


Двигатель

Научно-технический журнал

№2 (20) 2002



Для обеспечения соответствия отечественной гражданской авиации международным и национальным требованиям по экологии необходимы скоординированные организационные, финансовые и технические мероприятия со стороны министерств и предприятий

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.,

директор ГНЦ ВИАМ

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.,

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, Артура Саркисяна

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111250, Россия, Москва,

ул. Авиамоторная, 2

Тел.: (095) 362-3925

Факс: (095) 362-3925

E-mail: engine@ztel.ru,

engine@avias.com

Internet: www.engines.da.ru,

www.engines.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 Выставка, как зеркало российского двигателестроения

В. Чуйко

5 К свободному полету над Европой

С. Волков

6 Опыт доводки газотурбинных установок

С. Полатида, А. Алексенцев

8 Экономическая целесообразность глубинного шлифования

В. Брылев, Д. Леонов

10 Новые САУ - путь к международному рынку

В. Зазулов

12 Концепция единой системы управления техническим состоянием авиационных двигателей

В. Алексеев, В. Буковский, В. Горшков

15 Новейший инструмент визуального контроля авиационных двигателей

16 Методы утилизации и регенерации тяжелых металлов

В. Лесунов

18 Самарские подшипники в двигателях отечественной гражданской авиации

В. Ершов, В. Жарский, В. Зрелов, М. Проданов

20 ГТУ нового поколения для газораспределительных станций

П. Богуслаев, П. Жеманюк, П. Хомутов,

В. Пастернак, В. Гуров, В. Насонов

22 Энергетические установки для "Зубров"

Ю. Бондин, А. Коваленко

24 Промышленные газотурбинные технологии - основа энергоэффективной экономики

25 Моментно-силовые характеристики несимметричных РДТТ

Ю. Кочетков, Г. Кочеткова

28 Воздействие высокочастотных колебаний на ЖРД... и их создателей

В. Рахманин

30 Современные тенденции западноевропейской авиационной промышленности

А. Николаев

32 Александр Микулин, человек-легенда

Л. Берне, В. Перов

36 Авиационные дизели, или тернистый путь

А.Д. Чаромского

В. Котельников, А. Медведь

43 Все познается в сравнении, или как мы выбрали электроэрозионный станок

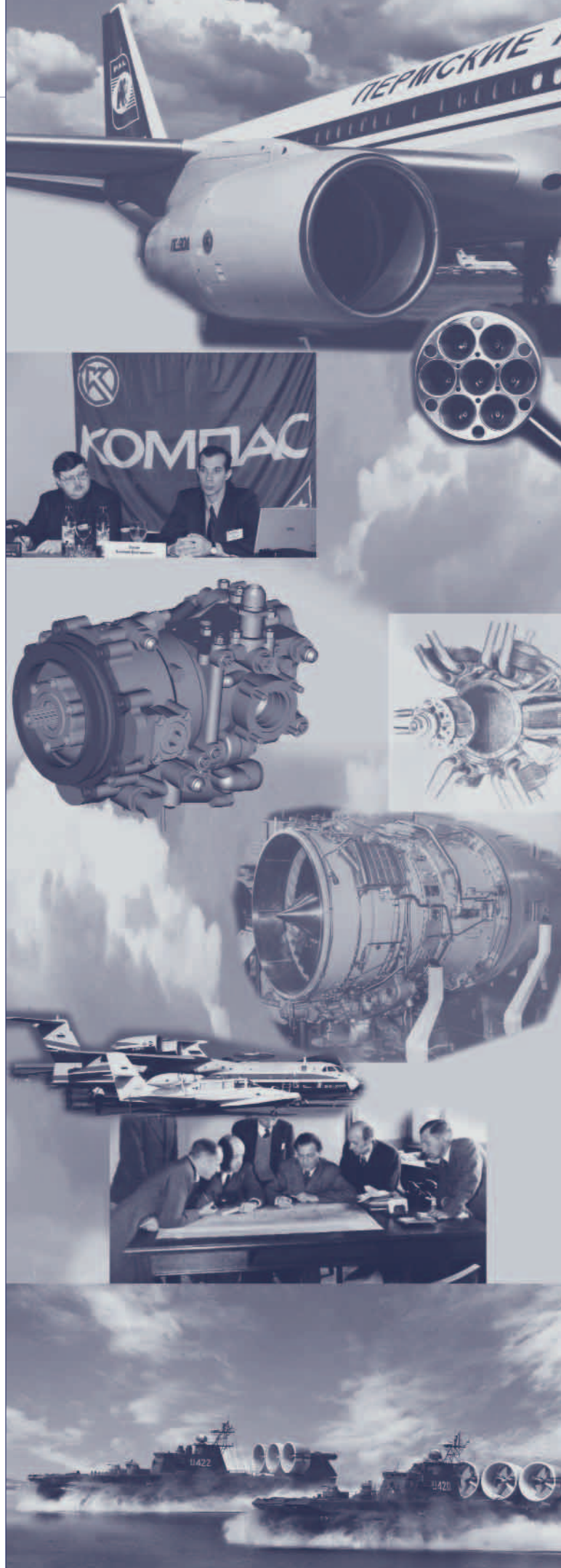
Б. Овчаров

45 Шесть станков фирмы "СОДИК" в цехе - это богатство!

В. Андрианов, Д. Игнатенко

47 Преимущества электроэрозионной обработки на станках с линейными двигателями

Р. Кушлян, П. Серебренецкий



ВЫСТАВКА, КАК ЗЕРКАЛО РОССИЙСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ



Виктор Чуйко, президент и генеральный директор АССАД

Каждая наша выставка, так же как и "Двигатели-2002", имеет свои отличительные особенности. Связано это прежде всего с тем, что все выставки с высокой достоверностью отражают экономическое, техническое, организационное состояние предприятий двигательной подотрасли - в авиации, космонавтике, наземном транспорте и энергетике - на момент каждой нашей встречи. После выставки, прошедшей два года назад, на значительной части наших предприятий возросла численность работающих, увеличивается и

биторской задолженностей предприятий: немного осталось таких, в которых это соотношение было бы более двух. Весь этот комплекс признаков говорит о том, что в целом в экономике наступило улучшение. Но все это, конечно, не означает, что в дальнейшем станет работать легче. Наоборот, придется прилагать еще большие усилия, чтобы не потерять набранного темпа. Однако теперь все это будет делаться не для самосохранения, как было еще вчера, а для планомерного движения вперед.



заработная плата; по отношению к предыдущему году она выросла примерно на 40...50 %. В полном объеме выплачиваются налоги, отчисления во внебюджетные фонды, появились инвестиции в развитие технической базы производства (в истекшем году на отдельных предприятиях они были весьма значительными - 25...30 % от объема продаж). Улучшилось соотношение кредиторской и де-



В результате оживления производства в авиадвигательной подотрасли за прошедшие два года было сертифицировано семь новых двигателей. Для сравнения достаточно вспомнить, что за предыдущие 10 лет мы сертифицировали всего один двигатель - ПС-90, а до 1990-го года ежегодно проходили государственные испытания 5-6 двигателей. Иначе говоря, по количеству полученных сертификатов мы близки к тому темпу, который считался нормальным чуть более десяти лет назад. Впрочем, современная сертификация качественно отличается от прежней: если раньше мы сертифицировали совершенно новые двигатели, то сейчас - двигатели модернизированные и глубоко модернизированные. Очевидно, это - веление времени: ведь бюджетные инвестиции невелики, а сами предприятия располагают ограниченными средствами, и если раньше мы начинали создавать новые двигатели, не используя до конца возможности эксплуатируемых, то сейчас разработчики стремятся "выжать" все возможности, заложенные в конструкцию.

Еще одним свидетельством улучшения дел являются размеры заказанных выставочных площадей. Так, если раньше самый крупный коллективный стенд был порядка 140 квадратных метров, то сегодня, например, ФГУП "ММП" "Салют" строит свою экспозицию на 300 квадратных метрах. Чуть меньше площади общей экспозиционной площадки ОАО "НПО "Сатурн" и ОАО "УМПО". Площадь экспозиции ОАО "Мотор Сич" - 262 квадратных метра. Боль-



шие площади занимает объединенный стенд ремонтных заводов Минобороны. При этом все перечисленные организации создают экспозиции самостоятельно, а значит, все это будет оригинально. Многие предприятия участвуют в выставке совместно со своими региональными администрациями. Так, например, в объединенной экспозиции самарского региона, площадь которой составит более 300 квадратных метров, будет представлено 8-10 предприятий.

Все эти признаки являются свидетельством позитивности происходящих изменений в нашей отрасли. Президентская программа по развитию гражданской авиации в последние три года по объемам финансирования выполнялась полностью, что и позволило начать вывод из "глубокого пике" значительной части авиационной промышленности.

Вместе с тем следует очень осторожно подходить к оценке глубины административных перемен. Вышедшее постановление о структурной перестройке отрасли, к глубокому сожалению, содержит те же недостатки, что и все предыдущие: в первую очередь - формальность, ненацеленность на реальный положительный эффект. Мы в АССАД рассуждаем так: никакое производство без конкурентных, соревновательных принципов в современных условиях существовать не может. Это - общий принцип экономики. Мы же пытаемся "замесить" все деньги в одном котле и удивляемся, что "пирог" в результате получается неудоваримый.

В целом, конечно, "стягивание" предприятий вокруг имеющихся работ, вокруг денег - вещь ценная. При нормально работающем производстве оно диктуется условиями функционирования экономики. Тем самым определяется круг задач и определяются производственные возможности; при необходимости они и модернизируются под конкретную задачу. Такие процессы в настоящее время



эксплуатация". Ее акции, несомненно, будут весьма прибыльны и ликвидны (а значит - востребованы) на фондовом рынке.

Кто конкретно - Министерство промышленности науки и технологий, Министерство транспорта, Министерство экономического развития или Росавиакосмос - будет руководить этой государственной лизинговой структурой, не так уж важно. Главное - ее создать и дать ей деньги. Все упомянутые ведомства, думаю, заинтересованы в создании такой структуры, во внедрении новых технологий в промышленность, загрузке предприятий и научных центров работой на перспективу, в оснащении (в данном случае - по лизингу) эксплуатирующихся структур новой техникой. В конечном итоге - в скорейшем обороте и возвращении денег в казну.



происходят, например, с московским "Салютом" - вокруг него группируются предприятия, которым он дает работу.

Сегодня в печати ведется много разговоров о введении с 1 апреля 2002 г. III статьи ограничений ИКАО. На самом деле, проблемы с этим у нас... не существует. Почему? Да потому, что есть Ту-204, Ту-214, Ил-96-300, Ил-114, Ан-140. Проблема-то на самом деле в другом: необходимо начать широкомасштабную эксплуатацию этих самолетов. А для этого (и мы об этом уже десять лет говорим) нужно создать эффективную систему лизинга. Западноевропейские и американские самолеты поставляются нашим авиакомпаниям на условиях лизинга, и эксплуатирующим организациям выгодно их брать. Для того, чтобы так же выгодно было работать и нашим предприятиям, и российским авиакомпаниям необходимо (а сейчас уже жизненно необходимо) создать структуру государственного лизинга. При этом можно организовать такую схему организации лизинговой структуры, что она начнет давать отдачу сразу же, как будет создана. Для этого после запуска лизинга 50 % его акций следует продать по рыночной цене и вернуть затраченные бюджетом деньги. Остальную часть затраченных средств государство будет возвращать в процессе эксплуатации уже произведенной и проданной техники. Когда система лизинга начнет устойчиво работать, можно будет продать и большее число акций этой государственной лизинговой компании, даже и всю ее - она уже сделала свое основное дело, "запустила" финансовый привод оси "промышленность -



Сейчас уже ясно всем, что внедрение новой техники (в том числе и в связи с принятием новых, более жестких норм ИКАО по шуму и эмиссии вредных веществ) стало насущной необходимостью. Время показало, как мы были правы, когда еще в 1996 г. самое пристальное внимание обратили на экологический аспект функционирования гражданской авиации. Наш научно-технический симпозиум



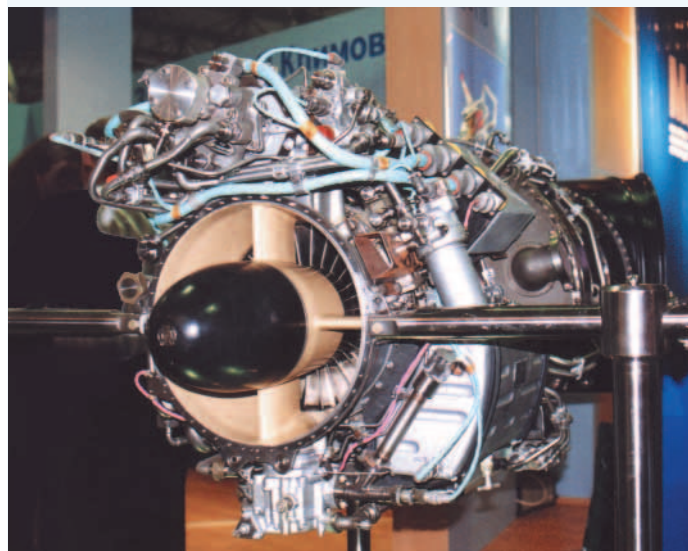
"Двигатели и экология", традиционно проводящийся в рамках выставок "Двигатели", как нельзя лучше позволяет рассматривать эту проблему во всех ее проявлениях. Поэтому и в этом году мы также проводим этот симпозиум. Видными учеными уже заявлено более полутора десятков докладов по экологическим проблемам и путям их решения применительно к газотурбинным авиационным двигателям. Считаем, что особенный интерес вызовет тематика, связанная с экологией стационарных газотурбинных установок, используемых для приводов электрогенераторов, компрессоров на газоперекачивающих станциях, в качестве главных и вспомогательных энергетических установок на судах и т.п. По нашим расчетам, в ближайшее пятилетие значительно возрастут потребности в автономных энергетических установках.

Раньше принято было считать, что у авиационных двигателей недостаточна мощность для их использования в качестве стационарных приводов, невелики ресурсы для такого применения, ограничена надежность и не совсем приемлемы выбросы. Так, считалось, что энергетическая станция должна иметь мощность порядка 110, а лучше 150...200 МВт. Мы же предлагали приводы мощностью от 2,5 до 25...30 МВт с поставкой тепла в виде горячей воды. Анализ же пожеланий потребителей, проведенный в последнее время, показал, что спрос на приводы по номенклатуре оказался значительно шире предполагавшегося. Причем газотурбинные установки такой мощности, использующие в качестве привода авиационные ГТД, имеют определенные преимущества: они могут быть приближены к конкретному потребителю, не требуют разветвленной проводной сети и распределительных подстанций. А обслуживание всего этого хозяйства может быть дороже самой выработки энергии.

Сегодня наиболее значимой проблемой оказалась экологическая, поскольку все остальные мы в той или иной степени уже решили, или, по крайней мере, решаем. Кстати, замена традиционных ТЭЦ газотурбинными установками сама по себе уже улучшает экологическое состояние территорий. Так, возможно многим памятна прошедшие в конце прошлого столетия выступления самодельных радетелей экологической чистоты против пуска такой (уже построенной к тому времени) станции в Карелии. Однако после того, как остановили районные угольные котельные и запустили ГТУ, воздух стал настолько чище, что на скалах опять начал расти северный мох (местный критерий экологической чистоты), которого не видели в окрестностях города уже лет сорок.

Газотурбинные установки как приводы для электрогенераторов становятся все более популярными. Так, в середине марта в ВИЛСе прошла конференция по использованию ГТУ в стационарных приводах (АССАД был одним из организаторов этой конференции, точнее - заседания научно-технического совета). Конференция была организована мэрией Москвы и посвящена автономной энергетике строящегося центра "Москва-Сити", потребная суммарная мощность которого оценивается в 200...250 МВт. Речь шла именно о ГТУ в качестве энергопривода для такой энергетической станции. Очень серьезный и обстоятельный доклад по проблемам использования газотурбинных приводов сделал академик О.Н. Фаворский. Свои предложения по этим вопросам доложили генеральные конструкторы Е.А. Гриценко (СНТК, Самара), А.А. Иноземцев ("Авиадвигатель", Пермь), А.А. Саркисов (завод им. В.Я. Климова, Санкт-Петербург). Весьма интересный доклад был сделан руководителями энергетики Газпрома. В докладе было показано, что Газпром при эксплуатации своих автономных электростанций ежегодно экономит по 1,5...2 млрд рублей. К 2015 г. этот выигрыш должен достигнуть уже 16 млрд рублей в год.

