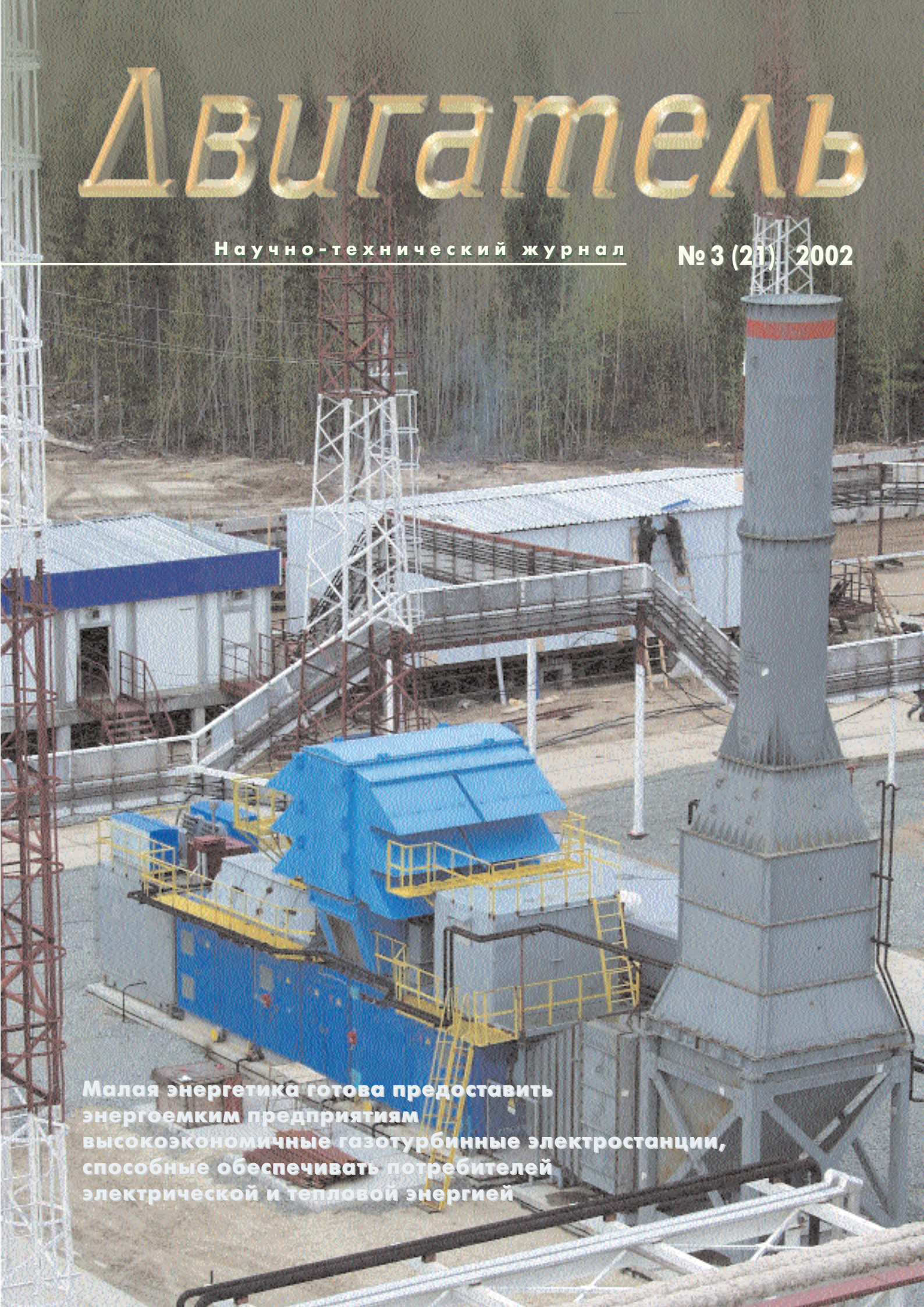


Двигатель

Научно-технический журнал

№ 3 (21) 2002



**Малая энергетика готова предоставить
энергоёмким предприятиям
высокоэкономичные газотурбинные электростанции,
способные обеспечивать потребителей
электрической и тепловой энергией**

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 МФПГ "БелРусАвто", Москва

Долецкий В.А.,

президент АО "Русские моторы", Ярославль

Жарнов В.М.,

ген. конструктор ПО "Минский моторный завод"

Зазулов В.И.,

гл. конструктор НПП "ЭГА", Москва

Иноземцев А.А.,

ген. директор - ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель"

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 "ММПП "Салют" по науке, Москва

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. Чернышова

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.,

председатель НТС 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,

дизайн и верстка

Галина Бобылева

Техническая поддержка

Александр Бобылев

В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

Александра Бажанова, Дмитрия Боева, Льва Берне, Валерия Гурова, Александра Медведя, Евгения Смердова

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111116, Россия, Москва,
ул. Авиамоторная, 2
Тел.: (095) 362-3925
Факс: (095) 362-3925
engine@ztl.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

Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.

Отпечатано

ЗАО "Фабрика Офсетной Печати"

Москва

Тираж 5000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная

СОДЕРЖАНИЕ

2. И вновь мотористы России на ВВЦ

3. Два пути оборонного заказа

интервью Г. Костина

6. Не уступая западным фирмам

интервью Б. Будзуляка

8. Перспективный газотурбинный привод для ГПА компрессорных станций

А. Коваленко, В. Романов, А. Филоненко, О. Кучеренко

12. Парогазовая установка контактного типа для ТЭЦ-28

Ю. Елисеев, В. Беляев, А. Маркелов, М. Синкевич

15. Точнее, надежнее, эффективнее

А. Толстов

16. Энергосберегающие технологии в газотурбинных установках малой мощности

Е. Роговой

18. Приемочные испытания газотурбинной теплоэлектростанции "Урал-4000"

А. Салихов, Д. Сулимов

21. Высокие технологии оборонного комплекса

22. Статические алгоритмы для эксплуатации газотурбинного двигателя по состоянию

Г. Добрянский, В. Беляев, В. Алексеев, В. Буковский

26. Системы ОАО "СТАР" для управления газоперекачивающими агрегатами

Ю. Дудкин

28. Старейший моторостроитель России

А. Романов

29. Авиационные дизели, или тернистый путь

А.Д. Чаромского

В. Котельников, А. Медведь

34. Александр Микулин, человек-легенда

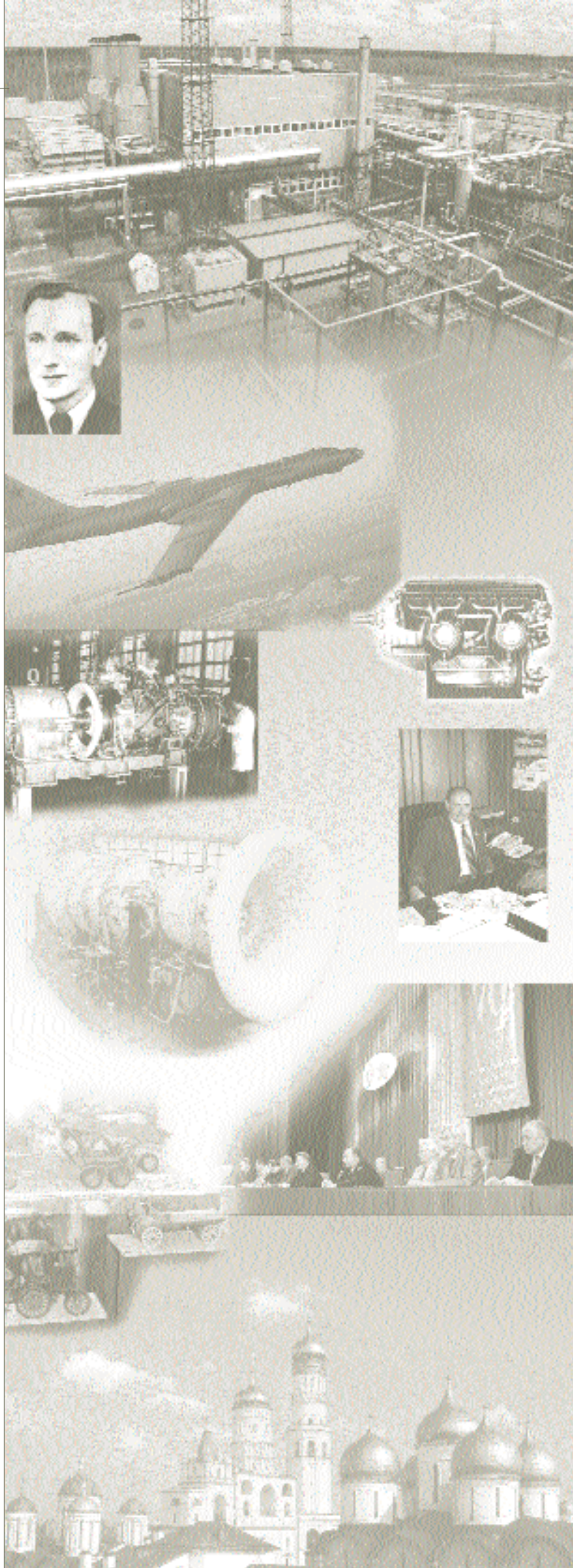
Л. Берне, В. Перов

38. Динамика кавитации центробежных насосов

В. Калнин, В. Шерстянников

42. Сотрудничество Д.Д. Севрука и В.П. Глушко

Л. Васильева, В. Рахманин





И вновь мотористы России на ВВЦ

Самая первая выставка, организованная двигателестроителями Минавиапрома СССР, - "Авиадвигателестроение-90" прошла на ВДНХ СССР в марте-апреле 1990 года. Она была посвящена конверсии авиационного двигателестроения СССР.

С 1992 года специализированные выставки "Двигатели" (с международным участием) проводятся Ассоциацией "Союз Авиационного Двигателестроения" - АССАД - раз в два года. В их рамках организуются симпозиумы по двигательной тематике, которая последние три года звучит как "Двигатели и экология".

В этом году выставка проходит в седьмой раз, и ее площадь составила уже 3086 кв.м. Было показано около 2000 экспонатов, которые представили 122 фирмы из 8 стран. В их числе ведущие двигателестроительные фирмы мира - российские ФГУП ММП "Салют", ОАО "НПО "Сатурн", ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова", ОАО "АВТОВАЗ"; украинские ОАО "Мотор Сич", ГП ЗМКБ "Прогресс", Pratt&Whitney Canada, SNECMA (Франция), MTU (Германия) и многие другие.

На выставке были представлены двигатели для авиации, космонавтики, судов, автомобилей, тракторов, стационарных силовых установок для энергетики, газоперекачки, теплофикации. Широко освещались металлургическое производство, станкостроение, промышленность топлив и масел, ремонт и сервисное обслуживание.

В рамках выставки прошли День Украины (в основном - на стенде запорожского "Мотор Сич"), пресс-конференции ведущих двигателестроительных фирм - "Салюта", "Сатурна", питерского ФГУП "Завод им. В.Я. Климова" и многих других. Совместные про-

екты представили французская SNECMA и ОАО "НПО "Сатурн", канадская Pratt&Whitney и питерские Климовцы, российско-украинская рабочая группа по самолету АН-70. Авиарегистр МАК непосредственно на стенде ОАО "Аэросила" вручил сертификат на двигатель ТА-14.

Традиционно, со второго дня работы выставки проходил научно-технический симпозиум "Двигатели и экология", на котором рассматривались проблемные экологические вопросы по всему жизненному циклу современных двигателей различного назначения. На симпозиуме заслушивались 25 докладов известных ученых и специалистов в области двигателестроения, которые поделились своим опытом решения экологических проблем при создании, производстве и эксплуатации двигателей. И если в 1992 году в симпозиуме принимали участие 63 докладчика, а в 2000 году их было 272, то в работе форума этого года приняли участие уже 281 представитель 61 ведущих НИИ, ВУЗов, ОКБ, заводов и фирм России, Беларуси, Украины, Франции, США, Германии, Ирана, Чехии. По результатам работы симпозиумов принято решение о необходимости рассмотрения экологических вопросов и далее. Тематика симпозиума выставки "Двигатели-2004" останется прежней: "Двигатели и экология".

Выставка по времени совпала с Всемирным днем авиации и космонавтики, объявленного UNESCO 18 апреля. К этому дню были приурочены совещание секции авиастроения НТС АССАД и прием, данный ВАО "Интерпрофавиа". Следующий Салон этой серии пройдет на ВВЦ теперь уже в 2004 году. Судя по всему, он обещает быть не менее интересным.



АИ-450



ДВА ПУТИ ОБОРОННОГО ЗАКАЗА

"Вся наша промышленная авиация держится на заказах оборонного ведомства, так же как и вся вообще русская авиация зиждется на военной авиации"

(Журнал "Аэро" №2, 1914 г.)



Встречи на Салоне подарили нашему корреспонденту редкую возможность беседы с одним из самых недоступных (по отсутствию свободного времени) депутатов Госдумы, Георгием Костиним, известным всем "оборонщикам" России еще в качестве директора Воронежского механического завода, до сих пор выпускающего жидкостные ракетные двигатели для наиболее применяемых типов ракет-носителей. Г. Костин был председателем Комитета по конверсии Госдумы предыдущего созыва и ему в немалой степени мы все обязаны сохранением тех оборонных предприятий, которые смогли достаточно "безударно" перейти на гражданскую продукцию. Результаты беседы - в этой статье.

Сейчас ясно уже кажется всем, что дальше не заниматься судьбой своего накопленного потом и кровью богатства - оборонного комплекса - руководство страны не может. Однако, в период 15-летнего бездействия центральной власти мы сильно "подсадили" собственный бюджет. В качестве перспектив функционирования промышленности в условиях хронической нехватки средств предлагается сейчас сократить количество реально работающих на рынке организаций, объединив их в различного типа корпорации. При этом, почему-то хотят "заставить лошадь толкать телегу": не облегчить жизнь традиционной компании, а объединить рядом находящихся территориально или даже просто соседствующих в неких реестрах и перечнях. Так сейчас в воздухе носится идея о создании разных холдингов, но увы - ради того, чтобы... создать холдинг, то есть просто уменьшить общее число предприятий. Понятно, например, когда объединяют под единым управлением технологически связанные между собой предприятия: заводы, ОКБ, смежников, комплектовщиков, ремонтников и прочее. Хотя, пожалуй, даже и в этом случае вызывает сомнение рыночная обоснованность такой директивной меры. Если же "процесс пошел" по формальным принципам, например по принадлежности к одной и той же отрасли (авиационной ли, иной - какая разница), то могут быть непонятной силой объединены разработчики самолетов, вертолетов и предприятие, выпускающее авиационные двигатели. При этом каждое из предприятий в своей подотрасли было совершенно самостоятельно и обладает широчайшим кругом смежников, таким "объединением" от него отрезаемых. К тому же не надо забывать, что продукция многих предприятий потребляется разными отраслями. Так одни и те же двигателестроительные заводы работают и для авиации, и для энергетики, и для газовой промышленности. И объединяя предприятия в одной отрасли, мы создаем проблемы для их деятельности в другой, иначе придется создавать многоцелевые огромные и от того заведомо недееспособные монстры-концерны.

Если подходить к процессу дальнейшей работы оборонной отрасли с формальных позиций, то могут появиться и маниловские идеи объединить, например, в некий единый конгломерат всю отраслевую



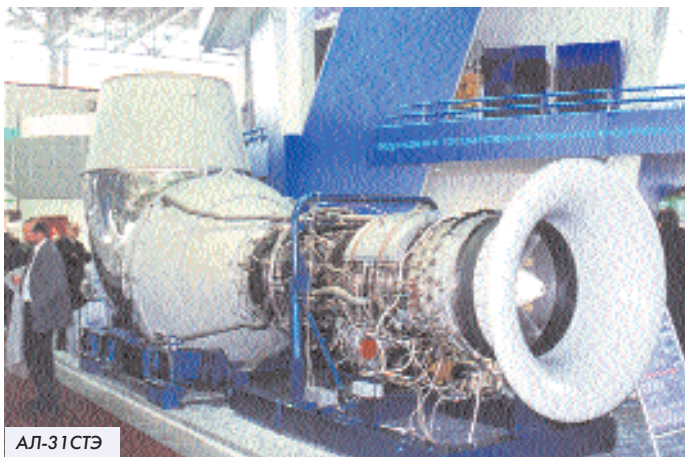
науку или крупный научный центр, работающий на всю отрасль, и... один из заводов этой отрасли. В результате ни одно из предприятий, скорее всего, не сможет исполнять непосредственные обязанности. Этакая мичуринская генетика в производстве. Непонятно только, кому и зачем реально нужны ее плоды. И каковы они.

Есть еще один важный аспект объединений. Кажется, до сих пор никто не отменял (и не собирается это делать) такой вещи, как государственная тайна. К объектам, попадающим под ее эгиду, в первую очередь относятся все предприятия, непосредственно работающие в оборонной отрасли. При нормальной рыночной экономике не запрещено быть в качестве субъектов этого правления и тем, увы, от кого охраняется эта тайна...

Есть два, на самом деле, взаимоисключающих подхода к разрешению этой проблемы. Согласно одному из них, не имеет значения форма собственности предприятия, выполняющего данный заказ: достаточно соблюдения режима внутри предприятия и контроля этого соответствующими государственными органами. В качестве примера можно привести американскую компанию "Крайслер", которой уже второй год владеет немецкий гигант "Даймлер-Бенц" (организовался концерн "Даймлер-Крайслер"), что не мешает "Крайслеру" оставаться одним из столпов промышленности США. Танки, впрочем, больше не делает, хотя прочая номенклатура сохранилась.

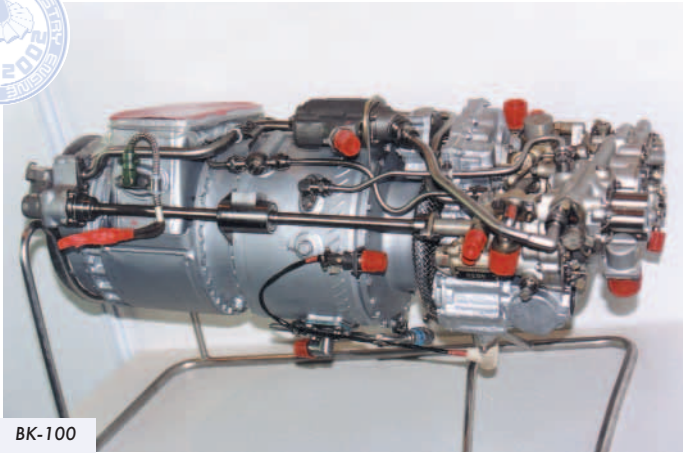
Все мы свидетели того, что у нас предприятия, на которые государство даже формально влиять не может, свободно обмениваются информацией со своими партнерами (и тем более, владельцами-акционерами). Ранее созданная система защиты секретов полностью демонтирована, а новая - вне зоны влияния государства - не функционирует. Но если так, то, акционируя предприятия, являющиеся опорными в области производства оборонной техники, мы, практически, лишаем государство возможности размещать на них свои оборонные заказы.

Есть и другой подход к проблеме размещения оборонных заказов. Он состоит в том, что головное предприятие, ответственное за ведение всей темы, в том числе за соблюдение режима - государственное, а предприятия смешанной формы собственности совер-



АЛ-31СТЭ





BK-100



BK-1

шенно спокойно могут быть соисполнителями по любым элементам, агрегатам и частям того же оборонного заказа. И это тоже практика, принятая во всем мире. А, поверьте, никто из наших "дальних" соседей не относится к своим секретам легкомысленнее нас.

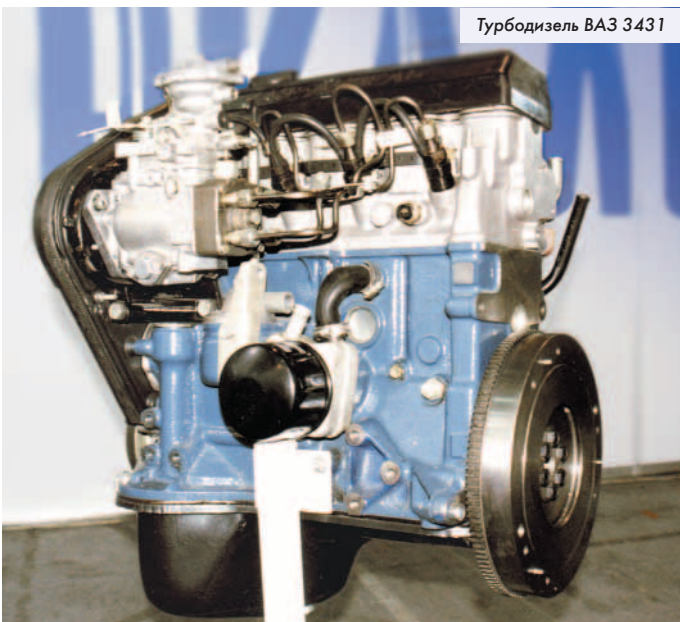
Без выбора одного из этих подходов в качестве основного или комбинирования их невозможно что-то говорить в плане оборонной доктрины. В прок эта неопределенность, понятно, не идет. За последние годы, вследствие иррационального управления, мы уже лишились целого ряда нормально работающих отраслей - сельхозмашиностроения, микробиологии, радиопромышленности, химической, автомобилестроительной и еще кое-каких. Остались лишь отдельные предприятия. В том же Воронеже есть известное в народе своими бытовыми изделиями государственное НИИ Связи, основная продукция которого рассчитана на оборонную отрасль. И если, для того, чтобы создать с его участием холдинг, придется изменить форму собственности завода, то при этом есть риск потери всего госзаказа (учитывая выше сказанное) и, соответственно, возможности выживания как завода, так и тысяч воронежцев, работающих на этом заводе. С другой стороны, как мы уже говорили, ничто не мешает, вроде бы, совместной работе предприятий с различной формой собственности - при единственном и неперемном условии: головное предприятие корпорации должно иметь жесткое государственное подчинение, исключаяющее возможность манкирования понятием гостайны. И, конечно, должна быть реально работающая объединяющая структура - холдинг ли это или иная ассоциация - отвечающая за взаимодействие ее частей.

К сожалению, одно лишь авиационное двигателестроение имеет негосударственную объединяющую всю отрасль структуру - АССАД, которая в какой-то мере может отстаивать интересы подотрасли перед государством, заказчиками и поставщиками, взаимно увязывать

запросы входящих в нее предприятий и организаций. В результате авиационные двигателисты если не процветают (говорить так в условиях нашей экономики означало бы кривить душой), то, по крайней мере, сохранили и даже наращивают свои производственные мощности. Это существенно, особенно если учитывать тот факт, что многие предприятия отрасли - градообразующие, от них зависит жизнь целых регионов - Рыбинска, Перми, Уфы и прочих. Например, у "ближайших родственников" по бывшему авиапрому - самолетчиков - такого единения не наблюдается. И что же: отрасль находится в изрядно проблемном состоянии, к тому же сильно потрепанная неумной конкуренцией времен начала перестройки. Некоторых известных фирм сейчас уже практически не существует - есть лишь одни безжизненные коробки предприятий и остатки штата глубоко запенсионного среднего возраста. Попытки поправить дело слиянием или, наоборот, разделением предприятий вряд ли помогут делу без четкого определения линии поведения государства по отношению к отрасли в целом.

Страны, которые мы ранее полагали своими непосредственными противниками, теперь таковыми вроде бы не считаются. Пусть это так, но производству от этого не стало намного легче: друзей на рынке нет, есть коллеги. И конкуренты. И любая, пусть даже и самая честная конкуренция на мировом рынке предполагает использование и нерыночных - политических - методов, непосредственное участие в делах рынка государственных структур. В первую очередь это всегда относилось и относится к оборонной промышленности. И здесь яснее всего видно, что любые недоработки наши - победа наших оппонентов. И вместе с тем, потеря как обороноспособности в целом, так и возможности работы на международных рынках оборонной продукции.

По результатам беседы осталась надежда скорых положительных изменений в руководстве экономикой оборонной промышленности России. Сейчас уже в "костинском" комитете Госдумы Российской Фе-



Турбодизель VA3 3431



M-7



дерации по промышленности, строительству и наукоёмким технологиям проходят мощные кадровые перестановки: приходят люди, весьма и весьма близко принимающие к сердцу государственные интересы нашей страны, в том числе и в отрасли оборонного строительства. Костин считает, что для страны, где практически почти все предприятия выпускали продукцию "двойного назначения" (долгое время даже макароны вся Россия потребляла не иначе как диаметра 7,62 мм, известного как "трехлинейный" калибр стрелкового оружия), край-

не полезно и даже необходимо иметь особый комитет по оборонным отраслям промышленности. Если вспомним, до самого недавнего времени так это и было (в течении без малого трехсот лет). При этом, обязательно вовлечь в деятельность этого комитета как можно больше депутатов-производственников Госдумы. Причины этому ясны: конечно, управление производством - дело профессиональное, но и самый профессиональный управленец, не владея спецификой своей отрасли, не сможет в ней сделать ничего толкового. Никакие "рыночные механизмы" сами собой, автоматически, не заменят руководителю понимания процессов, которые происходят в управляемой им области промышленности. Государство, как "главный управляющий делами" в России, не имеет право самоустраняться от решения вопросов тех отраслей, которые всегда и при всех правительствах были сферой его интересов. В противном случае люди, которые берут на себя смелость выступать от имени государства, на самом деле, не имеют даже и морального права этого делать. Так, еще недавно, в бытность Георгия Васильевича директором Воронежского завода, приезжал туда к ним с визитом тогдашний премьер-министр, "основной двигатель" приватизации. Посмотрев на ритмично работающие цеха, поинтересовался "а почему до сих пор такое нормально функционирующее предприятие не приватизировано?". Ответ был моментален: "Потому и работающее, что все здесь делалось вопреки Вашей идеологии разрушения промышленности". В этом весь Георгий Васильевич - человек, который знает производство и не боится на любом уровне отстаивать интересы дела. **А**



не полезно и даже необходимо иметь особый комитет по оборонным отраслям промышленности. Если вспомним, до самого недавнего времени так это и было (в течении без малого трехсот лет). При этом, обязательно вовлечь в деятельность этого комитета как можно больше депутатов-производственников Госдумы. Причины этому ясны: конечно, управление производством - дело профессиональное, но и самый профессиональный управленец, не владея спецификой своей отрасли, не сможет в ней сделать ничего толкового. Никакие "рыночные механизмы" сами собой, автоматически, не заменят руководителю понимания процессов, которые происходят в управляемой им области промышленности. Государство, как "главный управляющий делами" в России, не имеет право самоустраняться от решения вопросов тех отраслей, которые всегда и при всех правительствах были сферой его интересов. В противном случае люди, которые берут на себя смелость выступать от имени государства, на самом деле, не имеют даже и морального права этого делать. Так, еще недавно, в бытность Георгия Васильевича директором Воронежского завода, приезжал туда к ним с визитом тогдашний премьер-министр, "основной двигатель" приватизации. Посмотрев на ритмично работающие цеха, поинтересовался "а почему до сих пор такое нормально функционирующее предприятие не приватизировано?". Ответ был моментален: "Потому и работающее, что все здесь делалось вопреки Вашей идеологии разрушения промышленности". В этом весь Георгий Васильевич - человек, который знает производство и не боится на любом уровне отстаивать интересы дела. **А**



ВСЕРОССИЙСКАЯ ВЫСТАВКА НАУЧНО - ТЕХНИЧЕСКОГО ТВОРЧЕСТВА МОЛОДЕЖИ "НТТМ-2002"



Впервые после долгого перерыва Всероссийский Выставочный Центр по поручению Правительства Москвы и при поддержке Правительства Российской Федерации проводит 4-7 июля 2002 г. в павильоне №57 IX Международную выставку научно-технического творчества молодежи "НТТМ-2002".

Эта выставка - возможность для молодежи представить научно-технические проекты, продемонстрировать увлечение наукой, принять участие в Деловой программе. Научное и техническое творчество молодежи, представляется в виде моделей, макетов, приборов, планшетов, опытов-иллюстраций и компьютерных программ. Оно формируется по научным направлениям: естественные, инженерные, социально-гуманитарные, экономические науки.

Выставка такого масштаба привлекательна тем, что ее участники - учащиеся домов и центров технического творчества, кол-

леджей и лицеев, а также студенты, молодые ученые, чьи проекты были признаны лучшими на республиканских, краевых, областных, городских или районных смотрах, конкурсах. Возраст участников от 7 до 25 лет.

К участию в выставке приглашаются научно-технические издания, средства массовой информации, научные музеи, авторы и разработчики предметной среды в развитии интеллектуального досуга.

Во время проведения семинаров, "круглых столов", встреч состоится обмен мнениями, идеями, пройдут дискуссии, в результате которых, может быть, будут предложены новые пути решения мировых проблем в области науки и техники.

Для участников и гостей готовится обширная культурная и экскурсионная программа. Освещать работу выставки будет молодежный пресс - центр.

По итогам выставки каждый участник будет награжден дипломом выставки "НТТМ-2002", лучшие проекты будут рекомендованы для участия в IX Международной выставке мо-

лодежных научно-технических проектов "ЭКСПО - Наука 2003". Международная выставка "ЭКСПО-Наука 2003" пройдет в июле следующего года также на территории ВВЦ. Решение о ее проведении было принято на заседании Генеральной Ассамблеи Международного движения научно-технического досуга MILSET 12 июля 2001 г. в Гренобле (Франция). По своим масштабам и значимости эта выставка будет уникальным событием, привлечет к участию молодежь из более 100 стран мира. Она призвана способствовать расширению международных контактов, объединению молодых людей разных национальностей через совместные проекты в сфере науки.

Проведение выставок "НТТМ-2002" и "ЭКСПО - Наука 2003" должно стать мощным стимулом развития творческой активности и культурной интеграции молодежи, восстановления традиции проведения на постоянной основе выставок, смотров, фестивалей научно-технического творчества молодежи в Москве на ВВЦ. Обе экспозиции готовятся единым организационным комитетом. **А**

НЕ УСТУПАЯ ЗАПАДНЫМ ФИРМАМ



Редакция журнала "Двигатель" накануне выставки "Нефть-Газ-2002" обратилась к члену правления ОАО "Газпром" Богдану Владимировичу Будзуляку с просьбой ответить на ряд вопросов о взаимодействии этой жизненно важной отрасли России с разработчиками и производителями двигателей для газоперекачивающих агрегатов.

"Двигатель": Что можно сказать об итогах деятельности компании в 2001 году? Сколько компрессорных станций введено в действие? Какие газоперекачивающие агрегаты установлены на них?

Богдан Будзуляк: Итоги удовлетворительные. Добыто 512,0 млрд кубических метров газа. Освоено 120,0 млрд рублей в качестве капитальных вложений. Основные направления инвестиций: обустройство Заполярного месторождения, реализация проектов "Ямал-Европа" и "Голубой поток", расширение подземных хранилищ, реконструкция объектов добычи и транспорта газа. Всего в 2001 году в промышленную эксплуатацию было введено около 500 км газопроводов, одна компрессорная станция с отечественным оборудованием и две установки подготовки газа.

"Д": Как строилась в истекшем году политика взаимоотношений с разработчиками и поставщиками газотурбинных установок для газоперекачивающих агрегатов?

Б.Б.: Взаимоотношения Газпрома с поставщиками газотурбинных установок строились на основе долговременных соглашений о сотрудничестве. В этой сфере деятельности Газпрома ведущее место занимают предприятия пермского региона, где произ-

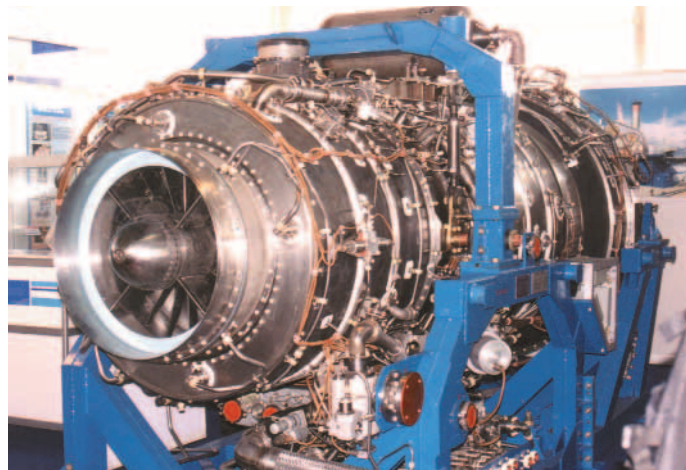
водятся двигатели ПС-90 различных модификаций и комплекты газоперекачивающие агрегаты для дожимных и линейных компрессорных станций.

Положено начало производства газоперекачивающего агрегата на ОАО "Газпром" "Кировский завод" (Санкт-Петербург). Этот агрегат мощностью 16 МВт оснащен двигателем АЛ-31СТ производства ОАО "НПО "Сатурн" и нагнетателем ОАО "Компрессорный комплекс" из Санкт-Петербурга.

АО "Казанское моторостроительное производственное объединение" поставило и ввело в опытно-промышленную эксплуатацию агрегат мощностью 16 МВт с двигателем НК-38 и нагнетателем производства ОАО "Казань компрессормаш". После доводки агрегат будет передан в серийное производство.

"Д": На какой тип привода для газоперекачивающего агрегата в перспективе будет ориентироваться "Газпром": на базе модернизированного авиационного двигателя или стационарной установки? Можно ли сейчас говорить о возрождении производства стационарных ГПА в России?

Б.Б.: В перспективе мы будем ориентироваться как на использование приводов авиационного и судового типов, так и на





стационарные ГТУ, производство которых возрождается после многолетнего перерыва на Невском заводе, где находится в изготовлении агрегат ГТР-16 для компрессорной станции "Мокроус" ООО "Югрангаз".

Таким образом, в зависимости от целого ряда факторов, на КС будут применяться все виды привода, включая и электрический.

"Д": Сейчас много говорится о возможном приближении техногенных катастроф, связанных, прежде всего, со старением оборудования. В предыдущие годы в Газпроме из-за недостатка средств происходило увеличение числа (до 12 % ежегодно) ГПА, подлежащих замене. Какой выход видит руководство "Газпрома" из этой ситуации? Сколько ГПА модернизировано и заменено в прошлом году? В чем заключалась модернизация КС и ГПА?

Б.Б.: Ежегодно газотранспортные общества выполняют большой объем профилактических ремонтных работ для обеспечения надежности и безопасности системы газоснабжения. Работы ведутся в плановом порядке. Часть из них выполняется с полной остановкой всех объектов. Отказы, к сожалению, бывают, но частота отказов нами отслеживается и регулируется путем реализации профилактических мероприятий.

Реконструкция объектов в основном направлена на улучшение технико-экономических и экологических показателей, что достигается использованием двигателей и компрессоров с высоким к.п.д., низкими выбросами загрязняющих веществ, высоким уровнем автоматизации.

За прошедший год были реконструированы 54 газоперекачивающих агрегата с использованием в основном отечественного оборудования.

