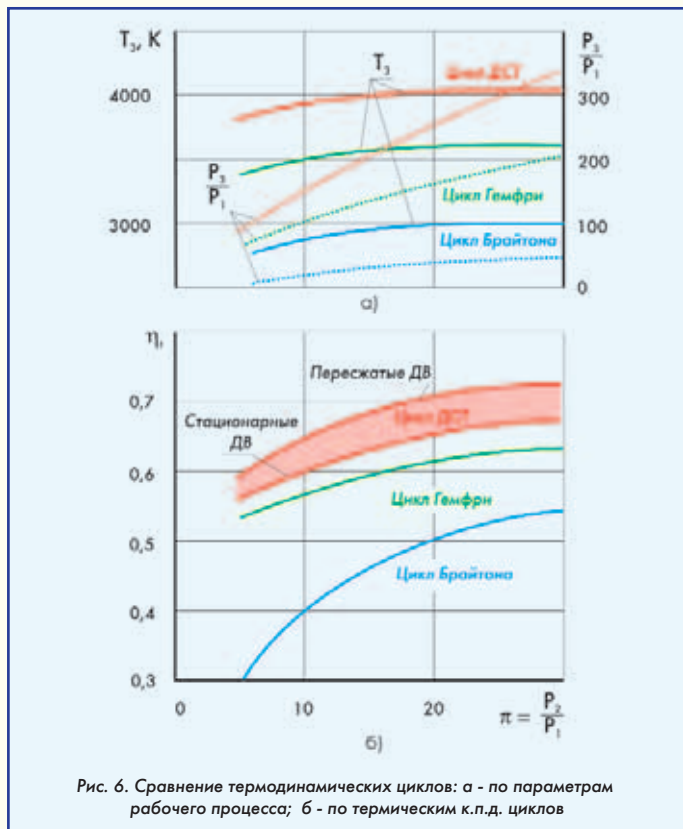


Рис. 6. Сравнение термодинамических циклов: а - по параметрам рабочего процесса; б - по термическим к.п.д. циклов

$L_0=14,8$ при $\alpha=1$. Считалось, что показатель адиабаты $k=1,3$; $T_1=288 K$; $p_1=101\ 325 Pa$ и $V=0$. Как видно на рис. 6а, цикл Гемфри обеспечивает существенно большее повышение давления p_3'/p_1 , чем цикл Брайтона (в 5...8 раз). Более высокой (примерно на 600...700 °С) является также температура в конце подвода тепла T_3' . Это, как видно на рис. 6б, дает существенный прирост термического к.п.д., который составляет 60 % при $\pi=5$; 30 % при $\pi=15$ и около 20 % при $\pi=30$. Таким образом, имеется возможность существенного улучшения удельных параметров ГТД при переходе к циклу $V=const$, причем особенно значительным является выигрыш в экономичности при малых π .

Отличие цикла ДСТ от цикла Гемфри состоит в том, что подвод тепла происходит не по изохоре 2-3', а по адиабате Гюгонио 2-3'', при этом процесс повышения давления $dp=p_3''-p_2$ сопровождается снижением удельного объема $dV=V_2-V_3''$ (см. рис. 5). Как видно из рис. 6а, в цикле ДСТ давление и температура в точке 3'' получают еще более высокими (давление почти в 2 раза, температура на ~500 °С), чем в цикле Гемфри. Это дает более значительное последующее расширение продуктов истечения, за счет чего обеспечивается дополнительный выигрыш в η , по сравнению с циклом Гемфри. Поэтому детонационное сгорание топлива термодинамически более выгодно, чем изохорическое. Рис. 6б, на котором представлен итоговый график сравнения циклов по термическим к.п.д., показывает преимущества цикла ДСТ, а также влияние на η интенсивности ДВ. Из сравнения термических к.п.д. циклов следует весьма важный вывод. В циклах ДСТ для получения величин η , свойственных современным ГТД, нужно иметь существенно более низкие величины π . Это избавляет от необходимости использования в газогенераторах ПудД высоконапорных компрессоров, применяемых в существующих ГТД, и обеспечивает упрощение конструкции и снижение массы двигателя.

Влияние интенсивности ДВ заключается в следующем. В точке инициирования образуется сильная (перескатыая) ДВ, которая при удалении от нее постепенно ослабевает и принимает стационарный характер (приобретает параметры Чепмена-Жуге). Стационарная ДВ, обладая пониженной интенсивностью, характеризуется меньшим повышением давления в волне и меньшей скоростью движения по сравнению с перескатыой ДВ. Из-за замедления скорости движения ДВ при прохождении ее по длинной трубе возрастает временная протяженность единичных импульсов и не обеспечивается высокая частота пульсаций. С учетом наполнения и смесеобразования она, как правило, не превышает 100 Гц, что приводит к занижению η и удельных параметров ПудД. Более предпочтительным, как следует из рассмотрения рис. 6б, является подвод тепла в перескатыой детонационной волне. За счет этого можно получить увеличение η на 5...10 %.

Предлагаемый ПудД запатентован с участием авторов данной статьи в 1989 г. Были разработаны и выполнены несколько моделей тяговых модулей (ТМ) таких двигателей, которые прошли предварительные модельные испытания. Схема оригинальна и не имеет аналогов в мировой практике. Она отличается отсутствием каких-либо механических клапанов и запальных устройств прерывистого действия. Пульсирующий процесс осуществляется путем возбуждения резонансных высокочастотных автоколебаний в газодинамическом резонаторе, периодически заполняющемся специально подготовленной экзотермически активной топливовоздушной смесью, а выделение тепла, увеличивающее амплитуду этих колебаний, происходит в перескатыых детонационных волнах, формируемых в резонаторе.

Созданию действующих моделей ТМ ПудД нового типа предшествовали длительные исследования. Изучались возможные типы газодинамических резонаторов, методы возбуждения в них детонационного сгорания топлива и способы подготовки экзотермически активной смеси в реакторе. Эти исследования позволили разработать схемы, создать модели и провести стендовые испытания высокочастотных ПудД нового типа (рис. 7). Такой двигатель состоит из газогенератора (ГГ) и тяговых модулей. ГГ служит для подачи сжатого воздуха требуемого давления в ТМ (рис. 7а) и работает как обычный ГТД - по циклу с подводом тепла при постоянном давлении. Отличие состоит в том, что он предназначается не для создания мощности на валу или реактивной тяги, а служит только источником сжатого воздуха, отбираемого от компрессора. В резонаторах ТМ (рис. 7б) к воздуху, отбираемому от ГГ, подводится тепло в ДВ и реализуется цикл ДСТ.

ТМ ПудД предлагаемой схемы состоит из реактора 1 и резонатора 2. Реактор служит для подготовки ТВС к детонационному сгоранию. Существо такой подготовки заключается в разложении молекул горючей смеси на химически активные составляющие. Подготовленная ТВС через кольцевое сопло 3 поступает в резона-

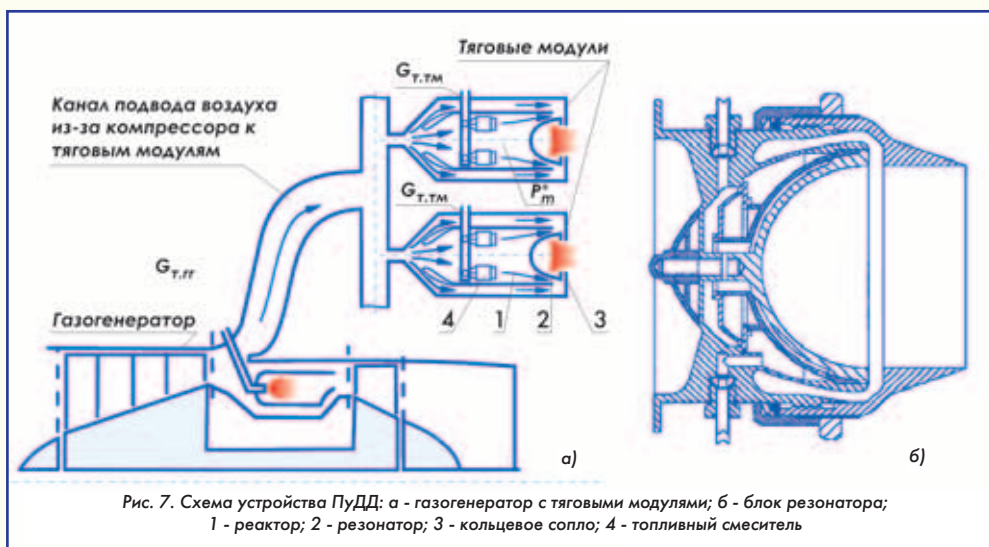


Рис. 7. Схема устройства ПудД: а - газогенератор с тяговыми модулями; б - блок резонатора; 1 - реактор; 2 - резонатор; 3 - кольцевое сопло; 4 - топливный смеситель

тор 2, представляющий собой объем в форме полусферы, где и осуществляется детонационное сгорание топлива.

Опытами установлено, что при подаче в полузамкнутую полость указанной конфигурации через кольцевое сопло сжатого воздуха от компрессора (без подачи топлива и его сгорания) в полости резонатора возникают высокочастотные пульсации давления воздуха с частотой, зависящей от диаметра резонатора. Расчеты и эксперименты авторов свидетельствуют, что при диаметре 70...100 мм частота пульсаций составляет 5...7 кГц. Эти пульсации являются следствием ударно-волновых процессов, возникающих в резонаторе. При схлопывании радиальных сверхзвуковых струй (СЗС), вытекающих из кольцевого сопла (рис. 8а), возникают ударные волны, которые расходятся от центра. При движении в сторону днища резонатора ударная волна (УВ) сжимает воздух (рис. 8б), а при соударении со стенкой, имеющей вогнутую форму, происходит дополнительное сжатие воздуха в отраженной УВ и ее фокусирование в области "Ф" в центре резонатора (рис. 8в), где обеспечивается (в результате двукратного сжатия и фокусирования) значительное местное повышение давления и температуры. Температура воздуха в "фокусе" повышается на 200...300 °С, а давление - в 1,5...2,0 раза. Это явление, аналогичное по физической сущности известному эффекту Гартмана-Шпренгера, было использовано в качестве эффективного способа возбуждения детонации. Для достижения указанной цели вместо воздуха в резонатор подается предварительно подготовленная в реакторе ТВС заданного состава. Тогда область "Ф" становится эпицентром возбуждения детонационного сгорания. Образуется пересжатая ДВ (рис. 8г), движущаяся по топливовоздушной смеси со сверхзвуковой скоростью (более 2000 м/с) в направлении днища. В ней происходит практически мгновенное (взрывное) сгорание топлива, сопровождающееся значительным повышением температуры и давления продуктов сгорания.

После отражения от стенки резонатора ДВ превращается в отраженную ударную волну, которая уже по сгоревшей смеси движется в сторону выхода (рис. 8д), разрывает струйную завесу и увлекает за собой продукты сгорания. Они выбрасываются в окружающую атмосферу со сверхзвуковой скоростью, несколько меньшей скорости движения самой УВ. В связи с этим отпадает необходимость в наличии сопла Лавала для обеспечения сверхзвуковой скорости истечения продуктов сгорания на выходе из резонатора.

За отраженной ударной волной следует волна разрежения, которая, проходя мимо кольцевого сопла и имея за фронтом давление, меньшее атмосферного, обеспечивает всасывание новой порции свежей смеси. Волна разрежения способствует перерасширению газа и может подсасывать также воздух из окружающей атмосферы, что должно обеспечивать повышение тяги и улучшение экономичности в результате присоединения к реактивной струе дополнительной массы воздуха. В целом рабочий процесс ТМ ПуДД может быть уподоблен тактам поршневого двигателя внутреннего сгорания.

Характерной особенностью резонаторов ПуДД предлагаемой схемы являются их малые размеры (диаметр выходного сечения 70...120 мм). Они определяются требованиями возбуждения высокочастотных резонансных автоколебаний и условиями самовоспламенения и сгорания в детонационных волнах специально подготовленной ТВС. С уменьшением размеров увеличивается частота колебаний, уменьшается скважность между отдельными циклами, а также время контакта новых порций ТВС с продуктами сгорания предыдущего цикла (чем предотвращается несвоевременное воспламенение ТВС). Кроме того, снижается уровень шума. При малых размерах резонатора сокращается путь движения детонационной волны от центра инициирования детонационного сгорания до торцевой стенки резонатора (он составляет всего 30...40 мм), поэтому интенсивность пересжатой ДВ не успевает снизиться (в отличие от распространения ДВ в трубе). И, наконец, малые размеры камер

увеличивают требуемое их количество (из-за уменьшения тяги каждой из них), но благоприятно влияют на термо- и вибропрочность конструкционных материалов в условиях их работы при высоком давлении, температуре и циклических нагрузках. Именно сочетание высокой частоты пульсаций и малых размеров является оригинальной особенностью ТМ ПуДД предлагаемой схемы.

Работоспособность ТМ ПуДД рассмотренной схемы, как указывалось, получила частичное подтверждение при модельных испытаниях, которые проводились на специальном импульсном стенде с ис-

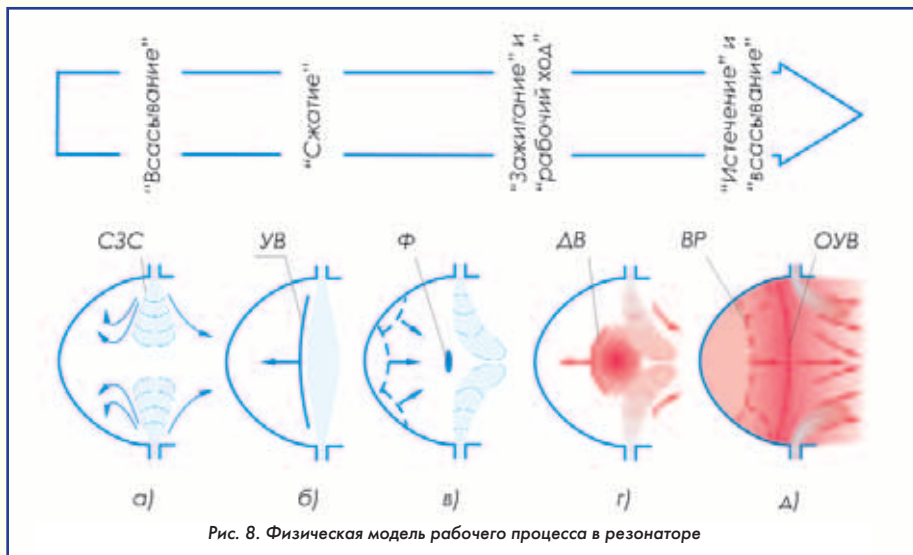



Рис. 8. Физическая модель рабочего процесса в резонаторе

пользованием в качестве топлива ацетилено-воздушной смеси. Было установлено, что при диаметре выходного сечения резонатора 70 мм наибольшую тягу дает смесь стехиометрического состава ($\alpha=1$) при давлении на входе в кольцевое сопло $p^*_{м}=(3,5...4,0) \cdot 10^5$ Па и отношении площадей $q=F_p/F_{к.с.}=4$, где F_p - площадь выходного сечения резонатора, а $F_{к.с.}$ - площадь критического сечения кольцевого сопла. Испытания аналогичной модели на керосине подтвердили в целом полученные результаты и показали, что при $\alpha=1$ удельная тяга $P_{уд}$ при оптимальных значениях параметров $p^*_{м}$ и q может быть доведена до 1600...2000 Н·с/кг.

Современные методы математического моделирования, включая трехмерные методы расчета нестационарных сжимаемых вязких течений на основе уравнений Навье-Стокса с учетом химической кинетики, пока не обеспечивают достоверных результатов применительно к процессам ПуДД. Поэтому авторы опираются, главным образом, на экспериментальные методы исследования с использованием специально оборудованных стендов, снабженных высокоточной измерительной аппаратурой. В настоящее время этим требованиям отвечает стенд ЭС-ЗМ, созданный в ВВИА им. Н.Е. Жуковского еще в шестидесятые годы для экспериментальных исследований эжекторных сопел ВРД и модернизированный авторами статьи.

Целесообразность проведения дальнейших работ и основные результаты проведенных к настоящему времени расчетно-экспериментальных исследований подтверждены заключениями ряда профильных организаций и ведущих специалистов отрасли. Основные принципы работы, конструктивные схемы и возможности практического применения ПуДД защищены четырьмя патентами Российской Федерации и международной РСТ-заявкой.

До последнего времени все исследования и разработки проводились авторами-разработчиками вне рамок каких-либо государственных программ и без государственного финансирования; их результаты являются интеллектуальной собственностью авторов и патентовладельцев. В результате более чем десятилетней работы сложилась устойчивая кооперация высококвалифицированных специалистов, способная выполнить весь объем работ: от математического моделирования до проектирования, изготовления и испытаний демонстрационного образца предлагаемого ПуДД. 

АМЕРИКАНСКИЕ АВИАЦИОННЫЕ ГТД: РАННИЙ ПЕРИОД РАЗВИТИЯ

Николай Александров

Вторая мировая война послужила мощным катализатором для создания многих технических новинок. Соединенные Штаты Америки, которые в начальный период боевых действий, развернувшихся в Европе, сохраняли статус нейтральной державы, получили великолепный шанс для ускоренного развития экономики. Американская промышленность примерно в течение двух лет перестраивалась на военный лад, не испытывая в то же время трудностей, связанных с бомбардировками или прямыми атаками на территорию страны. Объем инвестиций в военное производство значительно вырос, во-первых, в связи с резким увеличением военного бюджета, а во-вторых, благодаря крупным заказам, поступившим из Англии и Франции. Страны, которые вели борьбу с Гитлером, не жалели денег; именно с США они связывали надежды на получение современной военной техники.