Сейчас наши предприятия выпускают энергетическую станцию "под ключ", иначе говоря, вся установка снабжена автоматикой, укомплектована генератором, компрессором или иной машиной, причем в широком диапазоне мощностей, достаточно конкретно ориентируемом на запросы потребителей. И вот эта область применения газотурбинных двигателей - основная тематика демонстрации на каждой нашей последующей выставке. Несомненно, и на этой выставке газотурбинное энергомашиностроение будет представлено весьма обстоятельно. **ПА**



К СВОБОДНОМУ ПОЛЕТУ НАД ЕВРОПОЙ

Сейчас уже для всех очевидно, что экологические характеристики приобрели важнейшее значение в длинном перечне параметров авиационных двигателей. Величина вредных выбросов и уровень шумов определяющим образом влияют на конкурентоспособность летательных аппаратов, заставляют изменять технические характеристики силовых установок воздушных судов гражданской авиации.

Сергей Волков, член Комитета ИКАО по охране окружающей среды от воздействия авиации

Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) введены ограничения на шум воздушных судов и эмиссию (выбросы) вредных веществ от авиационных двигателей. Международные стандарты по экологии гражданской авиации существуют в виде тома I "Авиационный шум" и тома II "Эмиссия авиационных двигателей" Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. В рамках СНГ уровни шума нормируются Авиационными правилами АП-36, а уровни эмиссии вредных веществ - Авиационными правилами АП-34, требования которых практически соответствуют международным. В последние годы страны Европейского союза вводят дополнительные экологические требования для гражданской авиации.

Последствия, к которым привело несоответствие отечественных самолетов новому европейскому стандарту по шуму, широко обсуждаются в средствах массовой информации и хорошо известны не только специалистам и руководителям авиационной промышленности. Запрет на полеты в Европу с 1 апреля 2002 г. российских самолетов, не соответствующих нормам по шуму, вынудил включиться в решение этой проблемы высшее руководство страны. Очевидно, что необходимо принимать срочные меры для исправления ситуации.

Положение отечественной гражданской авиации еще более осложнится после введения новых международных требований, касающихся эмиссии вредных веществ, т. к. большинство (более 80 %) российских двигателей не будет им удовлетворять. Журнал "Двигатель" уже достаточно подробно освещал эту проблему (№ 2, 1999 г. и № 4, 2001 г.).

В соответствии с международным и отечественным стандартами в настоящее время нормируется эмиссия несгоревших углеводородов (НС), оксида углерода (СО), оксидов азота (NO_x), дыма (SN). Запрещается преднамеренный выброс топлива в атмосферу от двигателей гражданской авиации в зоне аэропортов. Впервые международный стандарт на эмиссию был принят в 1981 г. С 1996 г. по настоящее время действуют на 20 % более жесткие международные нормы на эмиссию оксидов азота NO_x. С 2004 г. эти нормы для новых двигателей и модификаций существующих двигателей, созданных после 31 декабря 2003 г., будут ужесточены еще приблизительно на 16 %.

Для обеспечения соответствия отечественной гражданской авиации международным и национальным требованиям по экологии необходимы скоординированные организационные, финансовые и технические мероприятия со стороны министерств и многих предприятий. К важным организационным мероприятиям можно отнести принятие Федеральной целевой программы "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 гг. и на период до

2015 г.", утвержденной постановлением Правительства РФ от 15.10.01 № 728. На первом этапе выполнения данной программы должны быть "...проведены работы по модернизации до требований международных стандартов эксплуатируемого парка Ил-62М, Ту-154М, Як-42, Ан-124 и разработаны мероприятия по ремоторизации Ил-76ТД, Ту-134, Ил-86 для удовлетворения новых норм ИКАО". На втором этапе предусматривается "...создание конкурентоспособных двигателей нового поколения: надежных, экологически чистых, высокоэкономичных...". В соответствии с поручением Правительства РФ от 6.12.01 № ИК-П7-20696 Росавиакосмосом утвержден план работ по снижению эмиссии вредных веществ авиационных двигателей до международных требований. Росавиакосмосом и Государственной службой гражданской авиации Минтранспорта РФ создана Межведомственная рабочая группа, координирующая работы в этом направлении. Однако предусмотренное Федеральной целевой программой и фактическое финансирование работ в области экологии не позволяют решить рассматриваемую проблему в требуемые сроки. В настоящее время в дополнение к бюджетным изыскиваются дополнительные источники финансирования.

В последнее время ЦИАМ активизирует совместные с ОКБ работы по "экологической" модернизации двигателей массовой эксплуатации и созданию двигателей нового поколения для гражданской авиации. Например, в институте совместно с НПО "Сатурн" разработана малоэмиссионная камера сгорания для наиболее массового двигателя Д-30КУ-154. Результаты сертификационных испытаний двигателя, проведенных в 2001 г., свидетельствуют, что внедрение новой камеры сгорания обеспечит полное соответствие двигателя нормам ИКАО по эмиссии НС, СО, NO_x и дымности, в том числе и грядущим, более жестким нормам 2004 г.

С целью снижения эмиссии вредных веществ до уровня перспективных требований ИКАО специалистами ЦИАМ разработана схема камеры сгорания, оснащенной специальными модульными горелками с устойчивыми зонами циркуляции, высокоресурсной двухстенной жаровой трубой, и отличающейся малым (не более 15 %) отбором воздуха на охлаждение. При испытаниях отсека этой камеры сгорания была продемонстрирована снижение выбросов оксидов азота в два раза по сравнению с действующими нормами; таким образом, параметры предложенной камеры сгорания соответствуют уровню лучших зарубежных камер.

Итак, сегодня существуют реальные научно-технические и организационные предпосылки для решения в короткие сроки проблемы соответствия отечественных двигателей международным требованиям по эмиссии вредных веществ. Дело за правильными административными и финансовыми мерами. **П**

Мероприятия, необходимые для приведения экологических характеристик двигателей отечественных самолетов ГА в соответствие с требованиями норм ИКАО

Двигатель	Самолет	Нормы ИКАО				Требуемые мероприятия
		1986 г.	1996 г.	2004 г.	Перспектива (2007-2010)	
ПС-90А	Ил-96, Ту-204, Ил-76			NO _x НС, СО	NO _x	1 этап - доработка трубчато-кольцевой КС для снижения эмиссии NO _x на 15 %. 2 этап - разработка новой кольцевой КС для снижения эмиссии NO _x на 50 %
Д-30КУ-154	Ту-154М	НС, СО	НС, СО	НС, СО	НС, СО	Сертификация, внедрение малоэмиссионной КС
Д-30КУ	Ил-62	НС, СО	НС, СО	НС, СО, SN	НС, СО	Доработка малоэмиссионной КС, сертификация и внедрение
Д-30КП	Ил-76	НС, СО, SN	НС, СО, SN	НС, СО, SN	НС, СО, SN	Доработка, сертификация и внедрение малоэмиссионной КС от Д-30КУ-154
Д-30	Ту-134	НС, СО, SN	НС, СО, SN	НС, СО	НС, СО, SN	Замена двигателя на Д-436
НК-86	Ил-86	НС, СО	НС, СО	НС, СО, SN	НС, СО	Внедрение модифицированной КС
НК-8-2У	Ту-154Б	НС, СО	НС, СО, SN		НС, СО, SN	Замена двигателя на Д-30КУ-154 с модифицированной КС
Д-436	Ту-334				NO _x	Модификация КС



ОПЫТ ДОВОДКИ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК

В настоящее время устойчивым рыночным спросом пользуются газотурбинные установки (ГТУ), предназначенные для оснащения электростанций с номинальной мощностью генератора 4 МВт. Одним из важнейших требований, предъявляемых к ГТУ данного класса, является обеспечение величины его к.п.д. не менее 24 %. Как показывает опыт ведущих фирм, получить сразу заданные проектом параметры затруднительно и требуется тщательный анализ работы и доводка агрегатов установки.

ОАО "Авиадвигатель":

Софокл Полатида, начальник отдела, к.т.н.
Алексей Алексенцев, ведущий инженер

В 1997 г. успешно прошла межведомственные испытания новая установка ГТУ-4П, разработанная специалистами фирмы "Авиадвигатель", которая известна своими современными авиационными двигателями и созданными на их базе ГТУ не только в России, но и за рубежом. Испытаниям предшествовала большая работа по доводке основных параметров установки до заданных проектом значений.

В качестве основы при проектировании ГТУ-4П конструкторами была выбрана установка ГТУ-2,5П номинальной мощностью 2,5 МВт, созданная на базе хорошо зарекомендовавшего себя с точки зрения надежности авиационного двигателя Д-30 III серии. Следует отметить, что в настоящее время в эксплуатации находится 57 установок типа ГТУ-2,5П, и их общая наработка составляет около 400 тыс. ч. Первоначально планировалось форсировать ГТУ-2,5П по мощности, изменив программу регулирования угла установки входного направляющего аппарата компрессора, однако результаты первых же испытаний на режиме $N_e = 4$ МВт показали, что значение к.п.д. установки получается ниже проектного.

Анализ результатов испытаний двигателя с использованием математической модели показал, что основной причиной снижения к.п.д. явилось отсутствие в конструкции ГТУ (в отличие от авиационного двигателя) наружного контура: с ростом температуры корпусов компрессора и турбины происходило увеличение радиальных зазоров между лопатками и корпусами. Кроме того, ре-

зультаты проведенных расчетов и экспериментальных исследований свидетельствовали о неоптимальности профилей некоторых лопаток турбин и геометрии выходных кромок. В процессе доводочных работ были определены рациональные величины монтажных радиальных зазоров лопаток компрессора и турбин, соответствующие условиям работы ГТУ-4П, а геометрия выходных кромок лопаток изменена путем снятия металла со спинки, при этом величина горла межлопаточного канала осталась неизменной. Испытания установки после доводки компрессора и турбин подтвердили правильность выбранного решения (рис. 1).

В дальнейшем на специальном стенде в Перми были проведены приёмо-сдаточные испытания четырнадцати серийных ГТУ-4П с доработанными компрессорами и турбинами, которые подтвердили, что к.п.д. всех установок на номинальном режиме соответствует заданному проектом уровню. ГТУ были отгружены заказчиком, однако дальнейшее совершенствование параметров установок на этом не закончилось.

На втором этапе доводки параметров ГТУ-4П исследовались силовая турбина и газовый тракт за ней. В ходе экспериментов определялась величина полного давления за силовой турбиной с помощью шаговой погружаемой гребенки, оснащенной одиннадцатью датчиками, а также производилось измерение полного и статического давления на выходе из сопла с использованием датчиков, установленных на радиальной гре-

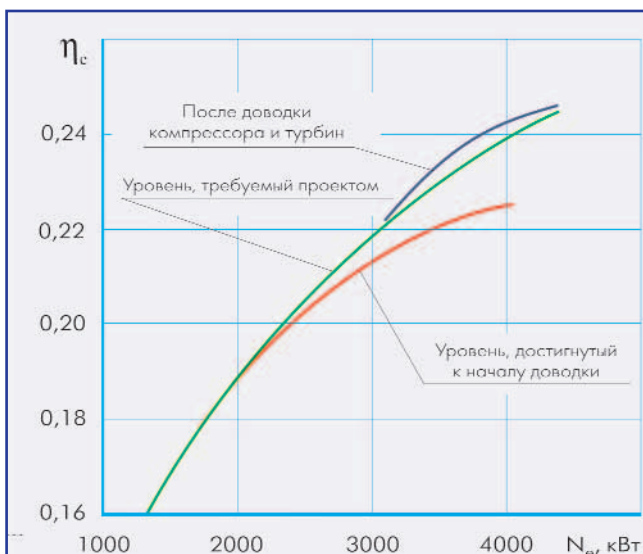


Рис. 1

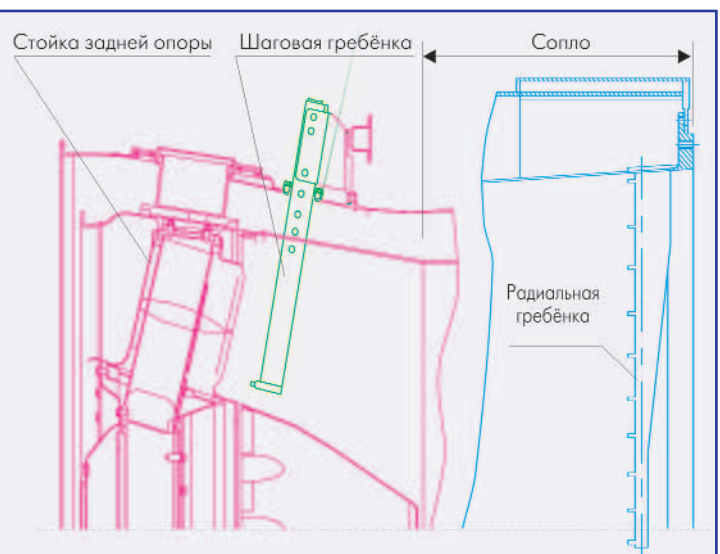
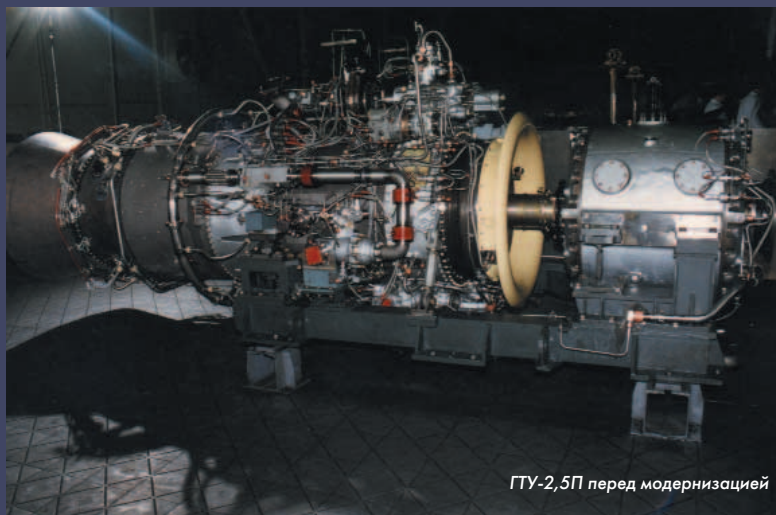


Рис. 2



GTU-2,5P перед модернизацией

Изменение основных параметров GTU-4П в процессе доводки (номинальный режим, $N_e = 4\text{ МВт}$)

Характеристика	Этап				
	Проект GTU-4П	После форсирования GTU-2,5П	После доводки компрессора и турбины		
Частота вращения ротора силовой турбины, об/мин	5500	5500	5500	7000	7500
η_{er} , %	24	22,6	24	24,8	25
T_{CAH} , К	1089	1100	1075	1057	1055
T_{CT} , К	721	755	705	688	685
Расход воздуха, кг/с	27,3	29,3	29,5	28,7	28,7
Степень сжатия компрессора	7,12	7,35	7,3	7,07	7,05
Частота вращения ротора газогенератора, об/мин	10 060	10 050	9950	9800	9700

бенке (рис. 2). Анализ рассчитанных характеристик на режиме $N_e > 3\text{ МВт}$, а также углубленное изучение измеренного шаговой гребенкой поля давления позволили выявить наличие значительной крутки газового потока в выходном сечении силовой турбины. Поскольку GTU-4П не имеет спрямляющего аппарата за силовой турбиной, потери на стойках задней опоры и в сопле на данном режиме неприемлемо растут. Характер изменения коэффициентов потерь полного давления на стойках (σ_{CT}) и в сопле (σ_C) представлен на рис. 3а.

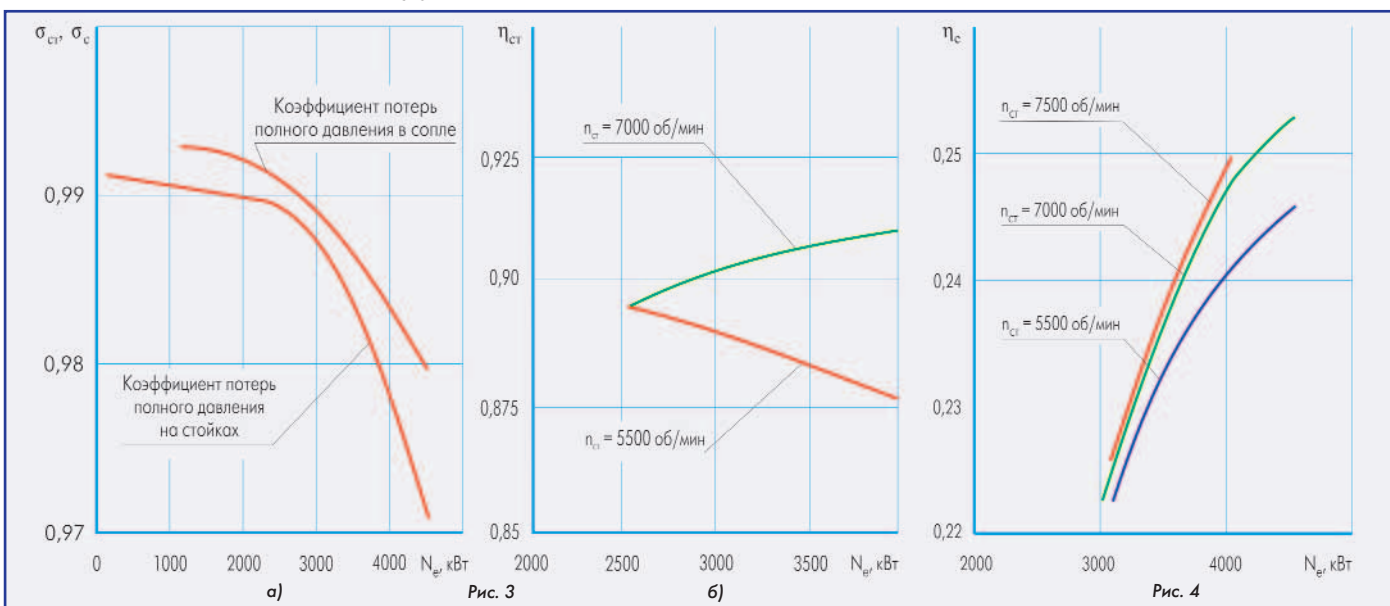
Кроме того, анализ результатов испытаний с использованием математической модели GTU показал, что с увеличением нагрузки заметно ухудшается к.п.д. силовой турбины. Для парирования этого нежелательного явления, а также с целью уменьшения крутки потока при значениях $N_e > 3\text{ МВт}$ следовало существенно увеличить частоту вращения ротора силовой турбины.