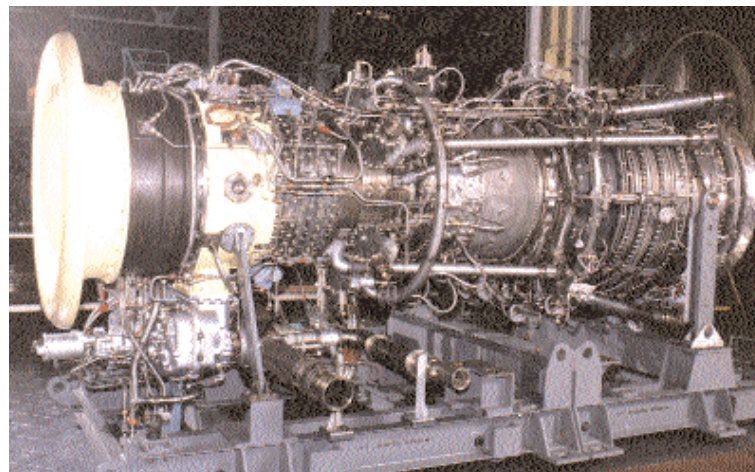
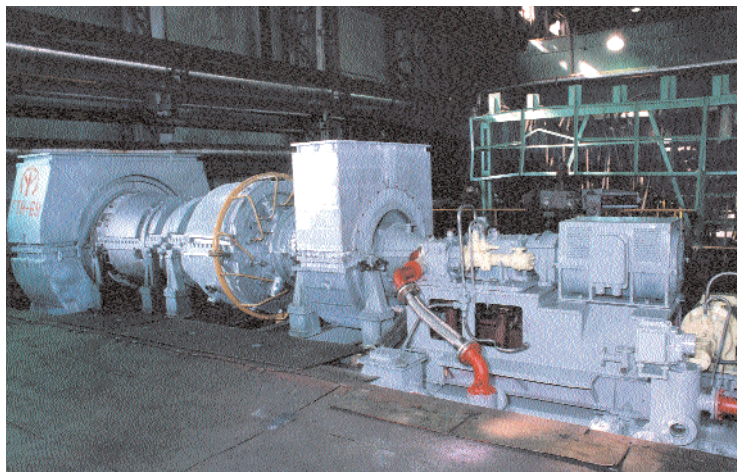
"Д": Известно, что отечественные ГПА уступают западным аналогам по некоторым параметрам (из-за чего пришлось, на-

пример, на наиболее ответственных участках газопровода "Голубой поток" использовать газотурбинные приводы фирмы "Дженерал Электрик"). Для разработки и совершенствования отечественных ГПА у предприятий не хватает средств. Какую помощь оказывает "Газпром" этим предприятиям и какую часть своей прибыли 2001 года (а это 100 млрд руб.) ОАО "Газпром" планирует вложить в 2002 году в разработку и производство газоперекачивающего оборудования?

Б.Б.: Современные ГПА российского производства в целом не уступают агрегатам западных фирм ни по техническим показателям - к.п.д., ресурсу, ремонтпригодности, а по главному для нас на сегодня показателю - цене - отечественные агрегаты значительно дешевле импортных. На сегодня главный вопрос - стабильное финансирование программ нового строительства и реконструкции объектов добычи и транспорта газа. Этим определяется возможность для машиностроительных предприятий плановых поставок оборудования, его совершенствования. По моему мнению машиностроительные предприятия могут и должны вкладывать средства в доводку своих изделий.

"Д": Изменилась ли политика руководства ОАО "Газпром" в отношении сотрудничества с зарубежными предприятиями-поставщиками газоперекачивающего оборудования, в частности с украинскими?

Б.Б.: Мы продолжаем сотрудничество с традиционными партнерами из дальнего зарубежья и стран СНГ. Так, например, совместно с итальянской фирмой "Нуово Пиньоне" при непосредственном участии специалистов Газпрома создан газоперекачивающий агрегат ПЭТ-21С, в котором использован газогенератор АЛ-31СТ производства ОАО "НПО "Сатурн". Пять таких ГПА смонтированы на КС "Алмазная" ООО "Пермтрансгаз". Продолжается сотрудничество с фирмами Украины по поставке двигателей и ГПА. **П**



ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ПРИВОД ДЛЯ ГПА КОМПРЕССОРНЫХ СТАНЦИЙ

ГП НПКГ "Зоря"- "Машпроект": **Анатолий Коваленко, Виктор Романов, Александр Филоненко, Олег Кучеренко**

Развитие и совершенствование сети магистральных газопроводов сопровождается развитием технологий транспортировки газа, совершенствованием энергетической базы компрессорных станций (КС). В настоящее время газотурбинная техника занимает доминирующее положение в качестве энергоприводов нагнетателей природного газа. В свете развития, ремонта и обновления сети магистральных газопроводов актуальной представляется задача определения перспективных направлений при создании новых и модернизации существующих газотурбинных установок (ГТУ) для компрессорных станций магистральных газопроводов.

Множество реально реализуемых в настоящее время схем ГТУ, возможных для использования в качестве энергоприводов нагнетателей природного газа КС, можно представить следующим перечнем:

- ГТУ простого термодинамического цикла;
- ГТУ с регенерацией тепла уходящих газов;
- ГТУ с перерасширением газа за турбиной;
- ГТУ с промежуточным охлаждением воздуха и регенерацией тепла уходящих газов;
- контактные газопаротурбинные установки схемы "Водолей";
- ГТУ с утилизацией тепла уходящих газов в пароводяном теплоутилизационном контуре;
- ГТУ с утилизацией тепла уходящих газов в воздушном теплоутилизационном контуре.

Газотурбинные приводы нагнетателей для газоперекачивающих агрегатов (ГПА) на базе ГТУ простого термодинамического цикла являются доминирующими на современном КС. К.п.д. наиболее совершенных в термодинамическом плане ГТУ в классе мощностей 2,5...8 МВт имеют значения 28...32 %, в классе 10...12,5 МВт - 32...35 %, в классе 16...25 МВт - 36...37 %. Есть сообщения о достижении в ГТУ простого термодинамического цикла в классе мощностей 35...50 МВт значений к.п.д. 41...42 %.

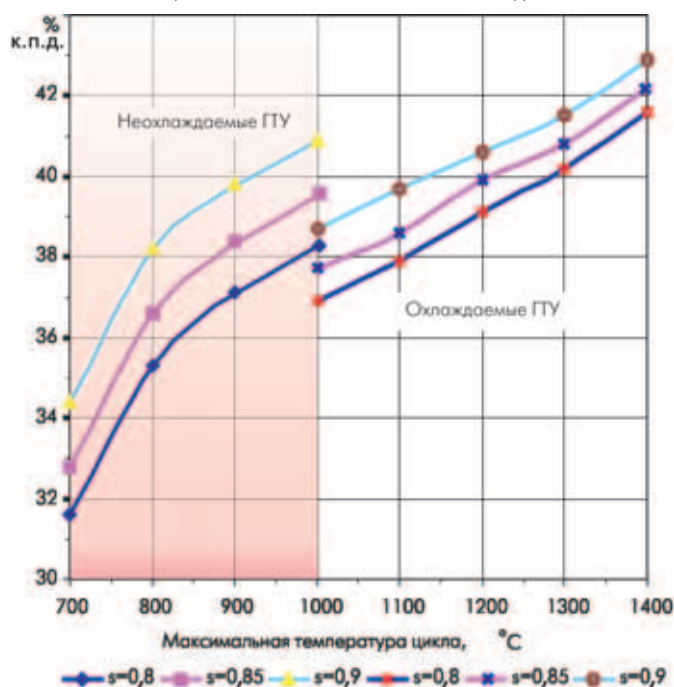


Рис. 1. Зависимость к.п.д. ГТУ с регенератором от температуры цикла и степени регенерации s

Характерными особенностями ГТУ таких схем является их прочностная напряженность, конструктивная сложность, применение уникальных материалов и технологий. Отмеченные особенности обусловлены необходимостью реализации предельно высоких термодинамических параметров с целью достижения наивысших значений мощности и к.п.д. при условии обеспечения минимальных массы и габаритов. Такие ГТУ являются оптимальными для энергетических установок авиации и военно-морского флота.

О теоретических преимуществах ГТУ с регенерацией тепла уходящих газов известно давно. Именно с таких схем начиналось развитие промышленных и транспортных ГТУ. Одними из первых для ГПА были приводы на базе ГТУ с регенератором.

Параметрические исследования схемы ГТУ с регенерацией тепла уходящих газов показывают, что наиболее эффективно применение регенератора в двигателях с неохлаждаемыми турбинами. В настоящее время этому соответствуют температуры цикла 900...1000 °C. При этом возможно достичь к.п.д. ГТУ на уровне 40...41 % (см. рис. 1).

Весомой причиной различия к.п.д. для множества классов мощностей ГТУ является масштабный фактор. При реализации ГТУ малых мощностей технологически трудно создать турбомашину с высокими к.п.д., организовать эффективные системы охлаждения горячих частей ГТУ. Здесь применение регенератора оказывается наиболее целесообразным.

Американская фирма Solar Turbines разработала энергетическую ГТУ с регенератором Mercury 50 мощностью 4,2 МВт. К.п.д. установки согласно публикациям имеет значение 41 % при максимальной температуре цикла 1160 °C и степени регенерации $S = 0,9$. Приемлемые гидравлические потери в элементах газозвдушного тракта достигнуты во многом благодаря оригинальной компоновке основных узлов установки и организации газозвдушного тракта. В разработку ГТУ Mercury 50 было вложено не менее \$222,6 млн.

Наиболее часто для ГТУ рассматриваются два типа регенераторов - трубчатые и пластинчатые.

Трубчатые регенераторы по массогабаритным показателям заметно уступают пластинчатым. Однако они отличаются большей эксплуатационной надежностью, хорошо работают в условиях высоких температур, давлений рабочего тела и термодинамических нагрузок.

Разновидностью трубчатых регенераторов можно считать регенераторы с теплообменной поверхностью образованной из змеевиков с малым радиусом изгиба. Такие регенераторы при сравнимых условиях имеют массогабаритные характеристики примерно в два раза меньшие, чем традиционные трубчатые регенераторы. Есть сообщения о разработках регенераторов на базе теплообменной поверхности, образованной из змеевиков с малым радиусом изгиба, на степень регенерации $S = 0,93$.

Наиболее привлекательной стороной пластинчатых регенераторов являются их массогабаритные показатели. Считается, что пластинчатые регенераторы наиболее целесообразны для ГТУ с умеренными температурами и давлениями рабочего тела. К числу основных недостатков пластинчатых регенераторов, с позиций термодинамики, можно отнести трудности предотвращения возможных перетечек рабочего тела мимо теплообменных поверхностей.

Для класса мощностей привода нагнетателей природного газа 16...25 МВт в последнее время часто рассматривается схема ГТУ с промежуточным охлаждением воздуха и регенерацией тепла уходящих газов. Примером может служить проект газотурбинного агрегата "Надежда" мощностью 16 МВт и к.п.д. 43 % ОАО "Невский за-

вод". Ближайшим зарубежным аналогом можно считать ГТУ WR21 с промежуточным охлаждением воздуха и регенерацией тепла уходящих газов. Эта установка, разрабатываемая фирмами Rolls-Roys и Westinghouse для военно-морского флота США, имеет мощность 25 МВт и к.п.д. 42 %. Разработка ведется уже более 10 лет. В настоящее время насчитывается около 10 экземпляров опытных установок WR21. По опубликованным данным сумма контракта на разработку ГТУ WR21 составляет не менее \$356 млн.

Для ГТУ с промежуточным охлаждением воздуха и регенерацией тепла уходящих газов на КС необходимо большое количество воды, традиционно используемой для охлаждения воздуха. При использовании в качестве хладагента атмосферного воздуха в схему ГТУ приходится вводить достаточно громоздкие конструкции, включающие аппараты воздушного охлаждения, требующие заметных затрат мощности на привод вентиляторов. Кроме того, такой способ промежуточного охлаждения не позволяет достичь низких температур воздуха на выходе из охладителя, что снижает эффективность рассматриваемой схемы ГТУ, как привода нагнетателя природного газа на КС.

Контактная газо-паротурбинная установка (КГПТУ) "Водолей", разработки "Зоря"-Машпроект как привод нагнетателя газа также требует систему водоподготовки и отвода тепла от парогазового конденсатора в окружающую среду, что увеличивает массогабаритные показатели, и повышает капитальные затраты. Неоспоримыми достоинствами КГПТУ "Водолей" являются высокие значения к.п.д., удельной работы, низкие значения вредных выбросов. В настоящее время КГПТУ "Водолей" имеют значения к.п.д. в условиях ISO, равные 43..45 %. На номинальной мощности величина эмиссии NO_x для установки мощностью 25 МВт не превышает 25 ppт, для установки 16 МВт - 35 ppт. Эмиссия CO_2 в уходящих газах изменяется в диапазоне 15..50 ppт при работе от номинальной мощности до холостого хода.

Первая промышленная установка КГПТУ "Водолей" мощностью 16 МВт смонтирована на КС "Ставищенская" (Киевская область). По результатам опытной эксплуатации будет проведена реальная оценка эффективности данной схемы.

Есть предложения по увеличению коэффициента использования тепла топлива на компрессорных станциях применением утилизации тепла уходящих из ГТУ газов в пароводяном теплоутилизационном контуре. Расчеты показывают, что компрессорная станция с суммарной мощностью приводных двигателей около 50 МВт с помощью пароводяного теплоутилизационного контура может получить дополнительно около 11 МВт электрической энергии и в результате повысить коэффициент использования тепла топлива на 21..24 %. Сегодня, ввиду отсутствия мощного источника охлаждающей воды на КС, система отвода тепла от конденсатора выполнена на основе аппаратов воздушного охлаждения или сухих градирен. Такая система получается громоздкой, сложной, дорогой. Кроме того, заметно усложняется обслуживание ГТУ.

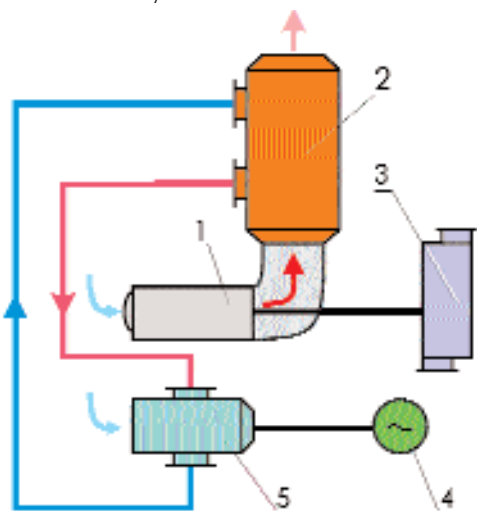
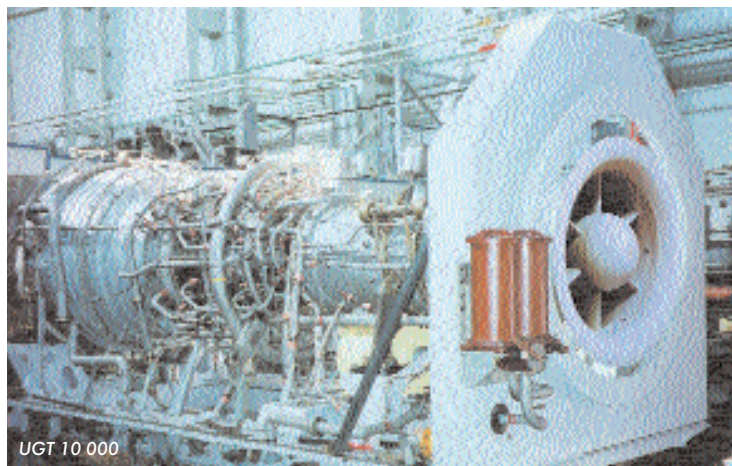
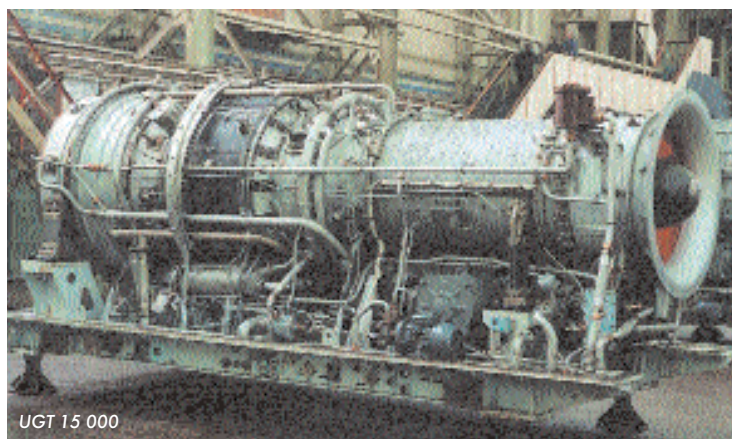


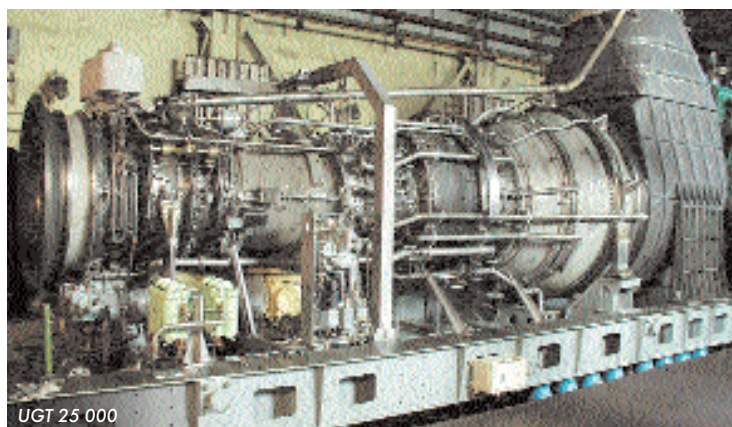
Рис. 2. Схема ГТУ для ГПА с ВТУК с приводом электрогенератора:
1 - ГТД; 2 - нагреватель; 3 - нагнетатель; 4 - электрогенератор;
5 - утилизационный воздушный двигатель



УГТ 10 000



УГТ 15 000



УГТ 25 000

Как показывают расчеты, от 10 до 14 % выигрыша в к.п.д. по сравнению с ГТУ простого цикла может обеспечить схема ГТУ с перерасширением газа в турбине, последующим его охлаждением и выбросом в атмосферу с помощью вакуум-компрессора. К числу основных недостатков такой ГТУ можно отнести необходимость наличия мощного устройства для отвода тепла от охладителя в окружающую среду.

Такой же уровень повышения экономичности КС может обеспечить и применение воздушно-теплоутилизационного контура (ВТУК). Воздушный двигатель ВТУК может совместно с ГТД приводить нагнетатель непосредственно или через объединяющий редуктор. В том случае, если на КС требуется электрическая энергия, воздушный двигатель может приводить электрогенератор (рис. 2). Примечательно, что ВТУК не требует специальных систем отвода тепла из термодинамического цикла. Особенностью ВТУК является невысокая максимальная температура и соответственно низкая удельная работа термодинамического цикла. Оптимальными по удельной работе термодинамического цикла можно считать степени повышения давления компрессора воздушного двигателя $\pi_{вд} = 3,1...3,5$. При этом удельная работа воздушного двигателя

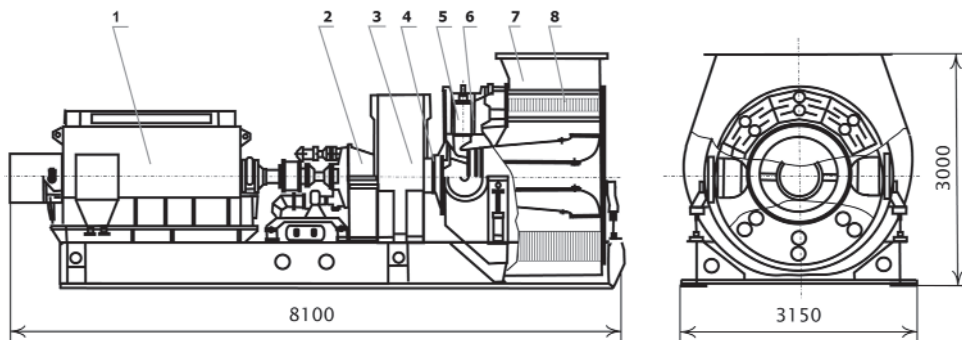


Рис. 3. ГТУ Д043:
 1 - электрогенератор; 2- редуктор;
 3 - входной воздухозаборный патрубок;
 4 - компрессор; 5 - камера сгорания;
 6 - турбина; 7 - выходной патрубок;
 8 - пластинчатый регенератор



“Водолей” мощностью 16 МВт (в круге) на КС Ставишская



Установка “Водолей” мощностью 25 МВт на стенде



Морская ГТУ с котлом-утилизатором и паровой турбиной мощностью 7,6 МВт

может изменяться в пределах от 12 до 63 кВт/кг в зависимости от температуры воздуха перед турбиной ВТУК. Существенным недостатком ВТУК можно считать большой расход рабочего тела (воздуха) - примерно такой же, как у приводного двигателя. Это требует введения в установку дополнительных воздухоочистительного и выходного устройств, которые по своим массогабаритным характеристикам равноценны аналогичным устройствам приводного двигателя.

Из рассмотренных схем ГТУ для привода нагнетателей природного газа Государственное предприятие Научно-производственный комплекс газотурбостроения (ГП НПКГ) “Зоря”-“Машпроект” в настоящее время успешно развивает несколько направлений:

1. ГТУ простого термодинамического цикла

Созданные ГП НПКГ “Зоря”-“Машпроект” современные двигатели обеспечивают получение мощностей 10 МВт с к.п.д. 36 % (при частотах вращения силовой турбины 4800 и 6500 об/мин), 16 МВт с к.п.д. 35 % (3600 и 5300 об/мин), 25 МВт с к.п.д. 36,5 % (3000...3600 и 4700 об/мин).

Указанные газотурбинные двигатели выполнены по традиционной для ГП НПКГ “Зоря”-“Машпроект” конструктивной схеме с двухвальным газогенератором и свободной силовой турбиной.

ГП НПКГ “Зоря”-“Машпроект” разрабатывает перспективный газотурбинный двигатель с однокаскадным газогенератором и свободной силовой турбиной мощностью 32 МВт.

2. ГТУ с регенерацией тепла уходящих газов

В ГП НПКГ “Зоря”-“Машпроект” ведутся научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию регенеративной ГТУ Д042 мощностью 3,4 МВт с к.п.д. 40 %, имеющей пластинчатый регенератор (рис. 3). Параметры ГТУ Д042 получены при степени повышения давления 7, максимальной температуре цикла 940 °С, степени регенерации $S = 0,85$.

3. КГПТУ по схеме “Водолей”

ГП НПКГ “Зоря”-“Машпроект” созданы и испытаны газотурбинные установки для привода нагнетателей природного газа и электрогенераторов, обеспечивающие получение мощностей 16 и 25 МВт. В настоящее время к.п.д. КГПТУ “Водолей” в условиях стенда имеет значение 41...42 %. В перспективе возможно повышение к.п.д. до 45...50 %.

4. ГТУ с утилизацией тепла уходящих газов в пароводяном теплоутилизационном контуре

ГП НПКГ “Зоря”-“Машпроект” созданы и более 20 лет успеш-

но эксплуатируются морские ГТУ с утилизацией тепла мощностью 18,4 МВт и 7,4 МВт. В настоящее время ГП НПКГ “Зоря”-“Машпроект” предлагает ряд ГТУ с утилизацией тепла мощностью от 13,5 до 325 МВт и к.п.д. 45,3...52 %.

Из всех рассмотренных ГТУ сложных схем наибольшей “автономностью”, близкой к ГТУ простого цикла, обладает схема ГТУ с регенерацией. При надлежащей отработке малогабаритного пластинчатого регенератора возможно создание моноблочной ГТУ с регенерацией на общей раме заводской готовности. Для ГТУ с регенерацией не требуется дополнительной охлаждающей воды или аппаратов воздушного охлаждения. По трудоемкости обслуживания ГТУ с регенератором не отличается от ГТУ простого цикла. ГТУ с регенератором пластинчатого типа практически не требует увеличения размеров укрытий КС.

Окончательный выбор перспективного газотурбинного привода для ГПА компрессорных станций магистральных газопроводов должен производиться индивидуально для каждой КС с использованием особенностей местных условий, климата и детального экономического анализа. В этом могут помочь высококвалифицированные специалисты ГП НПКГ “Зоря”-“Машпроект”.

®

GAS TURBO TECHNOLOGY

ГАЗОТУРБИННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

Специализированный информационно-аналитический журнал
6 номеров в год и каталог газотурбинного оборудования



ОСНОВНЫЕ ТЕМЫ НОМЕРОВ

- СЛОЖНЫЕ ЦИКЛЫ В ГАЗОВЫХ ТУРБИНАХ ●
- МАЛОЭМИССИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ●
- ПЕРЕДОВЫЕ ПРОЕКТЫ ●
- СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ●
- МЕХАНИЧЕСКИЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ПРИВОД ●
- ЭКСПЛУАТАЦИЯ, СЕРВИС, РЕМОНТ ●
- СТОИМОСТЬ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ●
- КОГЕНЕРАЦИОННЫЕ УСТАНОВКИ ●
- НОВЫЕ ВИДЫ ТОПЛИВА ДЛЯ ГАЗОВЫХ ТУРБИН ●
- СУДОВЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ УСТАНОВКИ ●

Ежегодное приложение к журналу - КАТАЛОГ ГАЗОТУРБИННОГО ОБОРУДОВАНИЯ.

Это издание представляет всю гамму отечественных и зарубежных газовых турбин различного назначения, газотурбинных агрегатов и их комплектующих.

В Каталоге Вы также найдете координаты компаний, работающих в области газотурбинного двигателестроения и энергетики.

ОФОРМИТЬ ПОДПИСКУ

с любого номера и на любой срок можно через редакцию журнала, а также во всех отделениях связи.

ПОДПИСНЫЕ ИНДЕКСЫ

в объединенном каталоге "Пресса России":

- 87430 - журнал для индивидуальных подписчиков
- 87431 - журнал для юридических лиц
- 87483 - Каталог газотурбинного оборудования

Адрес редакции: 152903 Россия, г. Рыбинск Ярославской обл., пр. Ленина, 148, офис 312
Телефоны / факс: (0855) 210 - 041, 211 -363, 210 - 777. E-mail: gtt@yaroslavl.ru
Посетите нашу страничку в сети Интернет www.gtt.ru



В последние годы на ММПП "Салют" ведутся интенсивные разработки парогазовых установок контактного типа на базе компрессора серийного авиационного двигателя. Естественно, что перед началом серийного выпуска новых установок "пилотный" образец должен пройти "обкатку" в энергосистеме для всесторонней проверки. Выполненные ММПП "Салют" проработки показали, что при размещении комплексной парогазовой установки на конкретной площадке ТЭЦ с существующей инфраструктурой в первоначальную схему установки необходимо ввести ряд изменений. Эти изменения оказали влияние на выбор термодинамических параметров и потребовали провести уточненный тепловой расчет, в ходе которого были, кроме того, проверены базовые решения по ключевым узлам установки.

ПАРОГАЗОВАЯ УСТАНОВКА КОНТАКТНОГО ТИПА ДЛЯ ТЭЦ-28

ФНПЦ "ММПП "Салют":

Юрий Елисеев, генеральный директор, д.т.н., **Вячеслав Беляев**, главный конструктор промышленных газотурбинных установок, к.т.н. **Александр Маркелов**, ведущий инженер-конструктор, к.т.н., **Михаил Синкевич**, главный конструктор проекта, к.т.н.

Одной из последних разработок ММПП "Салют" является комплексная парогазовая установка с теплонасосной установкой мощностью 60 МВт (ПГУ МЭС-60).

В ПГУ МЭС-60 воздух сжимается в компрессоре и подается в камеру сгорания (КС). Туда же поступает выработанный в котле-утилизаторе (КУП) пар, который распределяется следующим образом: около 4,8 кг/с в виде экологического пара - непосредственно в зону горения, а основная часть (примерно 9,2 кг/с) - во вторичную зону как энергетический пар. Корпус КС и жаровые трубы охлаждаются энергетическим паром, который в дальнейшем смешивается с основным потоком рабочего тела на выходе из КС и обеспечивает требуемую температуру цикла. Образовавшаяся парогазовая смесь направляется в однокаскадную парогазовую турбину (ПТ), оснащенную полностью паровой системой охлаждения открытой схемы. Мощность ПТ полностью используется для привода электрогенератора.

После ПТ парогазовая смесь поступает в КУП (спроектированный на два давления) с тремя пароперегревателями. Пар высокого давления, полученный в пароперегревателе, подается в паровую турбину (ПТ), после которой разделяется на два потока. Один поток направляется через промежуточный пароперегреватель в зону горения и вторичную зону КС, а другой непосредственно после ПТ - в систему охлаждения первых ступеней ПТ. Последние ступени ПТ охлаждаются поступающим из отдельного пароперегревателя паром низкого давления, перегретым на 20...30К выше точки насыщения.

Парогазовая смесь после КУП конденсируется в контактном конденсаторе, а полученное в результате этого процесса тепло с помощью теплонасосной установки (ТНУ) передается в теплосеть. В качестве рабочего тела в ТНУ используется водяной пар.

Для исключения протечек горячей парогазовой смеси в помещение через неплотности КУП и другие элементы тракта после контактного конденсатора установлены дымососы, которые обеспечивают минимальное разрежение по всему тракту от ПТ до дымовой трубы.

Предварительные расчеты показали, что при температуре газа на входе в ПТ 1350 °С и степени сжатия в компрессоре 9,5 механический к.п.д. ПГУ составит 52 % при удельной мощности

860 кВт на кг воздуха на входе в компрессор. Тепловая схема теплофикационной части ПГУ обеспечивает минимальные затраты мощности на привод ТНУ.

Новой установкой оснащается ТЭЦ-28, при этом устанавливаются два венца силовой турбины (СТ) и используется существующая ПТ. Для сокращения времени освоения ПГУ ввод ее в эксплуатацию намечен в два этапа. Первоначально температура рабочего тела за КС составит 1100 °С, а расход пара на впрыск - 11 кг/с, что позволит увеличить мощность с 25 МВт (без впрыска) до 40 МВт, а к.п.д. - с 31,5 до 43 %. Последующее повышение температуры примерно до 1350 °С с одновременным увеличением расхода пара до 20 кг/с обеспечит получение заданной мощности (60 МВт) с к.п.д. 50 %.

Установленная на ТЭЦ-28 паровая турбина, работая на частичном режиме, недогружена по пару и может дополнительно принять 75 т пара с давлением 90 ата и температурой 530 °С. Имеющиеся места отбора пара позволяют получить 75 т пара в час с давлением 13 ата и 7 т пара в час - с давлением 6 ата, кроме того, организован отбор пара от ПТ для подогрева сетевой воды. Все эти особенности позволили в процессе привязки ПГУ к конкретной площадке упростить первоначальную схему и перейти к другой схеме, показанной на рисунке расчетной схемы установки для ТЭЦ-28.

Так, не потребовалась новая ПТ для привода компрессора, пар высокого давления поступает в существующую на ТЭЦ-28 ПТ, а затем отбирается в точке отбора с давлением 13 ата. На выходе КУП, выполненного на одно давление, установлена водогрейная секция, которая, утилизируя остающееся после секции высокого давления тепло, подогревает сетевую воду. Отбор пара низкого давления, необходимого для охлаждения последних ступеней ПТ, производится от существующей ПТ в точке отбора с давлением 6 ата. Сама ПТ выполнена двухкаскадной, при этом одна осевая ступень каскада высокого давления используется для привода компрессора, а каскад низкого давления с редуктором (позволяющим уменьшить число ступеней каскада) осуществляет привод генератора.

Потери давления в длинных трассах паропроводов (действующая ПТ значительно удалена от КУП и ПТ) неизбежны и сводят на нет эффект вторичного перегрева пара. Поэтому было решено отказаться от промежуточного перегрева, что позволило упростить

конструкцию КУП и уменьшить длину самих паровых трасс.

При первоначально принятых термодинамических параметрах рабочего цикла (температуре газа на входе в турбину 1350 °С, степени сжатия в компрессоре 9,5 и расходе воздуха на входе в компрессор 70 кг/с) внесенные изменения увеличивают мощность ПГУ до 70...75 МВт. С целью сохранения заданной мощности (60 МВт) потребовалось скорректировать первоначально принятые параметры цикла: увеличить степень сжатия в компрессоре до 10 и понизить расход воздуха до 60 кг/с. Следует заметить, что в ПГУ используется компрессор авиационного двигателя АЛ-21, и такое изменение режима приближает рабочую точку на характеристике компрессора к границе его устойчивой работы. В связи с этим были выполнены предварительные расчеты, результаты которых показали возможность обеспечения достаточных запасов устойчивости в рабочей точке с указанными выше параметрами с помощью уже имеющихся в используемом компрессоре 10 регулируемых направляющих аппаратов. Окончательные исходные данные для расчета новой схемы ПГУ и уточненные значения требуемых отборов пара на охлаждение корпусов, роторов и лопаточных венцов турбин приведены в таблицах.

Достоверность результатов расчетного анализа характеристик ПГУ контактной схемы в значительной степени зависит от точности описания термодинамических свойств используемых рабочих тел (воздуха, в том числе и влажного, продуктов сгорания метана в воздухе, воды, водяного пара, парогаса). Особенно важно обеспечить единство начала отсчета термодинамических параметров и в первую очередь энтальпии, внутренней энергии и энтропии. Остановимся вкратце на некоторых особенностях расчета перечисленных выше характеристик, а также теплового расчета ПГУ в целом.

При подводе достаточно большого количества пара в КС ПГУ для получения высокой температуры парогаса перед турбиной, температура продуктов сгорания в зоне горения до смешения с паром оказывается достаточно высокой (2400...2500К) и диссоциацией продуктов сгорания пренебречь уже нельзя. В связи с этим для опре-

деления равновесного состава продуктов сгорания, частных производных мольных концентраций компонентов смеси по параметрам состояния, а также для расчета термодинамических характеристик смеси необходимо решать систему уравнений химического равновесия, которая состоит из уравнений материального баланса, действующих масс (диссоциации) и закона Дальтона.

Для расчета термодинамических характеристик воды и водяного пара использовались уравнения Международной системы уравнений 1997 г. для промышленных расчетов, введенной в действие с 1 января 1999 г. (Формуляция IF-97). Эти уравнения, являясь международным промышленным стандартом, разрабатываются, аттестовываются и регулярно пересматриваются Международной ассоциацией по свойствам воды и водяного пара, членами которой являются все основные промышленные страны, включая Россию.

На основании результатов расчета термодинамических характеристик продуктов сгорания метана в воздухе, воды и водяного пара определялись энтальпия, энтропия, молекулярный вес и удельные теплоемкости парогасовой смеси с учетом весовых (или объемных) долей компонентов в парогасовой смеси. Кроме того, при превышении величины парциального давления пара давления насыщения при данной температуре, рассчитывалась масса конденсата, и расчет термодинамических характеристик такой гетерогенной смеси проводился с учетом образовавшегося конденсата.