После поражения Французской республики для Великобритании наступил труднейший этап, когда высадка германских войск ожидалась со дня на день. В этих условиях английское руководство готово было поделиться с США любыми технологиями, включая ядерные, авиационные, радиолокационные и другие, лишь бы эта могучая заокеанская держава помогла выстоять "маленькой, но гордой Британии". В числе первосортных новинок, практически безвозмездно переданных американцам, был и первый английский авиационный турбореактивный двигатель, созданный компанией "Пауэр Джетс" во главе с Фрэнком Уиттлом.

На раннем этапе работ по созданию американского авиационного ГТД наиболее значительный вклад в решение этой грандиозной задачи внесли соответствующие подразделения (как правило, они назывались "отделениями авиационных газовых турбин") четырех компаний: "Дженерал Электрик", "Вестингауз Электрик", "Аллисон" (которая во второй половине сороковых годов вошла в состав корпорации "Дженерал моторс") и "Пратт энд Уитни". Компании включались в разработку ГТД на различных этапах, но первопроходцем американского газотурбостроения по праву считается "Дженерал Электрик".

Первые турбокомпрессоры (ТК) "Дженерал Электрик", пригодные для применения на авиационных моторах, были разработаны доктором С. Моссом еще в 1918 г. В годы Второй мировой войны компания наладила крупносерийный выпуск ТК для истребителей и бомбардировщиков. Опыт создания и доводки ТК, сопряженный с проблемами изготовления высоконагруженных подшипников и жаропрочных элементов, оказался бесценным. Именно поэтому на "Дженерал Электрик" пал выбор высокопоставленных чиновников министерства авиации и военных.

Мартин Хэмсворт, бывший инженер-испытатель турбокомпрессоров, а затем ведущий конструктор фирмы "Дженерал Электрик", вспоминал:

"Первый полет самолета "Глостер" Е.28/39, оснащенного двигателем Уиттла, состоялся 15 мая 1941 г. Спустя несколько дней английское министерство авиации пригласило генерала Арнольда, начальника главного штаба ВВС американской армии, для ознакомления с новинкой. Арнольд был в высшей степени заинтересован, и уже 4 сентября 1941 г. компания "Дженерал Электрик" получила заказ на постройку 15 газотурбинных двигателей "Тип I" по образцу уиттловского ГТД. 4 октября 1941 г. три английских инженера, сопровождавших разобранный двигатель при его перевозке в Америку, приступили к консультациям со специалистами "Дженерал Электрик". Уже 18 марта 1942 г. первенца "Тип I" установили на стенд, ...где он немедленно разрушился, но спустя месяц следующий двигатель запустился нормально и продемонстрировал заявленную тягу".

Заметим, что англичане отправили в США ранний образец двигателя W.IX и чертежи новейшего W.2B, который еще не был

испытан, но впоследствии послужил прототипом для серийного двигателя "Вэлланд". В июне 1942 г. в США прибыл и сам Фрэнк Уиттл (для конспирации фамилию в паспорте слегка изменили на "Уитли"). Он консультировал специалистов "Дженерал Электрик" и самолетной фирмы "Белл" по вопросам, связанным с установкой ГТД на самолете.

Первый экспериментальный газотурбинный двигатель "Дженерал Электрик" представлял собой копию W.2B, но носил обозначение I-A. В августе 1942 г. были изготовлены четыре двигателя I-A малой серии, пригодные для полетов. Опытный самолет XP-59A, оснащенный двумя такими двигателями, впервые поднялся в воздух 2 октября 1942 г. Как и английский экспериментальный самолет "Глостер" Е.28/39, американский реактивный первенец не смог стать полноценным скоростным истребителем. Из-за недостаточной тяги двигателя по разгонным характеристикам и скороподъемности он был не в состоянии конкурировать с поршневыми истребителями. Требовался гораздо более мощный двигатель. В феврале 1943 г. на стенде был опробован новый вариант I-14 тягой 630 кгс, а через месяц началось проектирование I-16 тягой 730 кгс. Он поступил на стендовые испытания в апреле 1943 г., а в июле один из опытных XP-59A забрался на головокружительную по тем временам высоту - 14 200 м. Именно этот двигатель считается первым американским серийным ГТД, его военное обозначение - J-31GE-3. Такими двигателями оснащались серийные самолеты P-59A, выпущенные, впрочем, в весьма ограниченном количестве - всего 20 машин. Главным недостатком P-59A считалась его невысокая максимальная скорость - 660 км/ч. Из 80 заказанных P-59B до конца октября 1943 г. было построено всего 30 самолетов, заказ на другие был аннулирован.

В дальнейшем компания "Дженерал Электрик" продолжила работы по газотурбинной тематике по двум направлениям:

- в развитие уиттловской конструкции с центробежным компрессором создавался турбореактивный двигатель I-40 тягой 1750 кгс;
- другая группа специалистов приступила к разработке оригинального турбовинтового двигателя TG-100 мощностью 1900 л.с. с 11-ступенчатым осевым компрессором.

Оба варианта в дальнейшем были доведены до серийного производства. I-40 получил новое официальное обозначение J-33

и позднее был передан фирме "Аллисон", наладившей его выпуск с ноября 1945 г. Таким двигателем оснащался первый американский серийный реактивный истребитель "Локхид" P-80A "Шутинг Стар". Американские ВВС получили более 670 самолетов этого типа. С 1947 г. началось производство более совершенных P-80B, оснащенных двигателями J-33A-21 тягой 2360 кгс (с впрыском воды). Один из серийных истребителей P-80B первым в мире преодолел рубеж 1000 км/ч в горизонтальном полете.

С турбовинтовым ГТД, также переименованным в серии в T-31, летали опытные истребители "Райан" XF2R-1 и истребители-штурмовики "Консолидейтед Вулти" XP-81. Позднее на базе газогенератора T-31 был спроектирован турбореактивный двигатель J-35 тягой 1800 кгс, устанавливавшийся на истребителях "Рипаблик" P-84 и бомбардировщиках "Нортроп" YB-49. Любопытно, что первым "движением души" конструкторов из "Рипаблик" была попытка оснастить реактивным двигателем милый их сердцу P-47 "Тандерболт". Таким же способом советский конструктор М.В. Гудков намеревался повысить боевые возможности самолета ЛаГГ-3, а А.С. Яковлев - истребителя Як-3. Получилось только у Яковлева, который довел до серийного производства реактивный Як-15. Американские же конструкторы после шестимесячных прикидок отказались от идеи и спроектировали "с чистого листа" истребитель XP-84 "Тандерджет". Самолет совершил первый полет в феврале 1946 г. Он стал одним из самых массовых реактивных истребителей и истребителей-бомбардировщиков первого поколения; к моменту завершения производства в 1953 г. было построено 4457 машин! Помимо США, "Тандерджеты" поступили на вооружение ВВС Франции, Италии, Голландии, Бельгии, Дании, Норвегии, Турции, Португалии, Югославии и гоминьдановского Китая. В 1947 г. серийное производство двигателя J-35 было передано фирме "Аллисон", которая сумела довести его тягу до 2540 кгс (с впрыском воды, модификация J-35A-29). Заметим, что при приблизительно одинаковой тяге двигателя J-33 и J-35 имели существенно отличающиеся габариты: максимальный диаметр последнего был примерно на 300 мм меньше, а длина - на метр больше (без форсажной камеры).

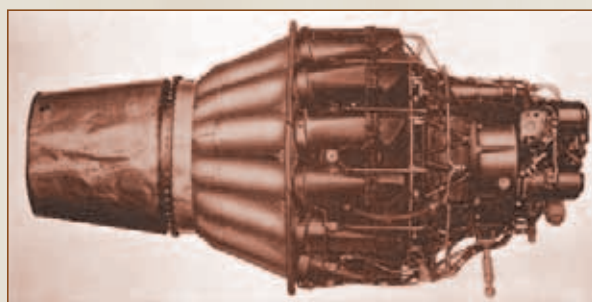
В дальнейшем компания "Дженерал Электрик" сосредоточилась на создании усовершенствованного двигателя, получившего название J-47 (фирменное обозначение - TG-190). Этот двигатель с 12-ступенчатым осевым компрессором, трубчатой камерой сгорания и одноступенчатой турбиной стал родоначальником целого семейства и имел самый громкий успех в авиации США в конце сороковых - начале пятидесятых годов прошлого столетия. Двигателями именно этого семейства оснащались истребители "Норт Америкэн" F-86 "Сейбр", с которыми в небе Кореи пришлось столкнуться советским МиГ-15. Напомним, что на последних стоял двигатель РД-45 - советский вариант английского "Нина", который был дальним родственником уиттловского ГТД.

Истребитель F-86A с нормальной взлетной массой 6250 кг оснащался двигателем J-47GE-3-9 тягой 2360 кгс; по разгонным характеристикам и скороподъемности он не имел преимуществ перед "Мигом". Американцы отреагировали на этот неприятный для них факт с похвальной быстротой: сначала на J-47GE-13 они внедрили впрыск воды (тяга возросла до 2720 кгс), а в ответ на применение на "МиГах" более мощных двигателей РД-45Ф и ВК-1 установили на "Сейбры" двигатели J-47GE-17 с форсажными камерами (тяга 3340 кгс). Нашим ответом могли бы стать истребители МиГ-17 с ВК-1Ф, но такие машины в Корею не применялись.

В 1950 г. для оснащения очередной модификации F-86N специалистами "Дженерал Электрик" был разработан двигатель J-73GE-3 тягой 4200 кгс на форсаже. Степень повышения давления в компрессоре довели до 7,7 (у J-47 всего 5), двигатель оснащался высокоэффективной двухступенчатой турбиной и трубчато-кольцевой камерой сгорания. Итогом девятилетнего совершенствования конструкции ГТД разработчиками "Дженерал Электрик" можно считать следующие результаты: увеличение тяги приблизительно в 7 раз (с 590 кгс у I-A до 4200 кгс у J-73GE-3),



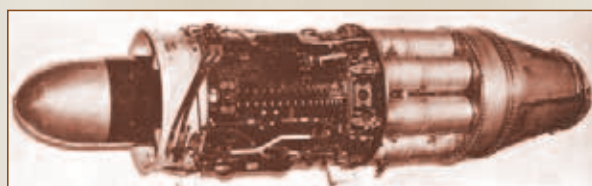
Истребитель "Локхид" P-80A "Шутинг Стар" с двигателем J-33



"Аллисон" J-33



Истребитель "Норт Америкэн" F-86A "Сейбр" с двигателем J-47



"Дженерал Электрик" J-47

Бомбардировщик "Боинг" B-47A "Стратоджет" с шестью двигателями J-47



снижение удельного расхода топлива с 1,25 до 0,88 кг/кгс·ч, повышение удельной тяги с 1,6 до 2,5 кгс/кг.

Компания "Вестингауз Электрик" начала свои работы в области ГТД с создания по заданию авиации ВМС малогабаритного двигателя-ускорителя X-19A с шестиступенчатым осевым компрессором и одноступенчатой турбиной. Он поступил на стендовые испытания в марте 1943 г. и развил тягу 620 кгс. В дальнейшем на базе этого двигателя был создан первый серийный ГТД компании, получивший официальное обозначение J-30WE-20 тягой 730 кгс, применявшийся на первом в мире палубном реактивном истребителе "Мак-Доннел" FH-1 "Фантом". В отличие от более позднего тезки, ставшего чрезвычайно популярным в шестидесятых-семидесятых годах прошлого столетия, первый "Фантом" не порадовал воображение: его максимальная скорость составляла только 810 км/ч. Всего было построено 60 машин, вскоре уступивших место на палубах авианосцев более совершенным самолетам.

Следующий ГТД компании "Вестингауз Электрик" J-34WE-30 (фирменное обозначение 24C-4) тягой 1360 кгс (на форсаже - 1800 кгс) также предназначался для палубных истребителей "Чанс Воут" F6U "Пират" и "Мак-Доннел" F2H "Баньши". Последние оказались довольно удачными, выпускались в значительных количествах (свыше 500 машин), применялись в качестве всепогодных и ночных истребителей-перехватчиков. Двигатель J-34WE-30 имел 11-ступенчатый осевой компрессор и 2-ступенчатую турбину, его сухая масса составляла 545 кг, а удельный расход топлива - 1,07 кг/кгс·ч.

Попытка создания еще более мощного ГТД компании не удалась: только первые 60 серийных истребителей "Мак-Доннел" F3H "Демон" оснащались вестингаузовским J-40WE-8 тягой 3400 кгс. На всех последующих машинах устанавливались двигатели J-71A-2, выпускавшиеся на заводах компании "Аллисон". Череда летних происшествий с "Демоном" вызвала сокращение объема заказов вдвое, эта машина продемонстрировала поистине "демонический" характер и стала причиной гибели нескольких десятков летчиков. Не спас репутации "Вестингауз Электрик" и двигатель J-46, представлявший собой форсированный вариант J-34. Палубный истребитель "Чанс Воут" F7U "Катлес", на котором он устанавливался, имел необычную схему - летающее крыло, что предопределило не только высокую максимальную скорость, но и возникновение целого вороха проблем с устойчивостью и управляемостью машины, особенно на взлетно-посадочных режимах. Неудача самолета обусловила падение интереса и к двигателю.

Компания "Аллисон" включилась в разработку и производство авиационных ГТД относительно поздно - в 1944 г. Как отмечено выше, первое время на ее предприятиях внедрялись конструкции, разработанные инженерами "Дженерал Электрик" - J-31 и J-33. В мае 1946 г. на испытания вышел J-33A-17 - первый двигатель, в который внесли конструктивные новшества специалисты "Аллисон". Вскоре тяга двигателя была увеличена до 1800 кгс, он нашел применение на поздних вариантах истребителя P-80 "Шутинг Стар". С осени 1946 г. на заводах "Аллисон" был налажен выпуск еще одного экс-дженерал-электриковского ГТД J-35. Такими двигателями оснащались массовые истребители "Рипоблик" F-84 "Тандерджет" и "Нортроп" F-89A "Скорпион". Степень повышения давления в 11-ступенчатом осевом компрессоре J-35 составляла около 5, а расход воздуха - 38,6 кг/с.

В ходе совершенствования J-35 тягу удалось повысить на 10 %, но для конца сороковых годов этого было уже недостаточно. Конструкторы "Аллисон" сделали радикальный шаг: в новом двигателе они применили осевой 16-ступенчатый компрессор, трубчато-кольцевую камеру сгорания и 3-ступенчатую турбину. Тяга двигателя J-71 увеличилась до 4400 кгс (у варианта J-71A-7 - 6350 кгс на форсаже). Первым самолетом, на котором установили два J-71A-3, стал "Нортроп" F-89E "Скорпион". Он представлял собой довольно большой по тому времени двухместный всепогодный истребитель - носитель вначале неуправляемых, а затем и управляемых ракет "Хьюз" GAR-1 "Фалкон" класса "воздух-воздух". Аналогом "Скорпиона" вполне можно считать отечественный Як-25. Для обеспечения большой продолжительности патрулирования

взлетную массу F-89E довели почти до 15 т, поэтому суммарной тяги двух довольно мощных по тем временам двигателей едва хватало для разгона машины до скорости 950 км/ч. По удельным характеристикам J-71 вышел на вполне приличный уровень: его удельная тяга приблизилась к 2,4 кгс/кг, а удельный расход на бесфорсажном крейсерском режиме был уменьшен до 0,8 кг/кгс·ч.

Последней из крупных двигателестроительных фирм США в "газотурбинную гонку" включилась "Пратт энд Уитни". Вильям Бранун, ведущий инженер компании, вспоминал:

"На следующий день после окончания Второй мировой войны правительство США объявило о радикальном сокращении закупок военной техники, в том числе и авиационной. "Пратт энд Уитни", построившая за годы войны свыше 363 тысяч моторов для боевых и транспортных самолетов, разом лишилась контрактов общей стоимостью \$414 млн. Сохраненного объема финансирования (\$3 млн) фирме едва хватало на 10 дней работы в прежнем темпе реализации военной программы. В результате только на заводах в штате Коннектикут количество занятых пришлось сократить с 40 до 6 тыс. человек. Вновь, как и 20 лет назад, "Пратт энд Уитни" оказалась перед лицом жесточайшего кризиса, и руководству компании пришлось начинать с чистого листа.

Пришлось искать ответы на ряд фундаментальных вопросов. Имеют ли будущее поршневые авиационные двигатели? Будут ли они продаваться, или их дальнейшее производство станет убыточным для компании? Как войти в газотурбинный бизнес? Как преодолеть многолетнее отставание в этой области по сравнению с американскими и английскими конкурентами?

Следует отметить, что в момент окончания войны "Пратт энд Уитни" не располагала ни знаниями, ни опытом в области создания ГТД. Правительство США, руководствуясь идеями минимизации расходов и сохранения в тайне новых технологий, финансировало работы по ГТД лишь в тех компаниях, которые имели опыт разработки паровых турбин. Главным конкурентом являлась, естественно, компания "Дженерал Электрик", первой в США приступившая к практическому созданию авиационного ГТД на основе полученного из Великобритании двигателя Уиттла.

Решением высшего руководства "Пратт энд Уитни" на разработку собственного варианта ГТД было отведено всего 5 лет. Таким образом, летом 1950 г. компания должна была выйти на рынок с оригинальным и конкурентоспособным "газотурбинником". Параллельно было решено продолжить создание семейства поршневых двигателей, добиваясь, чтобы в течение пяти лет все моторы "военного поколения" устарели и потребовали замены двигателями этого семейства.

При разработке опытного образца ГТД были заложены весьма высокие требования: по сравнению с конкурирующими конструкциями он должен был обладать вдвое более высокой степенью сжатия в компрессоре, иметь тягу более 3300 кгс, а его удельный расход топлива должен был составлять всего 80 % от расхода двигателей-конкурентов. Специалисты из ВМС сочли программу чересчур амбициозной, но представители ВВС заинтересовались, и к концу 1947 г. военно-воздушное министерство обязалось финансировать 50 % расходов на создание нового ГТД".