Оптимальное значение частоты вращения ротора силовой турбины $n_{CT\text{ опт}}$ выбранное исходя из необходимости обеспечения максимально возможного уровня к.п.д. силовой турбины, а также не превышения при аварийном отключении нагрузки максимально допустимого значения частоты вращения, для существующей системы автоматического регулирования составляет 7000 об/мин. При увеличении быстродействия системы автоматического регулирования, для чего необходима ее незначительная доработка, частота вращения ротора может быть увеличена до $n_{CT\text{ опт}} = 7500\text{ об/мин}$.

Определенные по результатам испытаний значения к.п.д. силовой турбины при $n_{CT} = 7000\text{ об/мин}$ и $n_{CT} = 5500\text{ об/мин}$ представлены на рис. 3б. Графики зависимости к.п.д. GTU-4П при частоте вращения ротора $n_{CT} = 5500\text{ об/мин}$, 7000 об/мин и 7500 об/мин показаны на рис. 4. Очевидно, что увеличение частоты вращения ротора силовой турбины способствует существенному повышению к.п.д. установки при постоянном значении $N_e = 4\text{ МВт}$.

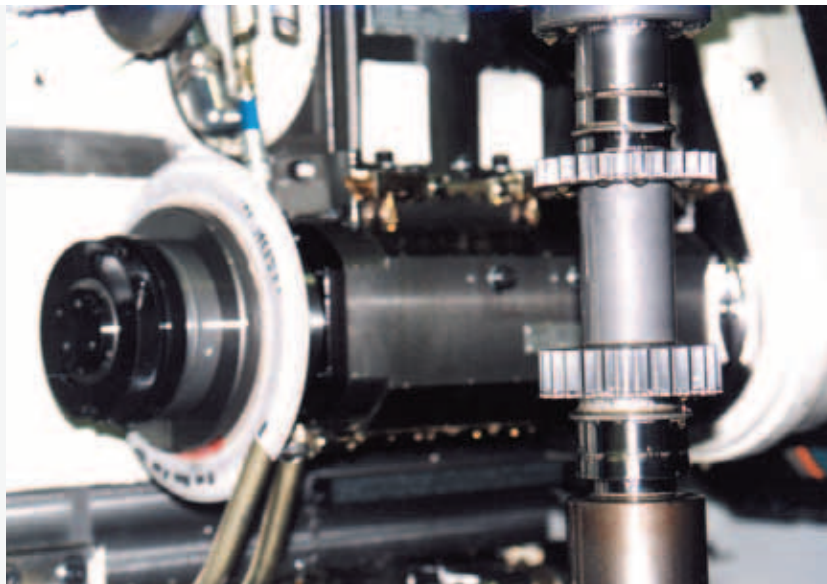
Современные методы анализа результатов испытаний с использованием математических моделей компрессоров и турбин позволили специалистам фирмы "Авиадвигатель" в процессе доводочных работ повысить к.п.д. установки GTU-4П, доведя его на режиме $N_e = 4\text{ МВт}$ до достаточно высокого уровня (25 %).

В настоящее время фирма работает над созданием установки GTU-4ПМ, являющейся модификацией серийной GTU-4П и имеющей к.п.д. $\eta_e = 27\%$. Предварительные расчетно-экспериментальные исследования показали, что для новой установки потребуются оптимизация углов установки входного направляющего аппарата и рабочего колеса первой ступени компрессора, а также перепрофилирование лопаток всех четырех ступеней турбин. Опыт и знания, накопленные в ходе удачной доводки установки GTU-4П, позволяют надеяться на успех при создании еще более совершенной газотурбинной установки. П



ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТЬ ГЛУБИННОГО ШЛИФОВАНИЯ

Зубчатые колеса являются одними из наиболее распространенных деталей в современном машиностроении. Высокие требования по надежности, долговечности, передаваемой мощности, высокой точности работы механизмов и другим параметрам, предъявляемые к этим изделиям, стимулируют разработку новых эффективных технологий их производства. Снижение трудоемкости - прямой фактор роста производительности труда, что в свою очередь является толчком к приросту объема выпуска продукции и снижению численности производственных рабочих. Однако, для того чтобы широко применяться в производстве, технология должна быть выгодной и с экономической точки зрения.



ФГУП "ММПП "Салют":

Владимир Брылев, заместитель генерального директора по экономике, д.э.н.

Дмитрий Леонов, инженер

В настоящее время изготовление зубчатых колес традиционно включает в себя операции предварительного профилирования методами лезвийной обработки (зубофрезерование, зубодобление, зубострогание), термообработку (закалку) или химико-термическую обработку (цементацию, азотирование) и чистовое зубошлифование. Прогрессивные методы безотходной обработки давлением находят применение только при изготовлении мелкозубных колес.

Применяемая в настоящее время технология трудоемка и материалоемка. Производственный цикл изготовления зубчатого колеса включает затраты на проектирование, изготовление и эксплуатацию специального дорогостоящего зуборезного инструмента для каждого типоразмера детали. Вследствие этого невозможно гибко реагировать на изменение номенклатуры выпускаемых изделий. Затраты и требования к технологии возрастают в производстве крупномодульных высоконагруженных зубчатых колес с повышенной точностью и ресурсом эксплуатации.

Традиционная технология ориентирована на серийный выпуск больших партий зубчатых колес, когда оправданы временные и материальные затраты на использование зуборезного инструмента. При выпуске небольших партий изделий, особенно когда для этого требуется изготовить специальный зуборезный инструмент, стоимость и время изготовления зубчатого колеса существенно возрастают.

В настоящее время процессы лезвийной обработки (фрезерование, протягивание и др.) вытесняются прогрессивной схемой профильного глубинного шлифования. Как показывает анализ, эта схема имеет ряд преимуществ по сравнению с традиционной схемой. Для установления возможности замены традиционной технологии изготовления зубчатых колес (зубофрезерование + чистовое шлифование) на профильное глубинное шлифование правящимся абразивным инструментом на керамической связке в производственных условиях были проведены испытания новой технологии.

Очевидно, что определяющим фактором применимости в серийном производстве нового технологического процесса, позволяющего улучшить технологические показатели процесса производства, является повышение экономических показателей обработки. Технологическая себестоимость - один из основных показателей, позволяющий судить и о правильности выбора технических решений при разработке изделий, и о целесообразности их производства. В состав текущих издержек производства продукции входят затраты на заработную плату рабочих (со всеми начислениями), энергию и топливо для технологических целей, оборудование и его эксплуатацию, на инструмент, изготовление и эксплуатацию приспособлений, разного рода специальные и прочие расходы, связанные с выполнением операции. Себестоимость продукции характеризует степень использования предприятием имеющихся в его распоряжении ресурсов. Снижение себестоимости осуществляется на плановой основе, оно является свидетельством и источником роста эффективности производства. Анализ результатов проведенных экспериментов должен был показать экономическую целесообразность применения глубинного профильного шлифования в зависимости от издержек производства, исчисленных в денежном выражении.

Рассматривались два варианта профилирования зубчатого колеса со следующими параметрами: модуль $m = 3$, число зубьев $z = 35$, ширина венца $b = 60$ мм из стали 16ХЗНВФМБ с последующей химико-термической обработкой и окончательным зубошлифованием.

Сравнение вариантов осуществлялось с учетом особенностей изготовления в механическом цехе ММПП "Салют" для мелкосерийного выпуска при одинаковой программе и партионности, т. е. по программе, при которой соблюдается условие равноценности вариантов. В эксперименте была проведена замена зубофрезерования твердосплавной фрезой на профильное глубинное шлифование высокопористым абразивным кругом.

При оценке вариантов были использованы следующие модели станков: при зубофрезеровании - Pfauter P-600 с балансовой стоимостью 1 168 600 Dm, при глубинном шлифовании - Pfauter P-600G с балансовой стоимостью 1 552 080 Dm. Сумма амортизационных отчислений на деталь при зубофрезеровании составляет - 164,03 руб., при глубинном шлифовании - 139,02 руб.

Технологический процесс зубофрезерования включает черновое нарезание профиля зубьев и последующее чистовое шлифование. При этом машинное время обработки составляет 1,05 ч, в том числе: черновое нарезание - 0,93 ч, чистовая обработка - 0,12 ч. С учетом времени установки и выверки оснастки, времени установки инструмента, времени наладки, подготовительно-заключительного времени нормированное время процесса зубофрезерования составляет - 4,87 ч, при этом для чернового нарезания требуется 4,75 ч, а для чистовой обработки - 0,12 ч. При глубинном шлифовании машинное время обработки зубчатого венца составляет 0,67 ч. Полное нормирование время обработки уменьшилось до 2,786 ч; таким образом, имеет место сокращение нормированного времени на 2,084 ч или в 1,75 раза.

В расчет были включены затраты, которые относятся на цеховую себестоимость продукции:

- заработная плата рабочих, занятых изготовлением зубчатых колес;
- отчисление суммы с заработной платы во внебюджетные фонды;
- стоимость электроэнергии;
- амортизация оборудования;
- количество и вид инструмента, первоначальная его стоимость и необходимые затраты на восстановление первоначальных свойств инструмента (количество переточек) при обработке расчетной партии деталей.

Расчеты проведены по нормативам цеха-изготовителя, а оплата труда в вариантах обработки принята в соответствии с таблицей тарифных ставок рабочих ММПП "Салют". Для данных расчетов принят разряд рабочего - 6; оплата труда вспомогательных рабочих и специалистов подсчитывалась в соответствии с нормативной структурой цеха-изготовителя.

Заработная плата производственных рабочих на единицу продукции при зубофрезеровании с учетом чистовой обработки составляет 178,66 руб., а при обработке аналогичной детали глубинным шлифованием она получается заметно меньшей - всего 102,20 руб. При этом, заработная плата специалистов и вспомогательных рабочих равняется, соответственно, 249,06 руб. и 142,46 руб., а единый социальный налог (38,6%) при зубофрезеровании составляет 165,10 руб., при глубинном шлифовании - 94,45 руб.

В составе затрат (цеховой себестоимости) на выполнение обработки шестерен учитывается первоначальная стоимость инструмента, количество и вид инструмента, объем выпуска и необходимые затраты на восстановление первоначальных свойств инструмента (количество переточек) при обработке расчетной партии деталей. Соответственно затраты при зубофрезеровании на МБП составляют 4780 руб., при глубинном шлифовании - 83 руб. при партии из одной штуки.

Согласно приведенным расчетам по нормативам цеха-изготовителя затраты на силовую энергию, топливо и другие статьи

расходов оцениваются в сумме при обработке зубофрезерованием - 19,19 руб., при глубинном шлифовании - 12,25 руб.

При замене зубофрезерования на глубинное шлифование в условиях мелкосерийного производства происходят изменения в структуре затрат. Очевидно, что улучшение технологических показателей процесса сопровождается повышением экономических показателей обработки. Как показывает вышеприведенный анализ, глубинное шлифование имеет ряд достоинств по сравнению с традиционной схемой зубофрезерования:

1. Трудоемкость единицы продукции по традиционной схеме (Т1) составляет 4,87 н/ч (чистовое зубофрезерование). Трудоемкость глубинного шлифования (Т2) меньше - 2,786 н/ч. Таким образом, снижение трудоемкости соответствует $\Delta_{тр} = ((T1-T2)/T1) \cdot 100 = 42,8 \%$.

2. Снижение трудоемкости является прямым фактором роста производительности труда, который составил $W = (T1/T2-1) \cdot 100 = 74,8 \%$.

Вполне естественно, что выбирается вариант, который требует меньших затрат времени, оборудования, инструмента, энергии и других лимитируемых ресурсов и который дает повышение результатов труда по отношению к затратам. Себестоимость затрат, а также структура затрат в приведенных примерах технико-экономически обосновывают целесообразность выбора процесса глубинного шлифования.

Обработка зубчатых колес на станках методом профильного глубинного шлифования чрезвычайно эффективна при изготовлении малых партий из 1-15 деталей, так как в процессе зубофрезерования происходит омертвление оборотных средств (специального инструмента и приспособлений). Новая технология сохраняет свою эффективность при изготовлении партий зубчатых колес, насчитывающих более 15 шт.

Применение процесса глубинного шлифования подтвердило высокие значения и стабильность его выходных параметров и явилось основанием для последующего широкого внедрения этого эффективного метода обработки. Резервы эффективности технологии глубинного шлифования связаны также с совершенствованием характеристик абразивного и правящего инструмента, способов шлифования, правки и подачи СОЖ к абразивному кругу. Принципиально новым этапом развития, радикально повышающим эффективность обработки ответственных деталей авиадвигателей, является использование скоростного и высокоскоростного глубинного шлифования.

Таким образом, достигнутый уровень развития технологических средств глубинного шлифования создает объективные предпосылки для широкого внедрения и совершенствования интегральных технологий, огромные возможности которых придают им статус важнейшего направления общего прогресса в области механической обработки высоко ответственных деталей сложной конфигурации. **П**



Удельный вес затрат глубинного шлифования к зубофрезерованию, %

Элементы затрат	Партия, шт				
	1	5	10	15	50
Цеховая себестоимость	10,3	27,0	40,7	49,5	77,1
Затраты на 1 машиноминуту	16,2	42,3	64,0	77,6	120,9
Удельный вес затрат МБП в себестоимости при зубофрезеровании	85,9	70,2	57,1	49,1	25,5
Удельный вес затрат МБП в себестоимости при шлифовании	14,5	22,6	24,4	24,9	25,0

НОВЫЕ САУ - ПУТЬ



Анализ результатов маркетинговых исследований на мировом рынке боевой авиации, проводимых в последние годы, показывает, что для сохранения экспортного потенциала самолетов семейства Су-27 необходима модернизация двигателя АЛ-31Ф. Причем она должна направляться не только на улучшение тактико-технических параметров двигателя, но и на совершенствование эксплуатационной технологичности, увеличение ресурса и, в конечном итоге, на снижение стоимости жизненного цикла.

Виктор Зазулов, генеральный директор-главный конструктор НПП "ЭГА"

Система автоматического управления (САУ) является одним из основных элементов, определяющих технический облик двигателя. Существующая САУ двигателя АЛ-31Ф была разработана в семидесятых годах и вот уже почти четверть века успешно эксплуатируется как в России, так и за рубежом. Однако сегодня такая система с чрезвычайно сложной и трудоемкой гидромеханикой, выполняющей основные функции регулирования и управления двигателем, и с не менее сложной и дорогостоящей электроникой, ответственной лишь за функции ограничения предельных значений параметров, является морально устаревшей.

Дальнейшее увеличение межремонтного ресурса, срока службы, а также уменьшение объема технического обслуживания агрегатов САУ выглядят проблематично, а если и возможны, то потребуют существенных материальных затрат. Большое количество эксплуатационных регулировок, необходимых при отладке двигателя, а также высокая по сравнению с современными зарубежными САУ трудоемкость при проведении регламентных работ делают двигатель все менее конкурентоспособным на зарубежном рынке боевой техники.

В конце 2001 г. НПП "ЭГА" приступило к разработке новой системы автоматического управления для модификации двигателя АЛ-31Ф по техническому заданию ФГУП ММП "Салют". После тщательного анализа различных вариантов построения САУ, проведенного совместно специалистами НПП "ЭГА", ФГУП ЦИАМ и ММП "Салют", выбор был остановлен на электронной системе с полной ответственностью типа FADEC.

Требования по безотказности для САУ двигателя двухмоторного самолета, сформированные исходя из принципа равной надежности силовой установки и системы дистанционного управления самолетом, обеспечиваются дублированной электронной системой управления, контроля и диагностики, а также резервированием основных функций управления двигателя третьим независимым каналом управления.