Определение параметров воздуха за компрессором проводилось путем интегрирования уравнения изэнтропического процесса (для реагирующего газа) от начальных значений температуры и давления до величины давления, определяемой заданной степенью сжатия в компрессоре:

$$\int_{T_1}^{T_2} \frac{dT}{T} = \int_{P_1}^{P_2} \frac{R \left(1 + \frac{\partial \ln K}{\partial \ln T} \right) dP}{C_p P}$$

Расчет ПТ выполнялся для заданных значений температуры и давления пара перед турбиной. Перепад давлений на ПТ, зависящий от давления пара, подаваемого в КС ПГУ, однозначно определяется заданной степенью сжатия в компрессоре и потерями полного давления в трубопроводах. Поэтому параметры процесса расширения пара в турбине также были получены интегрированием уравнения изэнтропы (для случая перегретого пара):

$$\int_{T_1}^{T_2} \frac{dT}{T} = \int_{P_1}^{P_2} \frac{R}{C_p P}$$

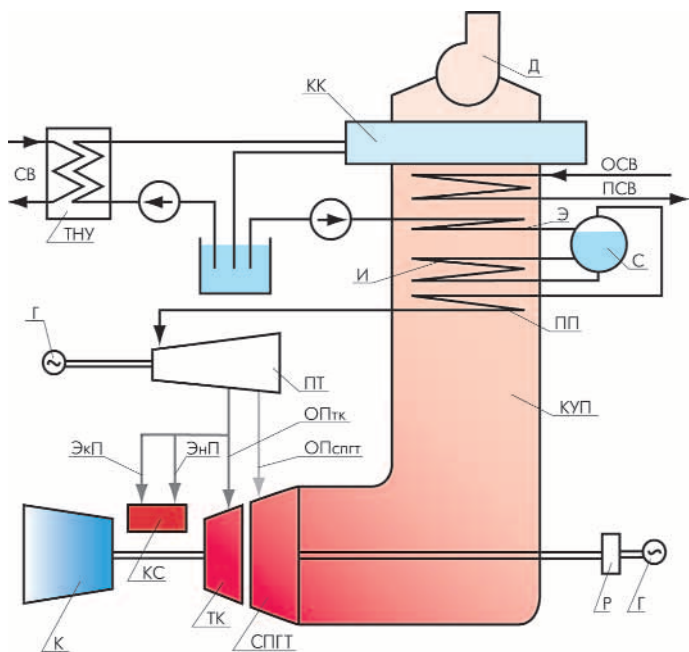
Для КС заданными величинами являются температура парогаса перед турбиной, давление парогаса, а также количество подаваемого пара. При помощи соотношений, выражающих собой законы сохранения массы и энергии, определялись потребный коэффициент избытка воздуха в КС и параметры парогасовой смеси перед турбиной компрессора.

Следует отметить, что для охлаждаемых парогасовых турбин ПГУ предполагается, что пар, охлаждающий рабочее колесо, в данной ступени работы не совершает. С учетом принятого допущения работа турбины вычислялась по значению теплоперепада, определенному по начальным параметрам (в осевом зазоре перед рабочим колесом после смешения с паром, охлаждающим сопловой аппарат данной ступени) и по значению энтальпии в осевом зазоре за рабочим колесом до смешения с охлаждающим его паром. Работа турбины компрессора рассчитывалась из условия равенства работ турбины и компрессора путем интегрирования уравнения изэнтропического процесса для парогаса:

$$\int_{i_1}^{i_2} di = \int_{P_1}^{P_2} RT \frac{dP}{P}$$

Аналогичное уравнение изэнтропы для парогаса с учетом особенностей, рассмотренных выше для турбины компрессора, использовалось и при расчете СТ.

Паропроизводительность КУП определяется располагаемым теплоперепадом по газовому тракту, а также теплом, которое требуется передать пару для нагрева до заданной температуры. Необ-



Расчетная схема установки для ТЭЦ-28:

Г - генератор, Д - дымосос, И - испаритель, К - компрессор, КК - контактный конденсатор, КС - камера сгорания, КУП - котел утилизатор пара, ОПспт - охлаждающий пар турбины компрессора, ОСВ - обратная сетевая вода, ПП - пароперегреватель, ПСВ - прямая сетевая вода, ПТ - паровая турбина, Р - редуктор, С - сепаратор, СВ - сетевая вода, СПГТ - силовая парогасовая турбина, ТК - турбина компрессора, ТНУ - теплонасосная установка, Э - экономайзер, ЭкП - экологический пар, ЭнП - энергетический пар

ходимое удельное значение (на единицу расхода пара) передаваемого тепла вычислялось как разность энтальпий пара при выходе из КУП и в точке кипения:

$$q_n = i_n^{out} - i_{кип}$$

При этом величина располагаемого тепла (на единицу расхода пара) парогазовой смеси определялась из соотношения:

$$q_r = i_{NTT} - i_{ХАР}$$

где i_{NTT} - энтальпия парогаса за СТ; $i_{ХАР}$ - энтальпия парогаса для температуры $t_{КИП} = t_{КИП} + \Delta t_{КИП}$.

Величина паропроизводительности КУП рассчитывалась при помощи уравнения теплового баланса для КУП:

$$K_n = \frac{G_n}{G_s} = \frac{1 + \frac{1}{\alpha L_0}}{\frac{q_n}{q_s}}$$

где L_0 - стехиометрический коэффициент.

Расчет ПГУ проводился методом итераций до выполнения условия совместной работы всех элементов, входящих в состав ПГУ и прекращался при выполнении условия:

$$\left| \frac{(K_n)_{i+1} - (K_n)_i}{(K_n)_{i+1}} \right| \leq 10^{-3}$$

Кроме того, на каждой итерации проводилась проверка превышения температуры парогаса за СТ в сравнении с температурой пара при выходе из КУП на величину теплового напора $\Delta t_{ПГ} = 30$.

Выходные данные ПГУ (мощность и к.п.д.) определялись из выражений:

$$N_{ПГУ} = N_{ИТ} + N_{СТ}$$

$$\eta_{ПГУ} = \frac{N_{ПГУ} \cdot \alpha \cdot L_0}{H_s \cdot G_s}$$

Результаты, полученные в соответствии с вышеописанной методикой, приведены в таблице. Они подтвердили возможность получения заданной мощности ПГУ при условии изменении схемы установки и параметров термодинамического цикла с некоторым снижением (относительно первоначального варианта) к.п.д., значение которого в документации (с учетом возможных производственных отклонений) на ПГУ МЭС-60 следует указывать 51 % - 2 %. Кроме того, полученные результаты расчета послужат исходными данными для детального проектирования элементов ПГУ. **Д**

Значения требуемых отборов пара для охлаждения			
Охлаждаемый узел	Место ввода	Температура t , °С	Величина отбора, кг/с
I ступень			
Сопловой аппарат	Входная кромка	300	1,53
Сопловой аппарат	Выходная кромка	300	1,19
Диски и корпуса	Осевой зазор между сопловым аппаратом и рабочим колесом I ступени	300	0,6
II ступень			
Рабочее колесо	Выходная кромка	300	1,28
Диски и корпуса	Осевой зазор между рабочим колесом I ступени и сопловым аппаратом II ступени	300	0,43
Сопловой аппарат	Выходная кромка	200	1,36
Диски и корпуса	Осевой зазор между сопловым аппаратом и рабочим колесом II ступени	200	0,34
Рабочее колесо	Выходная кромка	200	0,68
III ступень			
Диски и корпуса	Осевой зазор между рабочим колесом II и сопловым аппаратом III ступени	200	0,17
Сопловой аппарат	Выходная кромка	200	0,6
Диски и корпуса	Осевой зазор между сопловым аппаратом и рабочим колесом III ступени	200	0,17
Рабочее колесо	Выходная кромка	200	0,43
Диски и корпуса	За рабочим колесом III ступени	200	0,12
Общий расход			8,9

Основные характеристики ЭГТУ-16	
Температура парогаса перед силовой турбиной, К	1623
Расход воздуха через компрессор, кг/с	60
Степень повышения полного давления в компрессоре	10
Политропический к.п.д. компрессора	0,9
Адиабатический к.п.д. ПТ	0,8
Адиабатический к.п.д. турбины компрессора (ТК)	0,89
Адиабатический к.п.д. СТ	0,91
Давление парогаса за СТ, Па	101 325
Давление воды после питательного насоса, МПа	9,8
Температура питательной воды, °С	60
Коэффициент полноты сгорания топлива в КС	0,995
Коэффициенты полного давления	
Входной диффузор компрессора	1
Компрессорный тракт	0,99
Затурбинный патрубков ПТ	0,98
КС	0,96
Переходник ТК-СТ	0,99
Затурбинный патрубок СТ	0,99
КУП по пару	0,98
Трубопровод от КУП до ПТ	0,95
Система охлаждения СТ	0,95
КУП по газовому тракту	0,98
Температурные напоры	
КУП по точке кипения, °С	10
КУП по системе "пар-газ", °С	30
Результаты теплового расчета	
Паровая турбина	
Паропроизводительность КУП, кг/с	20,7
Расход пара на входе, кг/с	20,7
Температура пара на входе, К	813
Температура пара на выходе, К	552
Давление пара на входе, МПа	9,12
Давление пара на выходе, МПа	1,077
Перепад давлений	8,46
Мощность, МВт	9,96
Компрессор	
Расход воздуха на входе, кг/с	60
Температура воздуха на входе, К	288
Температура воздуха на выходе, К	594
Давление воздуха на входе, МПа	0,101325
Давление воздуха на выходе, МПа	1,013250
Степень повышения полного давления	10
Мощность, МВт	18,78
Камера сгорания	
Расход газа после горения, кг/с	62,4
Расход парогаса после смешения с экологическим паром, кг/с	67,2
Расход парогаса после смешения с энергетическим паром, кг/с	76,4
Коэффициент избытка воздуха	1,5
Температура газа в зоне горения, К	2018
Температура парогаса после смешения с экологическим паром, К	1852
Температура парогаса после смешения с энергетическим паром, К	1623
Расход топливного газа ($H_u = 50\ 056$ кДж/кг), кг/ч	8300
Турбина компрессора	
Расход парогаса на входе, кг/с	76,4
Температура парогаса на входе, К	1623
Температура парогаса на выходе, К	1365
Давление парогаса на входе, МПа	0,963
Давление парогаса на выходе, МПа	0,554
Перепад давлений	1,74
Мощность, МВт	18,86
Силовая турбина	
Расход парогаса на входе, кг/с	81,4
Температура парогаса на входе, К	1365
Температура парогаса на выходе, К	967
Давление парогаса на входе, МПа	0,549
Давление парогаса на выходе, МПа	0,101325
Перепад давлений	5,415
Мощность, МВт	50,0

ТОЧНЕЕ, НАДЕЖНЕЕ, ЭФФЕКТИВНЕЕ

Александр Толстов, АМНТК "Союз"

Одно из старейших авиадвигателестроительных предприятий России, Авиамоторный научно-исследовательский комплекс "Союз", приступает к серийному производству измерителей расхода природного газа и маловязких жидкостей на базе нового запатентованного в России сужающегося устройства "Струя".

Для измерения расхода природного газа в трубопроводах (в т.ч. магистральных) наиболее широко применяются сужающие устройства (СУ) - дроссельные диафрагмы (или "мерные шайбы"). Метод измерения основан на определении перепада давления, получающегося в месте резкого изменения проходного сечения - на острой кромке мерной шайбы в связи с изменением скорости потока. Недостатки, присущие расходомерам на базе мерных шайб:

- большое гидравлическое сопротивление и, как следствие, потери рабочего давления;
- недостаточная долговечность;
- значительные, до 10 %, методические погрешности измерения расхода и их нестабильность в процессе эксплуатации;
- высокая трудоемкость регламентного обслуживания и периодических проверок;
- необходимость присутствия в системе до и после места установки измерителя прямых, технически гладких участков трубопровода, протяженностью до 100 диаметров.

Изготовленные на базе СУ "Струя" расходомеры обладают высокими метрологическими показателями - погрешность измерения не выходит за пределы собственной погрешности вторичной аппаратуры и составляет 0,1...0,15 %. Они создают минимальное гидравлическое сопротивление потоку газа и не требуют при монтаже наличия прямых (однородных) участков трубопровода до и после измерителя. Отсутствие в потоке газа подвижных и легкоизнашиваемых элементов гарантирует высокую надежность и долговечность, сравнимую со сроком службы основного трубопровода. Это, а также стабильность метрологических показателей позволяют избежать частых замен измерителя в процессе эксплуатации, а простота конструкции сводит регламентные работы к периодической промывке проточной части и проверке без демонтажа измерителя с трубопровода.

Одновременно с производством расходомеров природного газа АМНТК "Союз" при взаимодействии с рядом научно-исследовательских организаций начал подготовку к производству опытных образцов, сертификацию и аттестацию новых, не имеющих аналогов в России, комплексов оперативного учета нефти (КОУН). Действие прибора основано на методе стробоскопии ядерного магнитного резонанса ато-

мов водорода, содержащихся в контролируемой среде. Измеритель экологически безопасен, компактен и прост в эксплуатации. Используемые при измерении дебита нефтяных скважин и при коммерческих расчетах за жидкие энергоносители счетчики массового или объемного расхода не позволяют одновременно производить "качественный" анализ протекающей жидкости. Для этих целей производится предварительный лабораторный химический анализ. Приборы серии КОУН лишены этого недостатка и позволяют одновременно в процессе измерения расхода производить анализ физико-химического состава измеряемой многофазной многокомпонентной водородосодержащей жидкости. Краткие технические характеристики:

Суточный расход скважинной жидкости - от 0,5 до > 500 т/сут.

Фазовые соотношения в скважинной жидкости:

- газообразная и жидкая (нефть + вода) фазы и пропорции на одну тонну скважинной жидкости до 50...150 м³ попутного или газлифтного газа;

- содержание воды в жидкой фазе - от 0 до 100 %.

Погрешности измерения (максимальные):


- массового расхода - 1,0...2,5 %;
- состава (газ и нефть) - 1,0...2,5 %;
- расчета компонентов дебита - 1,0...3,0 %;
- содержания газа - 1,5...4,0 %.

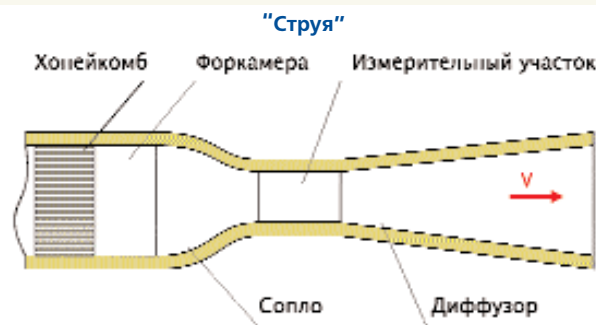
Для коммерческих и промысловых узлов учета нефти пропускная способность > 500 т/ч;

- погрешность измерения на коммерческих узлах - 0,15 %;
- количество остаточного газа - 1,0 %;
- количество воды - 0,15 %.

Конструктивно комплекс оперативного учета скважинной жидкости представляет собой корпус, выполненный из 20 мм стали, с электроразъемами и присоединительными фланцами. При проходном сечении трубопровода 55...60 мм габаритные размеры корпуса не превышают 800 на 1000 мм в плане при ширине 300...400 мм.

Проекты обоих измерителей прошли предварительную экспертизу в Научно-исследовательском институте измерений и получили положительную оценку, на 2002 г. включены в план работ по аттестации и сертификации.

ОАО АМНТК "Союз" предлагает заинтересованным организациям по вопросам приобретения измерителей расхода природного (или иного) газа, маловязких жидкостей и комплексов оперативного учета скважинной жидкости обращаться в отдел маркетинга предприятия (тел.: 257-2475, тел./факс: 242-6607). 



Сравнительная характеристика сужающих устройств

Погрешность измерения	
Минимум 3 %	Максимум 0,2 %
Регламентное обслуживание	
1. Периодичность от одного раза в месяц, но не реже одного раза в год.	1. Периодичность не чаще одного раза в год.
2. Состав обслуживания: демонтаж с разборкой, промывка, дефектация шайбы (переточка или замена), сборка, опресовка, проверка.	2. Состав обслуживания: промывка без демонтажа и разборки, проверка.
Типоразмеры	
От 100 мм до 700 мм, шайбы с D более 700 мм не изготавливаются	От 50 мм до 1420 мм.

ЭНЕРГОСБЕРЕГАЮЩИЕ ТЕХНОЛОГИИ В ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВКАХ МАЛОЙ МОЩНОСТИ



Евгений Роговой, первый заместитель председателя правления ОАО "Сумское НПО им. М.В. Фрунзе", главный инженер, к.т.н.

В настоящее время в газовой промышленности нашли широкое применение компрессорные станции (КС), оснащенные компрессорными агрегатами с газотурбинным приводом различной мощности. Следует заметить, что подобные станции являются крупным источником неиспользуемой тепловой энергии, которая выбрасывается с выхлопными газами в окружающую среду, и поэтому важной практической задачей ближайшего будущего становится утилизация этой энергии. Одним из возможных способов ее решения является размещение на КС электростанций, позволяющих не только обеспечить собственные потребности в электроэнергии, но и выдавать ее во внешние электросети. Кроме того, использование в качестве топлива для газотурбинных приводов электростанций нефтяного газа является перспективным способом как утилизации попутного нефтяного газа на малодобитных нефтяных месторождениях, так и их освоения без создания дорогостоящей инфраструктуры, связанной, прежде всего, с обеспечением энергией вновь создаваемых нефтяных промыслов.

Энергетические газотурбинные установки (ЭГТУ) малой мощности имеют ряд преимуществ по сравнению с традиционными паросиловыми электростанциями: небольшие капиталовложения, высокая удельная выработка электрической и тепловой энергии, меньшие удельные расходы топлива, сжатые сроки сооружения и ввода в эксплуатацию. Кроме того ЭГТУ не требуют больших строительных площадок и имеют лучшие экологические показатели. Одним из важнейших преимуществ рассматриваемого типа электростанций является их максимальная приближенность к потребителям, что позволяет минимизировать потери при передаче электроэнергии по распределительным сетям. Мировая практика показывает, что в последнее время существует устойчивая тенденция развития преимущественно малой энергетики. В частности, в США с 1999 по 2000 гг. доля малых независимых и распределенных производителей электроэнергии в общей мощности электростанций всех типов выросла почти в три раза (с 3,5 до 10 %).

ОАО "Сумское НПО им. М.В. Фрунзе" в течение четверти века создает высокоэффективное компрессорное оборудование. Относительный объем газа, транспортируемого сумскими агрегатами по магистральным газопроводам в странах СНГ, достигает 40 %. В качестве приводов используются газотурбинные двигатели авиационного и судового типа мощностью 6,3...25 МВт, разработанные АО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" (Самара), НПП "Машпроект" (Николаев), ЗМКБ "Прогресс" (Запорожье), АО "Люлька-Сатурн", ныне Научно-технический центр им. А. Люльки НПО "Сатурн" (Москва), и другими двигателестроительными организациями.

Приоритетными задачами ОАО "Сумское НПО им. М.В. Фрунзе" являются: развитие энергосберегающих технологий и разработка оборудования для их реализации. В соответствии с планом перспективного развития производства на предприятии создана, прошла испытания и сдана в опытно-промышленную эксплуатацию в 2001 г. энергетическая установка ЭГТУ-16 электрической мощностью 16 МВт и тепловой мощностью 25 МВт.

Установка предназначена для испытания нового энергетического оборудования, создаваемого в НПО, в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным, а также для выработки электрической и тепловой энергии в целях обеспечения собственных нужд предприятия.

Основу установки составляет газотурбинный двигатель НК-16СТ конструкции ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова", выпускаемый ОАО "КМПО" (Казань). Двигатель НК-16СТ является одним из самых массовых в эксплуатации и обладает достаточно высокими ресурсом, надежностью и ремонтпригодностью. Несмотря на сравнительно малый коэффициент полезного действия $\eta = 29\%$ по условиям 150), его применение в составе установки, предназначенной для выработки не только электрической, но и тепловой энергии, позволяет, преимущественно благодаря отмеченным выше достоинствам двигателя, достичь высокой эффективности установки в целом.

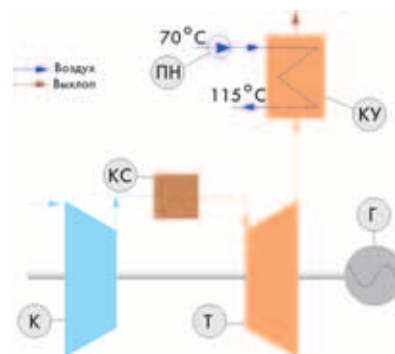
Весь объем работ по созданию энергоустановки ЭГТУ-16, включая разработку проектно-сметной, а также конструкторской документации на оборудование, его изготовление, строительно-монтажные и пусконаладочные работы выполнен специалистами объединения. Чтобы не включать в схему двигателя специальную силовую турбину, был разработан выносной редуктор, понижающий обороты выходного вала с 5300 до 3000 об/мин.

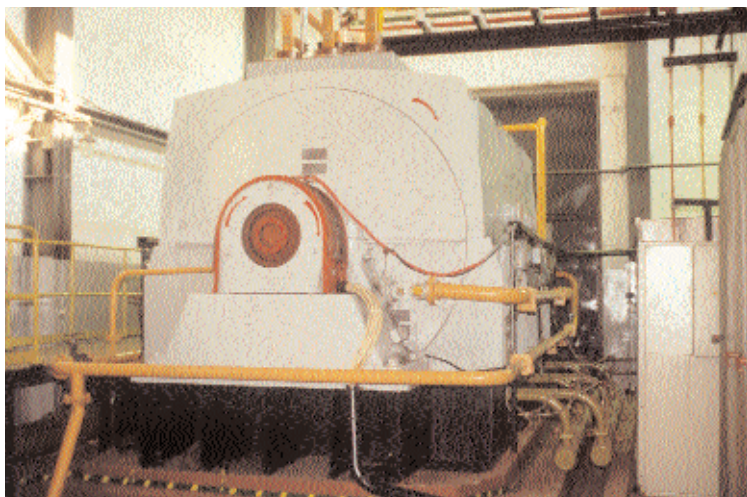
Проект высоковольтной части был разработан конструкторами института "Укрэнергосетьпроект" (Харьков). В состав ЭГТУ-16 вошел синхронный двухполюсной турбогенератор Т-20-2УЗ закрытого исполнения производства ОАО "Привод" (Льсыва). Установленная мощность генератора 20 МВт при напряжении 6,3 (10,5) кВ. Турбогенератор, расположенный в капитальном здании, оснащен системой воздушного охлаждения с замкнутым циклом вентиляции и встроенным воздухоохладителем.

Тепловая энергия вырабатывается путем утилизации тепла выхлопных газов газотурбинного привода с использованием котла-утилизатора УТ-25 конструкции ОАО "Сумское НПО им. М.В. Фрунзе". Агрегат выполнен из труб заводского изготовления и обеспечивает подогрев воды, циркулирующей в сети теплоснабжения. В зимний период получаемое тепло применяется для отопления производственных помещений объединения, а летом используется для горячего водоснабжения жилых районов города.

Принципиальная схема установки ЭГТУ-16

К - компрессор газотурбинного двигателя;
КС - камера сгорания; ПН - питательный насос;
Т - турбина; КУ - котел-утилизатор;
Г - генератор





Синхронный двухполюсный турбогенератор Т-20-2УЗ



Установка ЭГТУ-16

Большой опыт НПО по созданию газоперекачивающих агрегатов с газовыми турбинами различной мощности (всего изготовлено и введено в эксплуатацию более двух тысяч агрегатов) позволил использовать в конструкции новой установки как преимущества блочно-контейнерной компоновки газотурбинной части, так и традиционные для теплоэнергетики технические решения. Помимо варианта с размещением электрогенератора и другого электросилового оборудования в капитальном здании, новая установка может быть выполнена также в блочно-контейнерном исполнении полной заводской готовности, что позволяет значительно сократить сроки строительно-монтажных работ.

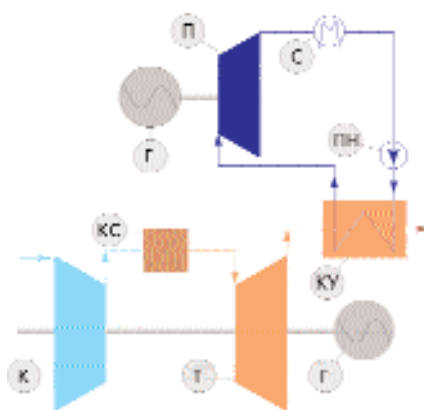
Основные характеристики ЭГТУ-16	
Параметр	Значение
Мощность электрическая номинальная, МВт	16
Мощность тепловая, Гкал/ч	21,5
Суммарный к.п.д., %	75...80
Частота вращения силовой турбины, об/мин	5300
Частота вращения электротурбогенератора, об/мин	3000

В состав ЭГТУ-16 входят:

- газотурбинный модуль, включающий в себя газотурбинный двигатель с оборудованием всасывающего и выхлопного трактов, масляную систему агрегата, блоки газового пожаротушения и автоматики;
- модуль генератора, состоящий из редуктора, генератора Т-20-2УЗ (с трансформатором, системами возбуждения и синхронизации), высоковольтного, а также электротехнического оборудования для собственных нужд;
- котел-утилизатор;
- блок сетевых насосов системы теплоснабжения;
- оборудование станционной системы маслоснабжения и системы водяного охлаждения генератора;
- оборудование систем пускового, топливного и импульсного газа.

Принципиальная схема установки ПГУ-22

П - паровая турбина; С - конденсатор



Установка оснащена современной системой автоматизированного управления и регулирования, разработанной ОАО "Сумское НПО им. М.В. Фрунзе" на базе программно-технического комплекса фирмы GE Fanuc (США) и компании Saturn Data International. В автоматизированном режиме могут осуществляться все операции по управлению ЭГТУ-16, начиная от проверок предпусковой готовности отдельных систем и заканчивая включением установки в работу на электросеть.

Основными функциями системы автоматизированного управления и регулирования являются:

- автоматический пуск, нормальный и аварийный останов ЭГТУ;
- автоматическая защита на всех режимах работы установки;
- определение значений расчетных параметров;
- автоматическое регулирование подачи топлива;
- поддержание заданного режима работы ЭГТУ с обеспечением требуемых технологических ограничений.

Общий к.п.д. ЭГТУ-16 при использовании котла-утилизатора составляет 75...80 %.

Для второй очереди собственной системы энергообеспечения объединения создается новая парогазовая энергетическая установка ПГУ-22 на основе бинарного рабочего цикла, предназначенная для выработки электрической энергии суммарной мощностью 22 МВт. В состав ПГУ-22 входят две установки: газотурбогенераторная (мощностью 16 МВт) на базе газотурбинного двигателя НК-16СТ и паротурбогенераторная (мощностью 6 МВт).

Пар для паровой турбины вырабатывается в котле-утилизаторе среднего давления, размещенном на выхлопной шахте газотурбинного привода вместо котла УТ-25. Паротурбинную надстройку такого типа целесообразно использовать и в составе газоперекачивающих агрегатов для автономной выработки электроэнергии на компрессорных станциях газовой и нефтяной промышленности.

Значительно повысить эффективность ЭГТУ при выработке электроэнергии позволит применение в их составе более эффективных газотурбинных двигателей авиационного или судового типа.

Особо следует подчеркнуть, что планами ОАО "Сумское НПО им. М.В. Фрунзе" предусмотрено также пэкиджирование энергетических газотурбинных двигателей различной мощности и создание на их основе электростанций различного исполнения. П



ОАО "Сумское машиностроительное научно-производственное объединение им. М.В. Фрунзе"

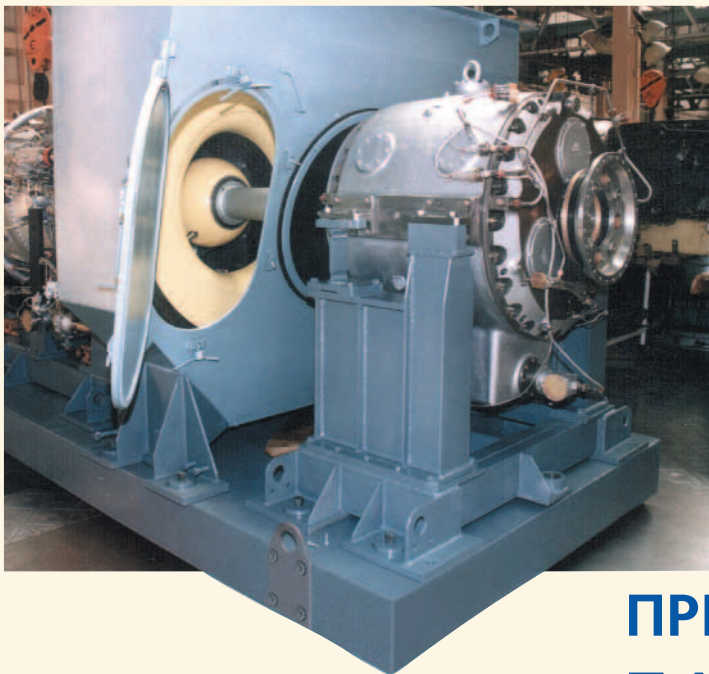
Украина, 40004, Сумы, ул. Горького, 58.
E-mail: smpo@frunze.com.ua
<http://www.frunze.com.ua>
Тел.: (038-0542) 286-915, 221-384.
Факс: (038-0542) 226-362, 250-493, 258-731

Представительство в России (Москва):

Тел.: (095) 745-8830.
Факс: (095) 745-8831.
E-mail: smpo@cityline.ru

Представительство в Украине (Киев):

Тел./Факс: (038-044) 490-5883.
E-mail: frunze@i.kiev.ua



Для обеспечения надежности энергоснабжения и снижения себестоимости электрической и тепловой энергии в Республике Башкортостан взят курс на применение газотурбинных технологий для совместной выработки электроэнергии и тепла. В связи с тем, что газотурбинная установка мощностью 4 МВт в состоянии обеспечить электроэнергией и теплом поселок с населением 7-8 тысяч человек, было принято решение о строительстве в селе Большеустыкинское Мечетлинского района ГТУ-ТЭЦ "Шигили" на базе газотурбинной электростанции (ГТЭС) "Урал-2500Р" (в настоящее время электростанция выпускается в серийном исполнении с условным обозначением "Урал-4000").

ПРИЕМОЧНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ ТЕПЛОЭЛЕКТРОСТАНЦИИ "УРАЛ-4000"

Азат Салихов, ОАО "Башкирэнерго" Даниил Сулимов, ОАО "Авиадвигатель"

ГТЭС серии "Урал" предназначена для производства электроэнергии для промышленных и бытовых потребителей, а при использовании котла-утилизатора - для совместного производства электроэнергии, горячей воды и пара. Основными узлами ГТЭС являются газотурбинная установка и генератор, размещенные в транспортном контейнере с шумо-теплоизолирующей обшивкой. ГТЭС укомплектована всеми необходимыми системами жизнеобеспечения и вспомогательными устройствами, а также комплексом контроля и управления электростанцией КУЭС-2500Р, разработанным ОАО "СТАР".

При разработке ГТЭС использован многолетний опыт ОАО "Авиадвигатель" по созданию газотурбинных двигателей, приводных и энергетических ГТУ, в том числе на базе конвертированного авиационного двигателя Д-30 - одного из самых надежных и доведенных за 30 лет эксплуатации. Основные конструкторские решения ранее были успешно отработаны на серийно выпускаемых установках ГТУ-2,5П и ГТУ-4П (мощностью 2,5 и 4,0 МВт соответственно), разработка которых выполнена по заданию ОАО "Газпром". Газотурбинная установка выполнена двухвальной, со свободной силовой турбиной. Ротор газогенератора состоит из 10-ступенчатого осевого компрессора и двухступенчатой осевой турбины. Камера сгорания трубчато-кольцевого типа с 12 жаровыми трубами. Частота вращения силовой турбины 5520 об/мин.

В состав турбоагрегата входит специально спроектированный турбогенератор ПГГ-4-2РУХЛЗ производства ОАО "Привод", особенностью которого является картерная схема смазки подшипников (без маслостанции). В генераторе применена бесщёточная система возбуждения, которая упрощает обслуживание и облегчает автоматизацию энергоустановки. Так как частота вращения турбогенератора составляет 3000 об/мин, используется редуктор с передаточным отношением 1,84.

Выхлопные газы из двигателя поступают в теплоутилизатор, где происходит нагрев технологической воды, которая затем поступает в блок пластинчатых теплообменников и нагревает сетевую воду. Электрическая мощность, вырабатываемая генератором, передается в сеть ОАО "Башкирэнерго" или в локальную сеть.

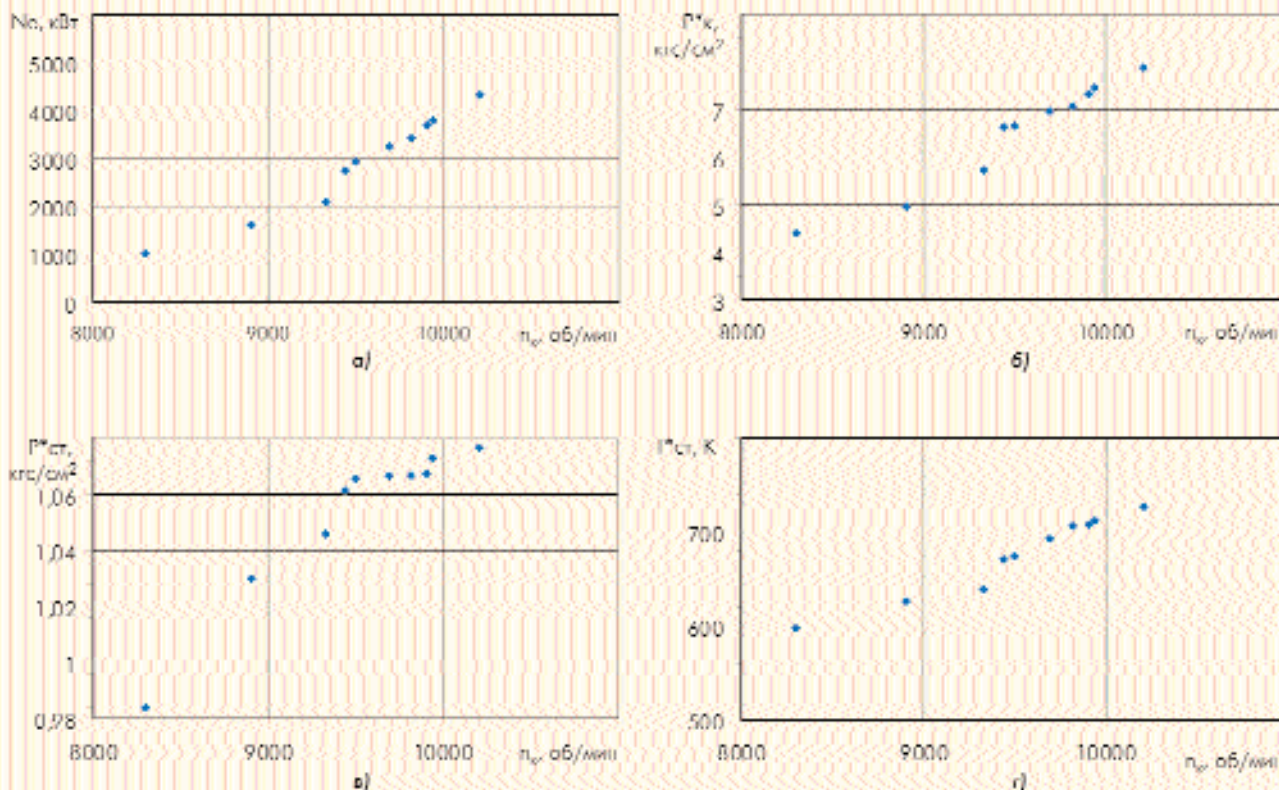
Проектные значения основных показателей установки ГТУ-4П в условиях ISO ($t_{вх} = +15 \text{ }^\circ\text{C}$, $p_H = 0,1013 \text{ МПа}$, влажность 60 %, без потерь давления на входе и выходе) следующие: степень сжатия - 7,3; расход газа за турбиной - 29,41 кг/с; мощность на клеммах генератора - 4,17 МВт; к.п.д. в простом цикле - 24 %; температура газов на входе в турбину - 790 °С; температура отработавших в турбине газов - 421 °С; тепловая мощность отработавших в турбине газов (при снижении их температуры до 110 °С) - 8,5 Гкал/ч; коэффициент использования топлива при совместной выработке электроэнергии и

Параметры двигателя Д-30ЭУ-2 в составе ГТЭС "Урал-2500Р" на номинальном режиме, полученные в процессе приёмочных испытаний (ПИ) ГТУ-ТЭЦ "Шигили" и заводских приёмо-сдаточных испытаний (ПСИ)

Вид испытания	n_k , об/мин	$p^*_{к}$, кгс/см ²	$T^*_{ст}$, К	$p^*_{ст}$, кгс/см ²	$\sigma_{вх}$	$\sigma_{вых}$
ПИ от 20 февраля 2001 г.	10 060	7,56	718	1,075	0,991	0,959
ПСИ от 20 сентября 1999 г.	10 020	7,5	717,8	1,07	0,998	0,969

Основные технико-экономические показатели ГТУ-ТЭЦ "Шигили"

Установленная мощность:	
- электрическая, МВт	4,0
- тепловая (при снижении температуры газов после теплоутилизатора до 150 °С), Гкал/ч (МВт)	7,6 (8,8)
Коэффициент использования энергии топлива при совместной выработке тепла и электроэнергии, %	> 75,4



Дроссельные характеристики двигателя Д-30ЭУ-2 в составе ГТЭС "Урал-2500Р" (ГТУ-ТЭЦ "Шигили", 20.02.01): а) мощность; б) давление воздуха за компрессором; в) давление газа на выходе из силовой турбины; г) температура газа на выходе из силовой турбины.