Неожиданным подарком судьбы для компании оказалось принятое во второй половине 1946 г. решение ВМС об освоении производства на заводах в США английского двигателя "Нин" фирмы "Роллс-Ройс", предназначенного для ранних модификаций реактивного истребителя "Грумман" F9F "Пантера". Двигатель "Нин" в то время слыл самым мощным в мире (тяга 2270 кгс), обладал высокой надежностью и считался весьма совершенным в конструктивном отношении.


Впрочем, получив чертежи и начав осваивать технологию производства английской новинки, американские специалисты столкнулись с рядом неожиданностей (с аналогичными трудностями столкнулись советские конструкторы и инженеры ОКБ-45 и завода № 45). Все размеры на английских чертежах были в дюймах (американские моторостроители уже тогда пользовались метрическими мерами), довольно часто в чертежах указывалось: подобрать по

размеру, притереть и т.п. Американцы, наладившие массовое производство двигателей, уже забыли о таких методах обеспечения работоспособности машин. Вскоре выяснился и другой неприятный факт: ни один из пятидесяти полученных из Англии "Нинов" не смог развить тяги, гарантированной "Роллс-Ройс". Не укладывался в норму и расход топлива. Командование ВМС потребовало от "Пратт энд Уитни" при освоении доработать ТРД, гарантированно обеспечить паспортные данные и усовершенствовать его конструкцию: ввести дополнительные системы контроля и диагностики, автоматизировать запуск, предусмотреть кратковременное повышение тяги до 2500 кгс на "военном режиме". Американцы внедрили некоторые новые материалы (в частности, магниевые сплавы вместо алюминиевых) и, войдя в раж доработок, даже изменили направление вращения ротора на противоположное.

В марте 1948 г. на стенде заработал первый предсерийный J-42 - такое обозначение получил доработанный "Нин". Впрочем, на фирме его предпочитали называть JT-6 "Турбо-Уосп". Головной серийный ТРД с ресурсом 150 ч был собран в октябре 1948 г. Заметим, что в Советском Союзе двигатель РД-45 прошел государственные испытания в августе 1948 г., а в серию был запущен практически одновременно с американским J-42.

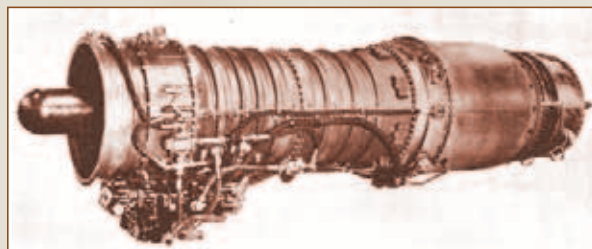
Очень быстро и в США, и в СССР на базе "Нина" были созданы заметно усовершенствованные двигатели с центробежными компрессорами. Следует отметить, что американцы, сохранившие тесные связи с британскими союзниками, первое время предпочитали работать рука об руку с английской фирмой "Роллс-Ройс". Результатом стало появление двигателя, получившего в Англии наименование "Тэй", а в США - J-48. В ноябре 1949 г. "Пратт энд Уитни" начала производство J-48, продемонстрировавшего на испытаниях бесфорсажную тягу 2840 кгс. Он устанавливался на палубные истребители "Грумман" F9F-2 "Пантера". Оснащенный форсажной камерой J-48P-8 тягой 3900 кгс применялся на всепогодных истребителях-перехватчиках "Локхид" F-94C "Старфайр". Советским ответом стал ВК-1Ф тягой 3380 кгс на форсаже, впрочем, он был запущен в серию только в 1951 г.

Параллельно с созданием все более мощных вариантов J-48 компания "Пратт энд Уитни" вела конструкторские работы по созданию двигателей с осевым компрессором. В конце 1949 г. был готов прототип, названный JT-3, а в следующем году, как это и планировалось руководством компании пять лет назад, на свет появился J-57. В 1952 г. "Пратт энд Уитни" начала его серийное производство. Этот двигатель первоначально обладал тягой 4100 кгс и являлся первым в мире одноконтурным двухвальным ГТД (каждый из каскадов компрессора был восьмиступенчатым; камера сгорания - трубчато-кольцевая, турбина первого каскада - двухступенчатая, а второго - одноступенчатая). J-57 оказался первым ГТД, созданным специалистами "Пратт энд Уитни" без "английского влияния". Как по абсолютным (форсажная тяга J-57P-7 составляла 6500 кгс), так и по удельным параметрам (удельная тяга 2,5 кгс/кг, удельный расход топлива 0,8 кг/кгс·ч), этот двигатель в начале пятидесятых годов с полным основанием мог быть причислен к лучшим в мире.

Двигателю J-57 была суждена долгая жизнь: именно им оснащались бомбардировщики "Боинг" B-52, пассажирские самолеты B-707 и DC-8, стратегические заправщики KC-135. Кроме того, он применялся на истребителях "Норт-Американ" F-100 "Супер Сейбр", "Конвэр" F-102 "Дельта Дэггер" и самолетах-разведчиках U-2. Заметим, что два указанных истребителя - это первые американские серийные сверхзвуковые машины, восьмидвигательный B-52 - один из самых тяжелых самолетов того времени, разведчик U-2 характеризовался исключительно большой крейсерской высотой полета (свыше 22 000 м), а для пассажирских "Боингов" и "Дугласов" определяющими критериями были высокая надежность и экономичность. Как видно, двигатель J-57 объединил в себе весьма многогранные достоинства, став убедительным свидетельством тому, что в начале пятидесятых годов американское авиационное газотурбостроение вышло из детского возраста. Тягаться с ним конструкторам других стран становилось все труднее и труднее... 



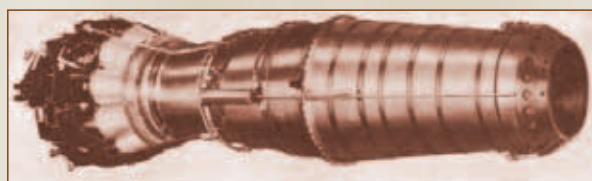
Истребитель "Мак-Доннел" F2H "Баньши" с двумя двигателями J-34



"Вестингауз Электрик" J-34



Истребитель "Грумман" F9F "Пантера" с двигателем J-42



"Пратт энд Уитни" J-48

Истребитель "Нортроп" F-89E "Скорпион" с двумя двигателями J-71



ПЯТЬ ДЕСЯТИЛЕТИЙ ПАВЛА СОЛОВЬЕВА

Александр Николаев

Как правило, с именем главного конструктора авиационных двигателей связывают две-три по-настоящему удачные серийные машины. П.А. Соловьев заметно превысил этот среднестатистический показатель – ведь только в должности руководителя ОКБ-19/Пермского МКБ он проработал 36 лет! В его активе мощнейшие вертолетные ТВД, двигатели для "рабочих лошадок" ГВФ – Ту-134, Ил-76, Ил-62М, Ту-154М, первый отечественный двухконтурный ТРД, предназначенный для истребителя...

Пятьдесят лет проработал Соловьев на конструкторских должностях. Пятьдесят лет назад, в марте 1953 г., он был назначен главным конструктором ОКБ-19. Полвека – немалый срок для человека. Для талантливой человека, ставшего руководителем крупного коллектива, такой временной интервал позволяет реализовать многие из самых дерзких идей.

Становление

Павел Александрович Соловьев появился в пермском ОКБ-19, возглавляемом Аркадием Дмитриевичем Швецовым, сразу после окончания Рыбинского авиационного института в 1939 г. От предложения работать инженером-испытателем на стенде он решительно отказался и был назначен в бригаду приводных центробежных нагнетателей (ПЦН), которой руководил Н.Н. Манюров. Летом 1939 г. ОКБ-19 переживало далеко не лучшие времена. Спроектированные и поставленные им в серийное производство однорядные звездообразные моторы воздушного охлаждения М-62 и М-63 уже не соответствовали требованиям, предъявляемым к силовым установкам истребителей и бомбардировщиков новых типов. Двигатель М-63 вскоре был снят с производства из-за недостаточной надежности. Не удалась Швецову и его первая "двойная звезда" – М-81.

В обстановке приближавшейся войны встал вопрос о переориентации завода № 19 на изготовление V-образных моторов жидкостного охлаждения семейства М-105. Положение спас первый секретарь Пермского обкома ВКП(б) Н.И. Гусаров, доложивший Сталину о том, что у Швецова на выходе был еще один многообещающий "движок" – М-82. Кроме того, Гусаров напомнил кое-кому в наркомате авиапромышленности, что для освоения М-105 пришлось бы радикально изменить станочный парк завода № 19, специально подобранный для изготовления звездообразных двигателей.

В мае 1941 г. прошедший госиспытания мотор М-82 был запущен в серийное производство на заводе № 19, однако ситуа-

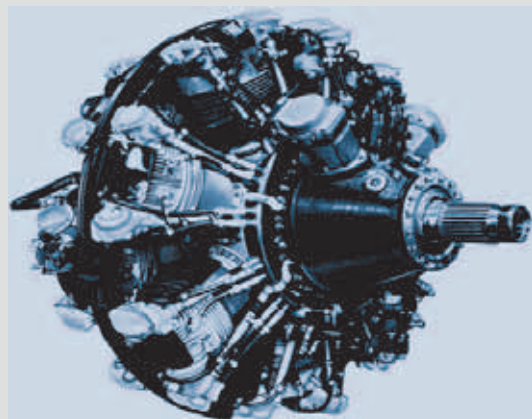
ция с ним складывалась парадоксальная: практически отсутствовали не только "в металле", но даже и в проектах самолеты с этим двигателем! Срочно было выдано "командирское решение": всем самолетостроительным ОКБ в кратчайший срок спроектировать модификации машин с М-82. И тут же на завод посыпались запросы: основные габариты двигателя, посадочные места, моторы для примерки потребовались Микояну, Лавочкину, Гудкову, Туполеву, Сухому и другим главным конструкторам. Уже после начала войны, трудной осенью и в начале зимы 1941 г. в небо поднялись МиГ-9 (первый с таким названием), Як-7 М-82, Су-2 М-82 и Ту-2 с двумя М-82. До этого двигатель на самолете опробован не был (только в высотной камере ЦИАМа), поэтому неудивительно, что наружу вылезли кое-какие проблемы, оставшиеся до поры в тени. Одной из таких проблем оказалась неудовлетворительная работа мотора выше первой границы высотности, что связывали, в первую очередь, с неудачной конструкцией приводного центробежного нагнетателя, карбюратора, а также системы зажигания.

В результате большой доводочной работы М-82 понемногу избавлялся от "детских болезней". В день пятидесятилетия А.Д. Швецову (это было в январе 1942 г.) присвоили звание Героя Социалистического Труда. В июле на фронт вылетели первые истребители Ла-5, ставшие основными "потребителями" швецовских двигателей, а годом позже за успешное выполнение производственной программы завод № 19 им. Свердлова наградили орденом Ленина. В числе других правительственную награду (медаль "За трудовую доблесть") – первую в своей жизни – получил и молодой конструктор Павел Соловьев, внесший свой вклад в доводку ПЦН.



Истребители Ла-5 на фронтовом аэродроме

Мотор М-82



Тогда же он стал руководителем бригады, занимавшейся разработкой нового мотора М-84. "Изыюминкой" двигателя должен был стать приводной нагнетатель, обеспечивавший плавное увеличение скорости вращения крыльчатки в диапазоне высот от первой до второй границы высотности. Таким образом, мощность двигателя в этом диапазоне высот, очень важном для военного самолета, поддерживалась бы приблизительно постоянной. Но ориентация на такую "механическую" схему с переменным коэффициентом трения лишила такой ПЦН перспективы, а переход на гидравлическую передачу запоздал. При испытаниях двигателей происходили поломки, а иногда и аварии. Павел Александрович, улыбаясь, вспоминал об обстоятельствах некоторых ЧП: *"Бывало, так рванет, что ничего не оставалось. Дым, огонь, куски за забором... Швецов меня так учил докладывать: "Провели комплекс работ, сняли такие-то характеристики. Правда, потом возникли небольшие проблемы, сейчас разбираемся, утром доложу..." Утром он приходит - ни двигателя нет, ни самого стенда, но это уже утром"*.

Гораздо более удачным решением оказалось применение турбокомпрессоров (ТК) для наддува, ведь они имели только газодинамическую связь с двигателем. Следующей "темой" для Соловьева стала система наддува 18-цилиндрового звездообразного мотора АШ-73ТК с турбокомпрессором ТК-19. Такими двигателями оснащались бомбардировщик Ту-4, первый отечественный самолет-носитель ядерного оружия. В период проведения госиспытаний АШ-73ТК, продемонстрировавшего максимальную мощность 2400 л.с. на высоте 10 500 м, Швецов ушел в отпуск и "потренировал" Соловьева в роли руководителя, ответственного за все.

Следует отметить, что Аркадий Дмитриевич "до последнего" предпочитал заниматься поршневой тематикой и фактически игнорировал появление турбореактивных двигателей. В конце сороковых годов, когда все другие авиамоторные ОКБ занимались созданием собственных ТРД, конструкторский коллектив Швецова продолжал доводку "транспортного" варианта АШ-82Т, вертолетного АШ-82В и проектировал мощнейшую четырехрядную "звезду" АШ-2К для стратегического бомбардировщика Ту-85. Кстати, именно швецовские двигатели АШ-62ИР и АШ-82Т оказались настоящими долгожителями в ряду отечественных поршневых моторов. Вместе с тем, опасения Соловьева, назначенного в 1949 г. первым заместителем Швецова и считавшего недопустимой "однобокость" в характере деятельности ОКБ, становились все сильнее.

Во главе ОКБ

В марте 1953 г., на две недели пережив И.В. Сталина, скончался А.Д. Швецов. Перед П.А. Соловьевым, назначенным на должность главного конструктора ОКБ-19, встала серьезнейшая проблема, связанная с выбором направления дальнейшего дви-

жения. В принципе, еще в 1952 г. завод, а вместе с ним и ОКБ стали "втягиваться" в реактивную тематику. На первых порах это было связано с разработкой редуктора и трансмиссии для двух вариантов двигателя ТВ-2Ф, который был спроектирован в кузнецовском ОКБ. Модификация ТВ-2М предназначалась для пикирующего бомбардировщика Ту-91, получившего за оригинальный внешний вид прозвище "бычок", а спарка двух двигателей ТВ-2ВМ с редуктором Р-6 была необходима для тяжелого вертолета Ми-6. Параллельно велось сопровождение серийного производства и эксплуатации поршневых моторов. Но Соловьев отчетливо понимал: для "сохранения лица" ОКБ должно в кратчайшие сроки не только догнать другие конструкторские коллективы, включившиеся в "реактивную гонку" еще во второй половине сороковых годов, но и в чем-то обойти их.

Контакты с Микулиным, Климовым, Люлькой и Кузнецовым привели Соловьева к неутешительному выводу: в области "обычных" турбореактивных двигателей его ОКБ "ничего не светило" - слишком велик был отрыв как в отношении опыта проектирования, так и в области доводки и испытаний ТРД. Нужно было браться сразу за создание двигателя необычного, и в случае успеха потенциальные конкуренты лишались бы значительной части уже накопленной ими "реактивной форы".

Впрочем, понимание этого пришло не сразу. Для начала руководство ОКБ-19 решило попробовать себя в области сверхмощных турбовинтовых двигателей: в то время из-за катастрофы первого опытного Ту-95 на какое-то время ослабли позиции кузнецовского ОКБ. Проект альтернативного ТВД мощностью 12 500 л.с., как это тогда практиковалось, получил номер конструкторского коллектива - Д-19. Впрочем, он так и остался на бумаге. Конструкторы из Куйбышева быстро реабилитировались, создав знаменитый НК-12, с которым и сегодня летают огромные ракетоносцы Ту-95МС.

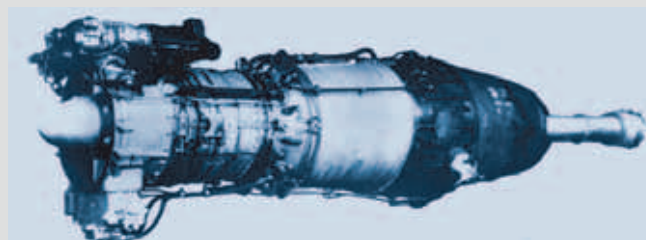
Поистине спасительной идеей для руководства ОКБ-19 стала схема двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД), на которую еще до войны получил авторское свидетельство А.М. Люлька. Впрочем, спустя 15 лет Люлька относился к собственной идее скептически и в разговоре с Соловьевым даже высказался в стиле известного литературного героя: *"Не мучь себя, Павло. Я этот двигатель породил, я его и убью"*. Вероятно, он внимательно изучил отчеты ЦИАМа, в которых анализировались достоинства и недостатки двухконтурной схемы, и вполне согласился с их, в целом, негативными выводами. Главным аргументом критики была необходимость обеспечения в ТРДД очень высокой по тем временам температуры газа (T_3) перед турбиной - иначе он попросту не имел преимуществ перед одноконтурными ТРД. Типичные значения T_3 для двигателей, разработанных в нашей стране в середине пятидесятых годов, лежали в диапазоне от 1150 до 1250К.



Главный конструктор П.А. Соловьев



Тяжелый транспортный вертолет Ми-6 с двигателями Д-25В



Турбовальный двигатель Д-25В

Приступая к созданию ТРДД в 1955 г., Соловьев решительно пошел на повышение T_r до уровня 1330...1350К. Очевидно, что такое техническое решение должно было подкрепляться новыми жаропрочными материалами и соответствующими технологиями. Но Соловьев уже нашел потребителя для своего двухконтурного двигателя, и одна его фамилия - Туполев - порождала уверенность в том, что металлурги создадут сплав с нужными свойствами.