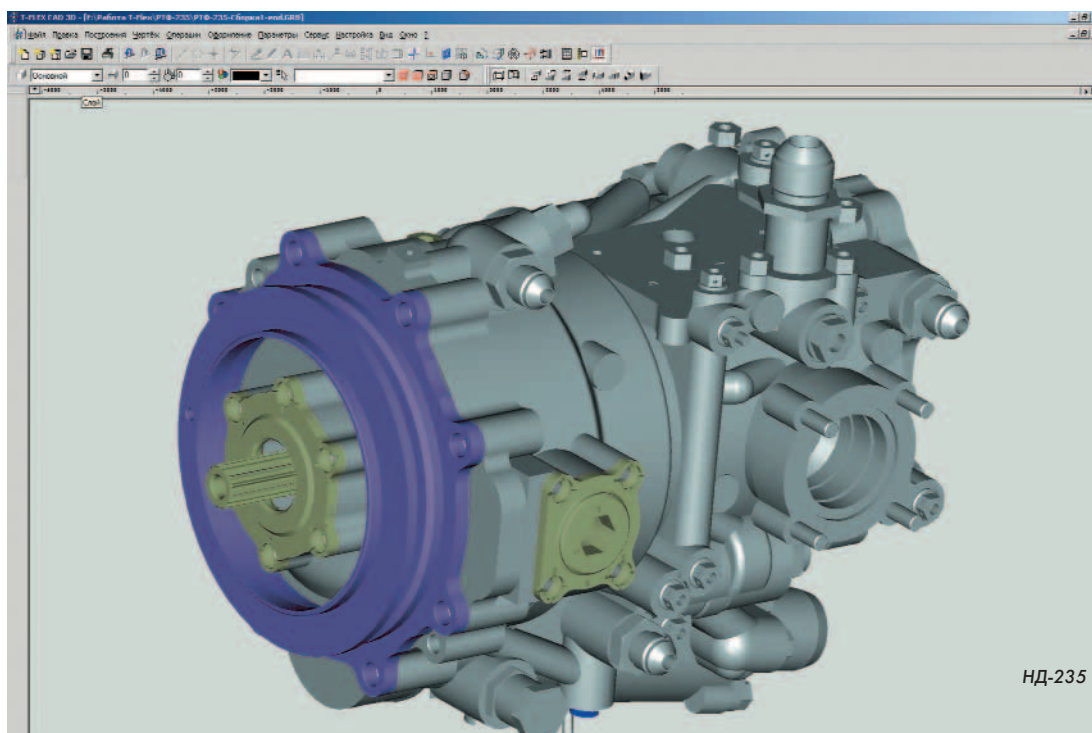
САУ включает в себя двухканальный электрон-

ный регулятор со следующими основными характеристиками каждого канала:

- процессор MOTOROLA 68332;
- объем ОЗУ - 32К;
- объем ППЗУ - 136К;
- быстродействие - $16 \cdot 10^6$ коротких операций/с;
- цикл счета - 20 мс;
- 32 аналоговых и частотных сигнала обработки входной информации;
- 32 дискретных входных сигнала;
- 12 выходных аналоговых сигналов;
- перепрограммируемая область памяти для эксплуатационных параметров (регулировок);
- наработка на отказ канала (передача управления второму каналу) - 12 000...25 000 ч;
- наработка на отказ, приводящий к переходу на резервный канал - 75 000...150 000 ч.

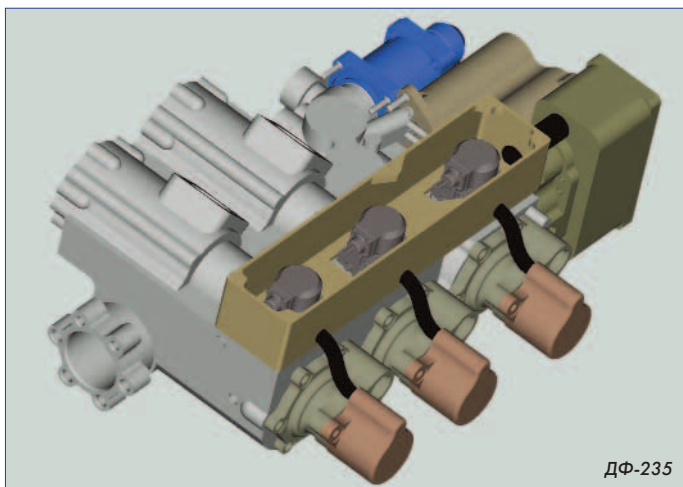
Для обеспечения показателей надежности, вычислительных мощностей и необходимого сервиса при обслуживании аппаратная часть системы построена с использованием импортной элементной базы.

При разработке программного обеспечения учитываются требования стандарта RTCA/DO178B, программирование ведется на языках высокого уровня С, С++, Assembler 68332.



НД-235

К МЕЖДУНАРОДНОМУ РЫНКУ

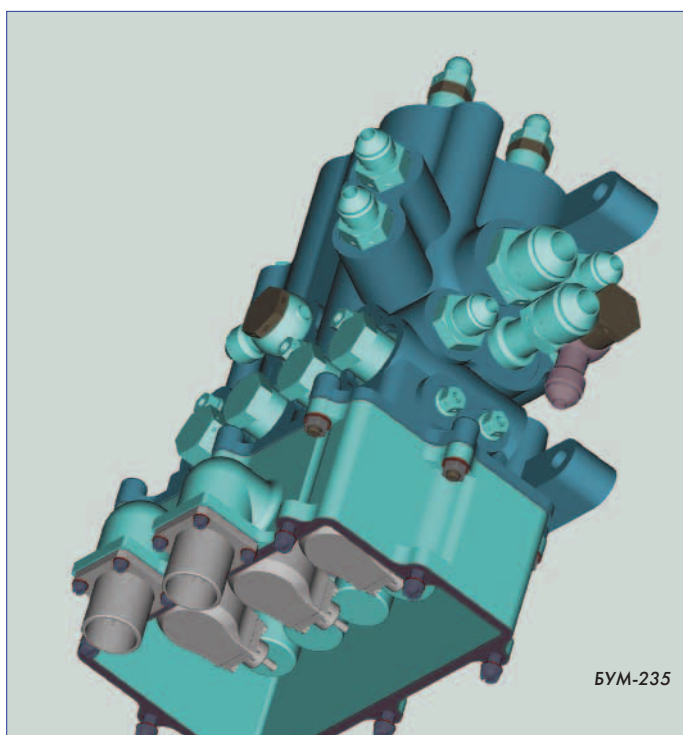


ДФ-235

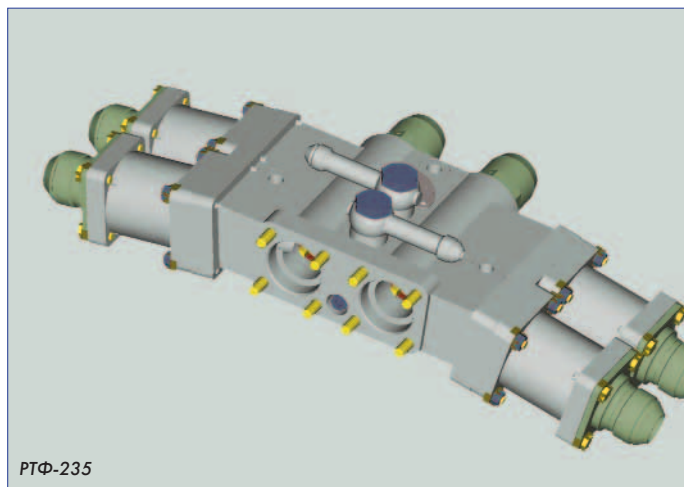
Резервный электронный канал физически расположен в одном корпусе с основным двухканальным электронным регулятором и обеспечивает работу двигателя только на нефорсированных режимах. В интересах повышения надежности резервный электронный канал взаимодействует с автономными датчиками и исполнительными механизмами.

Система топливопитания состоит из подкачивающего центробежного насоса типа ДЦН, плунжерных насосов основного контура и механизации двигателя, а также центробежного насоса форсажного контура. Плунжерный насос основного контура интегрирован с дозатором топлива в основную камеру сгорания.

Кроме того, в гидромеханическую часть основного контура входят распределитель топлива по коллекторам основной камеры сгорания, блок исполнительных механизмов, обеспечивающий управление входными направляющими аппаратами вентилятора и компрессора, управление створками критического сечения сопла, а также управление охлаждением турбины. Гидромеханическая часть форсажного контура содержит блок дозаторов форсажного топлива и блок запорных и распределительных клапанов.



БУМ-235



РТФ-235

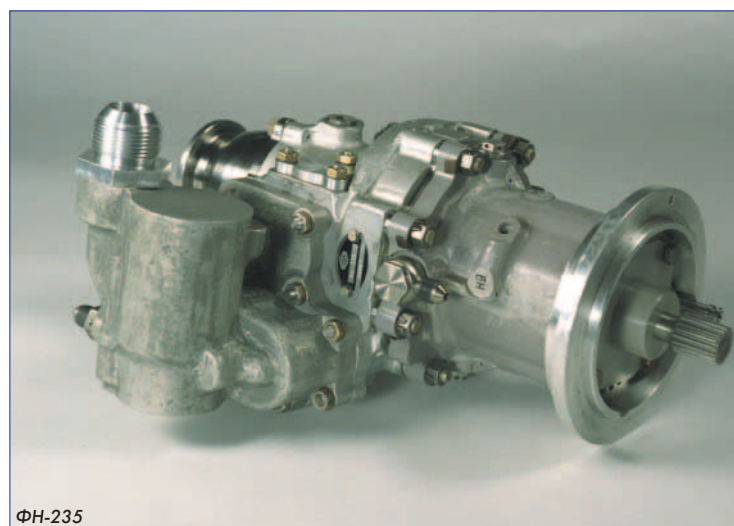
Проектирование агрегатов системы ведется с использованием интегральных компьютерных систем проектирования и подготовки производства, что позволяет значительно сократить сроки выпуска конструкторской и технологической документации.

Учитывая крайне сжатые сроки, отведенные на разработку, и ограниченность объемов финансирования (из собственных средств ММП "Салют"), заказчик и разработчик предложили подключиться к проекту серийным заводом-поставщиком топливорегулирующей аппаратуры двигателя АЛ-31Ф еще на этапе изготовления первых опытных образцов агрегатов. Начало стендовых моторных испытаний новой системы запланировано на первый квартал 2003 г.

Внедрение такой САУ позволит уменьшить затраты на эксплуатацию двигателя благодаря развитой системе контроля, диагностики и регистрации параметров двигателя и его систем. Существенный выигрыш будет получен и в стоимости производства серийных агрегатов САУ по сравнению с существующей системой.



НПП "ЭГА"
125015, Россия, Москва,
ул. Правды, 23.
Тел.: (095) 285-9140.
Факс: (095) 257-1606.



ФН-235

КОНЦЕПЦИЯ ЕДИНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИМ СОСТОЯНИЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



ЦВНТ ЦИАМ:

Владимир Алексеев, Владимир Буковский, Владимир Горшков

Одной из главных проблем, вставших перед инженерно-авиационной службой в первый период Великой Отечественной войны, стало восстановление исправности авиационной техники в условиях ее автономного базирования и оторванности от стационарных ремонтных органов. Особые трудности возникали при принятии решения о возможности, целесообразности и допустимости такого восстановления. Причина заключалась, прежде всего, в том, что существовавшая организационная структура обеспечения, поддержания и восстановления исправности техники, а также нормативно-техническая документация, определяющая порядок и правила технического обслуживания и ремонта авиационной техники, были ориентированы на стационарные ремонтные предприятия и организации промышленности.

Для устранения дефицита ремонтных мощностей в составе ВВС Красной Армии была создана система стационарных и региональных (полевых) авиационно-ремонтных мастерских. Однако развертывание ее производилось без соответствующей научно-методической, технологической, материально-технической и экспериментальной подготовки. Все мастерские самостоятельно принимали решения об использовании тех или иных средств, методов и технологий восстановления исправности отказавшей и поврежденной авиационной техники.

В этих условиях проявились два весьма серьезных недостатка созданной системы:

- повторные отказы и потери авиационной техники, обусловленные большим разнообразием дефектов и боевых повреждений при отсутствии необходимого опыта у исполнителей, вынужденном использовании средств и методов восстановления исправности, допустимость применения которых не всегда была обоснована и экспериментально подтверждена соответствующим образом;

- сложность своевременного обобщения постоянно обновляющегося опыта эксплуатации и ремонта авиационной техники и, как следствие, отставание в разработке необходимых технологий и методических рекомендаций.

Именно поэтому, наряду с созданием сети полевого ремонта, 17 сентября 1942 г. была образована Научно-экспериментальная база по ремонту материальной части ВВС Красной Армии (НЭБ ВВС КА), первым начальником которой был назначен Юлиан Иванович Нусберг. Впоследствии указанная база была преобразована в Государственный научно-исследовательский институт Министерства обороны Российской Федерации (по эксплуатации и ремонту авиационной техники).



Ю.И. Нусберг

Опыт создания сети полевого (мобильного или регионального) и заводского (стационарного) ремонта авиационной техники и включения в ее состав профильной научно-исследовательской организации в годы Великой Отечественной войны продемонстрировал объективную необходимость единой системы обеспечения, поддержания и восстановления исправности авиационной техники. По своей сути этот процесс представлял собой начало практического образования интегральной системы управления техническим состоянием авиационной техники, в которую были объединены эксплуатационные и ремонтные организации различных уровней, предприятия-разработчики и изготовители, научные организации, управляющие и контролирующие органы. Несмотря на то, что к тому времени отсутствовали какие-либо исследования по теоретическому обоснованию целесообразности создания указанной интегральной системы, ее практическая значимость была очевидна: наличие специализированной научно-исследовательской организации, обобщающей информацию о фактическом техническом состоянии техники и вырабатывающей необходимые варианты управляющего воздействия, позволило резко повысить эффективность и качество работ.

Сегодня в нашей стране все виды ремонта авиационной техники выполняются, как правило, на авиационно-ремонтных заводах (АРЗ) или предприятиями-изготовителями. Однако мировая практика показывает, что более экономичной является такая структура, когда указанные организации выполняют, прежде всего, капитальный ремонт объектов авиационной техники. При восстановлении исправности техники путем замены отдельных модулей, узлов или деталей более целесообразно ремонт осуществлять в непосредственной близости от мест базирования летательных аппаратов. Такой подход дает возможность рационально перераспределять технику для восстановления исправности между заводскими и соответствующими региональными центрами. При этом весь процесс формирования, обеспечения, поддержания и восстановления исправного состояния авиационной техники фактически представляет собой процесс управления ее техническим состоянием.

Построение указанной структуры и ее функционирование должны обеспечивать обоснованно-минимальный уровень материальных и финансовых затрат на содержание и эксплуатацию объектов и изделий авиационной техники любого ведомственного подчинения. Так, например, при эксплуатации авиационных двигателей одного и того же типа некоторые из них могут эксплуатироваться до своего предельного состояния, а затем отправляются в капитальный ремонт. Другие двигатели могут быть сняты с летательного аппарата для повышения прочности отдельных деталей, замены узлов и агрегатов, проведения работ по продлению сроков службы, хранения или для модернизации. Естественно, что некоторые из перечисленных двигателей могут быть подвергнуты текущему ремонту по при-

чине возникновения эксплуатационных повреждений их деталей, узлов и агрегатов. При этом взамен двигателей, которые снимаются для проведения текущего ремонта, на летательный аппарат могут быть установлены двигатели, находящиеся на хранении, срок консервации которых приближается к допустимому значению. Последнее обстоятельство позволит исключить неоправданные расходы на их переборку в случае превышения допустимых сроков хранения (консервации). Задача состоит в том, чтобы каждый конкретный двигатель из общей совокупности, принадлежащей государственному ведомству, целевым образом направлялся для эксплуатации на летательном аппарате или на восстановление утраченных технических и функциональных свойств, либо находился на хранении.

Во всех странах с развитой авиационной промышленностью внедрена именно эта система - целенаправленного воздействия на процесс поддержания необходимого технического состояния каждого конкретного составного компонента силовой установки летательных аппаратов (СУ ЛА), обеспечивающего экономичное расходование средств на содержание всей совокупности конкретного типа летательных аппаратов в течение их жизненного цикла. Необходимость изучения опыта обеспечения, поддержания и восстановления исправности авиационных двигателей обусловлена тем, что, по имеющимся статистическим данным, в авиации практически всех стран 40 % летательных аппаратов простаивают по причине неисправности их силовых установок, основным компонентом которых является авиационный двигатель. И это при том, что из всех компонентов летательных аппаратов на двигатели приходится только 6...8 % от общего количества неисправных изделий, входящих в состав ЛА.