тепла - 81 %; выбросы NO_x и CO при 15 % O_2 в выходящих газах не более 50 мг/нм³.

Первый пуск ГТЭС с выходом на режимы номинальной (4,0 МВт) и максимальной (4,8 МВт) электрической нагрузки в сети АО "Башкирэнерго" состоялся 27 декабря 2000 г.

Первые пуски, вопреки ожиданиям эксплуатационников, показали практически безотказную работу газотурбинной установки и одновременно выявили ряд конструктивных недостатков генератора, которые будут учтены при поставке последующих установок. В марте 2001 г. (после комплексного опробования ГТУ-ТЭЦ с ГТЭС "Урал-2500Р" в течение 72 ч с нагрузкой) ГТУ-ТЭЦ "Шигили" с ГТЭС "Урал-2500Р" была принята в эксплуатацию.

Состав основного оборудования:

- ГТЭС "Урал-2500Р";
- водогрейный теплоутилизатор;
- водо-водяной пластинчатый теплообменник;
- система газоснабжения для ГТЭС;
- система подачи пускового сжатого воздуха от агрегата ТА-6А к ГТЭС;
- автоматизированная система контроля и управления технологическими процессами (АСУ ТП) ГТУ-ТЭЦ.

При создании АСУ ТП ГТУ-ТЭЦ "Шигили" было принято принципиальное решение об использовании в проекте отечественного оборудования и собственного программного продукта. Это позволило снизить стоимость и существенно упростить обслуживание и эксплуатацию всего комплекса в целом, а также оперативно вносить необходимые коррективы на любом уровне.

В период со 2 по 4 июля 2001 г. приемочная комиссия, назначенная приказом по РАО "ЕЭС России", провела приемочные испытания теплоцентрали ГТУ-ТЭЦ "Шигили" с первым (головным) образцом ГТЭС "Урал-2500Р" (ГТЭС "Урал-4000"). К этому времени ГТЭС в составе ГТУ-ТЭЦ "Шигили" имела наработку 1133 ч. Приемочные межведомственные испытания проводились по специальной программе, предусматривающей проверку работы ГТУ-ТЭЦ "Шигили", ее оборудования, систем и инженерных коммуникаций в соответствии с требованиями эксплуатационной документации. Время работы

ГТУ-ТЭЦ в процессе испытаний определялось с учетом ограничений по температуре сетевой воды (не выше 114 °С).

В процессе испытаний проверялись: основные параметры ГТЭС на номинальном режиме (в установившемся тепловом состоянии), характеристики переходных процессов при включении-отключении нагрузки ГТЭС, характеристики маслосистем газотурбинного двигателя, редуктора и генератора в системе ГТЭС, характеристики топливной и пусковой систем в составе ГТЭС, уровень вибраций двигателя и генератора в системе ГТЭС, уровень шума и содержание вредных веществ (NO_x и CO) в выхлопных газах.

Измерения параметров режима ГТЭС в процессе пуско-наладочных работ и межведомственных испытаний проводились с помощью штатных средств АСУ ТП, комплекса управления КУЭС-2500Р и специальной измерительной системы "Парус".

Измеренные параметры (в том числе электрическая мощность, частота вращения роторов и температура газов на выходе из двигателя) приведены к стандартным (расчетным) атмосферным условиям: наружной температуре +15 °С (288К) и барометрическому давлению 1,013 бар (760 мм рт. ст.) в соответствии с ГОСТ 20440-75.

Запуск двигателя ГТЭС производится сжатым воздухом с избыточным давлением 4...6 кгс/см² и температурой 100...150 °С по заданному алгоритму САУ. Время автоматического запуска из прогретого состояния с момента подачи команды на запуск до выхода ГТУ на режим "холостой ход" до 420 с, включая период вентиляции перед запуском (300 с). Время пуска и нагружения ГТЭС, включая указанное время запуска и прогрев ГТУ в течение 2-5 мин., составляло до 12 мин. В аварийных ситуациях, при необходимости, время запуска из прогретого состояния может быть сокращено до 130 с, время пуска и нагружения - до 5 мин.

В процессе испытаний проверялись характеристики переходных процессов при отключении электропитания поселка Большеустыинское от сети Башкирэнерго и переключении ГТЭС "Урал-2500Р" из сети Башкирэнерго на локальную сеть с дефицитом мощности - имитация аварийной ситуации при коротком замыкании и отключении ВЛ-110 кВ. При включении-отключении нагрузки до 50 % номинальной переходного отклонения напряжения генератора не отмечено (в пределах допуска ГОСТ 13109). Во время переключения ГТЭС из

параллельной работы в сети Башкирэнерго на локальную сеть переходное отклонение частоты генератора составляло +2 % в течение 5 с при сбросе 50 % номинальной нагрузки (с 4000 до 2000 кВт при переходе из параллельной работы на локальную сеть) и +8 % в течение 5 с при сбросе нагрузки с 2000 до 110 кВт (собственные нужды ПТУ-ТЭЦ). Характеристики переходных процессов с учетом параметров стационарных режимов соответствуют заданным в ТЗ.

Была проведена проверка увеличения тепловой мощности при снижении температуры воздуха на входе в ГТЭС с помощью специального регулирования двигателя. Подтверждено увеличение тепловой мощности на 17 %, что обеспечивает требуемую минимальную тепловую мощность в соответствии с ТЗ при снижении температуры окружающей среды до минус 36 °С.

Для обеспечения непрерывной работы теплоутилизатора в течение всего отопительного периода отработывается методика проведения регламентных работ по техобслуживанию ПТУ через 3000 ч, а не через 1500 ч, назначенных Руководством по эксплуатации. Это позволит проводить техобслуживание ПТУ два раза в год - перед началом и по окончании отопительного периода.

При проверке маслосистем двигателя и редуктора определены безвозвратные потери масла: по двигателю - 0,107 кг/ч (по ТЗ - 0,4 кг/ч), по редуктору - 0,07 кг/ч (по ТЗ - 0,2 кг/ч). Картерная смазка генератора показала надежную работу и подтвердила правильность принятого решения при выборе системы смазки генератора.

Уровень вибраций двигателя и генератора определяется по измерениям виброскоростей на корпусе двигателя в районе передней и задней подвесок двигателя и на крышках подшипников генератора. Измеренные виброскорости двигателя 2,1...3,6 мм/с (по ТЗ - не более 30 мм/с), генератора - 2,9...3,3 мм/с (по ТЗ - не более 4,5 мм/с).

Уровень шума при работе ПТУ-ТЭЦ соответствует требованиям СН 2.2.4/2.1.8.562-96 и составляет:

- 75...80 дБА в энергоцехах и операторской кабине;
- 35...45 дБА в жилой зоне.

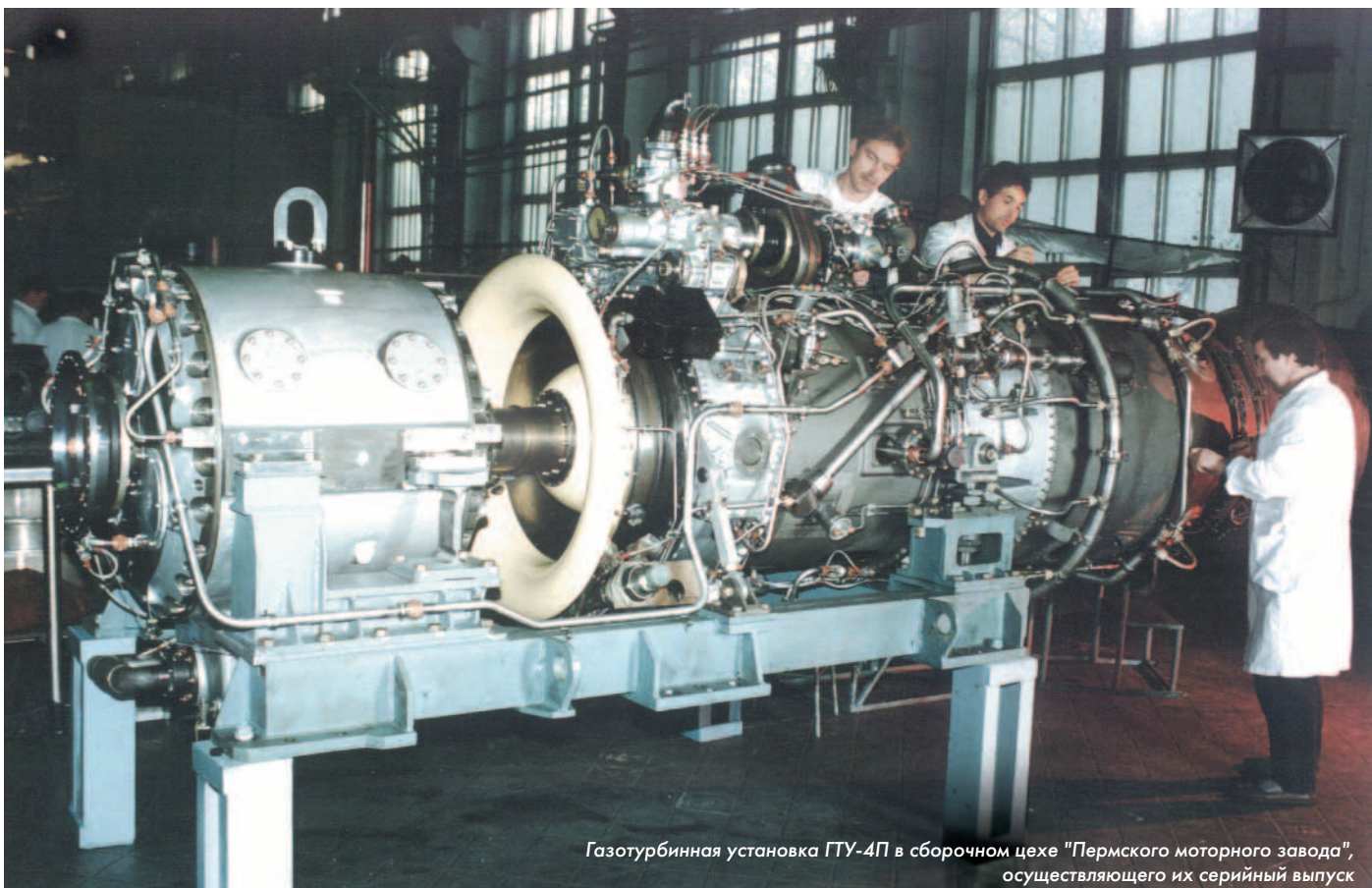
Измерения выбросов NO_x производились на режимах 2000...4400 кВт, СО - на режимах 4000...4400 кВт. Приведенные к

15 % O₂ выбросы NO_x составляют 10...29 мг/нм³, выбросы СО 54...75 мг/нм³. Кстати, пермским центром экологической сертификации Государственного комитета РФ по охране окружающей среды на установку ПТУ-4П выданы экологический сертификат, удостоверяющий соответствие содержания оксидов азота в отработанных газах нормам ГОСТ 29328-92, и лицензия, разрешающая применение знака экологической сертификации.

На номинальном режиме при совместной выработке электроэнергии и тепла (N_Э = 4000 кВт, Q_Т = 7,6 Гкал/ч, N_Σ = 12 800 кВт, G_Т = 1237 кг/ч) удельный расход условного топлива составляет 161,73 г у.т./кВт·ч (эквивалентный удельный расход на выработку тепла 188,09 кг у.т./Гкал). Коэффициент использования тепловой энергии топлива при этом 75,4 %. Если же принять удельный расход на выработку тепла 143,4 кг у.т./Гкал (средний по ОАО "Башкирэнерго" в 2000 г.), то удельный расход на выработку электроэнергии составит 245,1 г у.т./кВт·ч (средний по ОАО "Башкирэнерго" в 2000 г. 334,9 г у.т./кВт·ч).

По результатам эксплуатации ПТУ-ТЭЦ "Шигили" в ноябре 2001 г. при эксплуатационных условиях, т.е. при работе по тепловому графику (средняя нагрузка ~1,7 МВт), себестоимость отпущенной электроэнергии (без учета амортизационных отчислений) составила 12,1 коп./кВт·ч при средней себестоимости по Башкирэнерго за тот же период 30,5 коп./кВт·ч. Себестоимость отпущенного тепла составила соответственно 76,5 и 107,3 руб./Гкал. В декабре 2001 г. при средней нагрузке 3 МВт себестоимость электроэнергии составила 8,7 коп./кВт·ч при средней себестоимости по энергосистеме за тот же период 34,6 коп./кВт·ч, себестоимость тепловой энергии соответственно 76,3 и 109,1 руб./Гкал.

Главный вывод приемочных испытаний: ГТЭС "Урал-2500Р" ("Урал-4000") в составе ПТУ-ТЭЦ "Шигили" подтвердила соответствие всех её показателей Техническому заданию на проектирование. С начала отопительного сезона 2001/2002 гг. в непрерывном режиме полностью покрыта тепловая потребность подключенных потребителей. На 16 января 2002 г. наработка электростанции составила 3124 ч. Эксплуатация ГТЭС "Урал-2500Р" в Башкортостане успешно продолжается. **▲**



Газотурбинная установка ПТУ-4П в сборочном цехе "Пермского моторного завода", осуществляющего их серийный выпуск



ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ ОБОРОННОГО КОМПЛЕКСА

Проведенный в Москве в марте 2001 года Второй международный Форум "Высокие технологии оборонного комплекса" вызвал большой интерес как у отечественных заказчиков продукции оборонно-промышленного комплекса, так и у потенциальных потребителей наукоемких разработок за рубежом и, по сути, стал общероссийским и международным мероприятием.

По решению Правительства Москвы 22-26 апреля 2002 г. в ЗАО "ЭКСПОЦЕНТР" состоялась Третий международный форум "Высокие технологии оборонного комплекса". Организационный комитет Форума возглавил Мэр Москвы Ю.М. Лужков. Идея проведения в Москве Третьего международного форума была поддержана Администрацией Президента Российской Федерации и Правительством РФ.

С учетом опыта первых Форумов и проведенного конкурса главным организатором Форума 2002 г. был утвержден Институт экономики и комплексных проблем связи (АО "ЭКОС"), основными соисполнителями: Российский фонд развития высоких технологий и Московская торгово-промышленная палата.

При подготовке и проведении Форума особое внимание было уделено активизации и укреплению межгосударственных и межрегиональных связей, привлечению в российское высокотехнологичное производство потенциальных инвесторов, а также вопросам внедрения в реальный сектор экономики России наиболее интересных и эффективных проектов и разработок.

В рамках Форума-2002 были проведены:


1. Выставка "Высокие технологии - 2002".
2. Представление инвестиционных проектов и технологий предприятий.
3. Международная конференция "Стратегия устойчивого развития и возможности российского высокотехнологического комплекса".
4. "Круглые столы" и тематические конференции по 12 направлениям, в том числе по взаимовыгодному сотрудничеству в сфере высоких технологий с российскими регионами, со странами СНГ, зарубежными партнерами и международными организациями.

Большой интерес у гостей и участников Форума вызвала работа тематических конференций "Инвестиции в оборонно-промышленный комплекс России", "Проблемы вовлечения в хозяйственный оборот результатов интеллектуальной деятельности", в которых приняли активное участие руководители законодательной власти России. Минпромнауки РФ подготовило и провело научно-практическую конференцию "Критические технологии - прорыв в XXI век" по трем направлениям: "Лазерные технологии". "Материаловедение и перспективные материалы", "Нанотехнологии".

По итогам работы международной конференции издан Сборник "Материалы Международной конференции".

Прошедшая выставка "Высокие технологии - 2002" по сравнению с 2001 г. значительно расширила состав участников. В ней приняли участие около 350 предприятий из 26 регионов России, Украины, Молдовы, Беларуси с более чем 3000 экспонатами. Большие объединенные стенды представили Минатом РФ, Ярославская обл., Федеральное агентство по обычным вооружениям, Российская Академия наук.

Во время работы выставки ее посетили более 50 000 человек. Среди посетителей были руководители и специалисты федеральных и московских структур и предприятий, представители регионов России (так, из Пермской области была делегация руководителей ведущих предприятий во главе с вице-губернатором области), префектур города Москвы, посольств, а также группа военных атташе, представители структур Минобороны и др.

В ходе работы выставки ее участниками было проведено 1670 переговоров, заключено 316 соглашений и договоров, высказан интерес к закупке 4050 образцов продукции. Практически все участники уже подтвердили свое участие в следующем Форуме. 



СТАТИСТИЧЕСКИЕ АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ СОСТОЯНИЮ

Прогресс цифровой техники за последнее десятилетие совместно с миниатюризацией элементной базы привел к значительному увеличению быстродействия, объемов памяти и надежности бортовых цифровых вычислительных машин летательных аппаратов. Это позволяет вплотную перейти к построению систем управления, контроля и диагностики газотурбинных двигателей в полном диапазоне условий эксплуатации и боевого применения на принципиально новых алгоритмах, в которых в качестве управляющих сигналов используются прямые критериальные параметры и признаки (тяга, экономичность, запасы газодинамической устойчивости, ресурс и др.), обеспечивающие "адаптивное" планирование осмотров и ремонтов двигателя с учетом изменения его характеристик при выработке ресурса в процессе всего жизненного цикла.

Авиационный научно-технический центр "Тураево",
Центр внедрения новых технологий ЦИАМ:

Геннадий Добрянский, д.т.н., Вячеслав Беляев, Владимир Алексеев, Владимир Буковский

Совершенствование авиационной техники делает все более актуальным оптимальное управление режимами работы силовых установок самолетов и вертолетов. Обеспечение эффективной эксплуатации по фактическому состоянию таких сложных функциональных систем летательных аппаратов (ЛА) как современные и перспективные газотурбинные двигатели (ГТД), повышение безопасности полетов в условиях непрерывного усложнения конструкции и роста тепловых и механических нагрузок на агрегаты и узлы ЛА в настоящее время невозможно без применения методов раннего обнаружения и, что не менее важно, прогнозирования возможных неисправностей и их причин.

Для решения возникших задач ведущие авиационные фирмы США и других зарубежных стран уже в 70-80 гг. начали активно применять цифровые системы с принципиально новыми алгоритмами и методами управления и диагностики ГТД. Так, в цифровой системе DEEC для двигателя F100, установленного на самолете F-15, используются алгоритмы расчета в реальном времени основных параметров ГТД (тяги, расхода воздуха и др.) и на их основе осуществляется управление и контроль двигателя. Подобный подход позволил существенно повысить летно-технические характеристики самолета и способствовал переходу к эксплуатации ГТД по техническому состоянию.

На отечественных двигателях четвертого поколения также начали применяться цифровые системы управления и диагностики, которые в подавляющем большинстве построены на "гидромеханических" и "аналоговых" алгоритмах. Важнейшими причинами подоб-

ного положения являлись отсталость элементной базы БЦВМ и отсутствие в НИИ и промышленности наработок по перспективным алгоритмам управления и диагностики, которые могли бы в полной мере обеспечить преимущества новой техники. Кроме того, уже проверенные в эксплуатации методы и алгоритмы управления и диагностики ГТД на первом этапе создания, внедрения и отработки цифровых систем облегчали решение возникающих аппаратных проблем. В результате реализация цифрового управления выявила целый ряд проблем, и для надежной работы ГТД потребовалась дублирующая полноразмерная гидромеханическая система.

Важную роль в переходе к современным цифровым системам управления и контроля технического состояния ГТД играет разработка новых методов синтеза реализуемых в БЦВМ алгоритмов вычисления параметров двигателя. Основными требованиями, предъявляемыми к алгоритмам бортовых ЦВМ, являются единые для всех режимов работы и условий эксплуатации структуры, минимальное число входных сигналов и коэффициентов, независимость от режимов работы и условий эксплуатации ГТД значений коэффициентов, способность без корректировки с высокой точностью отражать индивидуальные изменения характеристик конкретного двигателя в процессе выработки его ресурса, компактность и экономичность реализации в БЦВМ, а также ряд других требований.

В основу нового статистического метода построения бортовых цифровых алгоритмов управления, контроля и диагностики ГТД положено использование сигналов штатных датчиков двигателя в качестве исходной информации для вычисления на борту ЛА в реальном масштабе времени определяющих тактико-технических и эксплуатационных характеристик двигателя (тяги, удельного расхода топлива, расхода воздуха через ГТД, степени двухконтурности, состава топливовоздушной смеси по тракту, запасов газодинамической устойчивости, ресурса), а также признаков возникновения неисправностей и отказов.

При реализации предлагаемого метода первоначально выбирается вид опорной функции (аппроксимирующей зависимости, по которой строится регрессионная модель вычисляемого параметра), например:

$$A \cdot \ln \bar{Z} = B \cdot \ln \bar{Y} + d,$$

где: A, B - матрицы постоянных коэффициентов;

\bar{Z} - вектор вычисляемых параметров;

\bar{Y} - вектор аргументов (сигналов от штатных датчиков);

d - вектор постоянных коэффициентов.

Затем, на возможные значения аргументов и аппроксимирующих функций во всем эксплуатационном диапазоне условий и

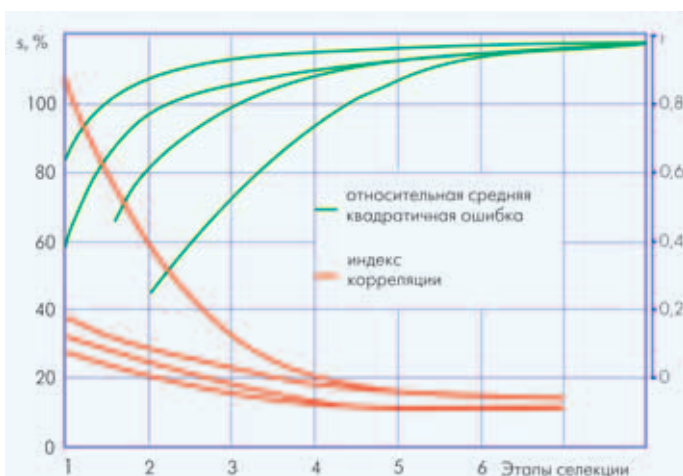


Рис. 1. Изменение критериев отбора по этапам селекции

режимов работы ГТД накладываются реальные ограничения и, исходя из опыта эксплуатации, назначается диапазон возможных изменений характеристик двигателя, его узлов и систем в процессе выработки ресурса или появления неисправностей и отказов.

С использованием рандомизации, одновременного варьирования нескольких переменных и оптимального размещения опытов в факторном пространстве формируется поле аргументов полной ортонормальной статистической матрицы планирования экспериментов. Нормированием независимых переменных границы в факторном пространстве, определяемые фактическими ограничениями на аргументы, преобразуются в единичную гиперсферу. Важным условием составления матрицы планирования эксперимента является линейная независимость аргументов плана эксперимента, что позволяет использовать полученные по полному плану результаты при анализе отдельных аргументов или их групп. Линейная независимость аргументов каждого i -го опыта достигается применением рекуррентных формул ортогонализации векторов Грама-Шмидта вида:

$$U_i = \frac{V_i}{|V_i|}; \quad V_1 = e_1; \quad V_{i+1} = e_{i+1} - \sum_{k=1}^i (U_k, e_{i+1}) \cdot U_k,$$

где e_i - система произвольных линейно независимых векторов; V_i - та же система, но в нормированном виде; U_i - ортонормированная система векторов.

Создается поэлементная имитационная модель ГТД и его систем, позволяющая производить расчет установившихся и переходных режимов двигателя в полном диапазоне высот и скоростей полета с возможностью введения в нее изменений характеристик газоздушного тракта узлов, агрегатов, а также отдельных неисправностей и отказов.

Выполняются натурные или расчетные (по имитационной модели ГТД) эксперименты. В качестве независимых факторов для конкретного испытания принимаются значения всех аргументов соответствующей строки матрицы планирования. Результатами расчетов по имитационной модели или результатами натурных испытаний заполняются столбцы

вычисляемых параметров в матрице планирования эксперимента.

Следующим шагом является непосредственное построение регрессионных зависимостей для вычисляемых параметров. В качестве основного метода аппроксимации используется метод эвристической самоорганизации (метод группового учета аргументов), позволяющий синтезировать регрессионные зависимости с большим числом аргументов в условиях ограниченности исходной информации. Данный метод широко применяется для решения задач распознавания образов, прогнозирования, предсказания случайных процессов, идентификации параметров и управления сложными динамическими системами с накоплением информации и самообучением на ее основе. Для построения регрессионной зависимости матрица планирования эксперимента произвольно делится на три последовательности опытов. Первая или "обучающая" последовательность используется для построения регрессионных зависимостей-претендентов и вычисления коэффициентов регрессии. Вторая, "отборочная" последовательность применяется для отбора претендентов. Данные третьей или "экзаменационной" последовательности предназначены для оценки прогнозирующих свойств сформированной регрессионной зависимости. Построение регрессионных зависимостей производится за несколько этапов селекции. На каждом этапе для всех возможных парных сочетаний аргументов осуществляется генерация частных полиномов, после чего с использованием проверочной последовательности производится отбор полиномов-претендентов по критериям регулярности для перехода на следующий этап селекции. В качестве критериев приняты относительная средняя квадратичная ошибка и индекс корреляции, рассчитываемые по значениям вычисленных по частным полиномам аппроксимируемых функций, аргументами которых являются элементы полного ортонормированного плана (включающего результаты моделирования и экспериментов). Отбираются частные полиномы с лучшими показателями критериев регулярности (их изменение в процессе селекции иллюстрируется рис. 1), при этом на каждом этапе селекции число полиномов соответствует числу аргументов матрицы планирования, а в полном ансамбле претендентов присутствуют все исходные аргументы. В конечном итоге образуются полиномы с близкими к предельным значениям показателями критериев регулярности и осуществляется проверка прогнозирующих свойств полученных полиномов путем расчета соответствующих функций по экзаменационной последовательности, данные которой не использовались при формировании регрессионной зависимости. Полином, наиболее точно воспроизводящий значения функции из экзаменационной последовательности статистического плана, и является искомым.

На рис. 2 представлены результаты вычисления тяги \bar{R} , температуры \bar{T}_3 и запасов газодинамической устойчивости K_y ГТД РД-33 по полученным регрессионным зависимостям (на графиках обозначены кружками) совместно с их точными значениями из статистического плана (точные значения соединены прямыми линиями). Следует особо подчеркнуть, что эти зависимости позволяют вычислять указанные параметры всех экземпляров ГТД данного типа (независимо

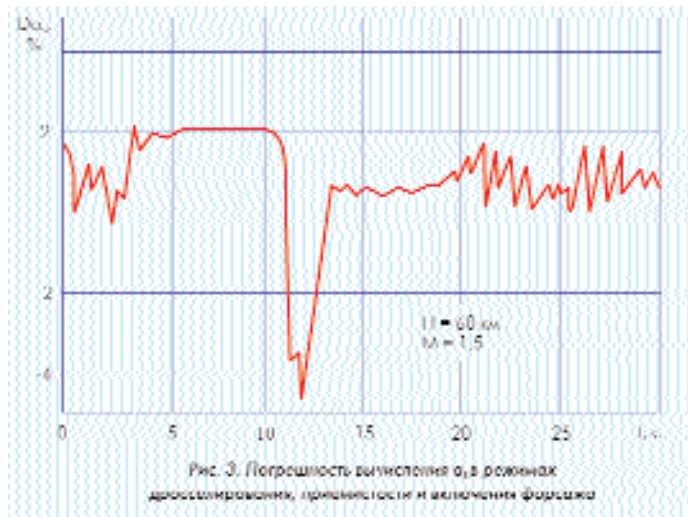


Рис. 3. Погрешность вычисления σ , в роменах дросселирования, близости к и включения фидерца

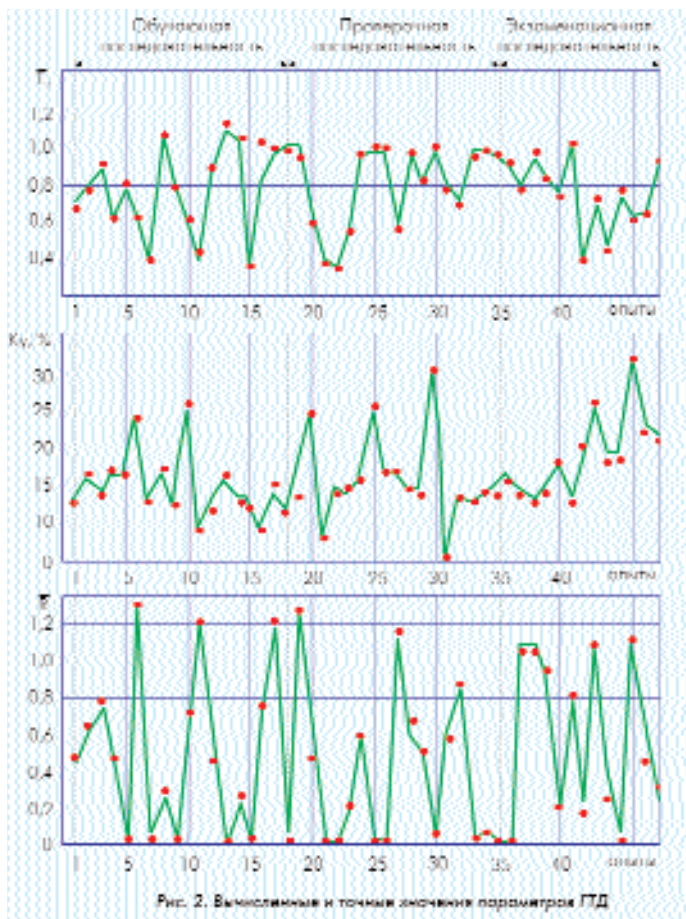


Рис. 2. Вычисляемые и точные значения параметров ГТД

от выработки ресурса) во всех условиях полета на любых режимах. В качестве опорной функции на каждом этапе селекции применялись полиномы второй степени, при этом каждый полином вычислялся с помощью пяти коэффициентов. Использовалось девять этапов селекции, однако для практических целей достаточная точность достигается уже на пятом-шестом этапе. Алгоритм при оптимальном программировании с использованием для вычислений двух встроенных циклов достаточно легко реализуется на БЦВМ. Наиболее экономичными, с точки зрения аппаратных и системных ресурсов, получаются регрессионные зависимости со степенными или логарифмическими зависимостями в качестве опорной функции.

В завершение оцениваются значимость аргументов и чувствительность к погрешностям их значений синтезированной регрессионной зависимости. При слабом влиянии аргумента во всем диапазоне его изменения на величину параметра, вычисляемого по регрессионной зависимости, производится замена анализируемого аргумента постоянным членом.

Сравнение рассчитанных по описанной выше методике значений параметров ГТД РД-33 с экспериментальными показало, что в полном эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета ошибки (с учетом реальных погрешностей датчиков) не превышают 1...2 %, при этом наибольшие отклонения соответствовали режимам с большими и малыми приведенными частотами вращения вентилятора. Коррекция регрессионной зависимости позволила уменьшить погрешности вычисления основных параметров ГТД до 0,5 %. На рис. 3 представлены ошибки вычисления коэффициента суммарного избытка воздуха α_2 на различных режимах работы ГТД, при этом максимальное отклонение (~4,2 %) кратковременно возникает при раскрытии сопла перед подачей топлива в пусковой коллектор форсажной камеры. Сравнение являлось абсолютно независимым, так как данные этих испытаний не использовались при

составлении регрессионных алгоритмов, при этом общее количество контрольных точек превышало 150.

На рис. 4 и 5 показаны результаты расчетов расхода воздуха и температуры перед турбиной по регрессионным зависимостям и по нелинейной имитационной модели ГТД в переходных режимах. Из анализа графиков видно, что количественно значения отличаются незначительно, аналогичные результаты были получены и для других условий полета.

Анализ чувствительности регрессионных зависимостей показал, что точностные характеристики уравнений регрессии не ухудшаются как при отклонении внешних условий от стандартных, так и при отклонении от исходных значений характеристик узлов ГТД.

Статистическая методика формирования регрессионной зависимости является универсальной и позволяет получать алгоритмы для вычисления диагностических признаков состояния узлов ГТД на борту ЛА, прогнозировать параметры конкретного ГТД в различных условиях полета по данным наземных испытаний и решать другие подобные задачи. Например, на рис. 6 (условные обозначения аналогичны рис. 2) приведены результаты расчета по регрессионной зависимости адиабатического к.п.д. турбины $\eta_{ад}^*$ для различных условий полета совместно с результатами моделирования по математической модели ГТД, в которую на 3, 10 и 19 опытах вводились различные ухудшения. Значения штатно измеряемых параметров, полученных по математической модели, использовались как аргументы для расчета по регрессионной зависимости. Из анализа графика видно, что регрессионная зависимость воспроизводит введенный дефект. Подобные результаты были получены и для других узлов ГТД.

По данным стендовых "холодных" испытаний более 350 экземпляров ГТД с помощью регрессионной зависимости было спрогнозировано значение температуры газа за турбиной в высотных условиях. Сравнение с испытаниями этих ГТД на стенде с подогревом показало, что средняя ошибка не превышает 0,84 °С, при среднеквадратичном отклонении 5,3 °С в доверительном интервале ± 10 °С с доверительной вероятностью 0,95. Одновременно для трех двигателей были выявлены несоответствия результатов испытаний физическим процессам в ГТД, вызванные дефектами датчиков или системы регистрации стенда.

Таким образом, алгоритмы вычисления основных параметров ГТД и диагностических признаков его технического состояния, разработанные в соответствии с предлагаемой методикой, справедливы для ГТД с произвольным сочетанием отклонений индивидуальных характеристик узлов и настроек систем во всей области высот и скоростей полета на установившихся и переходных режимах.