Главной бедой бомбардировщиков в середине пятидесятых годов являлась малая дальность полета из-за огромного удельного расхода топлива, характерного для ТРД. Применение же более экономичного турбовинтового двигателя ограничивало максимальную скорость величиной 850...900 км/ч, что также не устраивало военных. Двухконтурный двигатель обещал обеспечить существенно меньший удельный расход топлива, не ограничивая скорость боевой машины, что и прельстило метра отечественного самолетостроения. Очередной самолет А.Н. Туполев решил оснастить еще не существовавшими в металле двигателями П.А. Соловьева. Бомбардировщик с двумя ТРДД Д-20 (первоначально - с двумя ТРДФ АМ-11, от которых отказались именно из-за недостаточной экономичности), получивший номер "100", должен был входить в состав авиационной системы, в которой он выступал бы в роли "полезной нагрузки" для огромного самолета-носителя, оснащенного турбовинтовыми двигателями. Не долетая до цели 1000...1500 км, "сотка" должна была отцепиться от носителя, набрать сверхзвуковую скорость, а затем нанести удар с применением

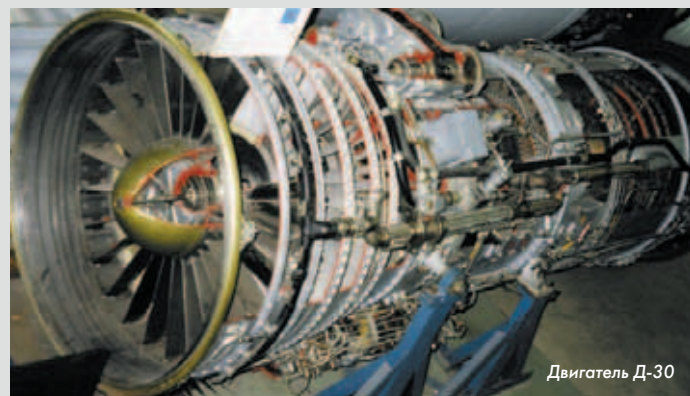
четырёх самолетов Ту-110, прежде летавший с люльковскими ТРД АЛ-7П. Результат оснащения машины двухконтурными двигателями оказался положительным, поэтому вскоре и другие три машины получили Д-20П и стали называться Ту-110Б. ОКБ А.Н. Туполева предложило следующую модификацию самолета Ту-110Д с четырьмя двигателями Д-20П в хвостовой части (как на Ил-62), но она осталась нереализованной.

По заданию самолет Ту-124 должен был иметь дальность полета 1350...1500 км при коммерческой нагрузке 5000 кг и крейсерской скорости 750...900 км/ч. В случае отказа одного из двигателей самолет мог продолжить взлет и набрать высоту до 5000 м. 24 марта 1960 г. первый опытный Ту-124 впервые поднялся в воздух, а с октября 1962 г. началась регулярная эксплуатация серийных лайнеров на линиях "Аэрофлота". Выпуск двигателей Д-20П был освоен заводом № 19 (впоследствии Пермский моторный завод) в 1959 г., они производились вплоть до 1977 г. Всего было построено более 700 двигателей указанного типа.

В 1963 г. в ОКБ под руководством П.А. Соловьева была закончена доводка двигателя Д-20П-125 с взлетной тягой, доведенной до 5800 кгс, и уменьшенным удельным расходом топлива. Он предназначался для более совершенного самолета Ту-124Б, который, однако, был построен только в трех экземплярах. Дело в том, что в туполевском ОКБ параллельно разрабатывался альтернативный вариант машины, получившей в серии наименование Ту-134. Именно этот самолет и был запущен в крупную серию.



Пассажирский самолет Ту-134



Двигатель Д-30

ем ядерной авиабомбы. Обратный бомбардировщик должен был возвращаться самостоятельно, но большую часть времени лететь на дозвуковом режиме с относительно небольшим километровым расходом топлива. Расчеты свидетельствовали, что только такая - составная авиационная система в конце пятидесятых годов могла поражать противника на заокеанских территориях, так как обычный бомбардировщик не обладал необходимой дальностью.

Но, увы, вскоре после начала работы последовали известные хрущевские сокращения программ создания пилотируемых военных самолетов - деньги ведь требовались и ракетчикам. К счастью, многоопытный Туполев прекрасно умел превращать поражения в победы: вместо бомбардировщика он "пробил" в Совмине задание на средний магистральный пассажирский самолет - этакий уменьшенный Ту-104, оснащенный все теми же "двухконтурниками" Соловьева. 18 июля 1958 г. вышло постановление Совета Министров СССР о разработке сорокаместного Ту-124 с двигателями Д-20П.

Конструктивно Д-20П состоял из трехступенчатого вентилятора и восьмиступенчатого осевого компрессора, трубчатой кольцевой камеры сгорания с двенадцатью жаровыми трубами, одноступенчатой турбины компрессора и двухступенчатой турбины вентилятора, а также сопла с раздельными потоками газа из контуров. При взлетной тяге 5400 кгс удельный расход составлял 0,72 кг/кгс·ч; на крейсерском режиме (высота 11 000 м, скорость 950 км/ч) двигатель развивал тягу 1100 кгс при удельном расходе 0,88 кг/кгс·ч.

Для отработки нового двигателя в условиях летной эксплуатации постановление предписывало переоборудовать один из

В 1962-1965 гг. Харьковский авиационный завод выпустил 165 самолетов Ту-124 всех модификаций. Часть из них была закуплена авиационными компаниями и военно-воздушными силами Индии, ГДР, Ирака и ЧССР. Ограниченная продолжительность выпуска Ту-124 была обусловлена следующими причинами: недостаточной емкостью салона (низкая экономичность) и неудовлетворительными аэродинамическими характеристиками самолета, особенно на взлетно-посадочных режимах. Так, 8 марта 1965 г. произошла первая катастрофа этой машины (борт. № 45028). При взлете с аэродрома Кураноч летчик не справился с управлением, перевел машину в крутой набор высоты с прогрессирующим кабрированием и сваливанием на крыло. Погибли 22 пассажира и 9 членов экипажа. На протяжении всего периода эксплуатации двигатели по крупному подвели Ту-124 всего дважды. 9 июля 1973 г. на самолете борт. № 45062 на высоте 6600 м разрушилась камера сгорания. Обломки угодили в фюзеляж и убили двух пассажиров, но командир корабля сумел спасти машину, включив систему пожаротушения и перекрыл топливный кран. Самолет аварийно приземлился в аэропорту Куйбышева.

12 декабря того же года из-за разрушения лопатки первой ступени компрессора Д-20П произошла еще одна катастрофа (самолет Ту-124 борт. № 45044). Однако совместное решение миавиапрома и МГА о прекращении эксплуатации Ту-124, принятое в декабре 1979 г., не было связано с качествами двигателей: неудовлетворительным признали аэродинамические свойства машины на взлетно-посадочных режимах. В целом, можно утверждать, что "первенец" у Соловьева оказался довольно удачным.

31 августа 1956 г. вышло постановление Совмина СССР о разработке в ОКБ-256 П.В. Цыбина самолета РСР с двумя двигателями Д-21 (вариант двигателя Д-20 с форсажной камерой) тягой 4750 кгс на максимальном бесфорсажном режиме. РСР должен был стать первым в мире боевым самолетом со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета. Потрясали воображение расчетные данные: статический потолок - 27 км, дальность - 3760 км при полете со скоростью, соответствующей числу $M=2,65$. Очевидно, что разработчики самолета и двигателя непременно должны были столкнуться с целым ворохом проблем, связанных с недостаточной изученностью высокоскоростного полета на больших высотах. Так и случилось: проект РСР многократно корректировался, постройка самолета затягивалась, а двигатель Д-21 так никогда и не поднялся в небо.

Зато другой вариант "конверсии" Д-20, на этот раз в турбовальный двигатель, предназначенный для оснащения вертолетов Ми-6 и Ми-10, оказался очень удачным, и ему была суждена долгая жизнь. Газогенератор "двадцатки" подвергся небольшим изменениям: компрессор дополнили еще одной, девятой ступенью. Вентилятор ликвидировали совсем, а "освободившуюся" двухступенчатую турбину наружного контура впервые в практике авиационного двигателестроения связали с винтом через редуктор. Тем самым удалось изящно решить проблему постепенной раскрутки тяжелого вертолетного ротора без применения всяческих муфт: ведь эта турбина имела только газодинамическую связь с

тора и ротора). И неудивительно: ведь максимальную температуру газов перед турбиной на взлетном режиме довели до 1347К, а на Д-30 второй серии - до 1357К. Начиная со второй серии двигатели оснащались устройством реверса. Взлетная тяга "тридцатки" составляла 6800...6930 кгс, а крейсерская - 1600 кгс при удельном расходе топлива 0,786 кг/кгс-ч.

Ближнемагистральный пассажирский самолет Ту-134 с двумя двигателями Д-30 выпускался в четырех основных модификациях вплоть до 1984 г. Пермский моторный завод изготовил свыше 2500 двигателей Д-30 трех серий. На протяжении первых четырех лет эксплуатации Ту-134 двигатели ни разу не стали причиной тяжелого летного происшествия. Только в июне 1973 г. при взлете с иорданского аэропорта Амман самолет армянского Управления гражданской авиации потерпел катастрофу из-за отказа двигателя. Машину не удалось удержать на полосе, она врезалась в дом и частично разрушилась; погибли семь из семидесяти шести человек, находившихся на борту. Следующий серьезный "эксцесс" с силовой установкой Ту-134 произошел спустя 11 лет. При взлете машины борт. № 65084 из аэропорта Талаги (Архангельск) один двигатель заклинил, но командир воздушного судна сумел виртуозно развернуться и посадить машину. В момент касания полосы заклинил и второй двигатель! Как выяснилось, машина поднималась в небо для облета после установки Д-30, отремонтированных на заводе-изготовителе. Увы, ремонтники схалтурили и не перекрыли клапан слива масла. Через этот клапан мощные насосы



Двигатель Д-30КУ-154



Пассажирский лайнер Ту-154М

валом газогенератора. Взлетная мощность двигателя, получившего наименование Д-25В, составляла 5500 л.с. Планетарно-дифференциальный редуктор Р-7 был способен передавать рекордную по тем временам мощность 11 000 л.с. При крейсерской мощности 3100 л.с., скорости полета 250 км/ч на высоте 1000 м удельный расход топлива не превышал 0,343 кг/кгс-ч. Иными словами, семитонного взлетного запаса топлива вертолету Ми-6 было достаточно для полета на расстояние 750 км.

В варианте для вертолета-крана Ми-10К двигатель выпускался в форсированном варианте Д-25ВФ (взлетная мощность 6500 л.с.) с дополнительной десятой ступенью компрессора. Такие же двигатели входили в состав силовой установки уникального сверхтяжелого вертолета В-12. Кроме того, в ограниченном количестве были изготовлены двигатели Д-25ВК ("камовские") взлетной мощностью 7375 л.с., предназначавшиеся для винтокрылов Ка-22. Общий "тираж" двигателей Д-25В всех модификаций превысил 3000 единиц. Вплоть до 1981 г. они серийно производились на Пермском моторном заводе.

В 1966 г. в Харькове началось серийное производство одного из самых популярных советских пассажирских самолетов Ту-134, оснащенного двумя соловьевскими двигателями Д-30. По схеме новый двигатель был близок к Д-20П. Он имел четырехступенчатый (на Д-30 третьей серии - пятиступенчатый) компрессор низкого давления, десятиступенчатый компрессор высокого давления, трубчато-кольцевую камеру сгорания, двухступенчатые турбины высокого и низкого давления. Впервые на двигателе, предназначенном для гражданского самолета, были применены охлаждаемые лопатки первой ступени турбины (ста-

в течение нескольких минут выбросили весь бортовой запас масла, оставив двигатели на голодном пайке, после чего они, как и следовало ожидать, остановились.

В тот раз обошлось без жертв. Но уже через полгода, в феврале 1985 г. также из-за небрежности эксплуатационных служб произошла катастрофа Ту-134 борт. № 65910, поднявшегося в небо из минского аэропорта. В расследовании причин ЧП принимал участие и главный конструктор двигателя, выдвинувший наиболее убедительную версию, которую затем проверили экспериментально. Оказалось, что куски льда, скопившегося на фюзеляже и других элементах конструкции самолета, при взлете угодили в воздухозаборники двигателей, что привело к их последовательному отказу на малой высоте. Четвертое тяжелое летное происшествие с Ту-134, случившееся из-за отказа двигателя при вылете из нахичеваньского аэропорта, датируется декабрем 1995 г. Впрочем, на этот раз, как это нередко бывает, на фоне неисправности техники экипаж допустил ошибку - выключил исправный "движок" вместо загоревшегося.

Статистические данные свидетельствуют: на протяжении тридцатипятилетнего периода эксплуатации лишь в 10 % случаев аварии и катастрофы Ту-134 были вызваны отказами Д-30, что подтверждает их достаточно высокую надежность. Средний налет самолетов указанного типа на одну предпосылку к летному происшествию в семидесятих-восьмидесятих годах составил 10...14 тыс. часов. За создание двухконтурного двигателя Д-30 в 1966 г. П.А. Соловьеву было присвоено звание Героя Социалистического Труда. В том же году ОКБ-19 было переименовано в МКБ.



Серийное производство двигателей Д-30Ф6



Перехватчики МиГ-31 готовятся к взлету



Высотный самолет М-55 с двигателями Д-30В12

Рабочие лошадки "Аэрофлота" и ВВС

Создав удачный двухконтурный газотурбинный двигатель, конструкторы пермского МКБ сделали важный шаг, но не остановились на полпути. Впервые в отечественной практике Д-30 стал "главой" целого семейства ГТД, максимальная тяга которых различалась почти в два раза. Также впервые на основе "глубоко штатского" двигателя удалось разработать весьма специфичный "движок", предназначенный для сверхскоростного истребителя-перехватчика.

Но обо всем по порядку. Во второй половине шестидесятых годов ОКБ С.В. Ильюшина по заданию ВВС разрабатывало тяжелый военно-транспортный самолет Ил-76, способный перевозить грузы массой до 33 т (позднее - до 40 т). При максимальной расчетной взлетной массе 170 т для получения приемлемых летно-тактических данных суммарная тяга его двигателей должна была составлять 45...48 тс. Двухконтурные двигатели в классе тяги 10...11 тс в нашей стране строились в то время только по чертежам ОКБ Н.Д. Кузнецова - это были НК-8 и их модификация НК-8-4, предназначенные для дальнего магистрального лайнера Ил-62. Казалось бы, итог игры predetermined, но П.А. Соловьев пообещал С.В. Ильюшину разработать не менее мощные, но в то же время более экономичные двигатели на базе Д-30. Максимальная тяга новинки, получившей наименование Д-30КП, составила 12 тс, а удельный расход топлива на крейсерском режиме составил всего 0,7 кг/кгс·ч (у НК-8 - 0,83 кг/кгс·ч). Преимущество было достигнуто путем повышения максимальной температуры газов перед турбиной до 1427К и степени двухконтурности до 2,4 (у НК-8 - 1,250 К и 1,04, соответственно). Впрочем, в дальнейшем, на двигателях Д-30КП второй серии пришлось уменьшить T_r до 1356К для повышения надежности силовой установки.

В марте 1971 г. Ил-76 впервые поднялся в воздух, а уже в мае он отправился во Францию для участия в 29-м Международном авиационно-космическом салоне. С 1974 г. началась эксплуатация машины в частях военно-транспортной авиации ВВС. Летом 1975 г. экипажи летчиков-испытателей А.М. Тюрюмина и Я.И. Верникова установили на Ил-76 двадцать пять мировых рекордов, в том числе с полезной нагрузкой, доведенной до 70 т. С 1976 г. началась эксплуатация машины в "Аэрофлоте".

Но еще раньше ильюшинцы, убедившись в преимуществах соловьевского двигателя, заменили им (точнее, его модификацией Д-30КУ максимальной тягой 11 тс) НК-8-4 на самолетах Ил-62. Техническая дальность полета модернизированной машины, получившей обозначение Ил-62М, увеличилась примерно на 10 % (в том числе и благодаря увеличению запаса топлива на 5 т), что было весьма важно при трансокеанских полетах. Пассажирские перевозки на Ил-62М начались в январе 1974 г.

Двигатели Д-30КП и Д-30КУ весьма близки по конструкции. Они имеют трехступенчатый компрессор низкого давления, одиннадцатиступенчатый компрессор высокого давления, трубчато-

кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину низкого и четырехступенчатую турбину высокого давления. Расход воздуха на взлетном режиме - 269 кг/с при суммарной степени повышения давления 17,4...19,45.

Некоторые проблемы, выявившиеся на раннем этапе эксплуатации Ил-76, и ряд других причин привели к тому, что очередная пассажирская машина ОКБ им. С.В. Ильюшина не была оснащена соловьевским двигателем, хотя в своеобразном конкурсе пермское ОКБ участвовало. На Ил-86 были установлены двигатели НК-86 максимальной тягой 13 тс, которые по удельному расходу топлива уступали Д-30КУ и тем более предлагавшемуся Д-70 со степенью двухконтурности 4,5...5,5. Однако именно большая степень двухконтурности, а значит и большой диаметр вентилятора, сыграла негативную роль в судьбе "семидесятки": ее невозможно было смонтировать на подкрыльевых пилонах Ил-86, шасси оказалось коротковатым.

Соловьевцы "взяли реванш" сразу на двух машинах. Очередная модификация Д-30 вытеснила двигатели НК-8-2У с популярного среднемагистрального лайнера Ту-154. В июне 1985 г. экипаж В.И. Баринова выполнил первый пассажирский рейс на Ту-154М по маршруту Москва-Надым. Вариант Ту-154М с Д-30КУ-154 оказался на 15...20 % экономичнее предшественника. Ту-154 эксплуатировался в 14 странах мира (не считая бывших республик СССР), последние машины были поставлены самарским авиапредприятием в Чехию и Словакию в 1998 г. До появления Ту-204 самолет Ту-154 оставался самым рентабельным лайнером "Аэрофлота".