Анализ структур ремонтных сетей авиации Российской Федерации, США и Канады показывает, что при ремонте в заводских условиях среднее время нахождения двигателя в ремонте (в дальнейшем - оборотное время) примерно одинаково. Однако из общего количества двигателей оборотного фонда в авиации указанных иностранных государств часть ремонтируется на авиационных базах в непосредственной близости от эксплуатирующих частей. Оборотное время у таких двигателей примерно в шесть раз меньше, чем при отправке в заводской ремонт. Среднее оборотное время у двигателей, ремонтируемых в региональных центрах восстановления исправности авиационной техники США и Канады, составляет 20...60 суток. Оборотное время для двигателей, ремонтируемых на соответствующих ремонтных заводах, составляет 150...350 суток. Из общего количества двигателей авиации США и Канады 60...70 % отправляются для капитального ремонта их узлов и агрегатов на заводские ремонтные предприятия, а 30...40 % ремонтируются в региональных центрах восстановления исправности авиационной техники. Такие центры, как правило, создаются при крупных авиационных базах и предназначены для восстановления исправности конкретного типа авиационной техники. В региональных центрах производится, как правило, только текущий или средний ремонт. Основным методом восстановления исправности элементов двигателей при этом является замена поврежденных деталей, узлов и агрегатов. В любом случае, при ремонте двигателя в условиях регионального центра восстановления исправности двигателей (ЦВИД) окончательные (контрольные) испытания осуществляются в составе силовой установки непосредственно на соответствующем летательном аппарате.

Таким образом, имеется и реализуется возможность для проведения сопоставительного анализа результатов измерения параметров при автономных испытаниях и в составе летательного аппарата. Поскольку задействуется одна и та же информационно-измерительная система, то дополнительные погрешности измерения могут быть обусловлены только систематическими погрешностями самолетных систем. Естественно, что в такой ситуации гораздо проще принять решение о целесообразности калибровки самолетной информационно-измерительной системы, а также о соответствии ее требовани-

ям нормативно-технической документации. Такие серьезные мероприятия по обеспечению высокой степени достоверности контролируемых параметров двигателя обусловлены тем, что практически на всех летательных аппаратах имеются встроенные системы диагностики. Наличие встроенных и наземных средств диагностики, а также использование достоверных данных об исходном состоянии отремонтированного двигателя позволяют не только заблаговременно определить начало развития дефекта, но и своевременно разработать мероприятия по обеспечению заданного функционального состояния всей совокупности двигателей конкретного типа.

Полные результаты контроля и диагностики двигателя, а также проведенный предварительный анализ причинно-следственных связей полученных результатов и обуславливающих их факторов отправляются (в документальном и электронном виде) главному разработчику и на предприятие-изготовитель изделия авиационной техники. Эти же данные направляются для хранения в подразделение соответствующего ведомства, занимающегося управлением технического состояния авиационной техники (аппарат головного эксплуатанта). Главному эксплуатанту и главному разработчику направляются данные о характере повреждаемости деталей, узлов и агрегатов отремонтированного двигателя, а также сведения обо всех выполненных заменах на нем.

Наиболее значимым элементом анализируемой структуры управления техническим состоянием авиационных двигателей является единая система информационного обеспечения, охватывающая все составные компоненты структуры. Вся текущая информация об изменении технического состояния элементов двигателя, средств и методов поддержания и восстановления их исправности периодически и оперативно в электронном виде передаются в базы данных каждого составного компонента (в части, его касающейся). Другой отличительной чертой является наличие региональных и мобильных центров восстановления исправности двигателей, организационно входящих в состав авиации соответствующего ведомства, находящихся под научно-методическим контролем отраслевых НИУ, при обязательном выполнении директивных указаний ведомственного аппарата управления техническим состоянием авиационной техники и головного разработчика. Неисправные узлы, агрегаты и двигатели, требующие капитального ремонта, отправляются либо на авиационно-ремонтный завод ведомственного подчинения, либо на предприятие-изготовитель (входящее, как правило, в состав фирмы-разработчика).

При проведении текущего ремонта двигателя в условиях ЦВИД возможны ситуации, когда будут выявляться дефекты, требующие выполнения среднего или капитального ремонта. В таких случаях двигатель в целом направляется в соответствующие ремонтные организации, на завод-изготовитель или на исследование в отраслевые НИУ, так как в этой ситуации должны быть установлены причины сопутствующих, непрогнозируемых дефектов.

Создание региональных (мобильных) ЦВИД и их интеграция в единую сеть с остальными ремонтными предприятиями, организациями промышленности, а также соответствующими НИУ, испытательными и сертификационными центрами при координирующем воздействии аппарата управления головного эксплуатанта позволит создать единую систему управления техническим состоянием авиационных двигателей.

Анализ представленных методических задач организации подобной системы показывает, что для реализации возможности эксплуатации и ремонта двигателей с учетом фактически установленного и прогнозируемого их функционального состояния, а также характера поврежденности отдельных модулей, деталей, узлов и агрегатов, важна не только надежность двигателя, но, в первую очередь, еще и возможность своевременного обнаружения появившегося (прогнозируемого) дефекта, его оперативное устранение или парирование путем выполнения соответствующего профилактического или целевого ремонта двигателей, отдельных модулей и узлов непосредственно в регионах базирования летательных

аппаратов. Поэтому разработка и внедрение технологий, средств и методов текущего ремонта являются обязательными условиями при переходе на эксплуатацию и ремонт каждого конкретного двигателя в зависимости от его функционального и технического состояний.

Следует подчеркнуть, что в процессе функционирования такой системы нет необходимости заранее устанавливать, какие виды неисправностей и повреждений двигателей целесообразно устранять в ЦВИД или в заводских условиях. Это определяется в каждом конкретном случае в зависимости от величины экономических затрат, необходимых для их устранения, и требуемой оперативности восстановления исправности двигателя. Данное обстоятельство обусловлено тем, что восстановление исправности двигателей в условиях ЦВИД осуществляется, как правило, методом замены деталей, узлов и агрегатов, подлежащих ремонту или модернизации. Необходимые средства технологического оснащения для разборки (сборки) и поузловой дефектации двигателей могут быть размещены на шасси автомобиля средней грузоподъемности. Поэтому ЦВИД может быть не только стационарного вида в каждом крупном регионе базирования летательных аппаратов конкретного типа (региональный ЦВИД), но и в виде мобильного (аэромобильного или автомобильного). Исполнителями работ по поддержанию и восстановлению исправности авиационных двигателей в условиях ЦВИД могут являться представители головного эксплуатанта летательных аппаратов или выездные бригады предприятий промышленности.

Двигатели, их детали, узлы и агрегаты, исправность которых не подтверждена (по различным причинам), отправляются в соответствующие ремонтные организации, на заводы-изготовители, главному разработчику или на исследование в отраслевые НИУ.

Как было отмечено выше, в региональных центрах восстановления исправности двигателей развитых стран для проведения послеремонтных испытаний используются стационарные испытательные станции. Однако, учитывая специфику базирования авиации Российской Федерации, а также особенности организационной структуры обеспечения, поддержания и восстановления исправности авиационных двигателей более предпочтительно создавать мобильные комплексные информационно-измерительные системы испытания двигателей. При этом должен быть использован самолет-стенд, обеспечивающий требуемую полноту контроля и диагностики двигателя при проведении послеремонтных испытаний и позволяющий выполнять необходимые действия в различных регионах, в зависимости от потребностей Головного эксплуатанта.

Помимо мобильности самолета-стенда, его особенностью (в отличие от существующих испытательных станций) является наличие автономной системы контроля и диагностики (АСКД), которая подключается непосредственно к штатным системам контроля работы двигателя при его испытании в составе летательного аппарата. Поэтому при проведении послеремонтных испытаний, ис-


пользуя дополнительные результаты контроля, полученные с помощью аппаратуры самолета-стенда, может быть произведен анализ достоверности результатов контроля и диагностики двигателя с использованием штатной информационно-измерительной системы двигателя. Кроме того, аналогичная система может использоваться при повседневной эксплуатации двигателя на летательном аппарате. В этом случае для определения характера повседневного изменения технического состояния двигателя в процессе его эксплуатации может быть использована информация, полученная после проведения восстановительных работ.

Единая система управления техническим состоянием авиационных двигателей представляет собой совокупность экономически и административно самостоятельных структурных элементов (предприятий, организаций и отдельных подразделений), деятельность которых и соответствующий ей характер функциональных, динамических, информационных и материально-технических связей между структурными элементами, а также внешней средой подчинены единой цели: обеспечению, поддержанию и восстановлению исправного состояния авиационных двигателей на взаимовыгодных условиях для всех структурных элементов при минимизации финансовых затрат на функционирование всей системы в целом.

Центральное место в системе управления техническим состоянием авиационных двигателей принадлежит ее информационному обеспечению. Наличие соответствующего организационно-методического, научно-технического и информационного обеспечения является обязательным условием устойчивого функционирования системы управления техническим состоянием авиационных двигателей. Информационное обеспечение, входящее в состав системы управления, должно иметь согласованную со всеми структурными компонентами правовую основу, определяющую порядок прохождения информации и ответственность должностных лиц за своевременное и полное соблюдение соответствующих предписаний. Сама же правовая основа должна формироваться и периодически корректироваться путем согласований со всеми организациями и ведомствами (в части, касающейся их), входящими в систему. Информационное обеспечение должно оперативно предоставлять всем структурным компонентам объективную информацию для своевременного определения необходимой и экономически взаимовыгодной номенклатуры работ по поддержанию и восстановлению исправности каждого конкретного элемента двигателя (и всей силовой установки летательного аппарата).

Объем и характер получаемой информации зависит от функционального предназначения того или иного структурного компонента системы управления техническим состоянием двигателя. Головной разработчик двигателей должен обладать полной информацией о состоянии всех двигателей и их комплекующих. Головной эксплуатант должен иметь информацию о состоянии двигателей, являющихся его собственностью, нормативных требованиях к техническому состоянию объекта, допустимым средствам и методам обеспечения исправности в различных условиях восстановления исправности двигателей.

Создание такой системы в целом по всему парку летательных аппаратов должно вестись несколькими различными организациями в соответствии с имеющейся номенклатурой самостоятельных систем летательного аппарата и координирующими полномочиями аппарата управления техническим состоянием авиационной техники соответствующего ведомства.

Естественно предположить, что создание такой системы управления техническим состоянием авиационных двигателей и организация обмена информацией в общекорпоративных интересах всей структуры способны существенно упростить правила функционирования отдельных предприятий. Разработка и внедрение экономически обоснованной стратегии, единой системы управления техническим состоянием авиационных двигателей позволит успешно решать задачи по обеспечению, поддержанию и восстановлению исправного состояния всех составных компонентов силовых установок летательных аппаратов. 



НОВЕЙШИЙ ИНСТРУМЕНТ ВИЗУАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

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

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

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

OLYMPUS IPLEX позволяет проводить не только комплексный визуальный контроль всей проточной части практически любого авиационного двигателя, но и оценивать дефекты узлов, входящих в его состав. Результаты осмотра могут быть документированы на флэш-картах с объемом, позволяющим сохранить до 300 снимков, или непосредственно на переносном персональном компьютере, что дает возможность повторно просматривать изображения и производить многократные обмеры.

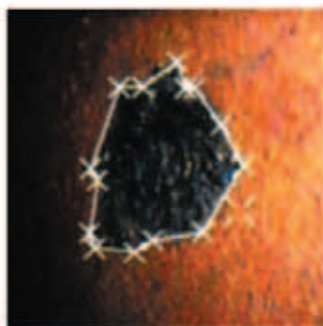
Прибор оснащен источником света повышенной яркости, а в электронной схеме предусмотрена возможность управления коэффициентом усиления полезного сигнала и временем экспозиции, что обеспечивает достаточную яркость изображения и его высокое качество. Полученное с помощью OLYMPUS IPLEX изображение контролируемого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

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

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

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

А



МЕТОДЫ УТИЛИЗАЦИИ И РЕГЕНЕРАЦИИ ТЯЖЕЛЫХ МЕТАЛЛОВ



При изготовлении авиационных двигателей на двигателестроительных предприятиях широко применяются технологии обработки узлов и деталей, основанные на использовании различных гальванических и химических процессов для защиты деталей от коррозии. При этом в больших количествах образуются требующие очистки промышленные стоки. Однако реагентные методы, которые являются наиболее распространенными в настоящее время на станциях нейтрализации, не обеспечивают кардинального решения всех вопросов, возникающих при утилизации отходов.

Валерий Лесунов, генеральный директор ОАО "УМПО"

В ОАО "УМПО" проблемам, связанным с уменьшением загрязнения окружающей среды, уделяется большое внимание. На разных стадиях производства в объединении используются свыше тридцати процессов, главным образом гальванических и химических, в результате которых происходит загрязнение промышленных сточных вод ионами тяжелых металлов, относящихся к первому классу опасности (шестивалентный хром, цинк, кадмий, циан, магний, медь). Поэтому вот уже десять лет в службе главного металлурга работает специальное экологическое экспериментально-технологическое бюро, основными задачами которого являются:

- проведение опытно-исследовательских работ в области экологии;
- разработка методов промышленного использования шламов;
- проведение работ по извлечению и повторному использованию в гальваническом производстве ионов тяжелых металлов;
- разработка и внедрение новых технологий нейтрализации и регенерации отработанных растворов и шламов раз-

личных производств (гальванического, литейного, термического и механического);

- улучшение качества очистки сточных вод.

В результате активной деятельности нового структурного подразделения в ОАО "УМПО" были внедрены шестнадцать установок для локального извлечения тяжелых металлов как из промывных вод, так и из отработанных электролитов. В технологиях, предусматривающих применение гальванических процессов, внедрены бессточные системы нанесения покрытий. Так, в инструментальном и гальваническом производствах ОАО "УМПО" успешно действуют установки электроэкстракции тяжелых металлов (таких как цинк, медь, кадмий), полученных в результате цианистого меднения, цинкования, кадмирования, снятия меди после цементации и бессточных систем хромирования. В литейном производстве осуществляется регенерация материалов из отходов процессов цинкатного цинкования и оксидирования магниевых сплавов. В механическом производстве успешно действует малосточная система оксидофосфатирования и хромовокислой обработки углеродистых сталей.



Установка малосточной системы оксидофосфатирования и хромовокислой обработки углеродистых сталей

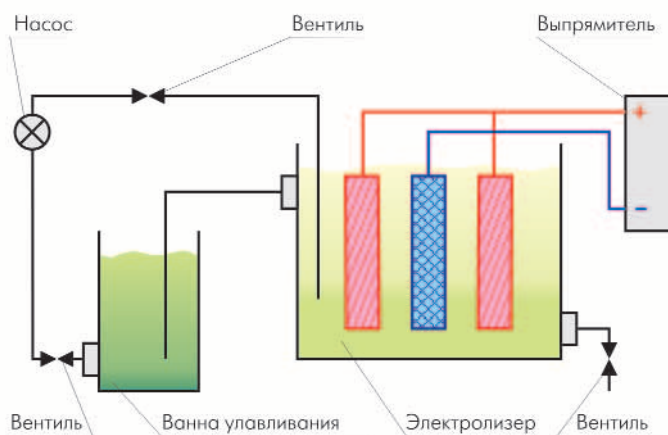


Схема электролизера

Использование регенерационных устройств и установок на предприятии позволило:

- организовать извлечение из сточных вод соответствующих гальванических процессов медь, цинк, кадмий, хром и возвращать тяжелые металлы повторно в производство;
- более чем в 50 раз уменьшить потребление воды, расходуемой на промывку деталей;
- сократить сброс дорогостоящих химических реактивов в очистные сооружения;
- уменьшить объем шламов, образующихся в очистных со-



Установка бессточного хромирования

оружениях.

Следует подчеркнуть, что общий экономический эффект от перечисленных выше мероприятий составляет свыше 720 тыс. рублей в год.

Регенерация тяжелых металлов осуществляется методом электроэкстракции с использованием электролизеров. Процесс электроэкстракции может осуществляться как по мере накопления металла, так и непрерывно во время работы гальванической линии.

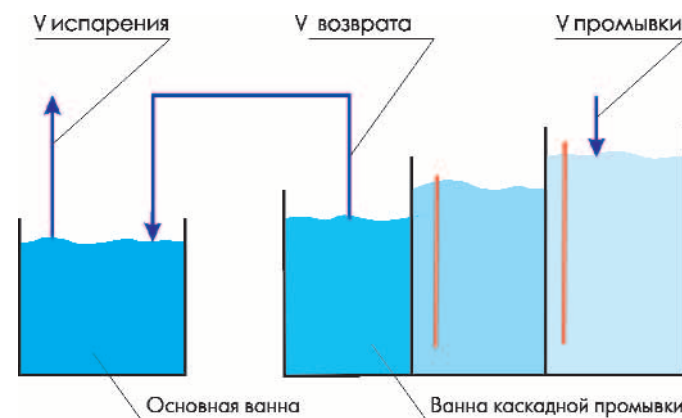
Конструктивно электролизер выполнен в виде емкости, в которой размещена электродная система из одного катодного блока и нерастворимых графитовых или стальных анодов. В катодном блоке используются объемно-пористые электроды из металлизированного материала.