Разработанные регрессионные зависимости достаточно просты, не требуют больших вычислительных ресурсов и могут быть рекомендованы для построения перспективных цифровых систем управления и диагностики как вновь создаваемых, так и модернизируемых ГТД, а также для обработки результатов стендовых и летных испытаний (в том числе и непосредственно на борту). **▲**

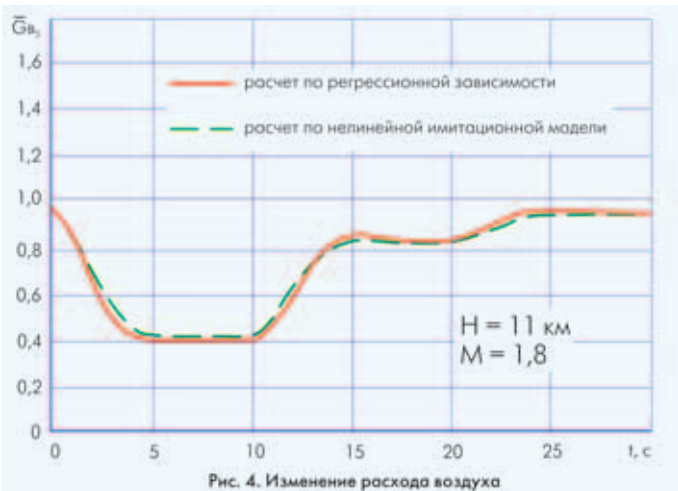


Рис. 4. Изменение расхода воздуха

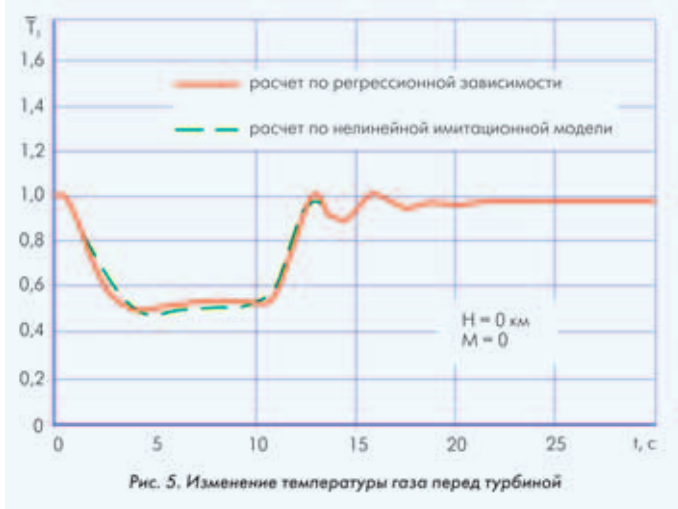


Рис. 5. Изменение температуры газа перед турбиной

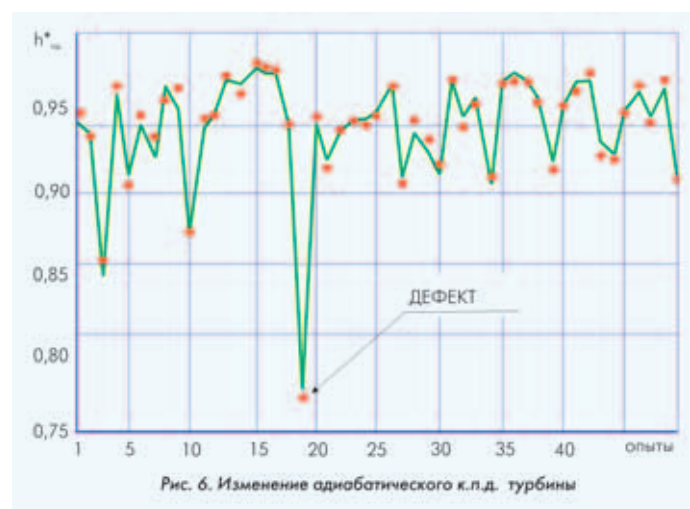


Рис. 6. Изменение адиабатического к.п.д. турбины



На лето Политехнический музей традиционно закрыт для посетителей. И именно в это время в нем открываются очень интересные тематические экспозиции, хоть как-то "компенсирующие" закрытые залы. Так, с 16 мая (Международного дня музеев) в Мраморном выставочном зале (подъезд № 3) открыта интереснейшая выставка "МИР МОДЕЛЕЙ" из частных коллекций. Выставка будет работать до 22 сентября 2002 г. с 10.00 до

18.00. ежедневно, кроме субботы и воскресенья.

Выставочный проект продолжает серию выставок Политехнического музея по направлению "Выставки из частных коллекций", которое ведется в музее с 1997 г. Цель подобных выставок познакомить посетителей с интереснейшими коллекциями, собранными частными коллекционерами и в силу этого недоступными для публичного осмотра.

Выставка "Мир моделей" представляет модели автомобилей, локомотивов, вагонов и других транспортных средств из частных коллекций Р.Н. Уланова, А.А. Краснова, В.В. Киртоки, В.Б. Кривошеева, Д.А. Семиглазова, А.Ю. Глазунова, И.Е. Ермакова, Л.Д. Кузнецова, М.Ю. Климова, А.А. Ракова.

На выставке представлены модели отечественных автомобилей начиная от самых первых российских машин до современных автомобилей: Руссо-Балт, ВАЗ, ГАЗ, ЗИЛ, КАМАЗ, УАЗ, Урал, Москвич, и т.д. Особый интерес вызывают модели автомобилей в масштабе М 1:10, изготовленные известным моделистом Р.Н. Улановым, из коллекций музеев МАДИ и ВНИИАвтранса, Музея Оборона Москвы, а также Политехнического музея.

Модели автомобилей таких известных фирм, как "Мерседес", "БМВ", "Альфа Ромео", "Рено", "Фиат" и др. знакомят посетителя с историей зарубежного автомобилестроения. Коллекции включают модели автомобилей этих фирм от первых до современных образцов.

Особый раздел экспозиции посвящен автомобилям специального назначения. Модели пожарных автомобилей, показанные здесь, предоставлены Управлением Государственной пожарной службы РФ по г. Москве. Интересна коллекция моделей автомобилей санитарного транспорта, включающая первые отечественные и зарубежные медицинские кареты и достаточно полно раскрывающая историю санитарного транспорта мира в XX веке.

Модели транспортных средств (погрузчики, контейнеры, цистерны), занятых в логистической цепочке - системе товародвижения от производителя к потребителю, предоставлены журналом "Логистика".

На выставке экспонируются модели локомотивов и вагонов из уникальной коллекции, собранной известным деятелем отечественного локомотивостроения и автором многочисленных книг и статей об отечественных локомотивах В.А. Раковым (1909-1999). Его внук А.А. Раков продолжает коллекционную деятельность знаменитого предка.

Выставку дополняют рисунки автомобилей, автобусов и паровозов. Известные московские художники-графики М.О. Дмитриев, Н.Е. Розанов, А.Н. Захаров, А.А. Краснов, А.И. Безменов рисовали автомобили для многих столичных и зарубежных журналов таких как "Техника-молодежи", "За рулем", "Мото" и др., а также издательств - "Молодая гвардия", "Патриот", "Воздушный транспорт", "Аванта+", "Росмэн", "Слово", "ИЛБИ" и пр. Работы учеников профессора знаменитой "Строгановки" Н.Е. Розанова регулярно приобретают известные автомобильные фирмы. По рисункам А.Н. Захарова создаются гоночные автомобили формулы "Русь". По нашему мнению, эта выставка интересна как коллекционерам, так и широкому кругу людей, интересующихся историей транспорта. **П**

ЮБИЛЕЙ

6 июня сего года исполнилось 70 лет крупному ученому в области газовых турбин авиационных двигателей и силовых установок Владимиру Дмитриевичу Венедиктову.

Юбилар в 1955 г. окончил с отличием МВТУ им. Н.Э. Баумана, а в 1962 г. - Мехмат МГУ им. М.В. Ломоносова. Работая в ЦИАМ с 1957 г., он в 1963 г. защитил кандидатскую, а в 1982 г. докторскую диссертацию по газодинамике охлаждаемых турбин. В 1971 г. решением ВАК СССР ему было присвоено ученое звание старшего научного сотрудника, а в 1991 г. - профессора.

С конца 70-х годов В.Д. Венедиктов возглавил новое научное направление в области газодинамики охлаждаемых турбин. Огромный объем теоретических и экспериментальных исследований, выполненных им в этой области, а также личное участие в разработке охлаждаемых турбин конкретных авиадвигателей в немалой степени способствовали повышению КПД охлаждаемых турбин от 0,84...0,85 в первых модификациях до 0,9...0,91 в лучших современных конструк-

циях. Достигнутый уровень КПД является максимальным в мировой практике авиационного двигателестроения. Владимир Дмитриевич - участник многих конкретных разработок газовых турбин в отечественном авиационном и космическом двигателестроении (в том числе, таких как РД-33, АЛ-31Ф, АЛ-41Ф, ПС-90, РД-170 для носителя "Энергия" РКС "Энергия-Бурани" и др.). По этим разработкам им выпущены более 100 научных публикаций, в том числе, три монографии, зарегистрировано 15 изобретений.

В 1969 г. в соавторстве с другими специалистами юбилар выпустил монографию "Газовые турбины". В 1990 г. - опубликовал фундаментальный "Атлас экспериментальных характеристик решеток охлаждаемых газовых турбин". По объему данных, глубине общения и практической значимости Атлас не имеет аналогов в отечественном и зарубежном газотурбостроении. Его монография "Газодинамика охлаждаемых турбин" (1990) обобщает результаты его личных, а также отечественных и зарубежных исследований в этой области и является настольной книгой многих турбинистов-газодинамиков. Результаты этих исследований легли в основу разработки принципиально новой технологии проектирования охлаждаемых турбин, которая позволяет существенно сократить стоимость и время создания высокоэффективной турбины.

В настоящее время В.Д. Венедиктов - крупнейший отечественный специалист в области пространственных методов проектирования проточной части высоконагруженных, в том числе высокоперепадных охлаждаемых турбин. Он является членом двух докторских диссертационных советов (МЭИ и ЦИАМ). Под его руководством защищено 5 кандидатских диссертаций, готовятся к защите еще три соискателя ученых степеней.

Гармония жизни Владимира Дмитриевича не ограничивается алгеброй и физикой газовой динамики: среди его научных трудов и монографий не теряются сборники его очень профессиональных и чувствованных стихов о любви, войне, работе, о нашей истории... Желаем Владимиру Дмитриевичу долгих лет жизни и по-прежнему высокого накала жизненных интересов. **П**



Генеральный директор ФНПЦ "ММП" "Салют" Ю. Елисеев, В. Венедиктов, генеральный директор ЦИАМ В. Скибин

Создание систем автоматического управления (САУ) для наземных газотурбинных установок (ГТУ) - одно из перспективных направлений деятельности ОАО "СТАР". Мы работаем в данной области уже десять лет. За это время специалистами предприятия накоплен значительный опыт и приобретен обширный круг клиентов - пользователей.

Первоначально САУ создавались нами на базе авиационных электронных регуляторов. Впоследствии мы стали применять общепромышленные электронные модули. Системы автоматического управления, создаваемые нами в настоящее время, позволяют осуществлять управление как газотурбинным приводом, так и всей установкой в целом: газоперекачивающим агрегатом или электростанцией. САУ также ведут мониторинг агрегата.



Юрий Дудкин, главный конструктор ОАО "СТАР"

СИСТЕМЫ ОАО "СТАР" ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИМИ АГРЕГАТАМИ И ЭЛЕКТРОСТАНЦИЯМИ С ГАЗОТУРБИНЫМ ПРИВОДОМ

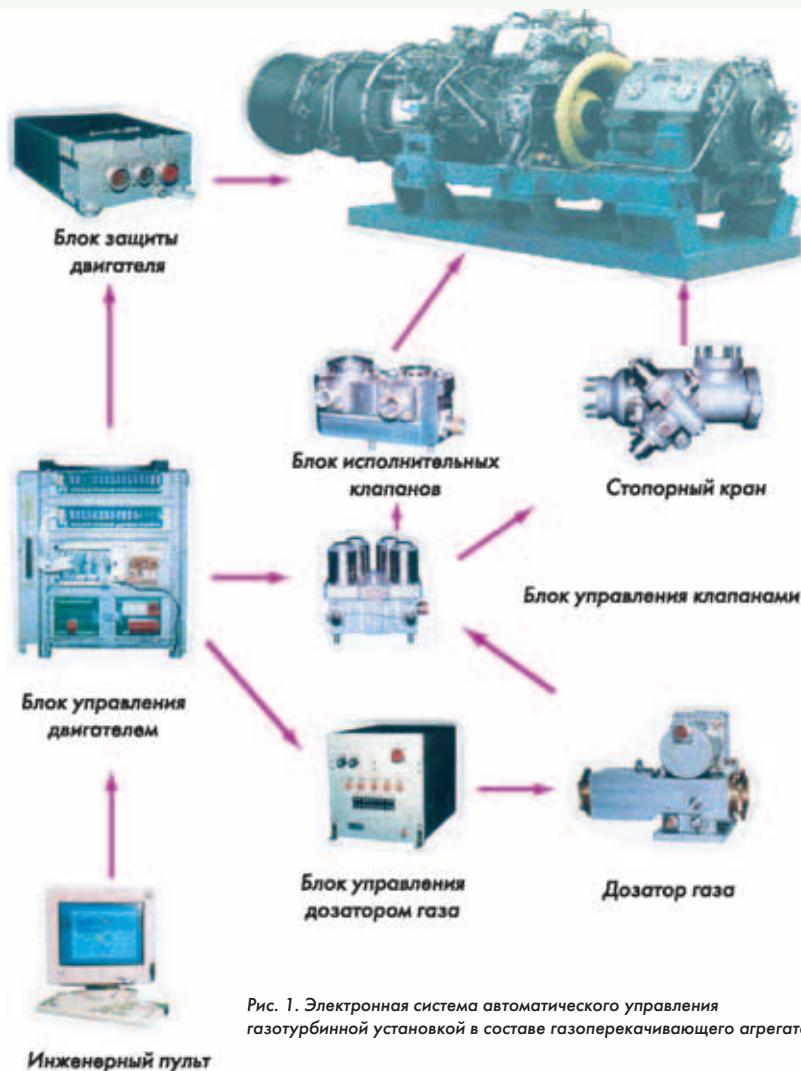


Рис. 1. Электронная система автоматического управления газотурбинной установкой в составе газоперекачивающего агрегата

САУ для газоперекачивающих агрегатов (ГПА)

Первой нашей разработкой в данной области (1995 г.) была система управления газотурбинным приводом мощностью 12 МВт для ГПА "Урал". В ней была использована созданная нами электронная система управления двигателем - ЭСУД-90ГП, в которой ключевую роль играет электронный регулятор РЭД-90ГП. Он представляет собой аппаратно-программный комплекс управления и диагностики ГП1 газотурбинного двигателя ПС-90. Двухканальное управление дозатором газа осуществляется без промежуточного гидравлического усиления на базе шагового двигателя ДВШ-100.

С 1997 г. наше предприятие серийно изготавливает систему нового поколения на базе электронного блока управления двигателем БУД-96. Он обладает высоконадежным специализированным вычислителем, вводом и выводом модульной конструкции, программным обеспечением с различными уровнями доступа, что позволяет использовать различные модификации в процессе пусконаладочных работ и в эксплуатации. Система применяется в составе САУ ГПА мощностью 10, 12, 16 и 25 МВт на предприятиях ОАО "Газпром" ("Пермтрансгаз", "Мострансгаз", "Баштрансгаз", "Саматрансгаз").

САУ для автономных энергоустановок

Эти системы ОАО "СТАР" поставляется с 1993 г., когда было начато серийное производство САУ для передвижных электростанций ПАЭС-2500М и блочных электростанций мощностью 4 МВт.



Электронные блоки САУ газотурбинной электростанции



Дозатор газа



Электронный регулятор двигателя




Командный агрегат

Типовая САУ такого рода была разработана на базе аппаратуры авиационного назначения и включает: электронный регулятор РЭД-90Э, командный агрегат КА-30Г, дозатор газа ДГ-30Г и другие агрегаты. Более совершенная конструкция дозирующего органа дозатора ДГ-30Г позволила исключить из системы датчики перепада давления топливного газа.

Сегодня уже около 70 таких систем успешно эксплуатируются на объектах "Башэнерго" и "Тюменьтрансгаза". Их наработка составляет до 25 тыс. часов.

Для энергоустановки ГТУ-2,5 МВт, разработанной ОАО "Рыбинские моторы", коллектив ОАО "СТАР" создал в 1999 г. электронную систему управления в виде блока управления двигателем БУД-98 и блока управления электростанцией БУС-98. Высокая надежность данной системы обеспечивается применением сертифицированных промышленных модулей, компонентов под конкретный проект привязки. Эта система стала базовой для газотурбинных электростанций мощностью 2,5...25 МВт. В 2000 г. она успешно прошла межведомственные испытания.

Ныне ОАО "СТАР" завершает разработку САУ для перспективных энергетических ГТУ. В их числе энергоблоки мощностью 2,5 и 6 МВт с утилизацией тепла, энергоблоки для собственных нужд "Газпрома" мощностью 12...16 МВт, а также для теплоэлектроцентралей мощностью 25 МВт и выше.

Мы предлагаем различные модификации САУ исходя из конкретных пожеланий потребителя. 

ОАО "СТАР":
614990, Пермь, ГСП, ул. Куйбышева, 140а.
Тел.: (3422) 49-69-49, 49-69-13.
Факс: (3422) 69-26-46.

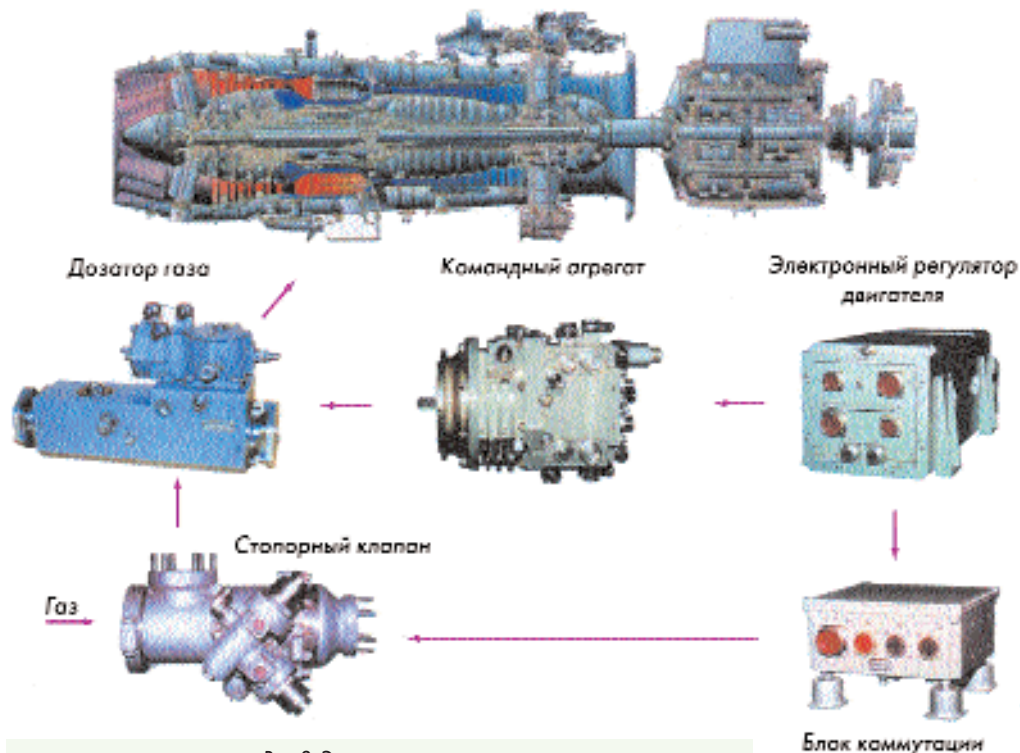


Рис. 2. Электронная система автоматического управления газотурбинной установкой блочных электростанций

Старейший моторостроитель России

Александр Романов, ведущий научный сотрудник ЦИАМ



31 мая в ЦИАМ им. П.И. Баранова состоялась торжественное заседание расширенного Научно-Технического Совета, посвященное 90-летию со дня рождения и 71 году непрерывной работы в ЦИАМ Юрия Георгиевича Бехли.

Открыл заседание Совета, в присутствии многочисленных гостей от промышленности и научных уч-

реждений России, профессор, д.т.н. Б.А. Пономарев. Он зачитал многочисленные приветственные адреса и телеграммы, поступившие в институт от многих коллективов авиадвигательных ОКБ, подписанные их руководителями.

Генеральный директор ЦИАМ В.А. Скибин охарактеризовал юбиляра как легендарную личность, олицетворяющую живую связь сегодняшних специалистов с гордостью и славой России - школой ученых и конструкторов могучих самолетов и авиационных силовых установок мирового уровня. Воспитанные Юбилером специалисты работают в авиационной промышленности и сегодня.

31 мая 2002 г. исполнился 71 год работы Юрия Георгиевича в ЦИАМ.

Ю.Г. Бехли, признанный авиаспециалист - исследователь конструкций и рабочих процессов в авиадвигателях, начал работать в ИАМ (ныне - ЦИАМ им. П.И. Баранова) с 31 мая 1931 г. в отделе бензиновых двигателей под руководством В.Я. Климова. В это время он был студентом-заочником Московского авиационного техникума, который окончил в 1932 г. Наставниками молодого любознательного юноши были энтузиасты из винтомоторного отдела ЦАГИ, ученики Б.С. Стечкина: В.Я. Климов, С.В. Трескин, Е.В. Кузнецов, Л.Г. Шереметьев, привившие ему творческий энтузиазм, который он сохранил до


настоящего времени. Без отрыва от работы в ЦИАМ Бехли становится студентом-заочником МАИ им. Орджоникидзе. В 1934 году он уже был назначен инженером-экспериментатором, конструктором КБ-1.

В начале войны, в 1941 году, закончив четыре курса МАИ, Юрий Георгиевич был включен в бригаду специалистов ЦИАМ, направленных в числе пяти человек на Пермский моторостроительный завод в ОКБ главного конструктора А.Д. Швецова. При участии этой бригады на более мощной модификации мотора АШ-82 была внедрена система непосредственной подачи топлива в цилиндры, улучшена система охлаждения.

В 1942-1947 гг. Юрий Георгиевич работал старшим инженером-экспериментатором, начальником бюро - ведущим конструктором отдела № 4 (отдела бензиновых двигателей) ЦИАМ, а с июля по октябрь 1947 г. - начальником этого отдела. В 1948 г. Ю.Г. Бехли защищает в МАИ диплом инженера-механика авиамоторостроения. С октября 1947 по март 1953 г. он был ведущим конструктором лаборатории МГД (малоразмерные ГД - вертолетные силовые установки, вспомогательные энергоузелы самолетов, турбостартеры и т.д.). С марта 1953 г. по июнь 1960 г. - заместитель начальника лаборатории МГД. Проводит большую работу с ОКБ промышленности по созданию новых двигателей. В 1954 г. Юрий Георгиевич начинает преподавать в МАТИ на кафедре "Теплотехника авиадвигателей". В 1960 г. Ю.Г. Бехли после защиты диссертации присвоено звание кандидата технических наук. С этого года и по 1985 г. юбиляр работал начальником отдела МГД, а с 1985 г. по настоящее время - ведущий научный сотрудник этого отдела. Он неоднократно избирался членом Ученого Совета ЦИАМ, имеет 47 печатных работ.

Ю.Г. Бехли награжден орденами - "Знак Почета" (1957 г.), "Трудового Красного Знамени" (1966 г.). Лауреат Государственной Премии (1982 г.).

Выступавшими учениками и соратниками Юрия Георгиевича, которые сами руководят научными коллективами, отмечалось его умение налаживать работу в коллективе, создавать дружескую обстановку, что способствовало повышению творческого потенциала коллектива.

Все присутствовавшие на НТС желали уважаемому Юрию Георгиевичу крепкого здоровья и просили написать воспоминания о выдающихся людях, встреченных им на жизненном пути. 

СЕМЯДЕСЯТИЛЕТИЕ ТУШИНСКИХ МОТОРОСТРОИТЕЛЕЙ



Большинство предприятий авиационной промышленности в нашей стране было организовано в течении исторически очень короткого промежутка времени. По этой причине сейчас идет череда юбилеев наиболее значительных столпов авиапрома. В июле этого года исполняется 70 лет Тушинскому машиностроительному конструкторскому бюро "Союз".

Предприятие берет начало от созданного в 1932 г. Отдела бензиновых двигателей НИИ ГВФ, на основе которого затем было образовано ОКБ-82 Тушинского моторостроительного завода № 82. В 1966 г. ОКБ переименовано в ТМКБ "Союз". За период с 1932 г. по 2002 г. здесь создано более 50-ти типов авиационных двигателей от поршневых и дизельных до двухконтурных форсированных реактивных. Из них половина была внедрена в серийное производство и принята на вооружение армии, ВВС и ВМФ.


Начиная с 1935 г., ОКБ-82 под руководством А.Д. Чаромского создало ряд модификаций авиационных дизелей АЧ-30 и М-40, которых всего было выпущено около 1500.

В 50-х гг. здесь были созданы и внедрены в серийное производство модификации ТРД РД-3М-500 для пассажирского самолета Ту-

104А. В 1957 г. на базе Р11-300 (АМ-11) конструкции А.А. Микулина, ОКБ-82 - ТМКБ разработало Р11Ф-300 для самолета МиГ-21. Всего было выпущено в СССР и других странах около 20 000 двигателей Р11 всех модификаций. Это пример того, как удачно выбранная конструкция двигателя-прототипа позволяет расширять возможности создания и применения его модификаций.

В 1967 г. в ТМКБ начались работы по модернизации ТРД Р27-300, разработанного в ОКБ-300. Была создана модификация Р27Ф2М-300, которая эксплуатируется до сих как у нас в стране, так и за рубежом. С 1977 г. ТМКБ работает над ДТРДФ РД-33 конструктора С.И. Изотова и многочисленными модификациями этого ГД совместно с ЛНПО "Завод им. В.Я. Климова".

В конце 80-х г. ТМКБ было поручено сопровождение производства на ММП им. В.В. Чернышева ТВД ТВ7-117С для пассажирского самолета Ил-114. С 1996 г. ТМКБ создает бесфорсажный ДТРД РД-1700 для учебно-тренировочного самолета МиГ-АТ, а сейчас ТМКБ заканчивает выпуск рабочей конструкторской документации бесфорсажного ДТРД РД-2500 (для учебно-тренировочного самолета Як-130), унифицированного с РД-1700 по основным элементам. Прорабатываются конструкции и других двигателей на базе РД-1700 для самолетов различного назначения - от учебно-боевого до всепогодного беспилотного разведчика дальнего слежения.

Редакция журнала "Двигатель" от души поздравляет коллектив ГУП ТМКБ "Союз" и его главного конструктора Роальда Юлиановича Нусберга с юбилеем и желает воплощения всех творческих планов - на пользу и благо нашей Родины. 

Владимир Котельников
Александр Медведь

АВИАЦИОННЫЕ ДИЗЕЛИ, ИЛИ ТЕРНИСТЫЙ ПУТЬ А.Д. ЧАРОМСКОГО

(Продолжение. Начало в № 2 - 2002 г.)

В мае 1940 г. на смену устаревшей программе создания авиационных двигателей серии "Н" от 1931 г. пришла новая, также предусматривавшая разработку целой гаммы таких моторов. На этот раз прототипы получили обозначение "М", а следовавшие за буквой числа (через десяток), очевидно, предполагали возможность создания множества модификаций на основе базовых вариантов. Это не помешало включению в число "перспективных" дизелей проектов, оказавшихся фактически мертворожденными. Так, работа над двигателем М-10, который создавался на базе дизеля Д-11 бывшими конструкторами НИИАД ГВФ на воронежском заводе № 154, прекратилась уже на раннем этапе.

Авиационный дизель М-20 первоначально разрабатывался в ЦИАМ и представлял собой мощный 24-цилиндровый двигатель взлетной мощностью 2200 л.с. (позднее даже 3000 л.с.) и номинальной мощностью 2000 л.с. на высоте 8000 м. Мотор имел необычную ромбическую схему с двумя противоположно движущимися поршнями в каждом цилиндре. Впоследствии этот двигатель доводился на заводе № 82, который с 1939 г. получил еще одно название - ОТБ НКВД. В 1940 г. прошел испытания отсек дизеля М-20 с четырьмя цилиндрами.

Постановлением Комитета Обороны ОТБ НКВД получило задание изготовить два дизеля М-20 в декабре 1940 г., в июле 1941 г. провести 50-часовые испытания, а еще через полгода довести ресурс до 100 ч. Впрочем, дела с этим мощнейшим двигателем обстояли вовсе не так хорошо, как было написано на бумаге. К тому же занимался им тот же конструкторский коллектив, который работал над гораздо более реалистичным М-30. Работников не хватало, а просить "добавить" пришлось бы у Л.П. Берии и его коллег... Часть наиболее сложных деталей должен был изготовить завод № 24, однако даже для его опытных технологов и производственников они оказались весьма сложными. В общем, работа двигалась не быстро, а с началом войны замерла совсем. Правда, некоторое время коллеги А.Д. Чаромского поработали еще и над АН-5 - "половинкой" от М-20 с 12 цилиндрами и мощностью до 1700 л.с. В серию ни М-20, ни АН-5 никогда не передавались.

Дизель М-50 оказался в ряду предшественников исключением. Он предназначался для катеров и представлял собой вариант мотора М-40, снабженный реверсивным устройством и другим механизмом наддува. Разработкой его занимался конструкторский коллектив под руководством инженера В.М. Яковлева, который в начале сороковых годов стал своеобразным олицетворением двуликого Януса: начальником отдела ЦИАМ и одновременно главным конструктором ленинградского Кировского завода по авиационным и катерным дизелям.

В конце 1940 г. дизель М-50 считался достаточно доведенным для запуска в серийное производство. Руководство ВМФ приветствовало появление нового двигателя: с ним заметно уменьшалась пожароопасность катера и увеличивалась дальность плавания при одинаковом запасе топлива. Весной 1941 г. один из торпедных катеров Г-5 XI серии был оснащен двумя дизелями М-50, в конце мая начались его испытания на Черном море. Устранение неизбежных

дефектов потребовало немного времени: уже в начале июля 1941 г. моряки утвердили акт испытаний с весьма высокой оценкой дизельной силовой установки (напомним, что обычные Г-5 оснащались бензиновыми двигателями ГАМ-34БС). Увы, было уже поздно, и до массового внедрения М-50 на торпедные катера дело не дошло.

Другим боевым кораблем, предусматривавшим применение дизелей М-50, стал морской бронекатер проекта 138, проектировавшийся ЦКБ-50 в сентябре-декабре 1940 г. Реализация проекта затормозилась из-за неясности с перспективами производства двигателей. В общем, можно утверждать, что именно начавшаяся война перечеркнула планы широкого внедрения дизелей М-50 на флоте: в стране просто не оказалось завода, способного быстро освоить производство этого двигателя в необходимых количествах. В 1942 г. была предпринята еще одна попытка внедрения М-50 на торпедном катере СТК-ДД зеленодольского завода № 340, но она не имела последствий из-за слишком малой достигнутой скорости.

Авиадизель - на самолет!

В 1940 г. наименование двигателя АН-1РТ было изменено на М-40. Так, очень просто создали новый авиадизель, причем на первых порах не пришлось потратиться даже на чертежи: прежнее название просто замазали, а поверх написали новое. Главным конструктором М-40 считался В.М. Яковлев, который в мае 1940 г. представил на государственные 100-часовые испытания этот вариант дизеля. В отличие от предшествующих модификаций АН-1, наддув у М-40 обеспечивался четырьмя турбокомпрессорами ТК-88 (другое наименование - Э-88), включенными по двухступенчатой схеме. Система турбонаддува позволяла двигателю сохранять номинальную мощность 1000 л.с. постоянно вплоть до высоты 5500...6000 м (взлетная мощность составляла 1250 л.с.). После долгих лет доводки, казалось, отечественный авиадизель наконец-то достиг требуемых характеристик в отношении мощности, высотности и надежности.

Увы, радость создателей М-40 была омрачена: на всех трех двигателях, представленных на госиспытания, выявился новый дефект - задирание поршней 4 и 6 цилиндров правого блока мотора. Решением госкомиссии конструкторский коллектив В.М. Яковлева получил комплексное задание:

"устранить выявленные на М-40 дефекты к 15 июля 1940 г.;



В.М. Яковлев, главный конструктор
отдела нефтяных двигателей ЦИАМ

- форсировать двигатель по номинальной мощности до 1250 л.с. (до высоты 6000 м) и взлетной мощности 1500 л.с. и пред- ставить его на госиспытания в августе 1940 г.;

- оказать техническую помощь серийным заводам - ленинград- скому Кировскому и харьковскому № 75 в организации серийного производства двигателя [весной 1941 г. задание с завода № 75 сня- ли, передав его на ХТЗ)].

Главный конструктор выполнил требования комиссии, быстро внес необходимые изменения в конструкцию М-40, провел 100-ча- совые заводские испытания двух опытных моторов, а 16 июля сдал очередной двигатель на госиспытания. С помощью ЦИАМ В.М. Яковлев изготовил четыре форсированных дизеля (они получи- ли обозначение М-40Ф), у которых были изменены шатуны, поршни, верхний и нижний картеры блоков. Фактически М-40Ф являлись но- вой, требующей продолжительной доводки модификацией мотора. Судя по опыту разработки ранних вариантов авиадизеля, для этого было необходимо не менее двух-трех лет.

Главным предприятием при освоении М-40 в производстве был определен Кировский завод. Туда и отправился В.М. Яковлев организовывать производство М-40. Но идеи в нашей стране не- редко опережают здравый смысл. Имея, в общем-то, вполне до- веденный для серийного производства дизель номинальной мощ- ностью 1000 л.с., руководство наркомата авиапромышленности и командование ВВС захотели большего. Опираясь на благопри- ятные результаты испытаний М-40, закончившиеся в сентябре 1940 г., они приняли решение о запуске в серию... не проверен- ного еще как следует М-40Ф.

Параллельно с моторостроителями получили соответствующие задания и самолетчики. Так, главный конструктор казанского заво- да № 124 И.Ф. Незваль приступил к переделке одного из планеров самолета ТБ-7 для установки четырех М-40. Осенью 1940 г. анало- гичные распоряжения в отношении дальнего бомбардировщика ДБ-240 были отданы и главному конструктору В.Г. Ермолаеву.

Между тем освоение М-40Ф на Кировском заводе шло черепа- шьими темпами. В 1940 г. ни одного мотора изготовлено не было, завод смог лишь подготовить оснастку и перегруппировать оборудо- вание и станки. Четыре М-40Ф в конце года сумел выдать опытный завод ЦИАМ, вот только моторесурс всех этих дизелей был из- расходован в период проведения заводских и государственных ис- пытаний. И так, моторов М-40Ф, пригодных для установки на само- лет, в 1940 г. не было, поэтому И.Ф. Незваль смонтировал на ТБ-7 зав. № 4225 нефорсированные двигатели М-40.

В отчете завода № 124 за 1940 г. было отмечено: "Следующая работа - самолет зав. № 4225 с М-40. Основное направление - ко- ренное изменение всей ВМГ и части оборудования. Работа начата 1 июля 1940 г., продолжилась вместе с доводками до 20 декабря 1940 г. За это время были спроектированы новые моторамы, фермы шасси, мотостанины, капоты, коки винтов, тоннели радиаторов и уп- равление топливными насосами и воздушными заслонками. Кроме того, спроектирована система питания, охлаждения и масла...

К 30 сентября 1940 г. на самолете были выполнены все работы. 1 октября 1940 г. он был выведен на аэродром. Заводские испыта-

ния проводились: с 2 по 12 октября - наземные, а 13 октября состо- ялся первый вылет № 4225. Заводские испытания закончены за три месяца, считая от 1 октября 1940 г., и утверждены НКАП. Последний вылет 28 декабря 1940 г. (всего было выполнено 11 полетов общей продолжительностью 23 ч. 57 мин.)...

С 1 декабря 1940 г. НКАПом предписано выпускать самолеты "42" в 1941 г. только с дизелями М-40. ОКБ приступило к изготовле- нию серийных чертежей под эти моторы, устраняя дефекты, выявлен- ные при заводских испытаниях самолета зав. № 4225".