Что же касается надежности, то оба двигателя, кузнецовский и соловьевский, оказались на высоте: известна всего одна катастрофа Ту-154, которая непосредственно связана с отказом силовой установки. 23 декабря 1984 г. при взлете из аэропорта Красноярск разбился самолет борт. № 85338, у которого через 2 минуты после отрыва от полосы разрушилась первая ступень компрессора двигателя. И вновь в стрессовой обстановке ошибся бортинженер: вместо отказавшего он выключил совершенно исправный "движок". Увы, подавляющая часть летных происшествий в воздухе объясняется "человеческим фактором"....

Разработка модификаций Д-30КП, Д-30КУ и Д-30КУ-154 с увеличенной почти вдвое максимальной и крейсерской тягой по сравнению с базовым Д-30 была, разумеется, огромным достижением конструкторского коллектива П.А. Соловьева. Но гораздо более впечатляющую метаморфозу претерпел Д-30, когда на его базе пермское ОКБ спроектировало модификацию, предназначенную для перехватчика МиГ-25МП (в серии МиГ-31). Напомним, что "обычный" МиГ-25, поставивший немало рекордов скорости, скороподъемности и высотности, оснащался уникальным двигателем Р15Б-300, прототип которого разрабатывался для крылатой ракеты еще в конце пятидесятых годов. В то время считалось, что в условиях полета на большой высоте со скоростью, соответствовавшей $M=2,5...3$, степень повышения давле-



Двигатель ПС-90А2

Пассажирский лайнер Ту-204



Дальнемагистральный самолет Ил-96-300

ния в компрессоре целесообразно ограничить относительно небольшой величиной - порядка 5...6. Остальное сделает воздухозаборник, в котором давление повысится приблизительно в 20 раз из-за торможения воздушного потока. И действительно, для однорежимной ракеты, летящей на постоянной высоте с неизменной скоростью, конструктивно относительно простой двигатель с пятью ступенями компрессора и одноступенчатой турбиной оказался выгодным.

Иное дело - перехватчик, которому приходится действовать в широком диапазоне высот, длительно барражировать на дозвуковой скорости на угрожаемых направлениях. Здесь, помимо способности длительное время развивать огромную тягу, от двигателя требуется высокая экономичность на крейсерских режимах полета. Выбрав в качестве прототипа хорошо отработанный газогенератор Д-30, пермские конструкторы пошли на значительное повышение температуры газов T_r (до 1650К), что потребовало решительного перехода на новые материалы. Степень двухконтурности Д-30Ф6 выбрали умеренной - всего 0,5, а степень повышения давления в тринадцатиступенчатом компрессоре - 21,15. На взлетном форсированном режиме двигатель развивал тягу 15,5 тс, а без форсажа - 9,5 тс. Изготовленный в основном из титана, он оказался легче стального Р15Б-300 почти на 200 кг.

Когда в 1972 г. П.А. Соловьев обещал министру П.В. Дементьеву, что у нового варианта двигателя и серийного Д-30 будет 50 % общих деталей, он еще не знал, с какими огромными проблемами предстоит столкнуться. Достаточно указать, что температура воздуха, отбираемого от компрессора для охлаждения лопаток и дисков турбины при полете на максимальной скорости, оказалась чудовищно высока - почти 1000К! Для ее уменьшения хотя бы на сотню-полторы градусов пришлось пойти на применение специального теплообменника. Шесть раз происходили серьезные аварии с Д-30Ф6 в термобарокамере ЦИАМ, Дементьев даже как-то попенял Соловьеву: "Так ты мне весь институт разнесешь!"

И все же двигатель получился (в нем не осталось ни одного крошечного болтика, взаимозаменяемого с метизами от "обычного" Д-30), а вместе с ним получился и перехватчик МиГ-31, равно которому по боевым возможностям и сегодня, спустя двадцать лет после принятия на вооружение, в мире не создано. За создание и внедрение в серию Д-30Ф6 пермское МКБ в 1982 г. было награждено орденом Октябрьской Революции.

И все же стержневым направлением деятельности соловьевского МКБ являлось создание двигателей "сугобо гражданского" назначения. В 1981 г., получив звание генерального конструктора, П.А. Соловьев энергично занимался разработкой перспективного двигателя Д-90, предназначенного для пассажирских самолетов нового поколения Ту-204 и Ил-96. В его основу были положены две важнейшие идеи: высокая степень двухконтурности $m=4,8$, как у отвергнутого в свое время Д-70, и уже "побежден-

ная" на Д-30Ф6, казавшаяся еще недавно запредельной, максимальная температура газов $T_r=1640К$. Вновь в творческом соревновании с куйбышевцами пермское ОКБ одержало верх: по результатам испытаний руководство отрасли выбрало для установки на новые пассажирские самолеты именно Д-90 (первоначально модификация Д-90 максимальной тягой 13,3 тс предназначалась для трехдвигательного Ту-204, а Д-90А тягой 16 тс - для Ил-96-300; "обычный" трехсотпятидесятиместный Ил-96 создавался в расчете на двигатели НК-56 тягой по 18 тс). Впрочем, в 1987 г. наименование Д-90 было изменено на ПС-90А, по первым буквам имени и фамилии Соловьева, как это в свое время было принято с аббревиатурами "АМ", "ВК" и "АШ".

Вентилятор двигателя имеет одну ступень с 33 титановыми лопатками. Компрессор низкого давления у ПС-90А двухступенчатый, а высокого давления - тринадцатиступенчатый, суммарная степень повышения давления - 35,5. Компрессор имеет регулируемый входной направляющий аппарат и статор первых двух ступеней. Конструкция камеры сгорания - традиционная для МКБ: трубчато-кольцевая с 12 жаровыми трубами. Схема турбинной части идентична примененной на Д-30КУ (КП) - две ступени высокого и четыре - низкого давления. Взлетная максимальная тяга двигателя 16 тс, крейсерская - 3500 кгс при полете на высоте 11 000 м со скоростью 850 км/ч. Удельный расход топлива на крейсерском режиме 0,595 кг/кгс·ч.

Пассажирский самолет Ил-96-300 с двигателями ПС-90А выполнил первый полет в сентябре 1988 г., а в январе 1989 г. впервые поднялся в воздух Ту-204.

Государственные испытания двигателя ПС-90А были завершены в 1992 г. В 1993 г. началась эксплуатация пассажирских лайнеров Ил-96-300 авиакомпаниями, а в 1995 г. стали совершать первые рейсы и Ту-204. Однако темпы производства самолетов нового поколения, как и двигателей для них, не радовали генерального конструктора. Еще в 1989 г. он "сдал должность" Ю.Е. Решетникову, но вплоть до последних дней горячо болел за дело, которому посвятил всю свою жизнь. 13 октября 1996 г. Павел Александрович Соловьев умер от инсульта, случившегося восьмью днями раньше. **ПА**



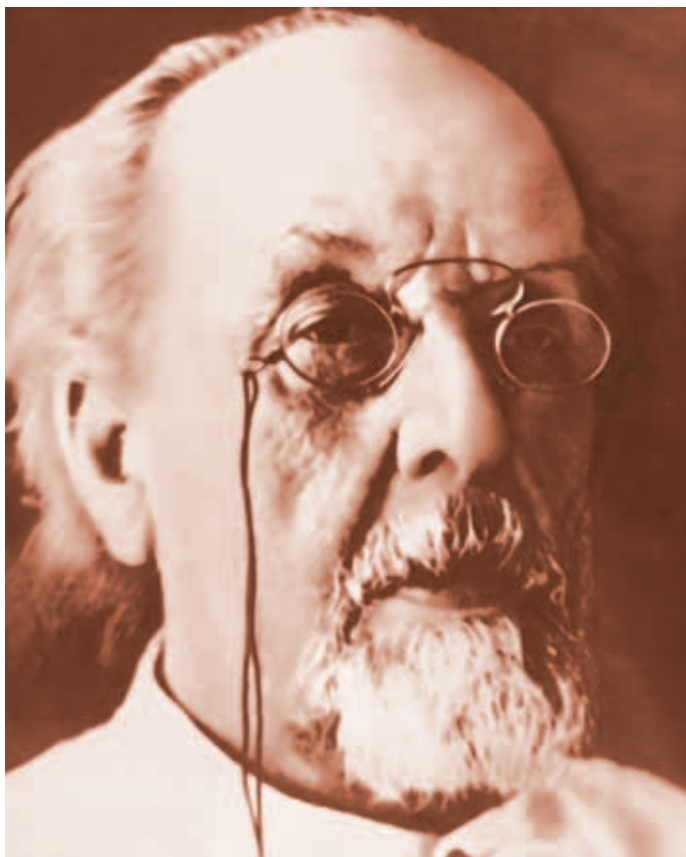
ЭВОЛЮЦИЯ ВЗГЛЯДОВ

НА ВЫБОР

НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко:
Лариса Васильева, ведущий инженер-программист
Вячеслав Рахманин, к.т.н., главный специалист НПО,
 член-корреспондент РАК им. Циолковского,
 лауреат Государственной премии

В теоретических работах К.Э. Циолковского по космонавтике наряду с изложением основных положений в области реактивного движения были проанализированы возможности использования различных химических веществ в качестве компонентов ракетного топлива.

Интересно проследить, как менялись взгляды ученого-теоретика на вопрос, имеющий практическое значение, как трансформировался подход к оценке химического вещества от одиночного требования высокой энергетической эффективности до удовлетворения целому комплексу требований к свойствам компонента ракетного топлива.



В своем основополагающем труде "Исследование мировых пространств реактивными приборами", первая часть которого опубликована в 1903 г., Циолковский рекомендовал в качестве ракетного топлива использовать жидкие кислород и водород, при этом рассматривал топливо только с позиций получения максимальной скорости истечения газов. В собственноручно составленном им эскизе схематического вида ракеты ее корпус разделен на две части, заполняемые жидкими кислородом и водородом. Здесь же он оценил термодинамический эффект от соединения кислорода с водородом, при этом указав, что некоторые константы, используемые в расчетах, недостаточны точны, потому кислород и водород выбраны для примера.

В последующих работах, углубляя и детализируя теорию реактивного движения, Циолковский одновременно расширял свои взгляды на возможность использования в качестве ракетного топлива как различных химических элементов и соединений, так и других физических источников энергии.

Во второй части работы с тем же названием, вышедшей в 1911 г., Циолковский, устремленный мыслями в дальний Космос, выдвинул идею о применении в ракетах новых источников энергии: в частности, ядерных и электрических. Реальных предложений, даже общих схем он не приводил. Это понятно, т.к. в то время состояние науки и техники не позволяло делать в этой области энергетики какие-либо определенные технические проекты. Само предложение использовать эти источники энергии в ракетной технике говорит о широте познаний Циолковского и его умении увидеть перспективы развития ракетной энергетики.

Приведем цитату на эту тему, поскольку яркий колорит и эмоциональность языка, присущие стилю К.Э. Циолковского, не хочется заменять сегодняшними обыденными словами: "В первой напечатанной работе о реактивных снарядах мы мечтали о будущих, еще не открытых веществах, соединения которых

должны сопровождаться на основании общих данных химии более громадным выделением энергии, чем соединения известных простых тел, например водорода с кислородом. Думают, что радий, разлагаясь непрерывно, выделяет из себя частицы разных масс, двигающихся с поразительной, невообразимой скоростью, недалекою от скорости света. Так, выделяющиеся при этом атомы гелия двигаются со скоростью 30-100 тысяч км/сек, при этом атомы гелия в четыре раза тяжелее атомов водорода; другие тельца, выделяемые радием, в 1000 раз легче водорода, но зато двигаются со скоростью 150-200 тысяч км/сек. Поэтому, если бы можно было достаточно ускорить разложение радия или других радиоактивных тел, употребление его могло бы дать такую скорость реактивному прибору, при которой достижение ближайшего Солнца (звезды) сократится до 10-40 лет. Тогда, чтобы ракета весом в тонну разорвала все связи с солнечной системой, довольно было бы щепотки радия. Может быть, с помощью электричества можно будет со временем прибавить громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам.

Возможно, дальнейшее движение науки покажет, что все это далеко не так, но хорошо, что мы можем теперь мечтать об этом".

В третьей, заключительной части своего основополагающего труда, обозначенной как "Дополнение 1914 года", Циолковский, полемизируя с Эсно Пельтри в части использования в качестве ракетного топлива радия, писал: "Я сам мечтал о радии. Но в последнее время я произвел вычисления, которые показали, что если направить частицы (альфа и бета), выделяемые радием, в одну сторону параллельным пучком, то вес его уменьшится приблизительно на одну миллионную долю его собственного веса. После этого я бросил мысль о радии. Всякие открытия возможны, и мечты неожиданно могут осуществиться, но мне бы хотелось стоять по возможности на практической почве".

К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

Прошло еще 10 лет, и Циолковский в своей работе "Космический корабль", изданной в 1924 г., вновь вернулся к рассмотрению возможности использования ядерной и электрической энергии в ракете: "Энергия радия и других подобных веществ огромна, но она выделяется так медленно, что абсолютно непригодна... Нечего и говорить, что необходимого количества радия не найдется сейчас в распоряжении, что стоимость его чудовищна, что не имеется еще и радиевого двигателя и что идеальное использование его невозможно.

Сила электричества неограниченно велика, и потому может дать могущественный поток ионизированного гелия, который может послужить для небесного корабля. Но и эти мечты пока оставим и возвратимся к нашим прозаическим веществам".

Мы тоже последуем этому указанию ученого и сконцентрируем свое внимание на его предложениях по использованию химических веществ и оценках эффективности их применения.

В уже ранее упоминавшемся "Дополнении 1914 года" Циолковский сделал первый серьезный шаг от чисто теоретических рассуждений о реактивном движении к практическому изложению своих воззрений на ракету, как рукотворный технический объект. Во вступительной части работы он писал: "Здесь я хотел бы популяризировать свои мысли, сделать некоторые к ним пояснения и опровергнуть взгляд на ракету, как на что-то чрезмерно далекое от нас". Что касается ракетного топлива, то Циолковский, констатируя, что "из всех известных химических реакций наибольшее количество теплоты дает соединение водорода и кислорода", одновременно допускал и применение других веществ. Он писал: "Водород в жидком виде может быть заменен жидкими или легко сжижающимися углеводородами. Надо искать такие соединения водорода с углеродом, которые содержат возможно больше водорода, как, например, скипидар ($C_{10}H_{13}$), ацетилен (C_2H_2) и еще больше метан (CH_4) или болотный газ; последний нехорош тем, что трудно сгущается в жидкость. Подобные же соединения не мешают отыскать и для кислорода". В последующих работах Циолковский выполняет это данное себе поручение.

В 1926 г. вышла очередная работа Циолковского, сохранившая название первого научного труда 1903 г. - "Исследование мировых пространств реактивными приборами". В этой работе он изложил более совершенную теорию реактивного движения, разработанную с использованием собственных предыдущих работ и достижений науки за прошедшие 20 лет. Это уже не фантазии на научной основе о технике далекого будущего, по многим техническим вопросам Циолковский дал подробные математические вычисления и практические рекомендации.

Что же касается топлива, то остаются все те же водород и кислород, но не как однозначное предложение, а с оценкой их пригодности. Его мнение: "Водород трудно обращать в жидкость и хранить, так как без особых предосторожностей он быстро улетучивается. Пригоднее всего жидкие и легко обрабатываемые в жидкость углеводороды. Чем они летучее, тем больше содержат водорода и тем они выгоднее для дела. Кислород терпим и в жидком виде, тем более, что он может служить источником охлаждения, к которому приходится прибегать для охлаждения взрывной трубы".

В приведенной оценке пригодности водорода и кислорода уже намечается практический подход к их использованию в составе ракеты, однако теоретическая эффективность все еще довлеет над эксплуатационно-техническими характеристиками этих компонентов топлива. Это следует из его утверждения: "Действие

сложных веществ немного уступает действию чистых водорода и кислорода. Последние дают скорость отброса в 5 км/сек, а сложные - 4 км/сек. Значит, и скорость ракеты в последнем случае будет в таком же отношении уменьшена на 20 %".

Надо отметить, что теоретическим работам Циолковского свойственна некоторая двойственность в подходе к выбору ракетного топлива. Когда он писал о движении ракеты, о получении максимальных скоростей, то рассматривал применение только кислородно-водородного топлива. Эту же пару он использовал и в качестве эталонной при сопоставлении тепловой эффективности различных топлив. Когда же излагал свои взгляды на конструкцию ракеты, ее двигателя, затрагивал вопросы эксплуатации, то на первый план выходят химические вещества, содержащие кислород и водород, как правило, жидкие при атмосферных условиях и достаточно дешевые.

Так, в работе "Космическая ракета. Опытная подготовка", датированной 1927 г., Циолковский детально описывал конструкцию ракетного аппарата, дал его схему и подробно изложил функционирование составных частей ракетного двигателя. Принятая чисто практическая тональность работы сохраняется и при формировании предложений по использованию веществ в качестве ракетного топлива. В этой части Циолковский еще более категоричен, чем в "Дополнении 1914 года". Применению водорода он вынес суровый приговор: "Жидкий водород вообще неприменим, в особенности на первое время. Причины: дороговизна, низкая температура, теплота испарения, трудность хранения. Практичнее употреблять углеводороды с возможно большим относительно количеством водорода". И он предложил к ранее уже упомянутому в качестве ракетного горючего скипидару, ацетилену и метану добавить бензол (C_6H_6), который по его мнению, более предпочтителен. Кроме указанных химических соединений рассматривалась нефть как смесь углеводородов. Подводя итог предложениям по использованию веществ в качестве ракетного горючего, Циолковский писал: "Все углеводороды выделяют летучие продукты и потому пригодны для ракеты". Надо сказать, что предложение использовать нефть не было случайным. В работе "Труды о космической ракете 1903-1927 гг." только нефть рассматривалась им в качестве ракетного горючего, используемого и как компонент топлива, и как охладитель "узкого начала трубы", по сегодняшней терминологии - зоны критического сечения камеры.