Раствор из промывной ванны прокачивается через электролизер при помощи насоса. В процессе электролиза на катодах протекает реакция восстановления ионов тяжелых металлов до их металлической формы. Из электролизера очищенный раствор возвращается в промывную ванну. Питание электролизера осуществляется от выпрямительного агрегата. После нарастания на катоде слоя металла толщиной 3...5 мм катоды используются в качестве дополнительных анодов в основных процессах цинкования, кадмирования, меднения.

Повышение до 50...80 °С температуры растворов в ваннах (оборудованных бортовыми вентотсосами), необходимое для нанесения гальванических покрытий в бессточных и малосточных системах (хромирования, оксидирования, оксидофосфатирования и других), приводит к интенсивному испарению воды. Количество воды, испаряющейся в единицу времени, зависит от температуры электролита, площади поверхности испарения (величины так называемого "зеркала" ванны), скорости потока воздуха, создаваемого бортовыми отсосами и от ряда других параметров, которые определяются как технологическим процессом, так и используемой установкой. В каждом конкретном случае объем испарения может быть определен расчетным путем или получен в результате эксперимента.

Объем воды, необходимый для промывки деталей, зависит также от количества каскадов в промывочной установке. Необходимо уточнить, что бессточная схема промывки мо-

жет быть реализована только при том условии, что количество воды, доливаемой в ванну промывки за смену, не превысит количества воды, испарившейся из электролита основной ванны за то же время. В соответствии с этим условием в установке бессточной промывки раствор из первого каскада ванны промывки направляется дозатором или вручную в основную ванну (для компенсации потерь воды в результате ее испарения) в количестве, равном объему испарения. Точно такое же количество воды заливается в последний каскад.



Принципиальная схема бессточной промывки

Доливание воды может производиться как периодически, через 2...3 часа работы, так и по сменам (в конце или в начале каждой смены).

Работники ОАО "УМПО" не останавливаются на достигнутом и продолжают совершенствование систем, обеспечивающих экологические требования. В дополнение к уже существующим запланировано создание локальных систем регенерации концентрированных растворов от оксидирования, хромирования, анодирования, травления и других технологических процессов, проведение комплекса работ по внедрению технологий регенерации токсичных соединений первого класса опасности от гальванических процессов оксидирования, оксидофосфатирования и фосфатирования углеродистых сталей. Проведение перечисленных мероприятий позволит не только сэкономить и вернуть в производственный цикл дорогостоящие и дефицитные химические реактивы, уменьшить расход воды, потребной для промывки деталей, но и, что особенно важно, существенно сократить вредные выбросы в бассейн реки Белой. Ожидается, что экономический эффект от планируемых мероприятий составит не менее 725 тыс. рублей в год.

□



Установка электроэкстракции кадмия

САМАРСКИЕ ПОДШИПНИКИ

В ДВИГАТЕЛЯХ
ОТЕЧЕСТВЕННОЙ
ГРАЖДАНСКОЙ
АВИАЦИИ

ОАО "Завод специальных подшипников":

Виктор Ершов, генеральный директор

Валерий Жарский, заместитель генерального директора

Центр истории авиационных двигателей СГАУ:

Владимир Зрелов, директор, доцент, к. т. н.

Михаил Проданов, заместитель директора, доцент, к. т. н.

Коллективом Центра истории авиационных двигателей (ЦИАД) им. акад. Н.Д. Кузнецова Самарского государственного аэрокосмического университета (СГАУ) им. С.П. Королева ведется большая работа по изучению деятельности основных конструкторских бюро стран СНГ в области разработки авиационных двигателей. Современные способы обработки информации позволяют полученные данные о конструкции, основные параметры, время создания и область применения как серийных, так и некоторых опытных авиадвигателей, распределенные по их типам (ТВД, ТВВД, ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ, ТВаД, ВСУ), регистрировать в специально разработанных электронных хронологических таблицах, которые, в свою очередь, группируются по предприятиям-разработчикам.

Составленные таким образом таблицы позволяют оценить не только количество ГТД определенного типа, созданных конструкторскими бюро, но и долю каждого КБ в общем количестве разработанных в странах СНГ авиационных двигателей. Многоуровневую информацию об основных параметрах двигателей и их конструктивных элементах удобно представить в виде электронных карточек баз данных систем управления данными о продукте.

Базы данных совместно с электронными хронологическими таблицами формируют информационное поле отечественных авиационных ГТД. С его помощью можно проследить творческий путь трудового коллектива, оценить его возможности и квалификацию, а также наглядно продемонстрировать приоритеты в разработке того или иного типа двигателя или двигателя в определенном классе. При наличии аналогичной информации по зарубежным разработкам можно судить о месте каждого КБ не только в отечественном, но и в мировом двигателестроении.

Согласно проведенным исследованиям, наибольшее количество созданных в нашей стране опытных и серийных ГТД всех типов (10,3 % от их общего числа) приходится на ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова". Двигатели для гражданской авиации составляли по всем КБ около четверти общего количества разработок, при этом ведущая роль принадлежала пермскому ОАО "Авиадвигатель", ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" и запорожскому МКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко.

Анализ распределения по типам двухсот двадцати трех ГТД отечественной разработки показал, что на ТВД приходится около 18 %, ТРД - 20 %, ТРДФ - 18 %, ТРДД - 19 %, ТРДДФ - 10 %, ТВаД и ВСУ - примерно 15 % от общего числа авиадвигателей. При этом следует заметить, что хотя на ТРД и пришлось наибольшее количество разработок, в конце семидесятых годов их разработка практически прекратилась, а работы продолжались лишь по подъемным двигателям.

Любая сложная система, и особенно система техническая, характеризуется большим количеством разнообразных параметров. Авиационная техника в этом смысле весьма показательна. Наиболее удобным современным средством представления многоуровневой информации об основных параметрах авиадвигателей и их конструктивных элементах являются электронные карточки различных систем управления базами данных. В комплексе с электронными хронологическими таблицами они образуют информационное поле, характеризующее авиационные ГТД. По такому полю возможно не только в ретроспективном разрезе оценить параметры изделия и возможности коллектива, его создавшего, но также выделить приоритеты в создании двигателей определенного класса. Аналогичный анализ можно проводить не только по двигателю в целом, но и по любому его элементу - вплоть до таких базовых элементов, как подшипники.

Основными разработчиками ТРД являются Рыбинское КБМ (около 35 % всех двигателей данного типа), АМНТК и ГУП "ТМКБ "Союз" (26,1 %), а также ОАО "А. Люлька-Сатурн" (15 %). ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова", осваивая немецкий опыт, разрабатывало лишь первые опытные двигатели, а в ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко и ОАО "Авиадвигатель" было создано только по одному экспериментальному ТРД. В 1945 г. был испытан первый в нашей стране стендовый ТРД С-18, а уже через два года началось серийное производство авиадвигателей РД-45 и ТР-1. В 1964 г. был разработан первый подъемный ГТД РД36-35, а в 1978 г. появился самый мощный ТРД - РД36-51 с $P_{взл} = 206$ кН.

Семидесятые годы (точнее, их первая половина) в нашей стране стали последними годами и для разработок ТРДФ. Основные работы над авиадвигателями данного типа велись на московском АМНТК "Союз" и ГУП "ТМКБ "Союз" (56 %), а также в ОАО "А. Люлька-Сатурн" (26 %). Первым серийным двигателем в 1951 г. стал ВК-1Ф, а в 1960 г. был разработан первый двухконтурный ТРДФ - Р11-300. Наиболее мощным в этом классе ГТД стал двигатель РД-7М2 с $P_{взл \phi} = 162$ кН, который серийно выпускался с 1965 г.

С середины шестидесятых годов были прекращены работы в области ТВД, однако, спустя двадцать лет исследования в этом классе ГТД возобновились, и в настоящее время многие конструкторские бюро разрабатывают двигатели с редукторным приводом воздушного винта или винтовентилятора. Основной вклад в создание ТВД и ТВВД внесли ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" (36 %) и ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко (36 %). Во второй половине сороковых годов первые в нашей стране опытные ТВД были разработаны коллективом под руководством В.В. Уварова (Э3080, 1945 г.), в ОКБ Н.Д. Кузнецова (ТВ-022, 1949 г.) и в ОКБ В.Я. Климова (ВК-2, 1950 г.). До настоящего времени самым мощным в мире ТВД остается испытанный еще в 1952 г. НК-12 с $N_{взл} = 9200$ кВт. Его модернизированный вариант НК-12М с $N_{взл} = 11\,025$ кВт первым пошел в серийное производство и выпускался с 1954 г. В 1970 г. ОКБ создало новый двигатель - ТВД-10, ставший первым отечественным ТВД с приводом воздушного винта через редуктор от свободной турбины. Ряд новых разработок появился в восьмидесятых годах. Это и опытный трехконтурный двигатель НК-62 (1982 г.), и демонстрационный ТВВД Д-236 (1985 г.), и ТВВД НК-110 с задним расположением винтовентилятора (1988 г.). Следует особо подчеркнуть, что проходивший в то время полетные испытания двигатель Д-27 в 1990 г. стал первым в мире маршевым ТВВД.

С 1960 г. в нашей стране серийно производился первый двухвальный ТРДД Д-20П, а с 1977 г. - Д-36, первый трехвальный ТРДД с большой степенью двухконтурности. В восьмидесятые годы работы отечественных конструкторов по освоению нетрадиционных топлив для ТРДД успешно завершились созданием первых в мире опытных авиадвигателей, работающих на жидком водороде (НК-88, 1981 г.) и сжиженном природном газе (НК-89, 1989 г.). В 1989 г. успешно прошел испытания и первый в мире опытный ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности НК-93. Самым мощным ТРДД в СССР был Д-18Т с $P_{взл} = 230$ кН, серийное производство которого началось в 1984 г. В создании авиадвигателей данного типа наиболее активное участие принимали ОАО "Авиодвигатель" (37 %), ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" (35 %) и ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко (26 %).

ТРДДФ в основном разрабатывали ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" (44 %) и ОАО "А. Люлька-Сатурн" (32 %). В 1956 г. был создан ВК-3, первый в нашей стране ТРДДФ, а уже в 1964 г. началось серийное производство авиадвигателя НК-144. Следует заметить, что двигатели НК-25, серийно выпускающиеся с 1977 г., и НК-32 с $P_{взл} = 245$ кН являются наиболее мощными в мире ТРДДФ.

В 1953 г. был разработан первый опытный вертолетный ТВаД ТВ-2К, а через пять лет стал серийно выпускаться двигатель Д-25В с $N_{взл} = 4050$ кВт, в то время бывший самым мощным в мире. В настоящее время первенство принадлежит серийно производимому с 1982 г. ТВаД Д-136 с $N_{взл} = 10\,290$ кВт.

В разработанные ЦИАД СГАУ электронные карточки ГТД включена информация о конструктивных схемах турбокомпрессоров, в которых связующими элементами роторов и статоров явля-

ются опоры, содержащие подшипники. Структура таких карточек отражает информацию: о предприятии-изготовителе (название, логотип и т.д.), о двигателе (внешний вид, чертеж продольного разреза, необходимые геометрические модели и т.д.), об объекте применения двигателя и о конструктивно-силовой схеме турбокомпрессора с обозначением положения элементов, их условных графических и текстовых обозначений.

На одном из уровней информационного поля содержатся данные о конструктивных элементах ГТД, в частности, о схемах турбокомпрессоров, в которых связующими элементами роторов и статоров являются опоры, содержащие подшипники. Электронные карточки авиадвигателей позволяют получить сведения о предприятиях-изготовителях, двигателях, летательных аппаратах, оснащенных ими, а также о конструктивно-силовых схемах турбокомпрессоров с необходимыми условными графическими и текстовыми обозначениями их элементов.

Анализируя сведения о подшипниках отечественных ГТД для пассажирских самолетов можно составить таблицу их применения. Из нее будет следовать, что подшипники для нужд авиационной промышленности стран СНГ производят ОАО "Московский подшипник", ОАО "Шаболовский подшипниковый завод", ОАО "Саратовский подшипниковый завод" и ОАО "Завод специальных подшипников" (ЗСП), г. Самара. Следует отметить, однако, что практически все отечественные пассажирские самолеты оснащены ГТД с установленными в роторах турбокомпрессоров подшипниками, произведенными ЗСП. Кроме того, самарские подшипники нашли широкое применение в редукторах, коробках приводов, других агрегатах и узлах как силовых установок, так и летательных аппаратов. **П**

Применение подшипников ЗСП в роторах турбокомпрессоров двигателей пассажирских самолетов и вертолетов

Подшипник	Двигатель	Самолет (вертолет)	Подшипник	Двигатель	Самолет (вертолет)
10009175Т2	Д-20П	Ту-124	221052Т	АИ-25	Як-40
1002908Р2У	РД-600В	Ка-62		НК-8-2, НК-8-2У,	Ту-154
1002926Р1	ТВ-7-117, ТВ-3-117ВМА-СБМ-1 (АИ-30)	Ил-114, Ан-140	2672122Р3	НК-8-3 НК-8-4,	Ту-154Б,
103291752Т2	Д-30	Ту-134		НК-86, НК-86А	Ил-62, Ил-86
1032920Р12	Д-30КУ, Д-30КУ-154	Ил-62М, Ту-154М	2672922Р2	ПС-90А, ПС-90АМ, ПС-90П	Ту-204, Ту-214, Ту-234,
103292451Т2	Д-30	Ту-134			Ту-330, Ил-96 - 300
103292853Т2	Д-20П, Д-30КУ, Д-30КУ-154	Ту-124, Ил-62М, Ту-154М	2672934Р5У	НК-8-2, НК-8-2У, НК-8-4, НК-8-3,	Ту-154, Ту-154Б,
1032930Р1	ПС-90А, ПС-90АМ, ПС-90П	Ту-204, Ту-214, Ту-234, Ту-330, Ил-96 - 300		НК-86, НК-86А	Ил-62, Ил-86
1126928Р1,	Д-36,	Як-42, Як-42М, Як-142,	272822Р1	Д-36,	Як-42, Як-42М, Як-142,
112693452Т2,	Д-436 (Т1, Т2, Т1-134, М1)	Ту-134М,		Д-436 (Т1, Т2, Т1-134, М1)	Ту-134М, Ту-230, Ту-334
11269365Т2		Ту-230, Ту-334	27691553Т	АИ-20	Ан-10, Ил-18
1126944Р2	ПС-90А, ПС-90АМ, ПС-90П	Ту-204, Ту-214, Ту-234, Ту-330, Ил-96 - 300	292106Р	ТВ-7-117	Ил-114
11622251Т2	НК-12МВ	Ту-114	292136Д1Т2	НК-12МВ	Ту-114
117672453Т	Д-20П, Д-30, Д-30КУ-154, ТВ3-117ВМА-СБМ1	Ту-124, Ту-134, Ту-154М, Ан-140	292203Р	ГТД-350Б	Ми-2
126114Р	ТВ7-117	Ил-114	32106Р1	ТВ-0-100	Ка-126
126130Р2	НК-86, НК-86А	Ил-86	32109Б1	ТВ2-117А	Ми-8
126206Р1	ТВ-0-100	Ка-126	32110Р	АИ-25	Як-40
126207Р	РД-600В	Ка-62	321119Р5	ПС-90А, ПС-90АМ, ПС-90П	Ту-204, Ту-214, Ту-234,
126207Р1	ТВД-10Б	Ан-28			Ту-330, Ил-96 - 300
126208Р2	ТВД-10БТВД-1500	Ан-28, Ан-38, С-80, Ил-Х	32114Р	ТВ3-117ВМА-СБМ-1 (АИ-30)	Ан-140
126208Р3	ГТД-350Б	Ми-2	3211852Т2	Д-20П, Д-30, Д-30КУ,	Ту-124, Ту-134, Ту-154М,
126210Р1	ГТД-350Б	Ми-2		Д-30КУ-154	Ил-62М, Ту-154М
126215Р	АИ-25	Як-40	32119Р2	Д-20, ПД-30	Ту-124, Ту-134
126215Р	ТВ2-117А	Ми-8	32119Р5	Д-30КУ, Д-30КУ-154	Ту-154М, Ил-62М
126218Р	ТВ7-117ТВ3-117ВМА-СБМ-1 (АИ-30)	Ил-114, Ан-140	3212255Т2	АИ-20, ТВ-7-117	Ан-10, Ил-18, Ил-114
1272924Р5	НК-86, НК-86А	Ил-86	32128Р4	Д-25В	Ми-6, Ми-10
1292914РУ	ТВ-3-117ВМА-СБМ-1 (АИ-30)	Ан-140	32128Р7	Д-30КУ, Д-30КУ-154	Ту-154М, Ил-62М
17612854Т2	Д-20П, Д-30, Д-30КУ, Д-30КУ-154,	Ту-124, Ту-134, Ту-154М, Ил-62М, Ту-154М	32132Р6	НК-12МВ	Ту-114
176130Р2	ПС-90А, ПС-90АМ, ПС-90П	Ту-204, Ту-214, Ту-234, Ту-330, Ил-96 - 300	3220352	ГТД-350Б	Ми-2
176130Р3	НК-8-2, НК-8-2У, НК-8-3,	Ту-154, Ту-154Б, Ил-62	32208Р3	ТВД-10Б	Ан-28
176211Р1	НК-8-4, ТВД-1500	Ан-38, С-80, Ил-Х	32209Р2	ТВД-10Б	Ан-28
2113Р1	АИ-25ТВ2-117А	Як-40, Ми-8	32211Р1	ГТД-350Б	Ми-2
			3291654Т2	АИ-20	Ан-10, Ил-18
			3291654Т2	АИ-25	Як-40
			67211851Т2	НК-8-2, НК-8-2У, НК-8-3, НК-8-4	Ту-154, Ту-154Б, Ил-62
			672518Д2Т2	НК-12МВ	Ту-114
			905Р1	ТВ-0-100	Ка-126

ГТУ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ДЛЯ ГАЗОРАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

Внедрение энергосберегающих технологий в малую энергетику становятся насущной потребностью сегодняшнего дня. Одним из направлений энергосбережения является использование энергии сжатого природного газа в магистральном трубопроводе. Следует ожидать, что в ближайшей перспективе на газораспределительных станциях для снижения давления все большее применение вместо редукторов давления получат турбодетандеры. В частности, уже девятый год на ТЭЦ-21 в Москве успешно работают два детандер-генераторных агрегата ДГА-5000 мощностью по 5 МВт каждый, разработанные ОАО "Криокор".