И снова чрезвычайная, ничем не оправданная поспешность в принятии решения. А между тем серийного, доведенного, надежно- го дизеля по-прежнему нет:

"Мотор М-40Ф № 3, поставленный на 100-часовые испытания по программе государственных испытаний, вышел из строя после 29 часов работы на номинальном режиме, - докладывал в начале февраля 1941 г. руководству военпред ХТЗ военинженер 2 ранга И.А. Ботнев. - При разборке обнаружено: задир и прогар поршня второго цилиндра, разрушение перемычки поршня между первым и вторым уплотнительным кольцом первого цилиндра того же блока, поломка уплотнительных колец первого, второго, третьего поршней левого блока, прогар штока выхлопного клапана и клапанного сед- ла второго цилиндра левого блока.

Помимо этого, на роторе турбокомпрессора второй ступени правого блока отлетело шесть лопаток, а на роторе первой ступе- ни того же блока - одна лопатка, что сказалось на уменьшении мощ- ности правого блока...

Предположительная причина аварии: перегрузка левого блока из-за понижения мощности правого блока вследствие поломки ло- паток турбокомпрессоров".

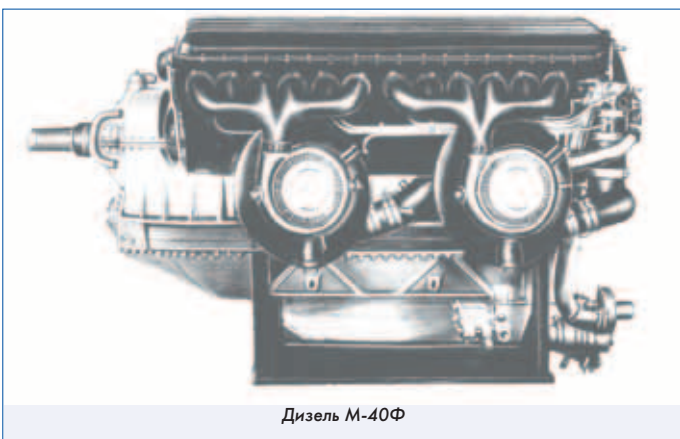
Заметим, что дела на Кировском заводе тоже шли не блестяще. Позднее в техническом отчете Главного управления ВВС подчерки- валось: "50-часовых совместных испытаний (НКО-НКАП) на станке и специальных летных испытаний в воздухе моторы М-40Ф не прохо- дили. На комиссионные испытания ставились три мотора М-40Ф на Кировском заводе и три мотора М-40Ф на ХТЗ...

На Кировском заводе по причине выбивания уплотнительной прокладки и разрушения межкольцевых перемычек поршней мото- ры испытаний не выдержали. На ХТЗ комиссионные испытания вы- держал третий мотор, а два других вышли из строя из-за разруше- ния межкольцевых перемычек поршней".

Уточним: дефекты цилиндро-поршневой группы удалось в ос- новном устранить только в апреле 1941 г., что следует из ежемесяч- ных докладов военпреда ХТЗ Ботнева:

"Завод приступил к производству деталей для серийного выпус- ка моторов... 15 марта 1941 г. поставлен на длительные заводские испытания мотор М-40Ф зав. № 1 с усиленными поршневыми пере- мычками (в соответствии с эскизом главного конструктора Киров- ского завода тов. Яковлева). После 13 ч работы в масле обнаруже- на бронзовая стружка. При разборке обнаружено: трещина по та- вру прицепного шатуна и выкрашивание бронзы во втулке нижней части шатуна. Причина - усталость металла.

После замены шатуна мотор успешно проработал 100 часов.



Дизель М-40Ф

Основные технические данные авиадизелей			
Характеристика	М-40	М-40Ф	М-30
Число цилиндров	12		
Охлаждение	жидкостное		
Объем цилиндров, л	62,34		
Степень сжатия	13,5		
Передаточное число редуктора	0,698		
Номинальная мощность, л.с.	1000	1250	1250
на расчетной высоте, м	5500	6000	6000
Взлетная мощность, л.с.	1250	1500	1500
Масса мотора, кг	1170	1200	1150
Номинальная частота вращения коленвала, об/мин	1650	1750	1900
Топливо	тракторный керосин или дизтопливо		
Завод-изготовитель	Кировский завод и ХТЗ		№ 82

По мощности, оборотам, давлению наддува, расходам масла и горючего мотор показал полное соответствие ТУ. После осмотра поршневая группа - в норме".

А вот другой важный агрегат двигателя по-прежнему оставался не доведенным: "О работе турбокомпрессоров. За время испытания пришлось заменить турбокомпрессоры левой и правой групп (всего 4 турбокомпрессора) из-за поломки лопаток ротора ТК, прогара кожухов и поломки щитков ТК. Двумя длительным испытаниям установлена неудовлетворительная работа этого агрегата".

В январе-феврале 1941 г. были проведены государственные испытания самолета ТБ-7 с несерийными (и нефорсированными) дизелями М-40. Из документальной истории самолета ТБ-7 известно, что ресурс двигателей М-40 письмом начальника ЦИАМ от 8 января 1941 г. был ограничен 50 ч. Масса пустого бомбардировщика ТБ-7 4М-40 составляла 19 760 кг, а максимальная взлетная ограничивалась прочностью колес (26 000 кг). Иными словами, с учетом массы экипажа (11 человек), воды и масла в системах охлаждения и смазки на топливо оставалось всего 3-3,5 т при втрое большей емкости баков. Самолет фактически летал "налегке", длительные полеты не производились, а максимальную дальность определили экстраполяцией. И даже в таких благоприятных условиях по максимальной скорости у земли (345 км/ч) и на границе высотности 5680 м (393 км/ч) дизельный бомбардировщик заметно уступал варианту ТБ-7 с четырьмя бензиновыми моторами АМ-35А. Ничего удивительного: ведь микулинские двигатели были на 35 % мощнее яковлевских дизелей. Зато по дальности ТБ-7 4М-40 теоретически превосходил оппонента более чем в полтора раза (при полной заправке топливом).

Начальник Главного управления ВВС генерал-лейтенант П.В. Рычагов, ознакомившись с результатами испытаний ТБ-7 4М-40, остался крайне недоволен. Особенно его изумила эквилибристика, сопровождавшая каждый заход на посадку дизельного самолета. Оказывается, из-за крайне неустойчивой работы двигателей на режиме полетного малого газа дизели приходилось выключать, а посадку тяжелой машины осуществлять в режиме планера, не имея возможности ни "подтянуть" мотором, ни уйти на второй круг! На акте по испытаниям ТБ-7 4М-40 Рычагов написал:

"1. Полеты с М-40 на самолетах ТБ-7 невозможны, т.к. М-40 при расходах менее 90 кг на высоте самопроизвольно останавливается.

2. При доводке мотора М-40Ф необходимо обеспечить нормальную посадку с малым газом и обеспечить возможность нормальных полетов на высотах и в строю, исключив самопроизвольную остановку".

Рычагов потребовал быстрой доработки самолета и его моторов, однако в конце апреля 1941 г. он был отстранен от должности, а вскоре после этого арестован.

В ноябре 1940 г. ермолаевское ОКБ-240 разработало эскизный проект, а 17 марта 1941 г. под председательством начальника НИИ ВВС генерал-майора А.И. Филина состоялось заседание макетной комиссии по новому самолету Ер-2 с форсированными дизелями М-40Ф. Не дожидаясь начала испытаний, руководство НКАП с благословения Совнаркома спланировало серийный выпуск "дизельных" дальних бомбардировщиков. Начиная с третьего квартала Воронежский завод № 18 должен был до конца 1941 г. выпустить 90 машин, а в 1942 г. - построить 800 самолетов!

В середине апреля 1941 г. опытный Ер-2 с М-40Ф был выведен на аэродром и совершил ряд рулежек и подлетов. В начале мая машину перегнали в Раменское на испытательный аэродром Летно-испытательного института. Самолет летал нечасто в основном из-за выявившейся низкой надежности турбокомпрессоров, у которых то и дело рассыпались подшипники и "летели" лопатки: в конце мая оба мотора М-40Ф вышли из строя и были отправлены на завод-изготовитель.

Ведущим летчиком по Ер-2 с М-40Ф в ЛИИ НКАП был назначен Г.М. Шиянов. До начала войны ему удалось выполнить 15 полетов, при этом пришлось еще не раз менять турбокомпрессоры и кожухи выхлопных коллекторов. Кроме того, выявился повышенный расход масла, в связи с чем потребовалось значительно увеличить объем

маслобаков. С 7 июня проводившиеся испытания постановлением правительства были переведены в разряд совместных с НИИ ВВС, для чего в Раменское прибыли военные летчики облета.

На следующий день после начала войны начальник ЛИИ НКАП М.М. Громов утвердил акт об испытании самолета Ер-2 с моторами М-40Ф. Одной из задач испытаний являлась проверка максимальной скорости дальности машины при длительности полета порядка 17...20 часов. В соответствии с расчетами максимальная скорость машины должна была составить 480 км/ч, на испытаниях удалось получить всего 448 км/ч. Недобор скорости ведущий инженер Н.С. Рыбко объяснял меньшей номинальной мощностью двигателей, неучтенной интерференцией открытых жалюзи системы охлаждения и крыла, а также неубирающимся хвостовым колесом.

В письме в наркомат авиапромышленности, направленном 5 августа 1941 г., Ермолаев высказывал претензии к двигателям: "Установлено, что мотор М-40Ф при настоящем его состоянии не обеспечивает нормальной эксплуатации самолета. Основными недостатками мотора являются:

- пониженная по сравнению с официальными данными номинальная мощность мотора - 1160 л.с. вместо 1250 л.с.;

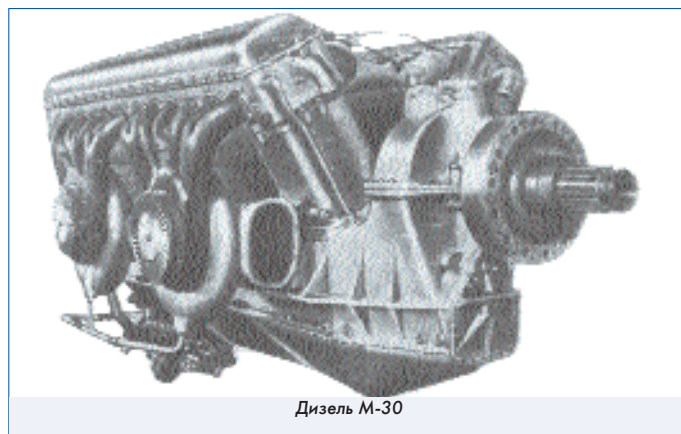
- недостаточная приемистость моторов при старте - 8...10 с вместо 1...1,5 с до установления полной мощности и оборотов мотора...

Приведенные дефекты влекут за собой недобор максимальной скорости на 28 км/ч, потолка на 1000...1200 м и не обеспечивают нормального старта самолета, завышая длину разбега на 200...250 м".

Весной и в начале лета 1941 г. довольно вялыми темпами продвигалось переоборудование самолета ТБ-7 зав. № 4225 двигателями М-40Ф. Машину оснастили новыми моторами еще в апреле 1941 г. и отправили в НИИ ВВС, но официальные испытания ее так и не начались, поскольку многие недостатки, в том числе и силовой установки, остались неустраненными. Принципиально неустранимым без капитального ремонта самолета оказалось, к примеру, отсутствие эффективного "керосинового" протектора на топливных баках. Обычная губка "аназот", разбухавшая в среде бензина и затыкавшая отверстия в бензобаках, не выполняла своих функций при появлении керосиновой течи. Что касается самих моторов, то они страдали отказами турбокомпрессоров, не желали устойчиво работать на большой высоте на экономическом режиме, а также самовыключались при планировании самолета на посадку. В общем, у конструкторов и производственников было над чем поломать голову...

Вариант Чаромского

Очтившись в "шарашке", А.Д. Чаромский был, разумеется, потрясен. Его, старого большевика, авторитетного специалиста, руководителя и знатока дизелей беспощадно унизили и объявили вульгарным "врагом народа". Клеймо ставилось ведь не только на конкретном человеке, но и на его семье... Вместе с тем, оскорбленное самолюбие постепенно отступало под действием лозунга, якобы провозглашенного Л.П. Берией в одном из подразделений "спецтехотдела": "Машина - в воздух, вы - на свободу!" Как это ни парадоксально, лишь попав в "шарашку", Чаромский освободился от гнета технических решений, которые тянулись "по наследств-



Дизель М-30

ву" от ранних версий АН-1 и создавали множество проблем при доводке дизеля. Начав работу в новом для себя коллективе ОТБ НКВД на заводе № 82, он получил возможность пересмотреть ряд важнейших узлов двигателя с учетом уже накопленного опыта. Оставшийся на свободе В.М. Яковлев не имел такого шанса и фактически оказался заложником старых ошибок, родимых пятен, накопившихся в конструкции М-40!

В техническом отчете по обобщению опыта эксплуатации моторов М-30 и М-40 на самолетах ТБ-7, разработанном специалистами управления самолетов и моторов ГУ ВВС, эта необычная ситуация находит яркое подтверждение: *"В конце 1940 г. два мотора: М-40Ф конструкции и производства ЦИАМ и М-30 конструкции и производства завода № 82... прошли 100-часовые государственные испытания на станке. При госиспытаниях получены одинаковые основные данные:*

- взлетная мощность 1500 л.с.;
- номинальная мощность 1250 л.с.

Сухой вес моторов: М-40Ф - 1200 кг, М-30 - 1150 кг. Конструктивно же моторы М30 и М-40Ф отличались весьма значительно. Мотор М-30 был запроектирован с учетом и устранением недостатков мотора М-40Ф на заводе № 82. Опытные образцы этого мотора были построены только в начале 1940 г.

В мотор М-30 были внесены следующие основные конструктивные улучшения по сравнению с М-40Ф:

- применена моноблочная конструкция блоков, исключающая дефект выбивания прокладок в газовом стыке (дефект моторов АН-1 и М-40Ф);
- конструкция картера сделана по типу М-100, что увеличило жесткость силовой схемы;
- коленвал при меньшем весе (на 8 кг меньше по сравнению с коленвалом от М-40Ф) усилен путем изменения конфигурации щек с круглых на эллиптические;
- шатуны сделаны по типу М-100 - при меньшем весе они более надежные, допускают большую частоту вращения...

В целом мотор М-30 оказался проще в производстве и в эксплуатации; конструкция его в силовом отношении является более жесткой и при меньшем сухом весе (на 50-60 кг) она является более надежной, допускающей без особой переделки форсирование мотора...

Мотор М-30 после окончания госиспытаний был запущен нулевой серией в количестве 50 шт. на заводе № 82".

Указанное задание заводу № 82 распространялось на 1940 г., в следующем году предприятию предлагалось изготовить уже 600 дизелей М-30, а в перспективе довести темп до 1000 двигателей в год! Следует отметить, что планы эти были за пределами реальных возможностей небольшого, по-существу опытного завода. Заметим также, что дизель М-30 обладал еще одним, оставшимся неотмеченным в отчете важным достоинством перед М-40: он оснащался гораздо более надежными турбокомпрессорами ТК-82.

В те времена турбокомпрессор рассматривался в качестве "покупного изделия", не входящего в состав собственно мотора, чем-то вроде регулятора постоянных оборотов винта или агрегатов топливной автоматики. Иными словами, главный конструктор дизеля имел ограниченные возможности влияния на создателей турбокомпрессоров, поскольку те производились на других заводах. А ведь именно в конструкции турбокомпрессора сосредотачивались

две сложнейшие технические проблемы, не решенные в нашей стране в тот период: изготовление жаропрочных лопаток турбин и высокооборотных подшипников.

Между тем, Ермолаев и Незваль, получив указание наркомата авиапромышленности, приступили к разработке вариантов своих самолетов с двигателями М-30. И если у ОКБ-240, разработавшего бомбардировщик Ер-2 2М-30, в 1941 г. дело не продвинулось дальше проектно-конструкторской документации, то казанский завод выкатил готовую машину уже 10 апреля 1941 г., а в мае передал ее на испытания в НИИ ВВС. Институт был чрезвычайно загружен испытаниями других боевых самолетов, поэтому 10 июня 1941 г. самолет ТБ-7 зав. № 4227 с моторами М-30 был передан на испытания в Летно-испытательный институт НКАП. Впрочем, из-за отсутствия моторов машина долгое время простаивала. Из отчета института известно, что *"в этот период на заводе № 82 проводились следующие мероприятия:*

- устанавливали регуляторы малого газа;
- вместо винтов ВИШ-24 устанавливали АВ-5;
- переделывали систему суфлирования;
- переделывали жаровые трубы турбокомпрессоров;
- устраняли течи масла из соединений маслосистемы".

По обещанию директора завода № 82, данному в середине июня 1941 г., для проведения всех работ требовалось 10-12 дней. Однако вплоть до конца месяца, несмотря на стресс от начала войны с Германией, дело с места не сдвинулось. Начальник ЛИИ НКАП комбриг М.М. Громов придавал ТБ-7 4М-30 большое значение, торопил, требовал от исполнителей ускорения доводки и перехода к летным испытаниям.

Торопливость нужна при ловле блох

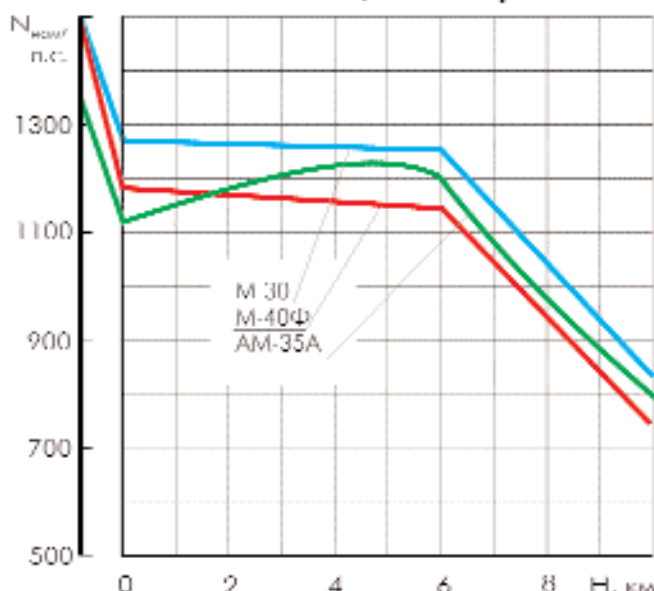
А война между тем заставляла спешить всех. В конце июня 1941 г. председатель Комитета Обороны И.В. Сталин принял известных летчиков, Героев Советского Союза, предложивших сформировать "особые" авиаполки, оснащенные первоклассной техникой, укомплектованные лучшими пилотами (имелись в виду, прежде всего, летчики-испытатели). Предложение было принято, и в числе отборных частей было предписано сформировать два авиаполка тяжелых бомбардировщиков ТБ-7 с дизельными двигателями. Почти все имевшиеся в наличии самолеты этого типа перебросили на казанский авиазавод № 124, где лихорадочными темпами началось переоснащение их новыми силовыми установками. Дивизию "особых" бомбардировщиков возглавил знаменитый советский летчик М.В. Водопьянов. К началу августа 1941 г. в составе соединения помимо бомбардировщиков с бензиновыми моторами АМ-34ФРН и АМ-35А имелось десять машин с двигателями М-40Ф (самолеты пятой и шестой серии) и один - с моторами М-30 (зав. № 42055). Именно на эти самолеты была возложена важная военно-политическая миссия: нанести ответный удар по Берлину, взлетев с располагавшегося неподалеку от Ленинграда аэродрома Пушкин. Кроме них в налете должны были принять участие дальние бомбардировщики Ер-2 с моторами М-105.

Водопьянов отлично понимал, что "дизельные" бомбардировщики не готовы к выполнению этой миссии, что нужно еще немало времени для устранения всех дефектов. До злополучного вылета на столицу рейха лишь один самолет с дизелями М-40Ф (зав. № 42016) был опробован в полете на большую дальность (более 10 ч). Остальные совершали только сдаточные и небольшой продолжительности (по 2...3 ч) испытательные полеты. В докладной записке И.В. Сталину от 6 августа Водопьянов привел солидный перечень недоделок. Судя по тексту ответной записки, Сталин также был в курсе проблем с авиадизелями, но лететь на Берлин он все же приказал недвусмысленно: *"Т-щу Водопьянову. Обязать 81-ю авиадивизию во главе с командиром дивизии т. Водопьяновым с 9/VIII на 10/VIII или в один из следующих дней, в зависимости от условий погоды, произвести налет на Берлин. При налете кроме фугасных бомб обязательно сбросить на Берлин также зажигательные бомбы малого и большого калибра. В случае, если моторы начнут сдавать на пути на Берлин, иметь в качестве запасной цели для бомбежки г. Кенигсберг. 8.8.41 И. Сталин".*

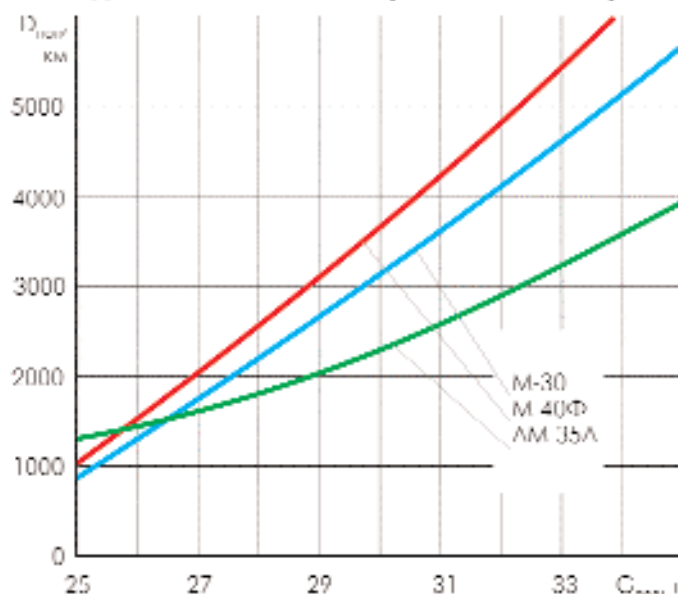
Тяжелый бомбардировщик ТБ-7 4М-40Ф



Номинальные мощности моторов ТБ-7



Дальность полета ТБ-7 с различными моторами



В ночь с 10 на 11 августа в полет на Берлин отправились семь бомбардировщиков ТБ-7 (все с дизельными двигателями) и три Ер-2. Еще на взлете у одного ТБ-7 (зав. № 42046, командир майор Егоров) отказали оба правых мотора, и он потерпел катастрофу. Машина майора Тягунина (ТБ-7 зав. № 42045) по дороге "туда" была сбита собственной зенитной артиллерией. Бомбардировщик лейтенанта Панфилова (ТБ-7 зав. № 42026) с отказавшим мотором и, вероятно, навигационным оборудованием заблудился и совершил вынужденную посадку на территории враждебной Финляндии. Машина комбрига Водопьянова, лично участвовавшего в налете, на обратном пути из-за повреждений вынужденно приземлилась в оккупированной Эстонии, но экипаж пробрался к своим. Экипаж майора Курбана (ТБ-7 зав. № 42016) едва не погиб в аварии, самолет ремонту не подлежал. Уцелели всего три ТБ-7, из них на свой аэродром вернулся единственный бомбардировщик, оснащенный моторами М-30 (ТБ-7 зав. № 42055, командир майор Угрюмов). Машины лейтенантов Перегудова и Бидного осуществили посадки на подвернувшихся аэродромах, причем у каждой из них имелись отказы турбокомпрессоров на двух моторах.

Экипажи, ушедшие на задание на самолетах с недоведенными силовыми установками, продемонстрировали великолепный пример мужества. Моторы же фактически продемонстрировали полную непригодность к длительным боевым полетам. По данным инженера дивизии военинженера 1 ранга Маркова, "в ходе полета наблюдались следующие дефекты дизелей:

- при взлете у одного самолета отказали сразу два мотора правой группы;
- оборвался прицепной шатун у одного из моторов;
- оборвались выхлопные патрубки и вылетели лопатки у четырех турбокомпрессоров (из 128).

Один из самолетов был отстранен от полетов из-за разрегулировки мотора.

В Казани не наблюдалось ни одного случая отказа мотора при взлете. Возможно, что в Пушкине самолеты были заправлены некондиционным керосином или маслом. Случаев обрыва шатунов не наблюдалось. Что касается обрыва лопаток турбокомпрессоров и потери выхлопных патрубков, то эти дефекты были известны и в Казани. Несмотря на изменение конструкции крепления патрубков, дефект устранить пока не удалось".

Начальник ЦИАМ Каширин и главный конструктор мотора Яковлев, срочно командированные в дивизию, считали, что устранение выявившихся дефектов можно было закончить к 28 августа 1941 г. В августе состоялось всего два испытательных полета самолетов зав. № 42056 и № 42076 на высоте 4000...8000 м продолжительностью около 8 ч каждый. Как отмечал в докладной за-

писке В.М. Яковлев, "наработка средняя до отказа составила: у 10 моторов - по 5...6 ч, у 11 моторов - 20...60 ч. Максимальную наработку имели четыре мотора самолета зав. № 42056, которые безотказно проработали в воздухе более 50 ч (с учетом наземной эксплуатации - по 62 ч)". Таким образом, при полетах на дальность 3000...3500 км примерно у половины машин уже после всех доработок вышли бы из строя двигатели. Судьба М-40Ф была решена: его дальнейшую доводку прекратили, тем более что завод-изготовитель эвакуировался на восток и в дальнейшем перешел на массовое изготовление танковых дизелей В-2. Дизелями М-40Ф за период эксплуатации были оснащены 12 самолетов ТБ-7, половина из них погибла в авариях и катастрофах, а остальные прошли переоборудование под другие моторы (АМ-35А).

На фоне откровенной неудачи ТБ-7 с М-40Ф более-менее прилично выглядел вариант с двигателями М-30. В отчете НИИ ВВС, законченном в начале октября 1941 г., приводилась статистика налета ТБ-7 4М-30:

- "- два испытательных полета самолета зав. № 42055 продолжительностью по 9...10 ч каждый;
- два боевых вылета самолетов зав. № 42055 и 42025 продолжительностью у первого 10 ч, у второго 13 ч 10 мин;
- три боевых вылета самолетов зав. № 42055, 42096 и 4227 продолжительностью по 4...6 ч (бомбили запасные цели из-за отказов моторов).

Моторы М-30 на самолете зав. № 42055 выработали свой ресурс, наработав в воздухе по 75 ч (до первой переборки). Другие моторы имели наработку: 12 моторов - от 2 до 10 ч, 8 моторов - от 27 до 45 ч."

По данным на конец 1941 г. самолет ТБ-7 4М-30 зав. № 42055 совершил наибольшее количество боевых вылетов из всех "дизельных" бомбардировщиков: он участвовал в нанесении ударов по врагу 10 и 31 августа, 12, 13 и 29 октября и 6 ноября 1941 г.

В испытательных полетах самолет ТБ-7 4М-30 зав. № 42096 в период с февраля по март 1942 г. налетал 19 ч. 26 мин. (восемь полетов), а самолет зав. № 42055 - более 8 ч (три полета). К сожалению, обе эти машины были потеряны в катастрофах из-за ошибок в пилотировании (потеря скорости при развороте в районе аэродрома посадки). Самолет зав. № 42096 разбился 17 марта 1942 г., а самолет зав. № 42055 - спустя месяц, 21 апреля 1942 г. (он заходил на посадку с одним неработающим мотором).

Стало абсолютно ясно: моторы М-30, наддув которых осуществлялся только с помощью турбокомпрессоров, непригодны к боевой эксплуатации. Но неразбериха осенней эвакуации заводов на восток в сочетании с особым статусом конструкторов завода № 82 сдерживали принятие необходимых решений.

(Продолжение следует)

АЛЕКСАНДР МИКУЛИН, ЧЕЛОВЕК - ЛЕГЕНДА



Лев Берне, Владимир Перов

(Продолжение, начало в № 5-6, 2000 г., № 1 - 6, 2001 г., № 1-2, 2002 г.)

Семен Михайлович Алексеев в период разработки истребителя Ла-5 был первым заместителем С.А. Лавочкина. После отъезда последнего в Москву вместе с основным ядром ОКБ С.М. Алексеев возглавил оставшихся конструкторов на заводе № 21. После расформирования этого коллектива наркомат авиапромышленности "трудоустроил" Алексеева на заводе № 1, где Семен Михайлович решил создать "алексеевский" реактивный бомбардировщик, реабилитироваться за относительно безуспешный предыдущий период.

С.М. Алексеев с жаром взялся за дело и для начала отменил большинство предложений Бааде. Более того, он подверг резкой критике успешно летавший EF-140. Именно по предложению Алексеева вместо АМТКРД-01 на самолет установили двигатели ВК-1 тягой 2700 кгс, что уменьшило тяговооруженность машины на 20 % при одинаковом лобовом сопротивлении. Заметим, что Бааде настаивал на применении АМРД-02 тягой 4300 кгс, при этом тяговооруженность возросла бы на 35 %. Микулин был в ярости, когда узнал о "смелой инициативе" Алексеева, но изменить ситуацию не смог. На этой почве у него сформировалась стойкая неприязнь к С.М. Алексееву.

С приходом Алексеева на заводе № 1 началась "перестройка", которая, по его мнению, должна была привести к укреплению единоначалия. На деле же все свелось к ликвидации уже сложившейся и доказавшей свою эффективность структуры. Резко понизился статус прежних руководителей, от них в министерство авиапромышленности посыпались жалобы. Положение на заводе стало невыносимым для творческой деятельности немецких специалистов.

Несмотря на это, А.А. Микулин очень надеялся, что судьба двигателя АМ-3 будет более счастливой, чем у предшествовавших ТРД ("единички" и "двойки"). Так оно и оказалось - могучий АМ-3 впоследствии стал классикой мирового двигателестроения.

Узнав от Микулина технические характеристики новинки, Бааде решил разработать новый бомбардировщик, причем по однодвигательной схеме. Его данные впечатляли: скорость - 1100 км/ч, дальность полета с бомбовой нагрузкой 1500 кг - 4500 км, потолок над целью - 15 000 м. Максимальный взлетный вес самолета с двигателем АМ-3 составлял всего 26 000 кг. С.М. Алексеев сразу подхватил идею такого самолета и в июле 1949 г. направил Булганину письмо, в котором предлагал начать разработку проекта (индекс "250"), ...выдав его за собственный.

И этот пример довольно бесцеремонного "наезда на немцев" не был единичным. Еще до прихода Алексеева в октябре 1948 г. Бааде по рекомендациям ЦАГИ разработал проект бомбардировщика РБ-2 с крылом "нормальной" стреловидности. В качестве двигателей планировалось применить либо люльковские ТР-3, либо микулинские АМРД-02. Спустя полгода сомнения относительно выбора типа двигателя разрешились в пользу А.М. Люльки, поскольку ТР-3 считался более доведенным, нежели "ноль второй". Впрочем, вскоре выяснилось, что у люльковского двигателя немало проблем с устойчивостью работы при уменьшенной тяге...

На базе проекта РБ-2 Бааде приступил к проектированию самолета "150" с максимальной взлетной массой 40 т и двигателями АЛ-5. Эта машина, по расчетам, обладала выдающимися для своего времени характеристиками. Однако этот проект фактически стал и лебединой песней немецких авиаинженеров, трудившихся в СССР. Еще до начала летных испытаний выяснилось: с двумя двигателями АЛ-5, тяга которых не превышала 5000 кгс, реализовать проектные данные не удастся. Поэтому в Постановлении Совета Министров СССР, подписанном И.В. Сталиным, было указано: "Предусмотреть возможность установки на этом самолете... реактивных двигателей конструкции т. Микулина с тягой 8000 кгс".

Бааде не согласился с предложением Алексеева пересчитать летные данные машины с учетом увеличившейся массы самолета и реальных характеристик двигателя АЛ-5. Вместо этого он предложил установить и на самолет "150" новейшие, самые мощные в мире газотурбинные двигатели АМ-3, (которые, правда, еще не существовали в "металле"). Алексеев, разумеется, настаивал на своем, и вовсе не "из вредности": максимальный наружный диаметр двигателя АЛ-5 был заметно меньше, нежели диаметр АМ-3, что способствовало сокращению лобового сопротивления всего самолета. Снова "столкнулись лбами" два весьма способных конструктора.

Надо признать, что в подобных "битвах" резерв технического потенциала, который СССР получил к 1945 г. благодаря использованию достижений немецкой техники, постепенно таял. Знания немецких специалистов должным образом не использовались. Конструкции разрабатываемых реактивных самолетов быстро устаревали. Сегодня практически невозможно найти и назвать конкретные виновников, которые последовательно и методически сводили к нулю применение достижений немецкой авиационной науки в интересах советской авиации. Аргументов хватало... Скорее всего, немыслимо низкий к.п.д. использования немецких самолетостроителей был закономерным результатом работы всей нашей системы того времени.

критических виновников, которые последовательно и методически сводили к нулю применение достижений немецкой авиационной науки в интересах советской авиации. Аргументов хватало... Скорее всего, немыслимо низкий к.п.д. использования немецких самолетостроителей был закономерным результатом работы всей нашей системы того времени.



Реактивный двигатель АМ-3

Но вернемся к результатам визита К.А. Сазонова к Бааде.

- С кем вы там виделись? - спросил Микулин.

- Прежде всего с Петром Николаевичем Обрубовым и Александром Яковлевичем Березняком - "советскими" заместителями главного конструктора. Ну и, конечно, с самим Брунольфом Вильгельмовичем Бааде, - отчитывался Кирилл Андреевич. - Они и рассказали, что Алексеев вскоре после того как работа по однодвигательному бомбардировщику приобрела форму эскизного проекта направил письмо, минуя министра, лично Н.А. Булганину. В этом письме создание нового самолета Алексеев связывал с предлагаемыми им "оргмероприятиями" - смещением Бааде и Рессинга. А на письмах, которые Бааде и Рессинг, в свою очередь, посылали министру Хруничеву, тот накладывал резолюции типа "проверить и доложить" - и жалобы попадали в "долгий ящик".

Микулин задумался.

- Булганин любит, по примеру Сталина, получать информацию от непосредственных исполнителей в ранге директоров и главных конструкторов. - сказал он. - Я у него вскоре буду и постараюсь устроить встречу Бааде с Булганиным. Поставим Хруничева перед совершившимся фактом....

Через неделю Булганин охотно согласился встретиться с Бааде. Сазонов выехал в Дубну - надо было подготовить немецкого коллегу. В середине декабря 1949 г. рано утром Бааде на некогда роскошном "порше" выехал в Москву. Встреча у Булганина была назначена на 14 часов. Было решено, что Бааде к 11 часам заедет сначала к Микулину, а потом они вместе поедут в Кремль. Однако ни к 11 часам, ни к полудню Бааде не приехал, что на пунктуальных немцев было не похоже...

В 13 часов 30 минут Микулин, взволнованный отсутствием Бааде, вызвал свою машину и вышел к воротам. И буквально через минуту подъехал заляпанный грязью "порше". Едва только Бааде - тоже достаточно грязный - вышел из машины, как Микулин посадил его и П.М. Обрубова в свой ЗиС. Тронулись к Кремлю.

- Что случилось, Брунольф Вильгельмович?

- На машине, которую я привез из Германии, резина старая... в дороге дважды пришлось перемонтировать колеса.