В качестве окислителя вместо чистого кислорода Циолковский рассматривал жидкий воздух, в котором содержится достаточное количества кислорода. Он подчеркивал, что получение жидкого воздуха не составляет технической трудности и достаточно дешево. Но применение жидкого воздуха не удовлетворяло Циолковского. Он предлагал альтернативу: "Выгоднее жидкого воздуха был бы азотный ангидрид N_2O_5 , если бы не его дороговизна, химическое действие, неустойчивость и ядовитость... Не порекомендуют ли нам известные физики более подходящие соединения кислорода!"

В начале 30-х годов, когда в различных странах, в первую очередь в Германии и СССР, ракетная техника начала делать первые шаги, Циолковский сконцентрировал свое внимание на практической стороне космонавтики. В 1932-1933 гг. он написал статью "Топливо для ракеты" (опубликована в 1936 г.), в которой переосмыслил, обобщил и систематизировал все ранее изложенные взгляды на ракетное топливо. Если в предыдущих его трудах



П. 4.- жидкий водород в 14 раз легче воды и поэтому занимает больший объем.

П. 6. - Критическая температура водорода равна 234 холода, а кислорода - 119 холода".

По оценке Циолковского, "в отдельном виде водород и кислород пока неудобны. Лучше всего их заменить слабыми соединениями с другими элементами". Далее он определил, что вместо водорода самыми подходящими для горения с кислородом являются углеводороды. И чем больше в них процент содержания водорода, тем больше выделяется энергии при горении.

Циолковский подробно проанализировал по предложенным им критериям пригодности метан, этилен, бензол, ацетилен, скипидар, метиловый и этиловый спирты, эфир. У всех есть недостатки, но наиболее приемлемым, по его мнению, является этиловый спирт.

Что касается окислителя, то, в который уже раз отметил Циолковский, жидкий кислород неудобен из-за его низкой температуры кипения. Поэтому интерес представляют кислородные соединения азота.

Рассмотренные Циолковским на соответствие комплексу требований закись азота, окись азота, азотоватый ангидрид были оценены как малопригодные.

Наиболее приемлемым, по его мнению, является азотный ангидрид. Это соединение содержит достаточное количество кислорода, оно представляет собой химически устойчивую жидкость с хорошей плотностью - 1,49 г/см³. Недостаток: азотный ангидрид - сильный окислитель металлов, требуется специальная защита от коррозии.

В выводах Циолковский отметил:

"1. Водород негоден по малой плотности и трудности хранения в жидком виде.

2. В качестве горючего пригодны жидкие углеводороды с высокой температурой кипения: спирты, эфиры, бензол, нефтепродукты - керосин и другие, тем более, что они дешевы.

3. Употребление жидкого кислорода представляет неудобство из-за затруднений при его хранении.

4. Для замены кислорода более всего подходит азотный ангидрид".

Этими выводами Циолковский завершил свои теоретические исследования в области ракетных топлив.

Как же оценить взгляды Циолковского на ракетное топливо с позиций сегодняшних достижений космонавтики?

Ход развития ракетной техники в СССР и за рубежом подтвердил основные положения по выбору и применению ракетных топлив, изложенные Циолковским в его теоретических трудах. Конечно, бурное развитие науки и техники во второй половине XX века создало новые технические возможности, в том числе и в области криогенной техники, что внесло некоторые коррективы в выводы Циолковского и позволило использовать в космических ракетах кислородно-водородное топливо. Но сама методика подхода Циолковского к выбору ракетного топлива сформулирована верно.

Академик В.П. Глушко, единственный из плеяды выдающихся отечественных последователей Циолковского, кто продолжил расчетно-теоретические и практические исследования в области применения различных ракетных топлив, считал правильный выбор топлива одной из главных составляющих конечного успеха создания всего ракетного комплекса. В своей монографии "Источники энергии и их использование в реактивных двигателях", вышедшей в 1955 г., Глушко писал: "Правильный выбор наиболее эффективных топлив для конкретных двигателей, предназначенных решать определенные задачи, т.е. для каждого конкретного случая применения, является первым и обязательным условием успеха работ, направленных к созданию реактивного двигателя".

Это утверждение, по сути - передача эстафеты знаний от теоретических разработок Циолковского к практической деятельности ученого нашего времени. **П**

требования к свойствам вещества представлялись разрозненно, с акцентом на отдельные характеристики, то в этой статье сформирован комплекс требований, который может быть практически без изменений использован в наши дни при оценке пригодности химического вещества в качестве компонента ракетного топлива.

Комплекс требований к веществам, сформулированный Циолковским, состоит из шести пунктов:

1. Единица массы топлива при горении должна совершать максимальную работу.

2. Вещества при соединении должны давать газы или пары при нагревании.

3. При горении развить возможно низкую температуру, чтобы не сжечь или не расплавить камеру сгорания.

4. Компоненты должны иметь возможно большую плотность.

5. Компоненты должны быть жидкими и легко смешиваться.

6. Вещества могут быть и газообразными, но иметь высокую критическую температуру и низкое критическое давление чтобы удобно было их употребить в сжиженном виде. Сжиженные газы вообще не выгодны своей низкой температурой, их употребление сопряжено с потерями от испарения и опасностью взрыва.

Далее Циолковский рассматривал в рамках приведенного комплекса требований пригодность различных компонентов топлива:

"Водород и кислород удовлетворяют всем требованиям, кроме указанных в п. 4. и п. 6.

НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ ПОДОГРЕВАТЕЛЕЙ ВОЗДУХА, ГАЗА И НЕФТИ

ФГУП "КБ Химавтоматики":

Владимир Рачук, генеральный конструктор - генеральный директор

Владимир Иванов, заместитель генерального конструктора

Анатолий Сухов, заместитель главного конструктора

Иван Лачугин, генеральный директор

ОАО "Воронежоблгаз"

Александр Шевцов, директор Промышленной корпорации "Космос-Нефть-Газ"

В народном хозяйстве широко используются подогреватели воздуха для обогрева помещений и оборудования, подогреватели газа для исключения обмерзания регулирующих органов на газораспределительных станциях, подогреватели нефти (газового конденсата) для более надежного транспортирования сырья от скважин к перерабатывающим заводам. Необходимость максимально эффективно использовать топливо потребовала новых конструкторских и технологических подходов к создаваемому оборудованию.

Промышленная корпорация "Космос-Нефть-Газ"
394019, Воронеж, ул. 9 Января, 180.
Тел. : (0732) 77-88-59, 77-07-72
E-mail: kng@comch.ru
Web: www.kng.ru

Эксплуатация как отечественных, так и зарубежных подогревателей выявила целый ряд присущих им общих недостатков:

- топливо сгорает неполностью из-за накопления сажи;
- полости промежуточного теплоносителя под воздействием циклических тепловых нагрузок теряют герметичность из-за образования трещин в стыках;
- процесс горения в горелочных устройствах инжекционного типа при сильных ветровых воздействиях неустойчив, что приводит в ряде случаев к разрушению элементов оборудования;
- вода, сконденсировавшаяся из паров в выхлопной трубе, стекает на оборудование и вызывает коррозию металла.

Анализ имеющейся информации, патентные исследования и поиск новых конструктивных решений показали, что перечисленные недостатки могут быть успешно устранены путем создания нового поколения подогревателей различного назначения.

ЗАО "Промышленная корпорация "Космос-Нефть-Газ" и ФГУП "КБ Химавтоматики" в инициативном порядке (с учетом рекомендаций ООО "Мострансгаз") был создан мобильный подогреватель воздуха ПВ-400 тепловой мощностью до 500 кВт, работающий на природном газе как низкого (бытового), так и высокого давления. Подогреватель показал хорошие эксплуатационные характеристики уже на первых испытаниях на одном из объектов ООО "Мострансгаз", при этом специалисты Мострансгаза внесли определенный вклад в дальнейшее совершенствование первого образца подогревателя.

При расходе воздуха 15 000 м³/ч, подогреваемого до температуры 80 °С при температуре окружающей среды минус 40 °С, подогреватель обеспечивает удельный расход топлива не более 0,07 кг/кВт и потребление электрической мощности вентилятором не более 3 кВт. Габариты ПВ-400 составляют 1,8х2,8х2,8 м, масса с тележкой - 1300 кг.

Отличительной особенностью нового подогревателя воздуха является вертикальное расположение горелочного устройства, камеры сгорания, теплообменных труб и выхлопной трубы, что исключает образование застойных зон, обеспечивает хорошую естественную вентиляцию, а, следовательно, высокую безопасность при повторных запусках. Подобная компоновка исключает накопление воды из сконденсированных паров проходящих через выхлопную трубу продуктов сгорания



Схема подогревателя ПВ-400

(образующаяся вода, стекая, попадает на горячие поверхности, вновь испаряется и уходит в атмосферу вместе с продуктами сгорания). Кроме того, такая компоновка позволяет организовать эффективную защиту от ветрового воздействия и атмосферных осадков по всему периметру основания.

Применение большого (до 2000 шт.) количества тепловых труб 12х0,5 обеспечило большую поверхность теплообмена и резко снизило массу и габариты подогревателя. Горелочное устройство атмосферного типа, представляющее собой две тороидальные трубы с большим количеством отверстий для выхода газа, позволяет получить хорошую равномерность температурного поля при входе продуктов сгорания в тепловые трубы и высокую полноту сгорания топлива. Тепловые трубы могут свободно перемещаться совместно с нижней доской, что значительно разгружает их от теплового напряжения. Наши последующие образцы

будут модернизированы путем ввода графитовых уплотнительных элементов на торцах труб в верхней доске. Кроме того, будет применена развальцовка или сварка труб в нижней доске с целью полного исключения тепловых напряжений в горячих трубах. Модернизация позволит значительно увеличить срок эксплуатации подогревателя (в том числе и в регионах с температурой окружающей среды до минус 60 °С).

На основе разработанной конструкции могут быть созданы надежные подогреватели газа или нефти нового поколения, у которых вместо воздушного вентилятора в центральном канале будет размещен дополнительный теплообменник с подводом и отводом рабочего тела (нефти или газа) и заливкой межтрубного пространства промежуточным теплоносителем (ДЭГом). Сравнение ожидаемых параметров проектируемого подогревателя газа мощностью 500 кВт с параметрами установки аналогичной мощности ПГН-050 показало, что описанное выше техническое решение обеспечивает новому изделию высокую надежность, а также меньшую в 2,5...3 раза массу и габариты (при прочих равных условиях). В дальнейшем будут разработаны алгоритмы и автоматическая система управления, отвечающая требованиям безопасной эксплуатации.

Принципиальные конструктивные решения защищены патентом РФ № 2178119 от 10.01.2002 г., на часть вновь выявленных "ноу-хау" оформлены заявки на изобретения.

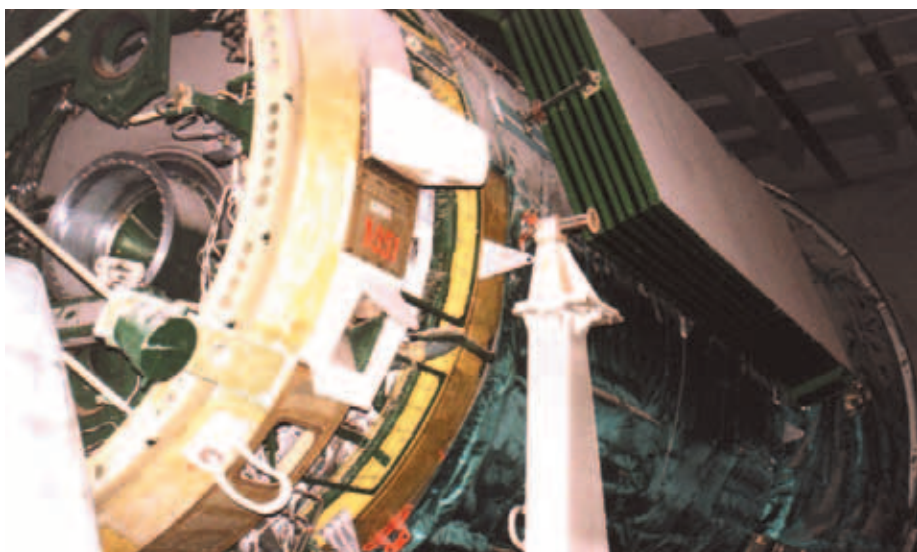


ЖРД ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛИТЕЛЬНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

Валентин Шерстянников, д.т.н., председатель Межведомственных комиссий по космическим ЖРД ОКБ В.Г. Степанова в 1972-1982 гг.

В 60-70-е годы в СССР были созданы высокоэффективные двигатели и двигательные установки малой тяги с большим количеством циклов работы для космических аппаратов оборонного назначения, пилотируемых орбитальных станций типа "Салют" и космических систем спутниковой связи и передачи телевизионных программ "Радуга" и "Экран". ОКБ В.Г. Степанова разработало ряд та-

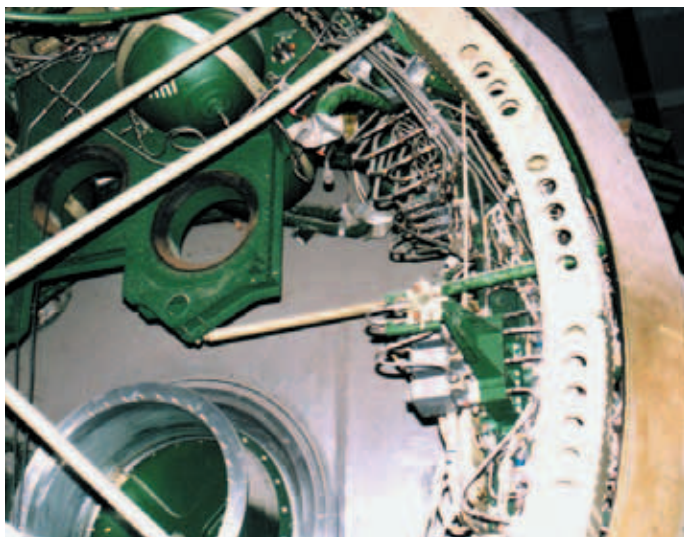
- высокий удельный импульс, в том числе при работе в импульсном режиме;
- низкое давление в камере сгорания;
- отсутствие регенеративной системы охлаждения;
- высокая динамичность переходных режимов, обеспечивающая тысячи включений.



Расположение блоков двигателей стабилизации пространственного положения на станции "Алмаз"

ких двигателей и двигательных установок тягой от 45 гс до 500 кгс, использующих стабильные компоненты топлива.

Указанные двигательные установки имели в своем составе ЖРД, вытеснительную систему подачи топлива, а также быстродействующие клапанные механизмы многократного срабатывания. Особенности двигателей являлись:



Трубопроводы и топливные баки системы стабилизации "Алмаза"

Создание таких двигателей и двигательных установок представляло собой сложную научно-техническую задачу. Основными проблемами при их создании и отработке оказались обеспечение высокой экономичности, заданной надежности и длительного (в некоторых случаях до 10 лет) функционирования в условиях космического пространства. Наземная отработка и межведомственные испытания двигателей и двигательных установок проводились на огневых стендах ОКБ В.Г. Степанова и А.М. Исаева, а летно-конструкторские испытания - в составе космических объектов. Все двигательные установки прошли полный объем наземной отработки и успешно выдержали госиспытания.

Однако в процессе наземной отработки и летно-конструкторских испытаний в работе отдельных двигательных установок отмечались отказы двигателей и случаи снижения эффективности при функционировании в космосе. Для изучения этих дефектов и повышения надежности двигательных установок ОКБ В.Г. Степанова совместно с НИИ был выполнен большой цикл исследований, позволивших изучить основные особенности работы ЖРД в космосе, выявить причины аномального функционирования и осуществить эффективные мероприятия, обеспечивающие их исключение.

Можно привести несколько примеров успешного решения возникших проблем.

Так, в ходе лабораторных исследований и огневых испытаний двигателей стабилизации орбитальной станции "Алмаз" было выявлено существенное воздействие окислителя (азот-



Блок двигательной установки с шестью двигателями

ного тетраоксида) на уплотнения клапанных механизмов. По результатам проведенных работ было принято решение о переходе на другой окислитель - АТИН. Одновременно на каждом двигателе применили более мощные подогреватели и ввели режим профилактического включения установок. Модернизированные двигатели успешно выдержали межведомственные испытания и были допущены к летным испытаниям в составе станции "Алмаз". Её запуск состоялся 25 июня 1974 г. Генеральный конструктор Владимир Николаевич Челомей, выступая на заседании Госкомиссии перед запуском станции, поблагодарил всех разработчиков комплекса за большую работу и отметил, что орбитальная станция является важнейшей составляющей системы глобальной разведки. В заключение он подчеркнул: "Впереди у нас большая программа, и мы просим министерство увеличить темпы поставок". Однако этим планам не суждено было осуществиться, так как позже все работы по орбитальным станциям были переданы в НПО "Энергия". На базе станции "Алмаз" были созданы станции следующего поколения "Салют-6" и "Салют-7", обеспечившие успешное осуществление обширной научно-исследовательской программы и международной программы полетов космонавтов разных стран.

Еще одна проблема с двигателями малой тяги возникла при летно-конструкторских испытаниях спутниковой системы "Экран". В частности, было выявлено понижение эффективности функционирования двигателя коррекции уже в первые месяцы работы на орбите, в то время как ресурс по техническому заданию был установлен значительно большим - не менее 3 лет.

Председатель госкомиссии по системе "Экран" генерал-лейтенант А.А. Максимов подверг серьезной критике сложившуюся отечественную практику отработки космических спутниковых систем. Он отметил, что в США спутник связи после запуска сра-

зу вводится в эксплуатацию, у американцев отсутствует затяжной период летно-конструкторских испытаний продолжительностью в несколько лет. "Нам тоже нужно переходить на коммерческую эксплуатацию, нельзя без счета пускать космические объекты, - заявил он. - Система "Экран" должна быть использована после завершения летно-конструкторских испытаний без ограничений в опытной эксплуатации с гарантийным сроком функционирования не менее 10 лет".