Вячеслав Богуслаев, генеральный директор ОАО "Мотор Сич"

Павел Жеманюк, главный инженер ОАО "Мотор Сич"

Павел Хомутов, начальник энергобюро ОАО "Мотор Сич"

Валентин Пастернак, директор Волочического завода

Валерий Гуров, начальник сектора ЦИАМ

Владимир Насонов, начальник НИЦ ЦИАМ

Исследования, выполненные в ЦИАМ, показали целесообразность объединения в одной установке турбодетандера (ТД), электрогенератора и газотурбинного двигателя. Такая схема позволяет осуществить предварительный подогрев природного газа (ПГ), поступающего к потребителю и частично используемого в качестве топлива для газотурбинной установки (ГТУ), теплом выхлопных газов самого ГТУ, что обеспечивает постоянный уровень мощности при изменении параметров ПГ. Следует отметить, что создание детандер-генераторных установок в сжатые сроки при умеренных затратах возможно путем глубокой модернизации действующих газотурбинных установок.

Десять лет назад специалисты ЦИАМ и КБХА получили патент № 2013615, в котором впервые в России были представлены схемы ГТУ, интегрированные с турбодетандером. Основными узлами таких установок (рис. 1) являются: магистраль природного газа высокого давления 1, теплообменник 2, турбодетандер 3, компрессор 4, камера сгорания 5, газовая турбина 6, теплообменник-регенератор 7, потребитель мощности 8. Установка может содержать замкнутый контур с промежуточным теплоносителем 9. Постоянство давления природного газа на входе в камеру сгорания вне зависимости от давления в магистрали обеспечивается

регулируемым сопловым аппаратом турбодетандера. Природный газ высокого давления из магистрали проходит через теплообменник, где отбирает тепло от теплоносителя, проходящего через теплообменник-регенератор и поступает в турбодетандер. После расширения в турбодетандере природный газ поступает к потребителю. Часть получаемой в ТД мощности передается воздушному компрессору, который повышает давление всасываемого атмосферного воздуха. Большая часть мощности газовой турбины передается потребителю мощности, в качестве которого может быть использован электрогенератор с редуктором. Сопряжение теплообменника и теплообменника-регенератора целесообразно осуществлять посредством замкнутого контура с промежуточным жидкостным теплоносителем. При этом повышается безопасность функционирования установки, т.к. исключается возможность контакта природного газа с воздухом при нарушении герметичности в теплообменнике.

В августе 1997 г. на совместном научно-техническом совещании Управления науки, новой техники и экологии и Управления энергетики РАО "Газпром" специалисты ЦИАМ, ОАО "Мотор Сич" и НПТОО "Аэротурбогаз" сделали доклад о достижении положительных результатов в решении проблем создания комплекс-

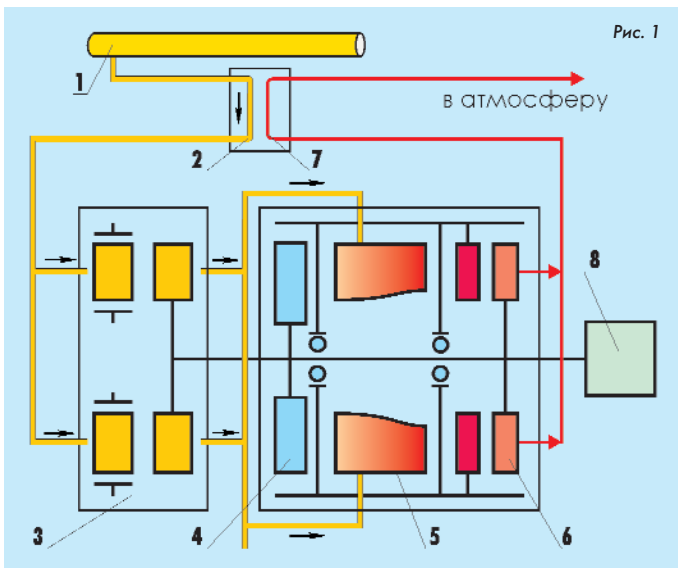


Рис. 1

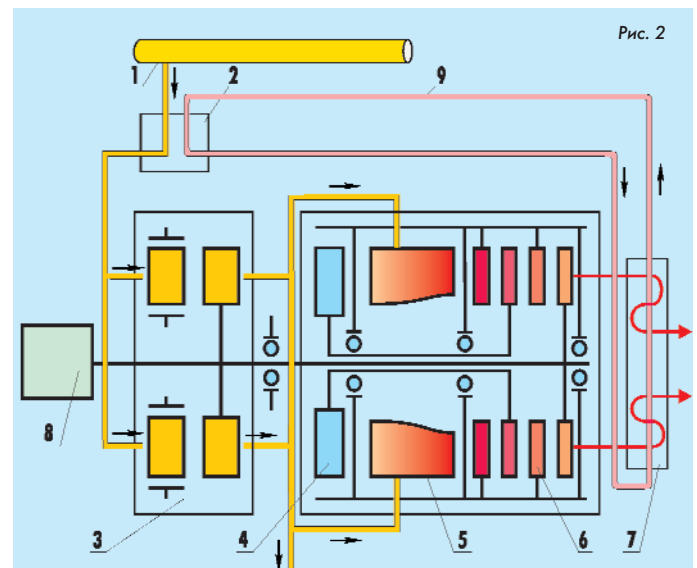


Рис. 2

ной установки редуцирования и сжигания природного газа (КУРС). Спустя два года установка КУРС-1 была создана и передана на испытания в НИЦ ЦИАМ (см. "Двигатель" № 4, 2001 г.). Кроме того, вопросы создания установок находятся в центре внимания регулярно проводимых на Волочискском механическом заводе совещаний с участием главы администрации Хмельницкой области В.Н. Ландышевым, который сумел мобилизовать производственные возможности региона для ускорения модернизации станции ПАЭС-2500.

Важной проблемой повышения надежности и эффективности работы ТД является надежная эвакуация утечек газа из разделяющей объема газа и воздуха полости турбодетандера. Утечки природного газа через полости турбодетандера неизбежны, но они должны быть минимальными. Следует это из формулы Гурова-Никишина:

$$\eta_{TK} = \eta_{TO} \left(1 - K \frac{\Delta G H_u}{N_T} + \frac{N_{YT}}{N_T} \right),$$

где: η_{TK} - комплексный к.п.д. турбодетандера при его исходном уровне η_{TO} ; K - коэффициент использования теплотворной способности H_u газа; ΔG - величина утечки газа; N_T - мощность турбодетандера; N_{YT} - мощность, получаемая в результате полезного использования утечек ΔG .

Из этой формулы, учитывающей влияние величины утечек ΔG на эффективность работы турбодетандера, можно выявить, что всего при одном проценте ΔG от расхода газа G использование турбодетандера становится нецелесообразным. Действительно, при $K = 0,3$; $N_T/G = 150$ кДж/кг; $N_{YT}/N_T = 0$ величина $\eta_{TK} \Rightarrow 0$. Это связано с тем, что энергетический потенциал одного грамма газа равен 42...45 кДж и сопоставим с удельной работой турбодетандера.

Проблема была успешно решена интеграцией установки КУРС-1 с теплогенераторным устройством (ТГУ) для утилизации утечек газа путем сжигания газозоудушной смеси и использованием получаемого тепла. Новая схема с ТГУ-700 мощностью до 1 МВт была успешно апробирована в декабре 2001 г. при работе турбодетандера на метане с входным давлением 7 ата. Следует заметить, что ТД предварительно был испытан на сжатом воздухе с превышением на 60 % расчетного приведенного расхода и неизменном среднем положении лопаток соплового аппарата, при этом общее время наработки составило более 5 часов. В ходе испытаний эжектирующий эффект, создаваемый вентилятором ТГУ-700 (см. "Двигатель" № 4, 2001 г.) обеспечил в разделяющей полости гарантированное разряжение на уровне 0,9 ата. Работа ТГУ-700 основана на эжектирующем эффекте, который обеспечивается вентилятором с приводом от электродвигателя. Воздух от вентилятора при прохождении через

форсунки создает разряжение, достаточное для подсоса газозоудушной смеси из разделяющей полости турбодетандера. В форсунке достигается гомогенизация смеси газа с воздухом, а горение происходит в жаровой трубе ТГУ-700.

Кроме того, в ходе проведенных испытаний была подтверждена надежность объединенной маслосистемы разработки ОАО "Мотор Сич" (начальник КБ П.А. Бакши).

КУРС может быть использована как на газораспределительной станции (КУРС-1), так и автономно для эффективного снабжения потребителей электроэнергией при работе ТД на сжатом воздухе (КУРС-2). Генератором сжатого воздуха при этом может быть автономный воздушный компрессор, воздух после которого либо охлаждается (как в установке КУРС-2), либо дополнительно нагревается теплом выхлопных газов энергетической установки и направляется в турбодетандер.

В мировой практике известны подобные предложения, связанные с использованием тепла выхлопных газов (например, патент фирмы General Electric Company № 4.751.814), однако преимущество рассмотренной выше схемы заключается в единой компоновке турбодетандера с газогенератором энергетической установки, что дает возможность его использования в качестве пускового устройства.

Исследовательские разработки продолжаются, в том числе и в направлении обеспечения высоких экологических показателей. В частности, для камеры сгорания установки КУРС-1 рассматривается возможность использования специальных струйных форсунок по типу применяемых в ТГУ-700. В ЗАО "НГТ-Энергия" (г. Славянск-на-Кубани) в январе 2002 г. успешно прошли пробные испытания камеры сгорания ПАЭС-2500 при замене в них штатных форсунок на струйные. Предварительные оценки свидетельствуют о существенном уменьшении содержания оксидов азота в выхлопных газах. Еще одним положительным моментом, обнаруженным в ходе испытаний, явился "мягкий" (без хлопков) запуск электростанции по сравнению с запусками штатного варианта. К концу февраля безотказная наработка ПАЭС-2500 достигла 250 часов. ▲





ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ "ЗУБРОВ"

За прошедшие годы в НПКГ "Зоря"- "Машпроект" было создано четыре поколения судовых газотурбинных двигателей (ГТД) мощностью от 3 до 25 МВт, на базе которых разработаны несколько десятков установок для различных типов кораблей как водоизмещающих, так и с динамическими принципами поддержания. Зарубежные специалисты, изучавшие работу газотурбинных установок (ГТУ) на кораблях, оказавшихся на Западе после распада блока стран Варшавского договора, отмечали высокую надежность, достаточную для военных кораблей экономичность и простоту в обслуживании ГТУ.

Одним из них является корабль на воздушной подушке (КВП) проекта 12322 "Зубр", предназначенный для быстрого десантирования боевых частей с бронетехникой в тылу противника. При длине 57,3 м, ширине 25,6 м, высоте 31,9 м и осадке (на плаву) 1,5 м он имеет водоизмещение 550 т и развивает максимальную скорость 55...60 узлов. Автономность 1-5 суток позволяет кораблю действовать на удалении 300...1000 миль от своих баз. Десант надежно защищен мощным комплексом вооружения, в состав которого входят 32 переносных зенитных ракетных комплекса "Игла-М", две реактивные системы залпового огня "Огонь" с 23 направляющими каждая и две артиллерийских комплекса АК-630М. КВП с экипажем в 27 человек может принять на борт бронетехнику (три танка или десять БТР) или 360 десантников (в смешанном варианте - 140 десантников и 130 т различных грузов).

"Зубр" был разработан ЦМКБ "Алмаз" (главные конструкторы Ю.П. Семенов и И.Я. Лебедев) и серийно выпускался в 1988-1992 гг.

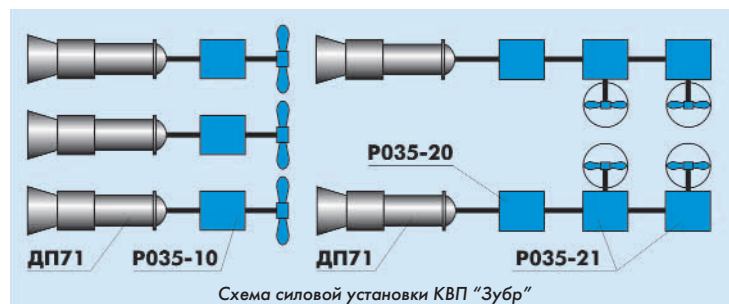
В состав силовой установки М35, созданной в НПП "Машпроект" под руководством генерального конструктора В.И. Романова, входят пять агрегатов (три тяговых М35-1 и два нагнетательных М35-2), а также валы трансмиссии с промежуточными опорами. Установка при суммарной мощности 50 000 л.с. и удельном расходе топлива 0,190 кг/л.с.·ч обладает удельной массой 0,5 кг/л.с.

В тяговом и нагнетательном агрегатах семейства М35 используется унифицированный трехвалный ГТД ДП71 (ГТД 6000) с двухкаскадным газогенератором и свободной силовой турбиной. Компрессор имеет 8 ступеней низкого давления и 9 - высокого, турбины компрессорных каскадов одноступенчатые, а силовая турбина - трехступенчатая. Отбор мощности производится со стороны компрессора. Запуск осуществляется при помощи стартер-генератора, питаемого через выпрямитель ТПС-60К. Двигатели поставляются без опорных рам.

Агрегаты, помимо ГТД, включают в себя спроектированные в НПП "Машпроект" и изготовленные ПО "Зоря" редукторы различ-

ного назначения: М35-1 - редуктор воздушного винта Р035-10, М35-2 - промежуточный редуктор Р035-20, редукторы кормового и носового нагнетателей (типа Р035-21), а также редуктор корабельных агрегатов.

Тяговый редуктор Р035-10 - двухступенчатый цилиндрический, при этом первая ступень унифицирована с понижающим редуктором Р035-20, а вторая представляет собой соосную пятипоточную передачу. Сателлитные шестерни имеют высоконагруженные опоры качения. В редуктор встроены упорный подшипник тяги винта и механизм регулирования шага.



Понижающий редуктор Р035-20 выполнен однопоточным косозубым цилиндрическим с упорными гребнями. Опорами являются высоконагруженные быстроходные роликовые подшипники ведущей шестерни.

Редуктор нагнетателя Р035-21 - одноступенчатый конический с опорами качения.

Межведомственные испытания опытных образцов агрегата М35-1 (двигателя ДП71 и редуктора воздушного винта) с использованием в качестве загрузочного устройства штатного воздушного винта КВП "Зубр" проводились на стенде НПП "Машпроект", в ходе испытаний были полностью подтверждены заявленные параметры.

Два двигателя подъемного комплекса размещены в кормовой части служебных отсеков корабля, а три ходовых - на пилонах над верхней палубой. Такое расположение силовой установки позволяет получить дополнительные аэродинамические поверхности для стабилизации движения, уменьшить массу, отказавшись от использования длинных и тяжелых приводных валов винтов, а также освободить место для кормовой аппарели. Кроме того, пространственное разнесение силовых агрегатов повышает их живучесть, поскольку вывести из строя одновременно несколько никак не связанных друг с другом двигателей крайне сложно.