Ровно в 14.00 - благо от завода № 300 до Кремля ехать не более 15 минут - они были в приемной у Булганина. Беседа длилась почти час. Переводчиками в беседе Бааде, не в полной мере владевшего русским, с абсолютно не владевшим немецким советским руководителем были П.М. Обрубов и А.А. Микулин. За это время он подробно расспросил Бааде об обстановке, сложившейся на заводе № 1.

Воспользовавшись ситуацией, Александр Александрович рассказал о своем новом мощном двигателе и о "малыше". В заключение беседы Булганин позвонил Хруничеву: "Михаил Васильевич, у меня сейчас сидят Бааде и Микулин. Разберись с немецкими делами и найди лучшее применение Алексееву - он мешают немцам работать". (И тут еще раз отметим, что обычная для Микулина практика - общаться с высшими руководителями, минуя своих официальных начальников, вряд ли могла понравиться последним...)

Булганин любил использовать образные обороты русского языка. Он и в беседе с немцем не отказал себе в этом. П.М. Обрубов, рассказавший об этой встрече, сказал, что хорошо, что Бааде не всегда понимал, о чем говорил маршал...

Надо сказать, что на Брунольфа Вильгельмовича Бааде знакомство с Н.А. Булганиным произвело неизгладимое впечатление. Прошло только четыре года, как кончилась война, а его, немца, принимает маршал - первый заместитель Сталина и дружески с ним беседует!

Н.А. Булганин предложил разобраться в ситуации, возникшей на заводе № 1, Григорию Васильеву - руководителю группы своей администрации, позже получившей наименование Комиссии по военно-промышлен-

ным вопросам (в разговорной речи - ВПК, т.е. Военно-промышленная комиссия).

23 декабря 1949 г. Г. Васильев доложил Н.А. Булганину: "Представленный т. Алексеевым проект одномоторного бомбардировщика является, по существу, проектом конструктора Бааде, который не считал возможным представить этот проект на рассмотрение экспертной комиссии. Товарищ Алексеев имеет небольшой опыт самостоятельной работы в области проектирования истребителей и совершенно не имеет никакого опыта и никогда не занимался проектированием бомбардировщиков. В настоящее время приказом Министра т. Алексеев отстранен от работы главного конструктора опытного завода № 1 за неправильное поведение в своей работе и за создание нездоровой атмосферы на этом заводе..."

Главное препятствие было устранено, но сборка самолета "150" все равно затянулась. Еще до начала летных испытаний 9 мая 1950 г. М.В. Хруничев и главком ВВС П.Ф. Жигарев написали письмо заместителю председателя СМ СССР Н.А. Булганину: "При установке на самолет Бааде "150" двигателей Микулина с тягой 8000 кгс... максимальная скорость самолета повышается на 105 км/ч и будет составлять 1075 км/ч, максимальная дальность увеличится на 500 км, разбег без стартовых ракет сократится на 300 м и будет составлять 900 м".

Однако все сроки передачи машины на испытания прошли, а готового АМ-3 по-прежнему не было. Бааде вынужден был согласиться начать летные испытания самолета с АЛ-5. Когда его собрали, в очередной раз выяснилось, что испытывать машину негде. Пришлось снова перебираться в Луховицы - на четвертый по счету аэродром для немецких самолетов. Машина впервые поднялась в воздух лишь 5 октября 1952 г., а 9 мая 1953 г. во время выполнения последнего по программе полета самолет потерпел аварию. Казалось бы, теперь при ремонте самолета можно установить двигатели Микулина. Но руководство МАП принимает решение: самолет не восстанавливать.

Дело в том, что к 1953 г. у "150" появился сильный конкурент - бомбардировщик Ту-16, заводские испытания которого к этому времени уже успешно закончились. Следует признать, что Ту-16 заметно превосходил самолет Бааде по многим параметрам. Кроме того, близился срок отъезда немецких специалистов на родину (решение об этом на уровне правительства СССР было уже принято).

Напомним читателю, что одновременно с группами Бааде и Рессинга в октябре 1946 г. в Советский Союз на бывший ремонтный завод № 145 в поселок Управленческий были переведены и два конструкторских коллектива, сформированные из специалистов фирм "Юнкерс" и БМВ, которыми руководили доктор Альфред Шайбе и Карл Престель. Позже, в январе 1947 г., к ним присоединился Фердинанд Бранднер, до конца войны работавший техническим директором двигателестроительного завода "Юнкерс" в Дессау.

В Красной Глинке - так по названию ближайшей железнодорожной станции стали называть городок, в котором поселили немецких специалистов, вскоре организовался завод № 2. Немцы привезли с собой буквально все, начиная от большого товарного вагона с технической документацией и до сантехнического оборудования. В 1947 г. завод начал функционировать. Однако, несмотря на огромный технический задел, реальных успехов конструкторы опытного завода № 2 добились только к концу 1949 г., когда коллектив возглавил Н.Д. Кузнецов.

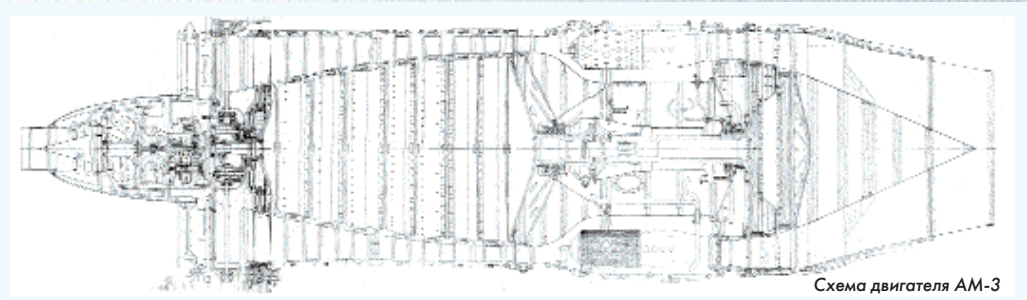


Схема двигателя АМ-3

Совершенно удивительным кажется тот факт, что Микулин, неоднократно встречавшийся с "самолетчиком" Бааде, ни разу не нашел времени для общения с немецкими двигателями. Ездил к немцам в составе какой-то комиссии Б.С. Стечкин. Других контактов не было! Микулин демонстративно пренебрег возможностью воспользоваться "серым веществом" немецких коллег для получения консультаций и простого обсуждения наиболее сложных вопросов теории и практики реактивного двигателестроения.

Несмотря на это и А.А. Микулину, и А.М. Льюлька удалось в относительно короткие сроки создать замечательные турбореактивные двигатели, такие как АМ-3 и АЛ-5. На наш взгляд, успеха Микулин добился потому, что задолго до официального перехода на разработку газотурбинных двигателей он подготовил в своем КБ выдающихся специалистов и конструкторов по этой тематике. А чего стоит его настойчивость по освобождению из заключения Б.С. Стечкина - создателя теории воздушно-реактивного двигателя и одного из крупнейших специалистов по теории лопаточных машин. А.А. Микулин совместно с С.К. Туманским пригласил к себе на работу целую плеяду выдающихся инженеров из Запорожья и среди них талантливого ученого и инженера Григория Львовича Лившица. Впоследствии он стал заместителем главного конструктора ОКБ-300. Другим ценным приобретением явился один из старейших работников отечественного двигателестроения Михаил Петрович Макарук, назначенный главным инженером завода.

Одним из самых главных этапов создания нового двигателя является выбор его основных параметров. У Микулина этим занимались Б.С. Стечкин и его команда: Г.Л. Лившиц, М.Г. Дубинский, Б.И. Кузнецов и др. Сложность правильной оценки важнейших данных будущего двигателя усугубляется оттого, что процесс его создания примерно вдвое дольше, чем у летательного аппарата. Мотористы должны определиться с "лицом" двигателя еще до того, как будут определены характеристики самолета, на котором он будет установлен.

Перспективный отдел ОКБ задолго до объявления основных данных двигателя должен проделать огромную работу, и в том числе предсказать основные тактико-технические требования к самолету следующего поколения, для которого создаваемый двигатель предназначен. Такая задача стояла перед "мозговым трестом" микулинского ОКБ и во второй половине сороковых годов. Тогда в планах советских ВВС фигурировал класс "европейского" бомбардировщика с дальностью порядка 6000 км, с максимальной скоростью 900 км/ч (напомним, что EF-140 имел скорость более 900 км/ч), потолком 12 000 м и бомбовой нагрузкой 5...20 т. Одна из главных задач, которую следовало решить, заключалась в выборе схемы размещения нескольких двигателей на летательном аппарате.

Заметим, что в конце 1948 г. ОКБ Туполева приступило к разработке проекта бомбардировщика со стреловидным крылом и двумя двигателями АМРД-02 или ТР-3 с тягой по 4500 кгс. Фактически самолет представлял собой глубоко модифицированный бомбардировщик Ту-14. Но требования к "европейскому" бомбовозу радикально изменились после того, как 29 августа 1949 г. в СССР было успешно проведено испытание первой отечественной ядерной бомбы РДС-1. Готовился к серийному производству ее серийный вариант РДС-3.



Бомбардировщик "150"

Характеристика	Режим	
	Максимальный	Номинальный
Тяга, кгс	8700	7000
Удельный расход, кг/кгс·ч	1,0	0,95
Степень повышения давления в компрессоре	8,2	
Максимальная температура газов перед турбиной, К	1130	
Максимальный расход воздуха, кг/с	150	
Масса двигателя, кг	3100	

При проектировании новых дальних бомбардировщиков теперь необходимо было ориентироваться на доставку к целям именно этих боеприпасов, учитывая, что их масса превышала 5 т. Отныне ВВС требовался не просто дальний бомбардировщик, способный летать в два раза быстрее Ту-4, а самолет, способный доставить советскую ядерную бомбу в любую точку Европы, большей части Азии и на Аляску...

Дальнейшая оценка потребных характеристик силовой установки для этого проекта при сохранении двухдвигательной схемы и с учетом реальных габаритов и масс предполагавшейся к использованию номенклатуры боевых нагрузок показала, что тягу необходимо увеличить в 1,5...2 раза. Иными словами, тяга каждого из двигателей должна была доводиться до 6...8 тс. А.Н. Туполев считал, что создать такой самолет вполне реально, если появятся соответствующие двигатели. Работы ОКБ в этом направлении впоследствии привели к появлению ставшего впоследствии широко известным бомбардировщика-ракетоносца Ту-16 (заводской индекс "88").

"Привязка" к проекту "88" двигателя АМ-3, выполненная перспективным отделом ОКБ А.А. Микулина, показала, что размерность двигателя была определена правильно несмотря на то, что величина тяги - более 8 тс - казалась в то время фантастически большой.

Огромный опыт, полученный Микулиным при создании его первых двигателей АМТКРД-01 и АМРД-02, был употреблен им не столько на сокращение числа букв в названии, сколько на совершенствование конструкции нового ГТД. Александр Александрович решил отойти от экстравагантной схемы с расположением камер сгорания над компрессором и принял классическую схему турбореактивного двигателя с последовательным размещением основных узлов. Надо сказать, что, обозначив основное "конструктивное лицо" АМ-3, Микулин больше не занимался детальным проектированием, как это было при создании АМТКРД-01. Вся основная работа по выпуску чертежей проводилась Прокопием Филипповичем Зубцом под общим руководством Сергея Константиновича Туманского.

Помимо того, что коллективом ОКБ-300 создавался самый мощный в мире двигатель, он должен был стать еще и самым надежным, а также обладать большим ресурсом. Кроме того, выдвигалось требование обеспечения высокой эксплуатационной технологичности АМ-3. Еще на этапе разработки всесторонне оценивалось удобство выполнения переборок, ремонта и технического обслуживания двигателя.

Для снижения массы ротор компрессора выполнялся по барабанно-дисковой схеме. С целью выравнивания давлений внутри полостей ротора и устранения осевых нагрузок указанные полости сообщались системой отверстий. Лопатки дала ротора и спрямляющие лопатки компрессора конструктивно были выполнены съемными и могли быть легко заменены при ремонте двигателя.

Камера сгорания состояла из 14 отдельных прямооточных жаровых труб. Примерно одна треть общего количества воздуха перемешивалась в камере сгорания с распыленным топливом, поступающим через рабочие форсунки. Остальной воздух, смешиваясь с продуктами сгорания, понижал их температуру до величины, допустимой по жаропрочности лопаток турбины.

Турбина двигателя - двухступенчатая, двухдисковая. Роторы компрессора и турбины были связаны между собой специальной соединительной шлицевой муфтой с шаровой опорой, смонтированной на задней цапфе ротора компрессора и на валу турбины.

Двигатель запускался от установленного внутри носового кока двигателя турбокомпрессорного стартера С-300, выполненного по такой же схеме, что и стартер С-3 двигателя АМРД-02. Впервые в мировой практике для перепуска воздуха из компрессора Микулин вместо клапанов применил ленту перепуска.

На стендовых испытаниях, которые начались в апреле 1950 г., были получены следующие основные данные двигателя АМ-3.

Двигатель, как говорится, сразу "пошел". Доводочные стендовые испытания заняли не более полугода. Необходимо было срочно провести летные испытания на летающей лаборатории.

Первоначально для самолета "88" конструкторы рассматривали два варианта силовой установки: два ТР-3 (АЛ-5) или два АМ-3. Однако в ходе дальнейшего проектирования туполевцы отказались от использования АЛ-5, поскольку они не обеспечивали получения требуемых летных данных.

Чтобы понять, почему самолетчики рассматривали "конкурента" - АЛ-5, Микулин приказал своим конструкторам сравнить высотные характеристики двух двигателей. Выяснилось, что у АЛ-5 кривые значений тяги начиная с высоты 5 километров шли выше, чем у АМ-3, хотя на земле разница в тягах составляла более трех тонн в пользу последнего.

- Моисей Григорьевич, почему у нас характеристики на высотах оказываются хуже, чем у Люльки?

- Александр Александрович, частично это так и должно быть: у них степень сжатия выше. Но, конечно, они еще и прибавили...

Микулин, не очень разбиравшийся в теории ТРД, к ужасу М.Г. Дубинского дал команду: характеристики АМ-3 "пустить" эквидистантно люльковскому двигателю.

- А если люльковцы будут возражать, тогда мы укажем на их ошибки...

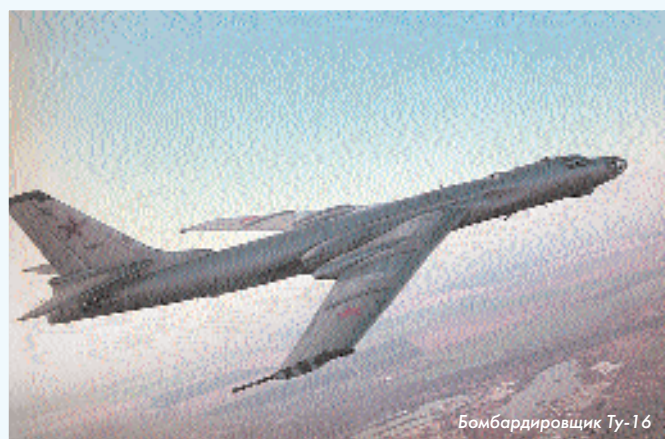
Любопытно, что Микулин оказался прав: определенные в процессе летных испытаний самолета характеристики двигателя почти точно совпали с кривыми, которые Александр Александрович столь лихо "скорректировал".

С середины июня 1950 г. в ОКБ Туполева работы по проекту "88" развернулись в полном объеме. В июле 1950 г. ВВС оформили ТТТ к новому самолету с двигателями АМ-3.

На аэродинамическое совершенство самолета "88" оказала влияние особая компоновка центральной части планера (участок фюзеляж-крыло-воздухозаборник-двигатель), которая фактически соответствовала конструктивному решению, вытекающему из "правила площадей".

На "88" применение "правила площадей" выразилось в виде максимального уменьшения миделевого сечения бортовых гондол воздухозаборников и двигателей в районе крыла. Вместе с другими аэродинамическими мероприятиями это позволило значительно снизить сопротивление самолета и получить в дальнейшем максимальную скорость свыше 1000 км/ч. Размещение двигателей в корне крыла и минимизация сечения воздухозаборников позволили разрешить проблему интерференции в стыке крыла с фюзеляжем - самом аэродинамически напряженном узле в компоновке самолета. Положительное решение проблемы интерференции в данном случае происходило благодаря возникновению "активного зализа": реактивная струя двигателя подсасывала воздух, обтекающий и крыло, и фюзеляж, тем самым упорядочивая обтекание в этой зоне.

Стремление уменьшить мидель силовой установки вызвало существенное уменьшение объемов подкапотного пространства. Это, естественно, ухудшало условия охлаждения поверхностей двигателя, что беспокоило и двигателистов, и самолетчиков. По инициативе Владимира Михайловича Вуля - руководителя отдела силовых установок ОКБ А.Н. Туполева на летной базе фирмы в Жуковском был построен специальный стенд, представлявший собой отсек фюзеляжа самолета "88" с силовой установкой. После многочисленных гонок двигателя стало ясно, что необходимо на несколько градусов отвести направление реактивной струи от стекателя - фрагмента фюзеляжа, который соприкасался со струей. Но при неизменной конструкции двигателя потребовалось бы внести существенные



Бомбардировщик Ту-16

изменения в крупные корпусные детали планера, а затем проверить доработанные узлы длительными испытаниями.

Большинство руководителей завода № 300 считало, что это - проблема самолетчиков. Те, в свою очередь, упирались, поскольку понимали, что сроки неминуемо уйдут "вправо". И тут А.А. Микулин принял радикальное решение: доработать двигатель! Для сокращения времени доработки вместо относительно длительных испытаний он предложил впервые в практике отечественного двигателестроения провести эквивалентные испытания на сокращенный ресурс.

Оригинальная компоновка прикорневой зоны крыла самолета Ту-16 в значительной степени обусловлена настойчивым желанием всеми возможными способами уменьшить мидель на участке фюзеляж - двигательные гондолы - крыло. Указанное компоновочное решение настойчиво проводилось в жизнь и контролировалось А.Н. Туполевым и А.А. Микулиным, которые все время требовали "обжимать, обжимать и обжимать".

С этой же целью Микулин провел ревизию компоновки агрегатов топливной системы на двигателе. Он обратился к Федору Амосовичу Короткову - главному конструктору топливных агрегатов и потребовал коренным образом изменить их внешние формы. Коротков выполнил требование Микулина, хотя ему пришлось существенно переделать конструкцию агрегатов. Топливным насосам-регуляторам ПН-28 и ПН-15 он сумел придать плоскую форму, что способствовало уменьшению "лба" всего двигателя.

Когда в ЦАГИ продули модель "88" после всех "обжатий", специалисты долго не могли понять, почему настолько уменьшилось сопротивление, и долго не решались сформулировать заключение по результатам продувок.

При всех достоинствах силовой установки Ту-16, у нее оказался один существенный недостаток. Ее конструкция крепко-накрепко была привязана к конкретному двигателю АМ-3 и его модификациям; в перспективе замена на другой тип ПТД с иными габаритными параметрами и увеличенным расходом воздуха представляла серьезную проблему. Но на этапе создания самолета об этом не очень то задумывались. Заключение по эскизному проекту "88" военные подписали в конце мая 1951 г. Макет самолета А.Н. Туполев предъявил комиссии ВВС вместе с эскизным проектом.

На заседании макетной комиссии, проходившей под председательством маршала авиации Руденко, Микулину для увеличения надежности двигателей предъявили ряд дополнительных требований, связанных в основном с дублированием агрегатов топливной и гидравлической систем. Естественно, что выполнение этих требований вызвало бы существенные увеличение массы и габаритов двигателя. Александр Александрович со свойственным ему артистизмом обратился к присутствующим с речью, пронизанной иронией: "Дорогой товарищ маршал. Вы совершенно правы! Я даже пошел бы еще дальше. Надо потребовать у Туполева поставить запасной двигатель! Это решит все вопросы безопасности!" Наступила гробовая тишина. Через минуту пришедший в себя Руденко только и нашелся, что сказать: "Предложение снимается..."

(Продолжение следует)

ДИНАМИКА КАВИТАЦИИ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСОВ ЖРД

На процесс запуска и другие переходные режимы ЖРД существенно влияют кавитационные срывы насосов, вызываемые резкими падениями (провалами) давления на входе в насос. У многодвигательных установок с ЖРД в процессе запуска, останова и перехода с режима на режим наблюдается взаимное влияние двигателей, связанное с гидравлическими возмущениями, возникающими в системе подачи топлива. В ряде случаев эти возмущения могут существенно повлиять на работу двигателя и его параметры. Для оценки качества переходных режимов двигателя в этих условиях необходимо знать динамические характеристики ТНА при наличии скрытой и развитой кавитации в насосах. Применение метода гидродинамического моделирования позволило подробно изучить особенности этих резко нестационарных процессов при вынужденных колебаниях и единичных провалах давления во входных магистралях. Полученные зависимости имеют общее значение и присущи широкому классу насосов систем подачи энергетических силовых установок. Совокупность приемов и средств, составляющих основу метода гидродинамического моделирования, была разработана авторами статьи, и защищена авторским свидетельством СССР и получила применение в практике отечественных ОКБ.

Виктор Калнин, к.т.н. Валентин Шерстянников, д.т.н.

Кавитационные срывы напора насоса

Кавитационные срывы напора насоса возникают в основном при запуске и переходных режимах двигателя. Они представляют собой резкое снижение напора насоса, в ряде случаев почти до нулевого уровня, и вызывают либо возгорание двигателя, либо его незапуск. В результате программа полета остается невыполненной из-за выхода из строя двигателя или падения ракеты после отрыва ее от стартовой опоры.

В описываемых ниже исследованиях изучение динамики кавитационных срывов напора при провалах давления (ниже $p_{срив}$) на входе в насосы проводилось в модельных условиях при создании динамических возмущений, близких к натурным.

Было исследовано семь шнекоцентробежных высоконапорных насосов ЖРД, существенно различавшихся по величине относительного диаметра входа в рабочее колесо, коэффициенту быстроходности, критическому коэффициенту кавитации и времени пребывания жидкости в насосе.

Насосы были оборудованы малоинерционными датчиками для определения динамического напора насоса и колеса. Для оценки расхода и фазового состояния потока на входе в насос и на выходе из него были установлены датчики сплошности и расходомеры.

Динамическое состояние ротора оценивалось по показаниям датчиков осевого и радиального перемещения ротора, осевого и радиального усилия на подшипнике, вибраций вблизи опор, а также пульсаций давления на входе и выходе из насоса.

Испытания проводились на гидравлическом стенде с пятиканальной разводкой от бака, имеющей на входе в каждый канал быстродействующий пусковой клапан. К одному или двум каналам подключались исследуемые насосы. Остальные отводы системы подачи использовались для

создания динамических возмущений на входе в работающий насос путем резкого ускорения потока при "отстреле" пусковых клапанов в боковых магистралях.

В процессе проведения опытов были получены режимы с падением давления на входе в насосы практически до нуля при длительности этих провалов 0,005...0,1 с. За продолжительность провала давления принималось время нахождения входного давления на уровне ниже критического по статической кавитационной характеристике насоса.

Исследовался широкий диапазон режимов работы по расходу, включая режимы глубокого дросселирования (до $0,2 \cdot (Q/n_{НОМ})$) и форсирования насосов с заходом на правые срывные ветви характеристик (до $1,8 \cdot (Q/n_{НОМ})$). Давления на входе в насосы перед запуском ТНА задавалось не менее $(4...5) \cdot 10^5$ Па, чтобы исключить наличие кавитации при работе насоса до срабатывания пусковых клапанов в боковых магистралях.

На рис. 1 приведена типичная картина переходных процессов в насосе при бескавитационном провале давления P_1 на входе в насос, а на рис. 2 - при кавитационном провале входного давления длительностью $\tau_{пр} = 0,05$ с. Исследования показали, что при неглубоких (бескавитационных) провалах входного давления форма кривых изменения давления за колесом P_K и за насосом P_2 соответствует форме кривой изменения входного давления P_1 , сдвиг фаз отсутствует, напоры насоса и колеса $[(P_2 - P_1) \text{ и } (P_K - P_1)]$ в процессе переходного режима практически не изменяются.

При кавитационных провалах входного давления кривые изменения давлений P_K и P_H не являются подобными кривой изменения давлений P_1 : на начальном отрезке переходного процесса они снижаются медленно (нерезко), а затем падают даже тогда, когда давление P_1 выходит из провала (рис.2).

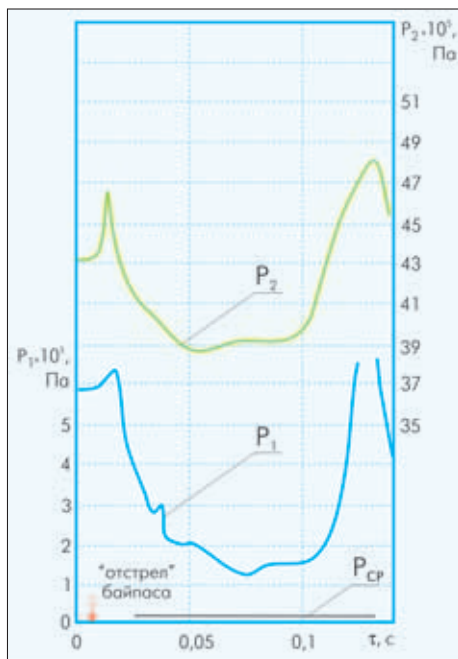


Рис. 1. Переходные процессы в насосе при бескавитационном провале давления P_1 на входе в насос ($t_{пр}=0$)

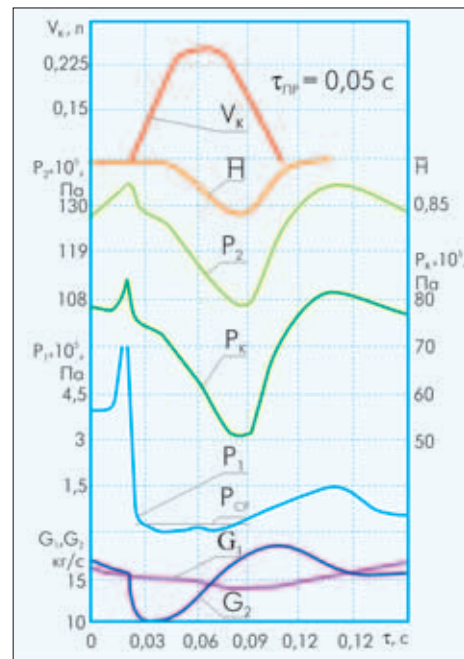


Рис. 2. Переходные процессы в насосе при кавитационном провале давления P_1 на входе ($t_{пр}=0,05$ с)

Сопоставление характера изменения интегральной разности расходов жидкост на входе (G_1) и на выходе (G_2) насоса

$$V_c = (1/\rho) \cdot \int_0^t (G_2 - G_1) \cdot dt$$

и приведенного напора

$$\bar{H} = \bar{H} / \bar{H}_{Б.К.}$$

показало, что глубина срыва напора насоса определяется относительным объемом кавитационной парожидкостной каверны (V_K), возникающей в проточном тракте насоса при падении давления на входе в насос ниже критического давления.

Здесь $V_K = V_K / V_H$, V_H - объем проточной части насоса;

ρ - плотность жидкости на входе и выходе насоса;

t - время развития кавитации от ее начала до полного заполнения проточного тракта насоса каверной ($V_K=1$);

$$H = \frac{P_2 - P_1}{\rho n^2}$$

- приведенный напор насоса при кавитации

$\bar{H}_{Б.К.}$ - приведенный напор насоса при отсутствии кавитации.

В случае глубоких, но очень кратковременных провалов входного давления (меньше 0,015 с) кавитационный срыв напора насоса не успевает развиться и давление за насосом снижается только на величину падения входного давления. При глубоких провалах, длящихся 0,05...0,07 с, кавитационный срыв давления за насосом составляет примерно 20...30% вместо 100% по статической кавитационной характеристике. При очень длительных глубоких провалах (больше ~0,1 с) реализуется полный срыв напора в соответствии со статической характеристикой. Эти результаты подтверждают анализом процессов, зарегистрированных на двигателях при работе насосов на натуральных компонентах, а также результатами лабораторных испытаний насосов, проведенных с заданием вынужденных гармонических колебаний входных давлений.

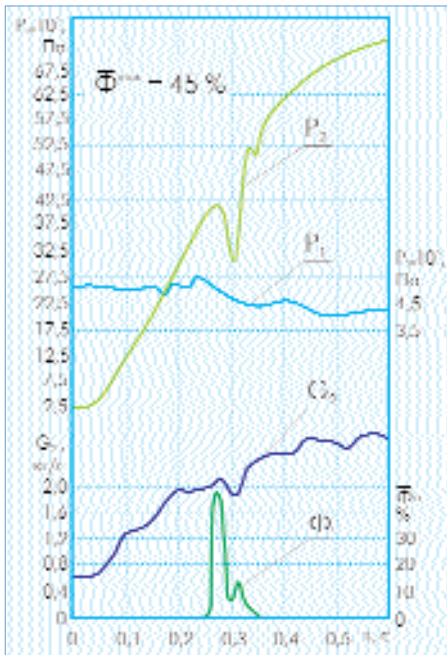


Рис.3. Переходные процессы в насосе при кратковременной подаче порций газа на входе насоса.

Опыты показали, что напор насоса при кратковременном поступлении на входе в насос порций газа примерно такого же объема, как и объем кавитационных паровых каверн, образующихся в полости насоса, ведет себя, как при кавитационных провалах входного давления (рис.3). Прохождение газа (параметр Φ_r) вызывает кратковременное падение давления P_2 на 25% и расхода G_2 на 10%. При этом давление P_1 и расход G_1 на входе в насос изменяются незначительно. Падение напора при прохождении через насос порции газа согласуется с характеристикой объемного механизма кавитации.

Результаты всех проведенных испытаний поз-

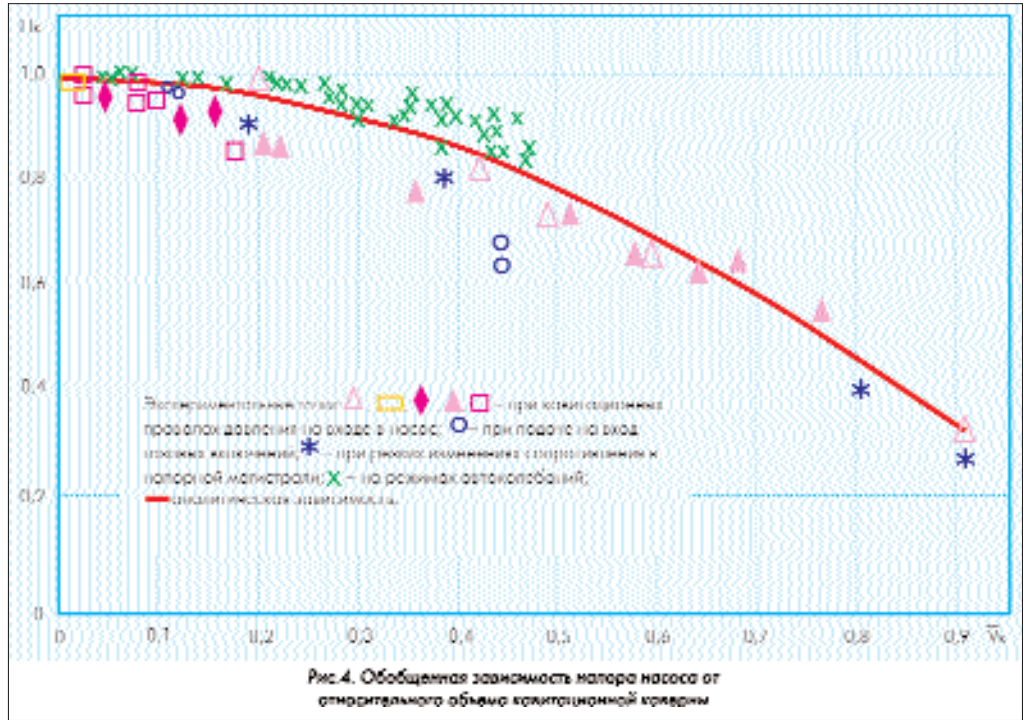


Рис.4. Обобщенная зависимость напора насоса от относительного объема кавитационной каверны

волили получить обобщенную зависимость изменения напора насосов от объема парожидкостной или газовой каверны, отнесенной к объему проточной части насоса:

$$\bar{H} = f(V_K) \text{ (рис. 4).}$$

На рис.4 нанесены также точки (*), полученные В. П. Козенковым и А. Ф. Ефимочкиным при исследовании кавитации насоса вызываемой резким изменением сопротивления за насосом, и точки (x), соответствующие режиму развитых кавитационных автоколебаний, полученные В. В. Пилипенко и В. В. Задонцевым.

Аналитическое выражение этой зависимости имеет вид

$$\bar{H} = 1 + 0,05\bar{V}_K - 0,88\bar{V}_K^2$$

Представленная зависимость удовлетворительно описывает объемный механизм кавитационных срывов напора для широкого класса высоконапорных шнекоцентробежных насосов ЖРД.

На основании обобщенной зависимости построены математические модели кавитационных срывов напора насосов:

Модель первого типа (предложена авторами статьи):

$$\Delta p_H = (\Delta p_H)_{Б.К.} \cdot H; \quad \frac{d\bar{H}}{dt} = \frac{\bar{H}_{стат} - \bar{H}}{\tau_H}; \quad \tau_H = \frac{\rho_{ж} V_H}{G_1 f'(\bar{H})};$$

Модель второго типа (предложена В.П. Козелковым):

$$\Delta p_H = (\Delta p_H)_{Б.К.} \cdot \bar{H}; \quad \bar{H} = f(\bar{V}_K); \quad \frac{d\bar{V}}{dt} = \frac{G_2 - G_1}{\rho_{ж} V_H};$$

$$G_1 \leq n p_{ж} \Phi \left(\frac{p_{пр} - p_s}{\rho_{ж} n^2} \right).$$

Здесь $(\Delta p_H)_{Б.К.}$ - напор насоса по универсальной напорной характеристике;

Δp_H - напор насоса при кавитации;

$H = f(\bar{V}_K)$ - относительное снижение напора при кавитации;

G_1 и G_2 - расходы жидкости на входе в насос и выходе из него;

$$\bar{H} = f \left(\frac{p_{пр} - p_s}{\rho_{ж} n^2}, \frac{Q}{n} \right) \text{ - статическая кавитационная (срывная) характеристика напора;}$$

$$\Phi \left(\frac{p_{пр} - p_s}{\rho_{ж} n^2} \right) \text{ - характеристика предельных расходов;}$$

P_s - давление упругих паров жидкости;

$P_{пр}$ - давление на входе в насос, соответствующие предельному расходу.

$\tau_{нв}$ - переменное время пребывания жидкости в насосе;
 $f'(H)$ - первая производная обращения функции $f'(V_k)$.

Модель первого типа справедлива для режимов с относительно неглубокой кавитацией ($1 > H > 0,6$), модель второго типа - для всего диапазона $1 > H > 0$.

Приведенные математические модели дают удовлетворительную сходимость с экспериментальными данными и позволяют учитывать динамику кавитационных срывов напора насосов при расчетах запуска и других переходных режимов ЖРД.

Нагрузки опор и перемещение ротора ТНА при кавитационных срывах и автоколебаниях в насосе.

Исследования показали, что кавитационные срывы насоса существенно влияют на динамику нагружения и колебания роторов ТНА.