В этой обстановке я как председатель межведомственной комиссии по двигательным установкам вынужден был остановить официальные




Блок двигательной установки с четырьмя двигателями

испытания до выяснения причины ухудшения работы двигателя коррекции.

В результате напряженной работы, проведенной специалистами ОКБ В.Г. Степанова совместно с НИИ, было установлено, что космическая радиация вызывает изменение физико-химических свойств окислителя (АТИНа), использованного в качестве одного из компонентов топлива. При длительном нахождении двигательной установки в космосе в результате радиационного облучения в АТИНе образуются частицы размером 1...12 мкм, являющиеся продуктами окисления и полимеризации растворенных органических веществ. С течением времени эти частицы коагулируют в более крупные (до 300 мкм), что приводит к перекрытию капиллярных каналов двигателя и задержке поступления окислителя в камеру сгорания.

Решение проблемы стало возможным благодаря разработанному эффективному методу очистки топлива: перед заправкой окислитель облучается радиацией, а затем подвергается дистилляции и тонкой фильтрации. Дисперсный анализ очищенного окислителя показал практическое отсутствие в нем механических частиц и органических веществ. Эффективность разработанных мероприятий была подтверждена наземными и летными испытаниями двигательных установок. Это позволило в конце 1979 г. завершить межведомственные испытания и выдать положительное заключение о допуске двигательной установки к летно-конструкторским испытаниям в составе объекта космической связи.

Научные исследования и успешное создание системы наземной отработки двигателей и двигательных установок малой тяги позволили в 70-е годы принять в эксплуатацию важные объекты оборонного и космического назначения, в том числе "Радугу", обеспечившую в 1980 г. телевизионную передачу Олимпийских игр из Москвы. 



Двигатели тягой 40 и 20 кгс



Двигатели тягой 10 и 1,2 кгс



Двигатели малой тяги: 0,6 и 0,3 кгс

ВИНТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

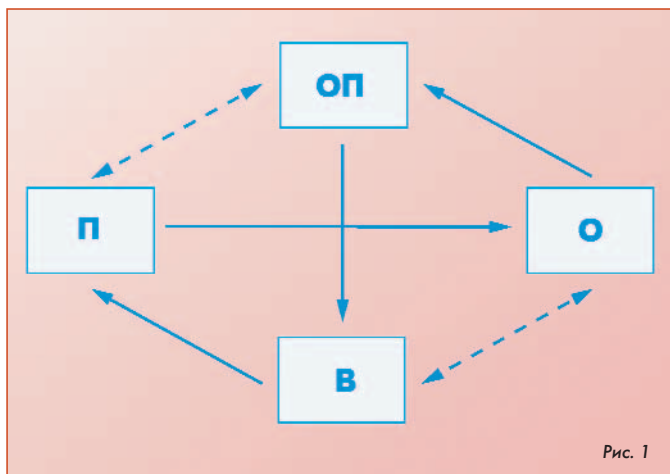


Рис. 1

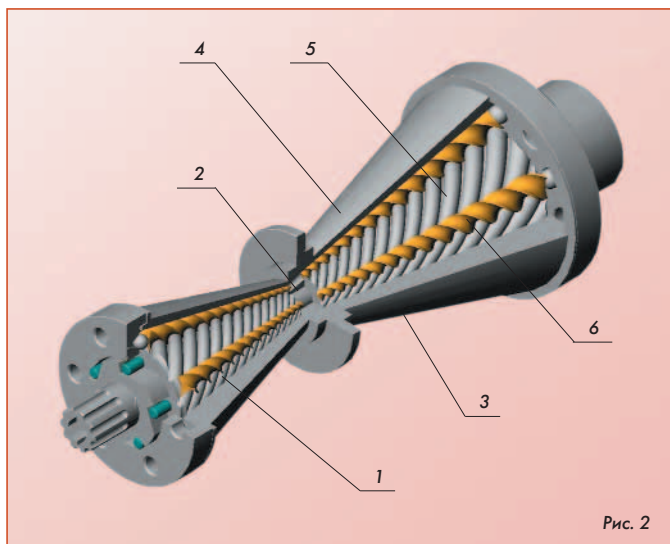


Рис. 2

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

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

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

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

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

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

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

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

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

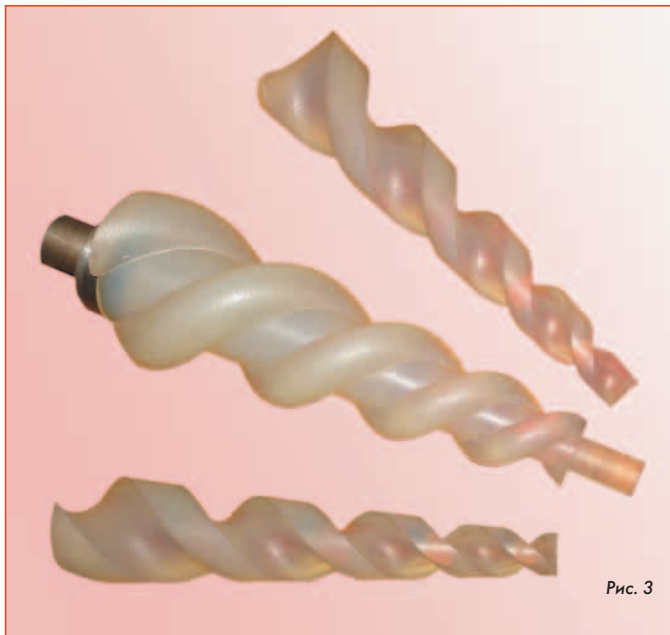


Рис. 3

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

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

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

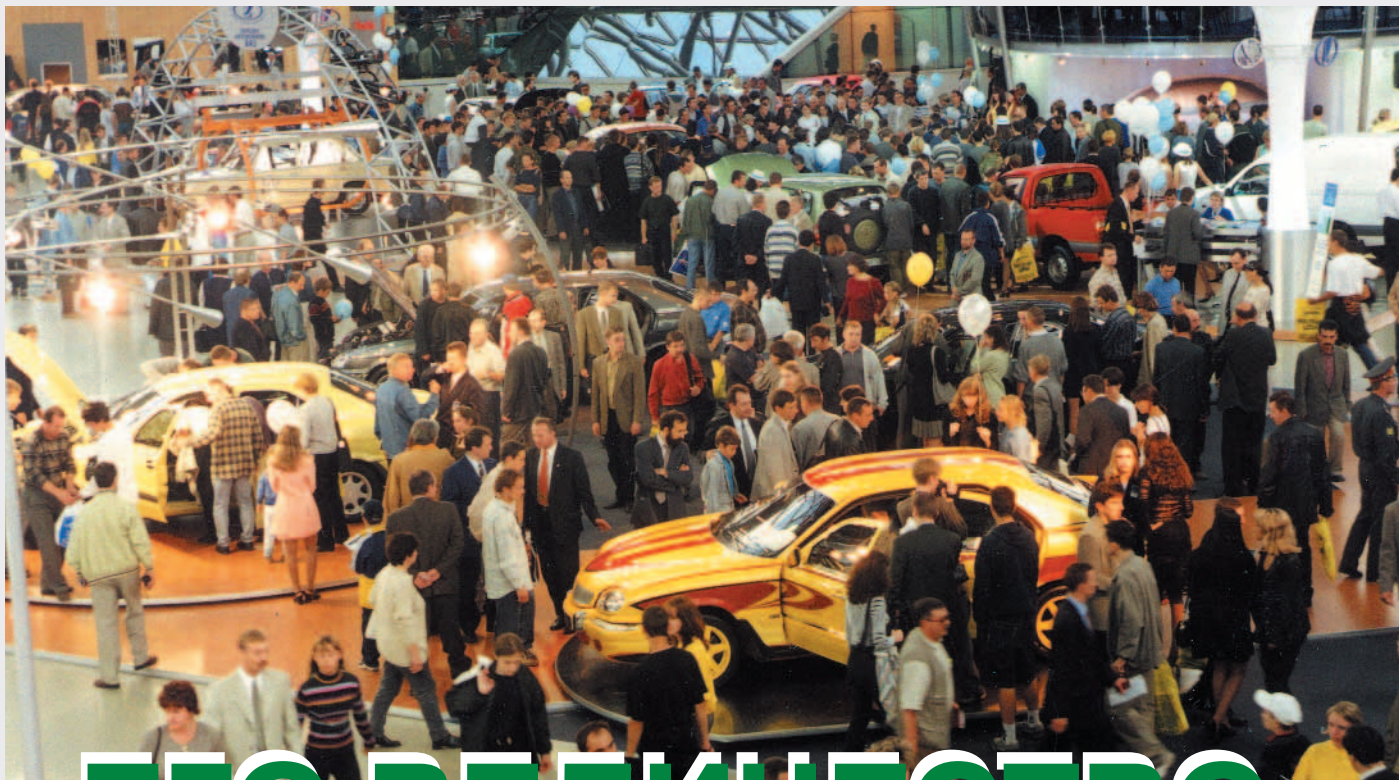
Вполне естественно, что есть у винтового ДВС и "оборотная сторона медали". Это трудности, связанные с технологией и материалами для изготовления деталей со сферовинтовыми поверхностями. Ведь так же, как и в цилиндрах осепоршневых ДВС, здесь необходимо обеспечить герметичность в сопряжениях "корпус -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

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

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



Рис. 4



ЕГО ВЕЛИЧЕСТВО - К.П.Д.

Евгений Бугаец, д.т.н.

*"Двигатель - самое необычное,
самое загадочное из созданных
человеческой цивилизацией".*

Юрий Воронков
("Двигатель", № 1, 1999)

Трудно представить жизнь на земле без двигателя. В первую очередь это автомобиль - важнейший элемент современной цивилизации. Количество эксплуатируемых автомобилей во всем мире перевалило за 500 миллионов и продолжает нарастать с ускорением. Если сюда добавить мотоциклы, мотороллеры, мопеды, все, что плавает и летает, а также газонокосилки, бензопилы и т.д., то будет около 1 миллиарда двигателей. Поскольку подавляющая масса этих двигателей - поршневые, в дальнейшем будем говорить только о них.

Двигатель - ярчайший показатель уровня жизни и экономики. Двигатели трудятся на нас, а на двигатели прямо или косвенно работает половина трудоспособного населения планеты. Двигатель - основной виновник двух глобальных кризисов: энергетического и экологического. Из-за двигателя, за его "питание" велись войны. Увы, мы и сегодня, похоже, находимся накануне очередной войны - за иракскую нефть.

Какая характеристика двигателя важнейшая? Многие, не будучи инженерами-механиками, скажут: экологическая. И будут... неправы. При всем уважении к экологии важнейшей характеристикой двигателя был, есть и всегда будет к.п.д. (коэффициент полезного действия). Это интегральная характеристика, отражающая совершенство двигателя целиком, включая и экологию. К.п.д. - это исчерпаемые ресурсы топлива, это тревожное будущее человеческой цивилизации. К.п.д. - это вызов лучшим умам на земле. *Его Величество К.П.Д.* - главная из загадок двигателя.

Немного истории

Пять лет назад мне с трудом удалось попасть на Заволжский моторный завод (ЗМЗ), где я пытался внедрить свою систему зажигания. И дело не в том, что для этого понадобилась протекция бывшего генерального директора. И не в том, что в отделе главного конструктора меня не хотели слушать. Бог с ними! Поразило, что "настойной библией" разработчиков моторов ЗМЗ на тот момент бы-

ла статья инженера А. Леха из журнала "МОТО", № 10, 1994 - "Господа, покупайте перлетумобилку!". Мне вручили ее плохонькую копию прежде, чем я успел открыть свой рот.

Вот суть статьи: "Каждый, кто обещает сэкономить в двигателе хотя бы 1% топлива - либо дурак, либо мошенник. Нам, специалистам, все абсолютно ясно. Все, что можно, мы уже сделали. Остальные могут отдыхать".

Удивительно, что примерно так думают не только деятели российского автопрома, но и мировые гранды. Так, в конце XX века Союз немецких инженеров и Ассоциация производителей автомобилей Японии почти одновременно объявили, что больше не следуют ожидать нового существенно более экономичного двигателя. Дальнейший прогресс будет идти в основном благодаря использованию новых видов топлива. Аргументация весьма убедительна - 150 лет истории двигателя, миллионы специалистов, десятки тысяч проектов, десятки миллиардов долларов ежегодно, суперкомпьютеры и т.д., а "воз и ныне там".

Современный двигатель принципиально ничем не отличается от своего прототипа, созданного немцем Отто. С тех пор в результате полутора вековой эволюции двигатель лишь совершенствовался и усложнялся, принципиально не меняясь. За годы "обкатки идеи" в моторе регулировалось и модифицировалось все, что можно вообразить. Так, например, недавно добрались и до изменяемой степени сжатия (см. журнал "Двигатель" № 5, 1999).

Сейчас моторы настолько "нашпигованы" всевозможными датчиками и органами управления, что двигатель может работать только при наличии нескольких бортовых компьютеров. К эксплуатируемым конструкциям постоянно добавлялись последние достижения в области создания новых материалов, покрытий, технологий, масел, повышалась точность изготовления деталей и сборки. Все это было направлено в первую очередь на повышение экономичности. И экономичность действительно росла... в среднем (за последние 30 лет) примерно на 0,2% в год!

Могут возразить, что прогресс все-таки случается, например, знаменитый "керамический" двигатель японской фирмы "Сузуки". Среди различных отзывов была информация о повышении мощности турбодизеля на 30 %, а также экономии топлива до 30 %. Казалось бы, "полный вперед". Однако прошло уже более десяти лет, а история "керамического" двигателя никакого продолжения не имеет. Может потому, что двигатель "Сузуки" был не совсем керамический, а лишь с квазикерамическим покрытием металлических деталей. Это требовало специальной технологии прогрева и охлаждения двигателя. Цена двигателя при этом возросла почти в три раза, и японцы сочли, что "овчинка выделки не стоит".

Известны также два варианта (Миллера и Амстронга) снижения тепловых потерь, уносимых с отработавшими газами, путем двукратного увеличения в двигателе коэффициента расширения по сравнению с коэффициентом сжатия. Экономичность двигателя повышается весьма значительно, но при этом заметно вырастают габариты и вес двигателя при неизменной мощности. По этой причине подобные схемы не нашли применения на транспортных двигателях, хотя используются в стационарных установках.

Советский ученый В.М. Кушуль предложил двигатель с оригинальным двухстадийным сжиганием топлива. Вначале организовывалось горение обогащенной смеси, а далее происходило ее дожигание благодаря подаче под большим давлением чистого воздуха. Потребление топлива в двигателе Кушуля снизилось на 30 %, при этом заметно возросла мощность. Был огромный энтузиазм и желание немедленно приступить к повсеместному использованию замечательного двигателя. Но ... в который раз большие габаритные размеры, вес, сложность и цена стали непреодолимым барьером для промышленного освоения новинки.

Аналогичная судьба еще раньше постигла и весьма популярный в свое время "бесшатунник" С.С. Баландина. Габаритные размеры и вес его были существенно меньше, чем у эксплуатируемых конструкций, и к.п.д. должен был быть гораздо выше. Как известно, основной изюминкой двигателя Баландина было отсутствие шатунов. Это должно было значительно снизить боковые усилия в поршнях и на валу, а значит - потери на трение, вибрацию, массу подшипников и дать еще много других преимуществ. Однако у этого двигателя были свои слабые места: крестообразная конструкция, высочайшие требования к точности сложных деталей трансмиссии цилиндропоршневых групп, которые трудно обеспечить из-за износа, и увеличенные силы трения в ползунах, кулисах или сухарях (в зависимости от конкретного варианта исполнения мотора) соединительных элементов. Вследствие этого были неоправданно велики температурные и механические напряжения в материале двигателя, а следовательно - весьма невелик ресурс. Двигатели Баландина так и не смогли преодолеть этап экспериментальных образцов.

Впрочем, некоторые фирмы пошли дальше эксперимента: есть пара примеров "успешного" промышленного освоения.

Таков, например, двигатель GDI японской фирмы "Мицубиси". Он экономит на малых нагрузках до 25 % бензина. Однако при внимательном рассмотрении выясняется, что самой идее

GDI не менее 60 лет. По сути GDI - "бензиновый дизель" со степенью сжатия 16 и соотношением топлива и воздуха 1:40, а ему и положена такая экономия. На полной же нагрузке никакой экономии (увы!) нет. В дополнение к перечисленному, к GDI прилагается иридиевый нейтрализатор для борьбы с окислами азота: во-первых, он очень дорогой, во-вторых, боится серы. Наконец, экономический аспект. У фирмы "Мицубиси" спросили, почему она при успешных продажах своих автомобилей задолжала японским банкам \$14 млрд. Ответ был: "Мы слишком много потратили средств на новый двигатель". Многие крупные фирмы купили (конкуренция заставила) у "Мицубиси" лицензии на производство двигателя GDI, но и это не компенсировало затраты на его разработку. В результате японская фирма настолько ослабла, что была вынуждена продать большой пакет своих акций...

Другой пример - автомобиль "ЛУПО" TDI немецкого "Фольксвагена". Автомобиль достиг рекордной экономичности - примерно 3 л на 100 км! Однако его массу пришлось сократить ради рекорда до 700 кг, снизилась динамичность, а расход топлива в городских условиях оказался уже 5 л/100 км. А вот это уже не слишком впечатляет. Как итог, большинство покупателей - немцев, известных своей экономностью, предпочитают "ЛУПО" с бензиновыми версиями двигателей. "Вот тебе, бабушка, и Юрьев день!"