По сравнению с бескавитационным режимом при срыве насоса радиальное биение вала $dh_{рад}$ увеличилось с 0,3 до 0,7 мм, радиальное усилие возросло в 2 раза, причем его направление изменилось почти на 90°, перепад температур на подшипнике возрос с ~1 до ~3 К. Существенно изменились фазовые траектории колебаний конца вала (рис. 5): увеличились ди-

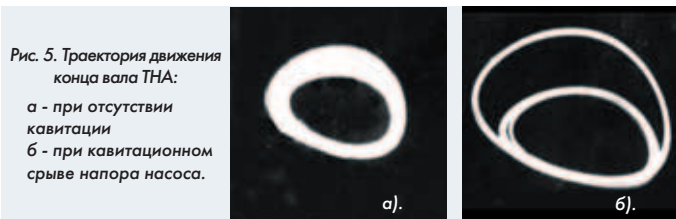


Рис. 5. Траектория движения конца вала ТНА:
 а - при отсутствии кавитации
 б - при кавитационном срыве напора насоса.

аметральные размеры замкнутых кривых, свидетельствующие об увеличении амплитуд колебаний по обоим радиальным направлениям, и произошло их расщепление по двойным траекториям, указывающее на появление новой формы колебаний (рис.5, б). Сравнительно мало изменилось осевое перемещение ротора $dh_{ос}$ и уровень вибраций корпуса ТНА.

Кавитационные автоколебания, возникающие на некоторых режимах в системе "насос - входной трубопровод", при частотах 5...10 Гц и амплитудах давлений до $\pm 1,0 \cdot 10^5$ Па заметного изменения радиальных сил на подшипнике, а также осевых и радиальных перемещений ротора ТНА не вызывают. Явно выраженной тенденции к возрастанию радиального нагружения ротора с ростом амплитуды и частоты автоколебаний не обнаруживается.

Вибрационные и пульсационные процессы в насосах при отсутствии и наличии кавитации

Системы подачи топлива при работе двигателя находятся в условиях вибраций элементов их конструкций. Центробежные насосы, как и другие лопаточные машины, из-за конечного числа лопаток и отрывных течений порождают интенсивные пульсации давления в собственных трактах и в подключенных к ним гидромагистралях, вызывая при этом интенсивные вибрации элементов конструкции. Опыт показывает, что повышенные вибрации и пульсации давления в системах подачи топлива ЖРД неблагоприятно влияют на устойчивость рабочего процесса в камере сгорания и газогенераторе, на точность работы сис-

тем регулирования, на усталостную прочность элементов конструкции и на динамические нагрузки роторов и опор ТНА. Поэтому при проектировании двигателей необходимо знать закономерности вибрационно-пульсационных процессов, возникающих в системе подачи топлива.

Впервые с позиций ограничения уровня вибраций элементов конструкции двигателя и снижения амплитуд пульсаций давления в системе подачи топлива было проведено детальное исследование пульсационно-вибрационных процессов, свойственных ЖРД (рис. 6). Экспериментальным путем были определены зависимости амплитуд и частот этих процессов от параметров режима работы и характеристик агрегатов системы подачи двигателей. Выявлены характерные закономерности резкого усиления интенсивности пульсаций давления жидкости и вибраций элементов конструкции насоса при выходе параметров подобия режимов работы насосов Q/n за некоторые критические пределы. При этом в области дроссельных режимов пульсации усиливаются вследствие срыва потока при больших углах атаки на входе в шнек, а в области больших расходов - из-за отрыва потока от стенок канала вблизи горла спирального отвода.

На кавитационных режимах, вызываемых снижением давления на входе в насос, регистрируются низкочастотные ($f = 3..5$ Гц) колебания давлений, которые с понижением давления уменьшают свою частоту и переходят в интенсивные пульсации давления с резкими пиками, существенно превышающими амплитуды колебаний на бескавитационных режимах. Наличие пиков давления связано с процессами развития и смыкания кавитационных каверн в периферийной области шнека. Эти пики давления, регистрируемые непосредственно у лопаток шнека на режимах частичной кавитации, являются одной из причин наблюдаемых на практике поломок лопаток шнека. При полном кавитационном срыве насоса пульсации давления в проточной части прекращаются.

Полученные закономерности, наряду с напорными и кавитационными характеристиками насосов, используются при проектировании и доводке двигателей для прогнозирования пульсационно-вибрационного состояния гидравлических трактов ЖРД.

Можно констатировать, что выявленные в результате исследований динамических характеристик насосов ЖРД закономерности могут быть использованы при проектировании и доводке топливных систем современных энергетических установок. **▲**

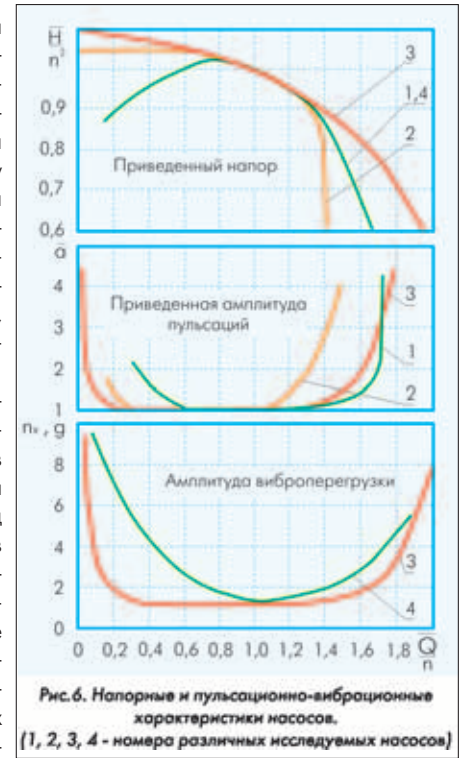


Рис. 6. Напорные и пульсационно-вибрационные характеристики насосов. (1, 2, 3, 4 - номера различных исследуемых насосов)

ИНФОРМАЦИЯ



Центральный институт Авиационного моторостроения продолжает выпуск рефератов, статей и обзоров, в которых анализируется и обобщается информация по зарубежному опыту исследования и совершенствованию авиадвигателей.

Вышли из печати:

· Схемы современных камер сгорания авиа-

ционных двигателей. Обзор, 47 стр.

· Роллс-Ройс - лидер на международном рынке авиадвигателей. Обзор, 23 стр.

· Теоретические и экспериментальные исследования вращающегося срыва и помпажа в осевых компрессорах. Обзор 60 стр.

· Потенциальные преимущества использования перспективных двигательных технологий для боевых беспилотных летательных аппаратов. Реферат, 9 стр.

· Организация авиационной промышленно-

сти Ирана. Реферат, 10 стр.

· Испытания новой схемы реактивной двигательной установки для беспилотного летательного микроаппарата. Реферат, 16 стр.

· Будущее авиационных двигателей. Реферат, 22 стр. **▲**

По вопросам приобретения обращаться к Рождественской Лидии Владимировне: 111116. Москва, Авиамоторная ул., дом 2, ЦИАМ. Тел.: 362-5539. Факс: 267-1354.



Представители Pratt & Whitney Canada, ОАО "Авиадвигатель" (Россия) и MTU Aero Engines передали официальное предложение компании "Гражданские самолеты Сухого" по оснащению российского регионального самолета силовой установкой на основе двигателя PW800. Этот перспективный двигатель воплотит в себе самые передовые технологии и обеспечит существенные конкурентные преимущества российскому региональному самолету. Претворение в жизнь программы по созданию этого двигателя позволит расширить сотрудничество иностранных и российских компаний с Россией. Партнеры намерены наладить производство и сборку двигателя в России. Российские инженеры, работающие в ОАО "Авиадвигатель" и Pratt & Whitney Rus (дочернее пред-

приятие P&WC в Санкт-Петербурге), будут играть ключевую роль в разработке двигателя.

Джозеф Торкетти, вице-президент по развитию международного бизнеса Pratt & Whitney Canada, на встрече с российскими журналистами 20 июня 2002 г. сказал: "PW800 обеспечит существенные преимущества по топливной экономичности, эксплуатационным затратам и будет соответствовать самым современным экологическим стандартам по уровню шума и вредных выбросов. Встречи в Москве прошли очень хорошо. Наши партнеры еще раз подтвердили свое твердое намерение разрабатывать и производить двигатель в России". Перспективный турбовентиляторный двигатель мощностью (от 4,5 до 9 т), специально разрабатывается для следующего поколения самолетов на 50-100 мест и подходит для будущего семейства российских региональных самолетов. Особенностью PW800 является то, что в нем привод вентилятора осуществляется через редуктор, что позволит обеспечить работу вентилятора, компрессора и турбины на оптимальных режимах. Низкая частота вращения вентилятора обеспечит низкий уровень шума и высокий к.п.д., а высокая частота вращения компрессора и турбины низкого давления позволят сконструировать двигатель с меньшим количеством ступеней. В результате двигатель будет иметь меньшее количество деталей, меньшие вес, расход топлива и стоимость, а также сравнительно низкие затраты на эксплуатацию.

Программа по разработке PW800 уже вторая, которая предусматривает разработку двигателя для российского регионального самолета. О первой программе (проект SM146), предложенной ОАО "НПО "Сатурн" и французской двигателестроительной фирмой Snecma Moteurs "Двигатель" сообщал в № 1-2002. **П**



28 июня 2002 года в Государственном кремлевском дворце состоялась юбилейная научно-практическая конференция "ВИАМ 70 лет". На эту конференцию в знаменитый Дворец Съездов съехались партнеры и коллеги ВИАМ, руководство и администрация отрасли и страны, и главное - гордость России - сегодняшние и бывшие работники Всероссийского Института Авиационных Материалов, создатели его мировой славы. Вся Российская (да и во многом - мировая) авиация, моторостроение, производство космических летательных аппаратов и ядерная энергетика были бы немислимы без работ института-юбилера, многолетнего упорного труда его сотрудников.



Весьма полно и профессионально исполненная выставка-экспозиция, развернутая в фойе Дворца, "Авиационные материалы: вчера, сегодня, завтра", собрала вокруг себя всех участников Конференции. Трудно было придумать лучшее место для встречи давних партнеров по сов-

местной работе по созданию авиации Страны - материаловедов, самолетчиков, двигателистов! Понимание значимости собственной работы, не всегда видное за текучкой повседневности, может быть одно из немногих, что позволяет в наших условиях сохранить самоуважение. Только этим, да еще надеждой на рачительное, истинно патриотическое ведение отрасли, верой в возобладавший у управленцев разум и жива отечественная авиация.

Об этом же примерно говорил и руководитель юбилера - Евгений Николаевич Каблов - генеральный директор ВИАМ, профессор, член-корр. РАН, член Президентского Совета (единственный из всей авиационной отрасли) на торжественном заседании, прошедшем в ходе конференции. Он подчеркнул, что технологии авиационной отрасли, материалы, разработанные в ней - та основа, которая позволяет творчески развиваться всей остальной промышленности, совершать прорывы в технологию завтрашнего дня. На конференции были зачитаны приветственные адреса Президента, премьер-министра и депутатов Госдумы России, руководителей научных и производственных предприятий, сотрудничающих с ВИАМ, зарубежных партнеров. Ведущий заседание глава Росавиакосмоса Юрий Коптев подчеркнул значимость созданного ВИАМ за 70 лет существования, пожелал институту воплощения его обширных творческих задумок. **П**

СОТРУДНИЧЕСТВО

Д.Д. СЕВРУКА

И

В.П. ГЛУШКО



ОАО "НПО Энергомаш им. акад. В.П. Глушко":
Л. Васильева, ведущий инженер-программист
В. Рахманин, главный специалист НПО Энергомаш, к.т. н.,
 член-корреспондент РАК им. Циолковского,
 лауреат Государственной премии

Среди многих своих достоинств В.П. Глушко обладал счастливой способностью выявлять талантливых людей и, воодушевив новыми научно-техническими идеями, спланировать их в творческий коллектив, способный решать задачи на грани возможного. Эта его способность крепла по мере накопления

жизненного опыта и наиболее ёмко начала проявляться в сороковые годы, в период работы Глушко в ОКБ-16 4-го Спецотдела НКВД СССР в Казани, когда он возглавил конструкторское бюро по разработке ЖРД для установки на боевые самолеты. Именно там, в казанской спецтюрьме, и произошла в начале 1941 г. первая встреча В.П. Глушко и Д.Д. Севрука, когда после этапирования с Колымских рудников Севрук был направлен для продолжения исправительных работ в группу инженеров, возглавляемую тоже заключенным Глушко. Как же сложилась жизнь Севрука до этой встречи?

Доминик Доминикович Севрук родился 2 июля 1908 г. в Одессе в семье революционера-подпольщика, в связи с чем у подростка Доминика были трудное детство и юность, частые изменения места жительства. Оседлая жизнь началась лишь после поступления в Московский электромашиностроительный институт, который он окончил в 1932 г. и стал сотрудником электрофизической лаборатории Института авиационного моторостроения (сегодняшний ЦИАМ), где занимался исследованиями рабочих процессов в авиаторах. Способности молодого инженера были замечены руководством института, и вскоре его назначили заведующим лабораторией.

В начале 1938 г. научная работа Севрука была прервана органами НКВД и 15 июля 1938 г. он был осужден за контрреволюционную деятельность Особым совещанием при НКВД СССР на 10 лет с отбыванием наказания в исправительно-трудовом лагере.

Что же послужило причиной его ареста и осуждения? Для этого в те времена могло быть много поводов и одним из них - характер Севрука. Независимый, резкий в обращении, острый на язык Севрук всю жизнь испытывал трудности в общении с людьми не компетентными, но обладающими властью. А в 1938 г. одного этого было достаточно для устранения неудобного сослуживца.

Путь осужденного за контрреволюционную деятельность вел прямо в ГУЛАГ. Так Севрук попал в один из многочисленных лагерей на Колыме. Работая чернорабочим на прииске и наблюдая непрерывную работу двигателя грузовика, стоящего под погрузкой, Севрук вспомнил свое авиамоторное прошлое и предложил начальнику лагеря разработать устройство, экономящее до 20 % бензина. Ответ был предельно лаконичен и груб: *"Тебя сюда пригнали вкапывать и подыхать, а не философствовать и выдумывать!"*

Однако о предложении Севрука стало известно руководству 4-го Спецотдела НКВД, которое приняло решение об изготовлении устройства для экономии бензина. Из заключенных в лагере инженеров организовали во главе с Севруком конструкторскую

группу, которая разработала устройство для экономии бензина и для отопления кабины водителя, что в условиях зимы на Колыме обеспечивало сохранение здоровья, а порой и жизни шоферов.

Полученный положительный результат высоко оценили в центральных органах НКВД и в конце 1940 г. было принято решение о более рациональном использовании творческого потенциала заключенного. В итоге Севрук был переведен из Системы ГУЛАГ в систему 4-го Спецотдела НКВД и в феврале 1941 г. прибыл в спецтюрьму в Казани, где был направлен в группу по разработке ЖРД.

Глушко доброжелательно принял своего земляка и с учетом его электротехнического образования и опыта работы с авиаторами поручил ему разработку электросхемы управления работой двигателя и системы зажигания. Надо сказать, что в разрабатываемом авиационном ЖРД РД-1 использовались несамовоспламеняющиеся компоненты топлива: азотная кислота и тракторный керосин. Природные способности, аналитический склад ума и неуемная тяга к инженерной деятельности позволили Севруку быстро сориентироваться в новом для него деле. Для зажигания топлива он предложил комбинированную систему, состоящую из искровой электросвечи для поджигания в специальной форкамере эфирно-воздушной смеси, факел которой и являлся источником тепла для возгорания основных компонентов топлива. Для отработки системы зажигания по проекту Севрука в одном из цехов был построен специальный стенд. Его создание и экспериментальные работы на нем как-то сами собой определили сферу работ Севрука в группе Глушко - разработка стендового хозяйства и проведение экспериментальной отработки двигателя.

Когда в начале 1942 г. на базе группы Глушко в ОКБ-16 было организовано КБ-2 по разработке авиационных ЖРД, Глушко был назначен Главным конструктором, а Севрук - его заместителем по экспериментальным работам.

В ноябре 1942 г. в Казань, в ОКБ-16, был переведен из омской "шарашки" А.Н. Туполева находившийся там в заключении С.П. Королев. Начальством ОКБ-16 он был определен на работу в состав КБ-2. Ознакомившись с работами по созданию авиационного ЖРД, Королев немедленно приступил к разработке технических предложений по созданию ракетного истребителя-перехватчика с маршевым двигателем РД-1. Однако инициатива Королева не нашла поддержки у руководства НКВД и НКВД. Видимо, трудности создания двух реактивных истребителей под руководством В.М. Болховитинова (БИ-1) и А.Г. Костикова (проект "302") не вдохновили руководство наркоматов на начало работ с третьим аналогичным вариантом самолета.

В этот момент сложилась обстановка, когда стендовая отработка двигателя близилась к завершению, а самолет для установки РД-1 не был определен. В то же время было очевидно, что без летных испытаний двигатель не может быть передан в рабочую эксплуатацию. Ситуацию разрешило предложение Севрука со-



здать "летающую лабораторию" на базе пикирующего бомбардировщика Пе-2, который изготовлялся на расположенном рядом заводе № 22. Самолет Пе-2 по своей конструкции идеально подходил для этих целей: в средней части его фюзеляжа была расположена кабина стрелка-радиста, которая могла быть без ущерба для управления самолетом переоборудована для установки контрольно-измерительных приборов и размещение бортинженера-экспериментатора.

Предложение было поддержано директорами заводов № 16 и № 22 М.М. Лукиным и В.А. Окуловым, в результате чего вышел совместный приказ НКАП и НКВД о начале летных испытаний двигателя РД-1 на самолете Пе-2. Разработка конструкции установки двигателя РД-1 на самолет была поручена вновь созданной в составе КБ-2 группе № 5, руководимой Королёвым и усиленной самолетчиками из состава КБ и ЛИС завода № 22.

В середине 1943 г. начались испытания двигателя РД-1 на самолете Пе-2 на земле. 1 октября двигатель впервые запустили в воздухе. Инженером-экспериментатором от ОКБ-16 приказом по 4-му Спецотделу НКВД был назначен Севрук. Это назначение логично вытекало из его производственного опыта стендовой отработки двигателя.

Однажды, в самом начале полетов Пе-2Р с РД-1 произошел курьезный случай. Организаторы полетов забыли согласовать со штабом ПВО Казани вылет самолета в зону пилотирования и зенитчики открыли по нему заградительный огонь. К счастью, казанские зенитчики не отличались высокой точностью стрельбы и самолет с инженером-экспериментатором Севруком невредимым приземлился на заводском аэродроме. Обработанные благополучным завершением инцидента руководители полета тут же были подвергнуты критике: Севрук на "магаданско-колымском диалекте" отчитал их за допущенную забывчивость, особенно он не скупился на эпитеты в адрес начальника ОКБ-16, подполковника НКВД В.А. Бекетова. Конечно, Севрук рисковал быть наказанным за "вольности русского языка", но в этом эпизоде проявился его вспыльчивый характер и возмущение поведением тех, кто халатно относится к своим обязанностям.

Лётная отработка двигателя РД-1 показала необходимость совершенствования системы зажигания. Разработанная под руководством Севрука система оказалась неработоспособной на высотах более 3,5 тысяч метров. Предложенная Севруком замена искровой свечи на свечу накаливания и введение дополнительных устройств, улучшивших истечение эфирно-воздушной смеси на выходе из форкамеры, позволило увеличить этот порог до 5 тысяч метров. Обеспечить надежное зажигание в пределах оговоренной в техническом задании высоты до 8 тысяч метров удалось только при переходе на химическое зажигание. Жидкость для химического возгорания с основным окислителем была предложена начальником химической лаборатории, заключенным А.А. Мееровым, а конструкция блока зажигания была разработана под руководством Севрука. Двигатель с химическим зажиганием, получивший обозначение РД-1ХЗ, полностью удовлетворил всем требованиям ТЗ; именно его работа была продемонстрирована при полете самолета 120Р (экспериментальный вариант истребителя ЛА-7 с ракетным ускорителем) в августе 1946 г. на воздушном параде в Тушино.

В конце июля 1944 г. по предложению наркома внутренних дел Л.П. Берия и с согласия И.В. Сталина Президиум Верховного Совета СССР принимает решение о досрочном освобождении 35 заключенных ОКБ-16 и среди них - руководящего состава КБ-2. Все освобожденные вошли в состав вновь организованного в системе НКАП ОКБ-РД. Глушко был назначен главным конструктором, Жирицкий, Севрук и, с некоторой задержкой в оформлении, Королёв - его заместителями.

Увлеченность своим делом порой приводила Севрука к неординарным решениям и поступкам. Когда в середине 1945 г. была сформирована группа работников ОКБ-РД для поездки в Германию для изучения немецкой ракетной техники, в списке стояла и фамилия Севрука. Однако он добровольно отказался от заманчи-

вой командировки, посчитав невозможным для себя оставить незавершенной проводимую силами ОКБ-РД работу по установке двигателей РД-1ХЗ на самолеты конструкции Лавочкина, Яковлева, Сухого. Этот момент в истории становления ракетной техники характеризует и отношение Севрука к работе и его способность в отсутствие главного конструктора взять на себя всю ответственность за работу ОКБ-РД.

О роли и значимости Севрука и проводимых им работ по созданию РД-1 (РД-1ХЗ) красноречиво свидетельствуют два факта.

В августе 1944 г., представляя кандидатуру Севрука на должность заместителя главного конструктора ОКБ-РД, Глушко направил в НКАП его характеристику.

"Д.Д. Севрук (1908 года рождения), инженер-электрик, крупный специалист по автоматике, зажиганию и карбюрации, обладающий большим опытом и эрудицией. Организовал производство им же сконструированных агрегатов автоматического пуска и управления двигателями РД-1 и РД-3.

Автор электрической принципиальной схемы реактивных двигателей РД-1 и РД-3. Непосредственный руководитель всех экспериментальных работ ОКБ-РД, лично провел свыше 400 огневых испытаний реактивных двигателей на стенде и на самолете.

Инженерно-технический стаж - 14 лет. Работает со мной с начала работ по двигателю РД-1 сначала в качестве начальника лаборатории, а затем в качестве моего заместителя по производству испытаний. Является моим первым помощником в работе по созданию реактивных двигателей".

Вторым фактом является награждение в 1945 г. Севрука и Глушко орденами Трудового Красного Знамени, в то время как С.П. Королев, Г.С. Жирицкий, Г.Н. Лист, Н.Н. Артамонов, Н.С. Шнякин получили ордена "Знак Почета".

Прогнозируя перспективы развития ракетной техники в СССР, Глушко в 1945-1946 гг. неоднократно обращался с докладными в государственные инстанции - к председателю Особой правительственной комиссии в Германии Л.М. Гайдукову, наркому вооружения Д.Ф. Устинову, наркомам авиапрома А.И. Шахурину и М.В. Хруничеву с предложением выделить для работ по созданию мощных ЖРД один из малозагруженных авиационных заводов, желательно в московском промышленном районе. Эту идею активно поддерживал Севрук и (в отсутствие Глушко) при всяком удобном случае поднимал этот вопрос перед руководством НКАП.

После выхода Постановления Правительства СССР от 13 мая 1946 г. о развитии реактивной техники в стране реализация этого предложения стала реальной. И когда готовилось решение о переводе ОКБ-РД из Казани, Севрук принял активное участие в выборе подмосковного завода для перебазирования. В июне 1946 г. он летал в Химки для инспектирования завода № 456, предлагаемого для развертывания нового производства. Хотя впечатление о состоянии завода было довольно негативным, однако основное - месторасположение рядом с Москвой, наличие железнодорожного и шоссе сообщения, обширной заводской территории, грунтового аэродрома, отсутствие на заводе госзаказа - позволяло говорить о перспективности организации на его базе объединенной производственной структуры - ОКБ и опытного завода по созданию мощных ЖРД и выпуску их головной серийной партии. С учетом положительных рекомендаций Севрука министр авиапрома М.В. Хруничев подписал приказ № 424 от 3 июля 1946 г. о переводе ОКБ-РД из Казани в Химки.

Севрук по поручению Глушко принял непосредственное участие в подготовке проекта этого приказа. Благодаря этому в приказе нашло отражение не только перебазирование личного состава и оборудования ОКБ-РД, но и подробно был изложен перечень необходимых работ по восстановлению завода № 456 и переоснащению его цехов под технологию изготовления мощных ЖРД, а также указаны конкретные исполнители. Особое внимание уделялось промышленной стендовой базе, которая впервые создавалась в СССР.

Накопленный Севруком опыт был использован во вновь организованном ОКБ-456, где он с июля 1946 г. был утвержден

в должности первого заместителя главного конструктора и возглавил научно-исследовательские работы. В подчинении у Севрука находились отдел по отработке агрегатов автоматики и газовых турбин, отдел гидравлических испытаний узлов и агрегатов, отдел проектирования стендов и лаборатория огневых испытаний. Костяк этих подразделений составляли специалисты, прибывшие из Казани.

По мнению ветеранов-испытателей Энергомаша, создание стендовой базы в ОКБ-456 является личной заслугой Севрука. Он начал эту работу буквально с первого колышка, который, кстати, был забит Севруком на месте строительства стенда № 1.

Вслед за выбором места под строительство стенда последовала разработка технического задания на его сооружение. Севрук был основным идеологом технической части проекта, а потом одним из самых придирчивых инспекторов при монтаже оборудования. И не удивительно - ведь ему, вернее, под его руководством, предстояло отрабатывать на этом стенде двигатели. Готовясь к этим работам, Севрук лично принимал участие в разработке первых в СССР методик и технических условий на проведение испытаний мощных ЖРД и их агрегатов. Имеющиеся переводные немецкие документы Севрук смело переделывал с учётом своего опыта проведения огневых и холодных испытаний.

Стендовая отработка двигателей не исчерпывала круг обязанностей Севрука. Как полномочный представитель ОКБ-456, он участвовал в работе Государственных комиссий по пускам ракет Р-1 и Р-2. А когда возникли проблемы с запуском двигателя в составе ракеты, так называемые "хлопки", то он возглавил работы, направленные на выяснение и устранение причин нештатной ситуации. Совместно с научными сотрудниками НИИ-1 и прибористами Н.А. Пилюгина этот дефект был устранен, и ракеты Р-1 и Р-2 поступили на вооружение.

В 1952 г. в жизни Севрука произошел крутой поворот. Он был назначен главным конструктором ОКБ-3 в составе НИИ-88. Этому ОКБ была поручена разработка ЖРД для зенитных и геофизических ракет. Конструкции двигателей, разрабатываемых под руководством Севрука, отличались оригинальностью технических решений и для своего времени имели высокофорсированные параметры. Но новизна и оригинальность конструкции не всегда способствует выполнению директивных сроков разработки технических объектов. Задержка сдачи двигателей стала хронической болезнью ОКБ-3. Кроме того, к концу 50-х годов сложилась ситуация, когда работы ОКБ-2 под руководством А.М. Исаева и ОКБ-3 во многом дублировались. В связи с этим в январе 1959 г. была проведена реорганизация, в результате которой ОКБ-3 было присоединено к ОКБ-2, а должность главного конструктора и начальника объединенного ОКБ-2 была сохранена за Исаевым.

Разумеется, места в объединенном ОКБ для Севрука не было - вспомним пословицу о двух медведях в одной берлоге. И

в этой щекотливой для Севрука обстановке руку помощи ему протянул Глушко.

Глушко всегда стремился работать на опережение грядущих событий. Вот и на этот раз, в мае 1959 г., он предложил Севруку вернуться в ОКБ-456 и в ранге заместителя главного конструктора возглавить разработку ракетных электрических, ионных и плазменных двигателей. Новый альянс Севрука и Глушко был оформлен приказом по ГКОТ, а в план ОКБ-456 на второе полугодие 1959 г. дополнительно была внесена тема: "Выбор оптимальных схем ионных и плазменных ракетных двигателей с солнечными и ядерными источниками питания".

Принципиально новое направление в ракетном двигателестроении привлекло в ОКБ-456 многих работников различных московских предприятий. Среди них были выпускники МАИ, МВТУ, МФТИ, МИФИ и других институтов. Имели место и внутренние переходы из конструкторских и испытательских подразделений. В частности, в июле 1959 г. перешел к Севруку Г.Н. Лист, ветеран-казнец, осужденный в 1940 г. на 10 лет и освобожденный со снятием судимости вместе с Глушко, Севруком и другими заключенными ОКБ-16 в июле 1944 г. В августе 2001 года сотрудники НПО Энергомаш отметили столетие со дня рождения Г.Н. Листа.

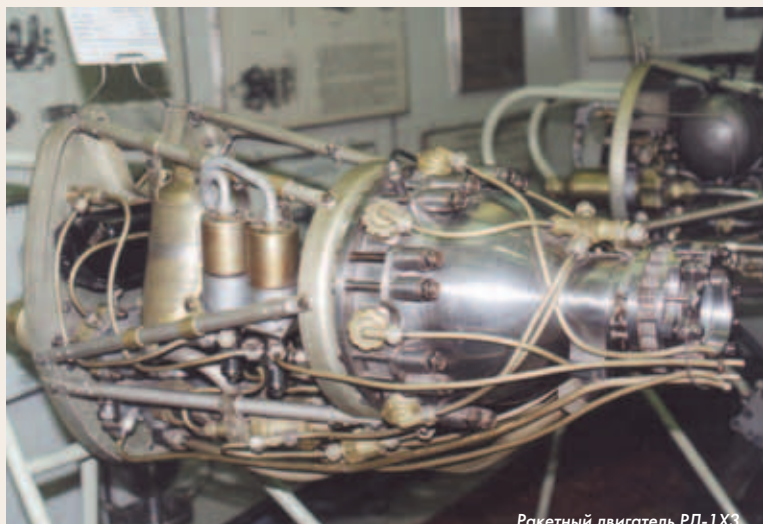
10 декабря 1959 г. вышло постановление правительства "О развитии исследований по космическому пространству". Среди планируемых задач, таких как создание автоматической научной станции на Луне, осуществление первого полета человека в космическое пространство, создание космических ракет для полета к планетам Солнечной системы, в этом Постановлении намечалась разработка новых мощных ракет-носителей с использованием электрических, ионных и плазменных двигателей с солнечными и ядерными источниками питания; при этом ОКБ-456 определялось как головное предприятие по разработке таких двигателей.

Очень быстро численность подразделения, руководимого Севруком, увеличилась до 150 человек, которые были распределены по шести научно-исследовательским и конструкторским отделам. И пока работа отделов находилась в стадии накопления теоретических знаний и разработки чертежей, оба двигательных направления в ОКБ-456 мирно сосуществовали. Но когда пришло время создания на испытательной базе новых стендов, а в цехах опытного завода началось изготовление новой продукции, стало ясно, что "Боливар двоих не выдержит". Севрук предлагал Глушко перевести работу всего ОКБ-456 на новую тематику, однако Глушко с этим не согласился, да и государственные органы не позволили бы переориентировать ОКБ-456 на тематику отдаленной перспективы. Было начало 1962 г., в это время готовилось несколько правительственных постановлений по созданию новой ракетной техники, в частности, по ракетам УР-500 и Р-36 и разработке для них двигательной силой ОКБ-456. Да и окончательное решение по выбору разработчика двигателей для космической ракеты Н1 еще не было принято.

Проблема выбора дальнейшего направления работ, проводимых Севруком, была решена на государственном уровне. Шестидесятые годы в истории отечественного ракетостроения характерны широтой охвата решаемых задач. Одновременно с развитием оборонного направления ставились задачи освоения дальнего космоса, о чем свидетельствует подготовка правительственного постановления "Об улучшении организации работ по ядерным электрореактивным двигателям".

Такое постановление вышло в начале июня 1962 г., в развитие его был выпущен приказ ГКОТ от 16 июня 1962 г., которым на базе академического Института двигателей и шести отделов, переводимых из ОКБ-456, создавалось Особое конструкторское бюро, головное по разработке и созданию опытных образцов электроплазменных и ионных двигателей во главе с главным конструктором академиком Б.С. Стечкиным, его заместителем назначался Д.Д. Севрук.

Так завершилось сотрудничество В.П. Глушко и Д.Д. Севрука, вложившего свой незаурядный талант в становление и развитие промышленности ракетных двигателей различных модификаций. **А**



Ракетный двигатель РД-1Х8

ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫЕ СТАНКИ "СОДИК"

Совершенство без компромиссов!



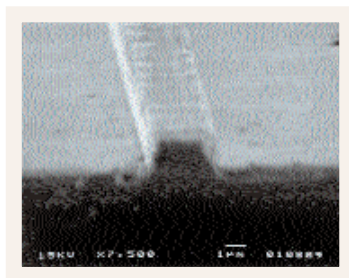
- Ультрапрецизионные линейные двигатели
- Рабочая зона из электроизолирующих высокопрочных керамик со сверхмалым тепловым расширением
- Совершенное КЧПУ - генераторы с объектно-ориентированными системами автопрограммирования



Sodick - выбор по законам физики!

Линейные двигатели -
будущее
станкостроения!
Будьте первыми!

Нанометровые подачи в обрабатывающем центре!
ВПЕРВЫЕ В МИРЕ



УЛЬТРАПРЕЦИЗИОННЫЙ ЛИНЕЙНЫЙ ЦЕНТР
Sodick NANO-100

- Сдвоенные бессердечниковые линейные двигатели.
- Бесконтактные линейные датчики и собственная система управления.
- Полнокерамическая конструкция на гранитной станине.
- Закрытые аэроэстатические направляющие.

Дискретность подач 1 нм! (один нанометр)

Осевые перемещения XYZ - 100 × 100 × 55 мм.

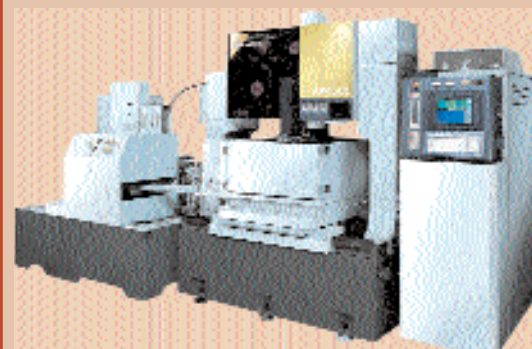
Максимальные размеры заготовки - 85 × 40 мм.

Области применения: обработка деталей в микрооптике, микроэлектронике, медицинские микроприборы, микродвигатели.

На фото показан образец с высотой контура 985 нм, шаг обработанных пазов 15 мкм, контурная точность обработки 10 нм!

Для справки: 1 нм = 0,000001 мм.

(Публикуемая информация - не реклама. Станок выпускается по конкретным заказам японских фирм с осени 2001 г. На экспорт не поставляется.)



Уже 10 лет качество
ЭЭ станков
Sodick
подтверждает
в России (СНГ)
гарантия на 2 года!

Быстрая поставка.
Качественное и оперативное
техническое обслуживание!

ГОРИЗОНТЫ ВЫСОКИХ ТЕХНОЛОГИЙ

ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ БУДУЩЕГО ИЗ ЯПОНИИ

Прошивочные и вырезные ЭЭ установки "СОДИК" с высокоточными и динамичными линейными сервоприводами, ЭЭ "супердрели". Поставка со складов в Гамбурге или в Москве (за рубли) в период от 1 до 20 дней. Организация настоящего лизинга. Моментальная поставка расходных материалов и частей за рубли со склада в Москве.

Представительство в Москве:
Тел.: (095) 725-3603, 214-9801;
Факс: 214-1842.
www.sodick-euro.ru
E-mail: sodicom@sodick-euro.ru
Технический центр: (095) 964-2598.

Universal Insurance Company

ВСЕОБЩАЯ СТРАХОВАЯ КОМПАНИЯ



*Интересы клиентов -
приоритет нашей деятельности*



ЗАО "Всеобщая страховая компания"

Россия, 101990, Москва,

Петроверигский пер., 4.

Тел./Факс: (095) 923-2102.

E-mail: univc@chat.ru