Немного теории

Так как же представляют себе инженер А. Лех (упомянутый в начале статьи) и прочие теоретики работу двигателя и его к.п.д.? Напоминает это некое устье тепловой реки, разделяющейся на ряд рукавов. В результате сгорания топлива в двигателе образуется некое количество тепловой энергии Q (русло реки - 100 %). Далее "река" - теплота начинает растекаться на отдельные ручьи - потери: Q_{Γ} - тепло, потерянное с отработавшими газами, $Q_{\text{д}}$ - тепло, потерянное на нагрев двигателя, $Q_{\text{т}}$ - тепло, потерянное на трение в элементах двигателя, $Q_{\text{Е}}$ - тепло, превращенное в полезную работу. В двухтактных двигателях бывает еще одна потеря: $Q_{\text{НС}}$ - тепло, теряемое вследствие неполного сгорания топлива (потери при продувке). Математически такая модель описывается в виде уравнения теплового баланса:

$$Q = Q_{\text{НС}} + Q_{\Gamma} + Q_{\text{д}} + Q_{\text{т}} + Q_{\text{Е}}$$

Количественные оценки у разных авторов отличаются, но среднее их значение представлено в следующей таблице.

Тип двигателя	Составляющие теплового баланса, %				
	$Q_{\text{НС}}$	Q_{Γ}	$Q_{\text{д}}$	$Q_{\text{т}}$	$Q_{\text{Е}}$
Бензиновый 4-тактный	0	40	15	15	30
Бензиновый 2-тактный	35*	25	10	10	20*
Дизели	0	30	20	10	40

Примечание: * Плохая экология приводит к низкому к.п.д. По нашему мнению, сегодня подобные двигатели не имеют права на существование.

Значение $Q_{\text{Е}}$ в процентах от Q и есть к.п.д. двигателя.

Что можно сказать о данной (классической!) модели и количественных оценках? Красиво. Просто. Но лишь отдаленное соот-



ветствие реальности. Несуразность видна, хотя бы на примере Q_T . Как может тепло тратиться на трение? Все значения, кроме Q_T , на самом деле потолочные.

На рисунке справа представлена одна из основных характеристик двигателя - крутящий момент (M). Чисто тепловая модель не объясняет типичную зависимость M от частоты вращения вала.

Тепловая модель не может дать ответа на многие вопросы работы двигателя, например:

1. Почему двигатель с ростом нагрузки теряет крутящий момент вплоть до своей полной остановки?
2. Почему "не тянет" холодный двигатель?
3. Почему двигатель быстро теряет крутящий момент на больших оборотах?

4. Почему с ростом скорости автомобиля расход топлива увеличивается в геометрической прогрессии?

Как же так, господа специалисты, тепло есть, а тяги нет?!" *"Неладно что-то в Датском королевстве"*.

Немного парадоксов

Ничто в природе не происходит без причины. Если модель не объясняет свойства двигателя, значит она неверна. Если успех по одному параметру всегда приводит к существенному ухудшению других характеристик двигателя, то здесь кроется какая-то системная причина.

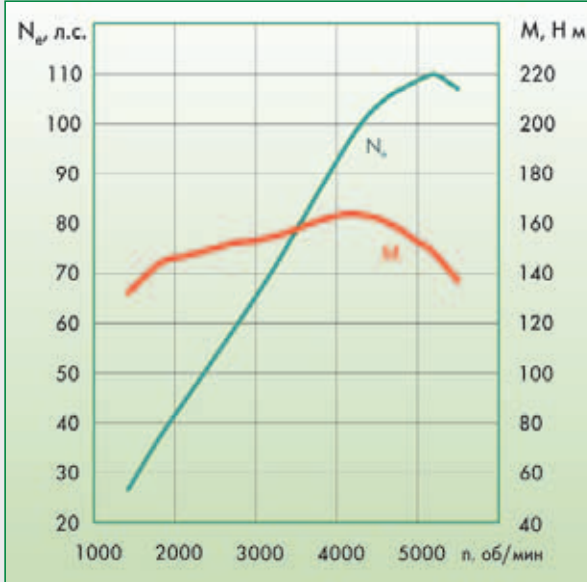
В вопросе двигателя налицо парадоксальная ситуация.

Парадокс № 1

Во многих областях науки и техники мы наблюдаем бурный прогресс. Иногда новости поступают каждый день. Судите сами.

Связь. Еще недавно были механические коммутаторы и провода, а сегодня в Сеуле или Хайбее даже малыши бегают по улице с мобильными телефонами (чтобы мамы не волновались). Быстрая и качественная связь с любой точкой планеты.

Вычислительная техника. За де-



сять лет в персональных компьютерах тактовая частота выросла от десятков МГц до нескольких ГГц, а память - от сотен Кбайт до десятков Гбайт. А чего стоят плоские цветные дисплеи и Интернет.

Генетика. Еще недавно изучались мушки-дрозофилы, вчера расшифрован геном человека, а сегодня дело дошло до клонирования животных и человека.

А что мы наблюдаем в столь важном для человека двигателестроении? Многолетний застой, переросший в официальный пессимизм.

Парадокс № 2

Двигатель - сложная система, в которой циркулирует множество видов энергий. Для его изучения и понимания требуются знания во мно-

Парадокс № 3

гих (не менее 15) самостоятельных научных дисциплинах: от классической механики до теории систем. А "власть" в двигателестроении (бездонная кормушка) захватили "тепловики", которые на поверку не знают даже "своей термодинамики".

появлению в новых решениях серьезных недостатков. Но никто не понял, почему так происходит и "что делать" на самом деле.

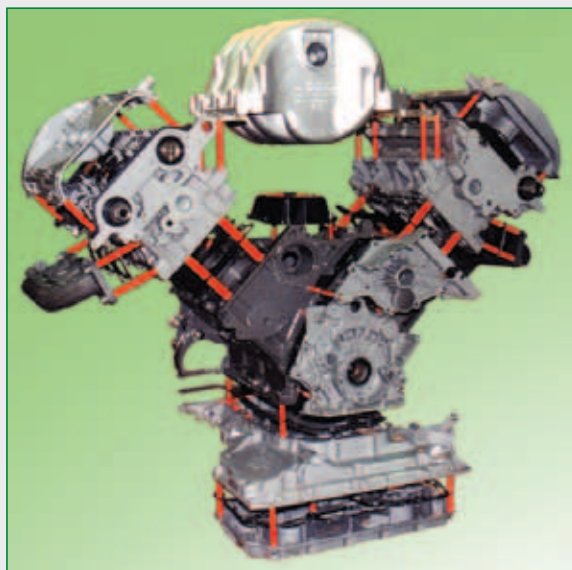
Первые итоги

Как видим, главная загадка двигателя не только в нем, но и в нас - людях.

Двигатель как сложная комплексная система, а не просто тепловая машина, оказался не по зубам узким специалистам во главе с "тепловиками". Подобные задачки по частям не решаются, а только целиком.

Придется все брать в одну голову и начинать с настоящей теоретической модели двигателя. Недаром Ландау сказал: *"Нет ничего практичнее, чем хорошая теория"*.

(Продолжение следует) **П**



ИНФОРМАЦИЯ

АСКОН - известный российский разработчик и поставщик решений CAD/CAM/PDM. Компания основана в 1989 г. Основная продукция - системы САПР КОМПАС. Заказчиками АСКОН являются более 1600 предприятий России и других стран, в том числе ОАО "АВТОВАЗ". В прошедшем году в этой компании было оснащено еще 300 автоматизированных рабочих мест программными продуктами КОМПАС. Всего к началу 2003 г. ОАО "АВТОВАЗ" приобрело более 350 комплектов данного

программного обеспечения. Продолжается работа над новыми проектами.

Сотрудничество российского автогиганта и компании АСКОН началось в 1997 г. За прошедшее время десятки сотрудников прошли обучение по чертежно-конструкторской системе КОМПАС-ГРАФИК и получили возможность ознакомиться со всем комплектом программных продуктов компании АСКОН.

Тщательный анализ результатов этих работ позволил сделать вывод о целесообразности ис-

пользования пакета КОМПАС-ГРАФИК в качестве базовой чертёжно-графической системы.

Для повышения эффективности работы со стратегическим заказчиком в 2001 г. АСКОН открыл свое представительство в Тольяти. Работа регионального офиса позволила с максимальной оперативностью реагировать на пожелания, касающиеся внедрения САПР КОМПАС, обеспечить качественную техническую поддержку. В том же году началось широкомасштабное обучение специалистов предприятия.

Сотрудничество между ОАО "АВТОВАЗ" и компанией АСКОН позволило внедрить современные технологии конструирования и подготовки производства на базе лучших отечественных и зарубежных программных средств, повысить конкурентоспособность продукции лидера российского автопрома, сократить цикл проектирования и запуска в производство, снизить количество ошибок и потерь информации на всех этапах конструкторско-технологической подготовки производства. **П**



Уважаемые коллеги!
В ЦИАМ выпущено справочное пособие:

"Государственные стандарты на авиационные смазочные материалы НАТО, США и Великобритании".

Работы проводились в рамках приоритетного направления НИР "Анализ и обобщение информации по зарубежному опыту исследования и совершенствования авиадвигателей" по данным английской фирмы Royal Lubricants, Inc. главным производителем смазочных материалов для военной авиации Великобритании и НАТО.

В пособии приводятся американские государственные военные стандарты на смазочные материалы, их сопоставление со стандартами НАТО, Великобритании и России. Соответствие зарубежной продукции российским стандартам проверялось лишь частично из-за отсутствия в США необходимого российского испытательного оборудования, а также из-за отсутствия в России методов испытаний, которые удовлетворяют требованиям процедур ASTM.

Использована американская терминология, в которой термину "спецификация" соответствует русский термин "технические условия".

Материал представляет интерес как для научно-исследовательских организаций, так и предприятий, эксплуатирующих авиационную технику.

Составители Л.С. Яновский, В.П. Кокорев.

В 2003 г. планируется продолжить выпуск аналогичных материалов:

Авиационные топлива, горюче-смазочные материалы и добавки фирмы "Аэрошелл";

Стандарты на авиационные топлива НАТО S-746 (изопрпил нитрат, монотопливо), O-1178 (низкотемпературная дизельная смазка), F-44 и F-34 (авиационные керосины с противобледенительными ингибиторами для ГТД).

По всем вопросам, связанным с приобретением этих и ранее выпущенных материалов, следует обращаться:

111116, Москва, Авиамоторная ул., дом. 2, ЦИАМ, отдел научно-технической информации.

Зугаева Наталия Гавриловна, тел. 362-9035, 362-4923.

ПАМЯТИ ВЛАДИМИРА ИЛЬИЧА ПЕРОВА

23-го февраля на 76-м году ушел из жизни крупнейший историк отечественной авиации, академик Академии наук авиации и воздухоплавания (АНАВ), профессор, доктор технических наук, лауреат Государственной премии СССР, председатель отделения истории авиации АНАВ Владимир Ильич Перов.

В 1955 году В.И. Перов завершил обучение в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского и был назначен в 13-й ГНИИ на должность младшего научного сотрудника. Благодаря своим способностям и энергии он успешно продвигался по службе и довольно быстро стал начальником управления, а уже в начале 60-х годов - одним из руководителей большого научного направления, целью которого являлось создание системы автоматизированного контроля для самолета МиГ-21 и его модификаций.

В 1987 году, не оставляя службу в ВВС, Перов занялся педагогической работой и стал руководителем кафедры эксплуатации и испытаний авиационной техники в Центральном институте подготовки командных кадров МАП (ЦИПКК МАП).

С 1993 года он - профессор кафедры эксплуатации авиационного вооружения ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского.

Владимир Ильич был очень разносторонним специалистом. Он был хорошим математиком и обладал знаниями по многим инженерным специальностям: прекрасно знал аэродинамику, электронику, хорошо разбирался в конструктивных особенностях практически всех отечественных самолетов. Так, когда потребовалось провести анализ работы электрооборудования летательных аппаратов, В.И. Перов, умело используя математический аппарат, на базе общей теории синхронных электрических машин разработал новую теорию гистерезисных машин. При разработке этой темы он "попутно" получил 10 авторских свидетельств. Результаты многочисленных исследований по самым различным направлениям науки и техники были опубликованы им в 179 научных трудах.

Владимир Ильич в отношении с людьми был необычайно скромным и очень демократичным: он одинаковым тоном мог беседовать и со слушателем первого курса, и с маршалом. Впрочем, если возникали спорные ситуации, в своих рассуждениях он был логичен, настойчив и с железной логикой доказывал правоту.

Обладая блестящими педагогическими способностями, В.И. Перов мог бесконечно много и очень ярко рассказывать о

своей любимой авиации. Он представлял собой интереснейшую, замечательную личность, истинного патриота России и отечественной авиации. Среди авиационной общественности он был известен как крупнейший исследователь, опубликовавший с 1971 года свыше 100 статей по истории и развитию авиационной техники в СССР в таких изданиях, как "Труды института истории естествознания и техники РАН", многочисленных авиационно-технических специальных и популярных журналах. Сегодня только с большим трудом можно найти в магазинах монографию В.И. Перова по самолетам Ла-9, Ла-11, а также первую книгу задуманного им четырехтомника по истории штурмовой авиации: они не залежались на прилавках.

Статья Владимира Ильича была опубликована в самом первом номере журнала "Двигатель". Постоянно занимаясь историей отечественной авиации, он неизбежно должен был стать одним из серьезных специалистов по истории отечественного двигателестроения. Так и произошло: В.И. Перов опубликовал в нашем журнале цикл статей, посвященных творческому пути известного авиадвигателестроителя-конструктора А.А. Микулина.

Буквально накануне кончины Владимир Ильич читал лекции в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского и договаривался о предстоящем очередном заседании отделения истории авиации АНАВ. Он был энергичен, наполнен идеями и предложениями. И очень тяжело сознавать, что больше никогда мы не услышим его интереснейшие рассказы из истории отечественной авиации.

Кончина Владимира Ильича Перова - тяжелая утрата для всех, кто с ним работал и кто знал его.

Выражаем глубокое соболезнование родным и близким В.И. Перова в постигшем их горе. У нас же, его товарищей, память о Владимире Ильиче Перове останется в сердцах навсегда.





МОСКВА - 2003

Четвертый Международный Форум

The Fourth International Forum
“High Technology of XXI”

21-25 АПРЕЛЯ 2003 г., МОСКВА
ВК ЗАО “ЭКСПОЦЕНТР”

ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ

XXI ВЕКА

“ВТ XXI - 2003”

Авиация • Космос • Радиоэлектроника и связь
Экология • Энергетика • Информационные технологии
Безопасность • Мирный атом • Лазерные технологии
Медицина и биотехнология • Машиностроение

Организаторы:

Правительство Москвы,
Правительство Московской области,
Комитет по реформированию оборонных предприятий,
расположенных в городе Москве

Министерство промышленности, науки и технологии
Российской Федерации

Институт экономики и комплексных проблем связи
АО “ЭККОС” (ООО “ЭКСПО-ЭККОС”)

Российский фонд развития высоких технологий - РФРВТ

Московская торгово-промышленная палата - МТПП

Московская Ассоциация Предпринимателей

По вопросам участия обращаться:
Международная конференция

Форум ВТ XXI - 2003
Выставка ВТ - 2003

РФРВТ
тел.: (095) 954-8087, факс: 954-5008
e-mail: info@hitechno.ru

Участие зарубежных фирм и компаний
МТПП

тел.: (095) 132-7429, факс: 132-0733
e-mail: extrade@mtpp.org

АО “ЭККОС” ООО “ЭКСПО-ЭККОС”
тел.: (095) 331-0501
331-1333
факс: (095) 331-0900
331-0511
e-mail: expococos@nii-ecos.ru
www.nii-ecos.ru/expococos

Уважаемые подписчики!

Наш журнал начинает пятый год своего существования. Вы были с нами. Спасибо Вам за поддержку и участие. Надеюсь, мы не обманули Ваших ожиданий. Это же обещаем и в следующие годы. Стоимость годовой подписки (шесть номеров) в 2003 году не изменится и с учетом НДС (10%) и доставки составит 792 рубля. Оставайтесь с нами.

Главный редактор журнала
Александр Бажанов



Банковские реквизиты:
р/счет 40702810238120103672
в Лефортовском ОСБ № 6901 г. Москва
Сбербанк России г. Москва
ИНН 7722158920
кор/счет 30101810400000000225
БИК 044525225
ОКПО 18596795
ОКОНХ 87100

научно - технический журнал "Двигатель"

издается с 1999 года



Для оформления подписки необходимо перевести соответствующую сумму на расчетный счет редакции и направить реквизиты подписчика (его фамилию, точный адрес, телефон) вместе с копией платежного поручения в редакцию.

Россия, 111116, Москва, ул. Авиамоторная, 2
ООО "Редакция журнала "Двигатели"



Universal Insurance Company Всеобщая Страховая Компания

ЗАО "Всеобщая страховая компания" работает с физическими и юридическими лицами. Основным видом деятельности компании является защита имущественных интересов крупных промышленных предприятий в сфере недвижимости, страхование грузов.

В течение многих лет страховыми полисами Всеобщей страховой компании защищены интересы таких крупных промышленных предприятий России, как Уфимское моторостроительное производственное объединение, Московское машиностроительное предприятие им. В.В. Чернышева, ФГУП "ММП "Салют", Ульяновский автозавод, Горьковский автомобильный завод, Омское объединение "Иртыш", Внешторгбанк России и др.

Всеобщая страховая компания - участник военно-технического сотрудничества и включена в соответствующий перечень Министерства финансов Российской Федерации. Почти десять лет Всеобщая страховая компания является страховщиком по контрактам спецэкспортеров РФ.

Деятельность Всеобщей страховой компании основывается на обеспечении первоклассного страхового покрытия. Качество предоставляемых услуг гарантируется механизмом перестрахования: большие и ответственные риски перестраховываются на лондонском рынке. Страховые полисы Всеобщей страховой компании давно известны во многих странах Европы, Азии и Африки.



ЗАО "Всеобщая страховая компания"
101990, Москва, Петроверигский пер., 4
Тел./Факс: (095) 923-2102
E-mail: univic@caravan.ru