Основные характеристики ДП71 (при температуре воздуха на входе +15 °С)	
Мощность, л.с.	10 000
Удельный расход топлива, кг/л.с.·ч	0,190
Расход воздуха через двигатель, кг/с	34
Степень повышения давления	16
Частота вращения КНД, об/мин	12 000
Частота вращения КВД, об/мин	15 020
Частота вращения ТВ, об/мин	7 200
Температура газа перед ТВД, °С	1 100
Масса двигателя, кг	2 500

Основные характеристики газотурбогенератора ГТГ100К	
Мощность, кВт	100
Частота вращения, об/мин	12 000
Напряжение, В	230/400
Частота переменного тока, Гц	400
К.п.д., %	11,6
Расход воздуха, кг/с	1,36
Длина, м	1,8
Ширина, м	0,74
Высота, м	1,2



Юрий Бондин,
генеральный директор
ГП НПКГ "Зоря"-Машпроект"

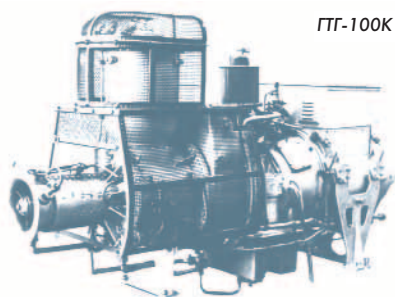
Морской флот, предприятия энергетики и газовой промышленности почти полвека успешно эксплуатируют газотурбинные двигатели и установки, разработанные в научно-производственном предприятии "Машпроект" и выпускаемые производственным объединением "Зоря". В начале 2002 г. "Машпроект" был преобразован в одноименный Центр НИОКР нового объединенного государственного предприятия "Научно-производственный комплекс газотурбостроения "Зоря"-Машпроект".



Анатолий Коваленко,
первый заместитель генерального директора -
главный конструктор ГП НПКГ "Зоря"-Машпроект",
директор центра НИОКР "Машпроект"

В пространстве между нагнетателями и подъемными двигателями установлены автономные электростанции. В системе электроснабжения корабля для питания потребителей общего и специального назначения при автономной и параллельной работе используются два газотурбогенератора ГТГ100К, разработанные НПП "Машпроект" и изготовленные Криворожским опытным заводом "Энергия".

Каждый из газотурбогенераторов включает в себя ГТД, редуктор, трехфазный синхронный бесконтактный электрогенератор СГБ-100 и обслуживающие системы. Газотурбинный двигатель выполнен по одновальной схеме с одноступенчатым центробежным компрессором (степень сжатия 5,5:1), противоточной выносной камерой сгорания, расположенной перпендикулярно оси двигателя, и осевой трехступенчатой турбиной с частотой вращения 43 000 об/мин. Газоотвод, расположенный за турбиной, поворачивает



ГТГ-100К

выходной поток под углом 90° к оси двигателя.

Одноступенчатый соосный редуктор с передаточным отношением 3,58 выполнен по звездной схеме с распределением потока мощности между тремя ведомыми звеньями. Редуктор с одной стороны крепится к наружному корпусу газоотвода, а с другой - к фланцу генератора через переходник.

Газотурбогенератор устанавливается на раму с двумя опорами, расположенными у корпуса улитки двигателя и генератора.

Следует подчеркнуть, что "Зубр", вошедший в западные каталоги под названием Romornic как самый большой и быстрый в своем классе, эксплуатируется на флоте с 1983 г. и до сих пор аналогов в мире не имеет.


24 января 2000 г. в Афинах состоялось подписание трехстороннего греко-украинско-российского контракта на общую сумму свыше \$ 200 млн. В результате реализации контракта ВМС Греции получили 4 десантных корабля типа "Зубр". Во времена существования СССР эти корабли строились и на Балтике, и на Черном море с использованием широкой кооперации, при этом соответствующее оборудование поставлялось предприятиями России и Украины. По итогам проведенного международного тендера греки решили закупить корабли у обеих стран.

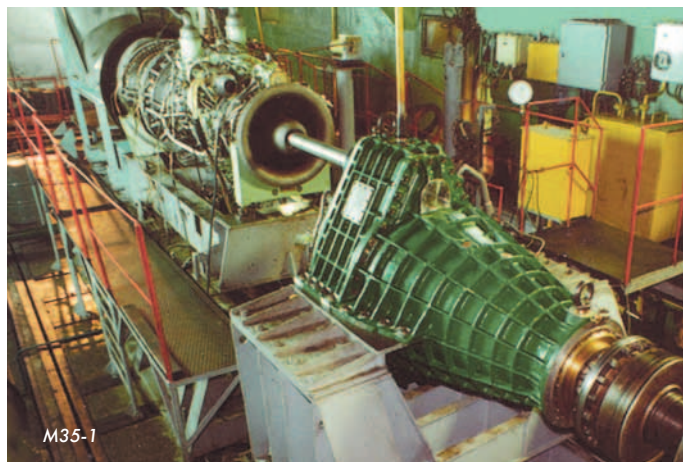
Все газовые турбины КВП как российской, так и украинской части контракта, поставлены ПО "Зоря". По требова-

нию заказчика, исходя из условий эксплуатации, мощность двигателей 10 000 л.с. должна обеспечиваться при температуре воздуха на входе +40 °С. В связи с этим проведена модернизация двигателя ДП71: изменена система охлаждения дисков ротора силовой турбины, а для изготовления рабочих лопаток ротора турбины высокого давления применен более жаростойкий материал. Условиями контракта предусматривается также передача Греции большой партии новых газовых турбин для десантных кораблей и соответствующего числа запасных частей к ним.

ВМС Греции получили проверенные в эксплуатации корабли с отработанными ГТУ. Во время передачи кораблей заказчику проблем с энергетическими установками практически не было, "Зубры" прошли испытания на мерной миле с максимальной нагрузкой как в зимний, так и летний периоды, полностью подтвердив заявленные по контракту параметры.

Корабли после сдачи интенсивно эксплуатируются и за год имеют до 300 ч наработки без существенных замечаний. По отзывам греческих специалистов наши ГТУ проще в обслуживании, чем иностранные аналоги, при этом за все время эксплуатации кораблей "Зубр" аварийных поломок установки М35 не было. Замена двигателей производится в короткое время на береговой стоянке с помощью автокрана, а ремонт организован на базе местного авиаремонтного предприятия, где для испытаний установки М35 строится автономный стенд. Следует заметить, что двигатели семейства ГТД 6000, к которым относится ДП71, при эксплуатации на суше имеют полный ресурс до 60 000 ч, а его ограничение до 4 000 ч при работе на борту КВП обусловлено высокой соленостью и влажностью воздуха на входе.

Производственное объединение "Зоря" изготовило и поставило по контракту бортовые и береговые комплекты ЗИП, а также дополнительную ГТУ М35 в полной комплектации. Все двигатели и редукторы испытывались на стендах НПП "Машпроект" и принимались представителями заказчика. В настоящее время Научно-производственный комплекс газотурбостроения "Зоря"-Машпроект" обеспечивает поддержку эксплуатации своей продукции документацией и запчастями для ремонта. 



М35-1

Основные характеристики редукторов			
Редуктор	P035-10	P035-20	P035-21
Номинальная мощность, л.с.	10 000	10 000	50 000
Передаточное отношение	9	3,05	1,84
Частота вращения выходных валов, об/мин	800	2 360	1 285
Масса, кг	1 674	790	780
Длина, м	2,03	1,04	1,41
Ширина, м	1,22	1,22	0,91
Высота, м	1,47	1,58	1,4



ПРОМЫШЛЕННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ – ОСНОВА ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОЙ ЭКОНОМИКИ

Правительством Российской Федерации утверждена Программа энергоэффективной экономики. Одним из наиболее простых и эффективных, а вместе с тем и наименее капиталоемких способов реализации данной Программы является развитие энергетики на базе газотурбинных технологий. Промышленные газовые турбины для совместного производства электроэнергии и тепла с использованием парогазового цикла с успехом применяются на Западе уже более тридцати лет. В России же доля таких энергопроизводств в составе РАО ЕЭС составляет менее 0,1 %. Существенно отличается ситуация в ОАО "Газпром". Несколько тысяч газотурбинных агрегатов в составе компрессорных станций и электростанций собственных нужд покрывают энергопотребности газового гиганта более чем на 90 %.

Сегодня газотурбинные технологии все чаще становятся объектами пристального внимания нефтяных компаний. Пионером в области их использования стало ОАО "Сургутнефтегаз". В конце прошлого года компанией реализовано два уникальных для России проекта: строительство газотурбинной теплоэлектростанции мощностью 24 МВт, работающей на попутном нефтяном газе, и реконструкция компрессорной станции КС-42 с заменой трех электроприводов газотурбинными установками.



Сборка ГТЭС



Компрессорная станция КС-42 после реконструкции

В декабре 2001 г. выведена на проектную мощность газотурбинная электростанция (ГТЭС) на Конитлорском месторождении ОАО "Сургутнефтегаз". Это первая в России электростанция, работающая на попутном нефтяном газе. Общая электрическая мощность ГТЭС - 24 МВт, при этом потребление попутного нефтяного газа составляет чуть более 200 тыс. м³ в сутки. Газ с дожимных компрессорных станций поступает сразу на ГТЭС, что позволяет утилизировать его непосредственно на месте и дает целый ряд преимуществ как технико-экономических, так и экологических. ГТЭС производит ежедневно до 600 МВт·ч электроэнергии, которая полностью покрывает потребность месторождения и данного района в целом.

Строительство электростанции вела российская компания - ЗАО "Искра-Энергетика". Это предприятие возглавляет пермскую промышленную кооперацию, имеющую огромный опыт работы в аэрокосмической и машиностроительной отраслях. В ее состав входит ряд крупнейших предприятий региона: "Авиадвигатель", НПО "Искра", "Искра-Энергетика", "Пермские моторы", "Привод" и др.

В конце 2001 г. успешно завершена реконструкция КС-42 Федоровского месторождения ОАО "Сургутнефтегаз". Электроприводы "Шнайдер Электрик" заменены газотурбинными установками ПГУ-12П мощностью 12 МВт.

Это позволило значительно снизить потребление электроэнергии на транспортировку попутного нефтяного газа на Сургутскую ГРЭС.

Дальнейшая работа нефтяных компаний России в направлении использования газотурбинных электростанций на попутном нефтяном газе для электроснабжения собственных производственных объектов, промышленных предприятий и объектов ЖКХ городов и поселков решит и другие экономические проблемы. Высвобождаемые при этом мощности местных ГРЭС позволят экономить газ, поставляемый им предприятиями ОАО "Газпром" и нефтяными компаниями, направить его на электростанции в

регионы, испытывающие дефицит, а также выполнить обязательства по поставкам российского газа на экспорт. Другим вариантом высвобождения ресурсов природного газа для поставки на экспорт является транспортировка избытков электроэнергии в европейскую часть России с соответствующим снижением напряженности режимов работы региональных ГРЭС, а, следовательно, и с уменьшением объемов потребляемого природного газа.

Например, введение в эксплуатацию газотурбинных электростанций общей мощностью 2000 МВт на попутном нефтяном газе, сегодня строящемся в факелах в Тюменской области, позволит направить в трубу 5 миллиардов кубометров дополнительного газа, т.е. почти 1 % от общего объема добываемого газа в России. При этом такое количество электроэнергии покроет только 20 % потребностей нефтяных компаний региона.

Подтверждением правильности выбранного пути является предстоящее летом этого года введение в эксплуатацию газотурбинной электростанции на Приразломном месторождении ОАО "Юганскнефтегаз" мощностью 24 МВт, выполняемое компанией "Искра-Энергетика" для еще одного лидера отечественной нефтяной индустрии - НК "ЮКОС".

Газотурбинные технологии позволяют предоставить энергоемким предприятиям высокоэкономичные электростанции, способные обеспечивать потребителей электрической и тепловой энергией, существенно снизить затраты на производство. Сроки строительства газотурбинных электростанций составляют от одного до двух лет в отличие от пяти-семи лет, необходимых для строительства ГРЭС или ТЭЦ. Это позволит в короткие сроки реализовать программу перевооружения энергетики России и составить достойную конкуренцию поставщикам зарубежного энергетического оборудования.



РОССИЯ, 614038,

Пермь, ул. акад. Веденева, 28.

Тел.: (+7 3422) 626-002, 751-079. Факс: (+7 3422) 626-262.

E-mail: info@iskra-energy.ru Http: www.iskra-energy.ru

МОМЕНТНО-СИЛОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСИММЕТРИЧНЫХ РДТТ

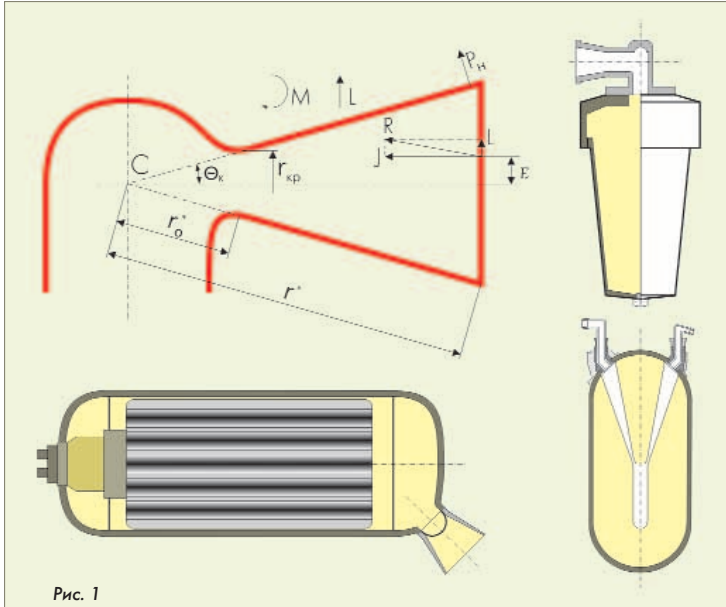


Рис. 1

Проблемы газовой динамики внутренних течений и тепломассообмена в РДТТ, у которых ось симметрии заряда не совпадает с осью сопла (таковы, например, тормозные двигатели, двигатели увода, газогенераторы и пороховые аккумуляторы давления с повернутыми патрубками), приобретают в настоящее время все большую актуальность. Для решения сложных задач в указанных областях знаний широко применяется математическое моделирование, создаются мощные программные комплексы. Однако в век компьютерных технологий аналитические и инженерные методы не потеряли своего значения. Они позволяют в относительно простой форме выявить характер протекающего процесса, оценить предельные значения параметров и точность численных расчетов, и, в конечном счете, способствуют совершенствованию конструкции двигателей.

ФГУП "Исследовательский центр им. М.В. Келдыша": Юрий Кочетков, д.т.н., начальник отдела, Галина Кочеткова, инженер

Работа РДТТ с поворотными управляющими соплами или сложной конфигурацией предсоплового объема (рис. 1) сопряжена с несимметричным течением газа по тракту камеры и сопла. Вследствие этого возникают боковая сила и газодинамический момент, действующие на сопло. Сложное трехмерное течение газа характеризуется наличием линий растекания и стекания, образованием вихревых структур, а также отрывных зон, приводящих к интенсификации теплообмена и несимметричному уносу материала сопла. Газодинамические процессы в несимметричных соплах имеют ярко выраженный трехмерный характер, что приводит к неравномерности распределения частиц конденсированной фазы в газообразных продуктах сгорания топлива. Это, в свою очередь, вызывает неравномерное осаждение частиц на стенках сопла. На рис. 2 и 3 для иллюстрации приведены фотографии разгаров, полученные на модельных двигательных установках с несимметричными дозвуковыми и сверхзвуковыми соплами.

Следует отметить, что экспериментальный материал, накопленный в этой области, весьма ограничен. Разработка алгоритмов и программ расчета динамических процессов тепломассообмена в газовых трактах РДТТ, основанных на междисциплинарных подходах к газовой динамике и позволяющих производить компьютерное моделирование, весьма трудоемка и не гарантирует получения достоверных результатов. Нередко такие программы оказываются неприменимыми при проектировании и отработке несимметричных сопловых блоков. Поэтому не потеряли своего значения и остаются весьма эффективными инженерные

методы, основанные на решении линеаризованных систем уравнений, для замыкания которых используются граничные условия, полученные экспериментально. В данной статье излагаются результаты решения системы двух линейных дифференциальных уравнений первого порядка с коэффициентами, зависящими от аргумента и связывающими боковую силу и момент с параметрами несимметричного газового потока.

Систему уравнений, следуя У.Г. Перумову, приведем к виду:

$$\begin{cases} \frac{dL^0}{d\psi} = -\frac{\cos\theta_k \psi^{0.5}}{r} \frac{dM^0}{\psi+1} - \frac{\psi-1}{2\psi(\psi+1)} L^0; \\ \frac{dM^0}{d\psi} = -\frac{r}{\cos\theta_k} \frac{\psi+1}{4\psi^{1.5}} [2-n(n+1)]L^0 + \frac{n(n+1)}{4\psi} M^0, \end{cases}$$

где

$$L^0 = \frac{L}{\kappa+1} \frac{1}{a_{кр} Q Z}; \quad M^0 = \frac{M}{\kappa+1} \frac{1}{a_{кр} r_{кр} Q}; \quad Z(\lambda) = \lambda + \frac{1}{\lambda};$$

Q - расход;

a_{кр} - скорость звука в критическом сечении;

κ - показатель адиабаты;

θ_к - полуугол наклона конуса сопла;

n - параметр присоединенной функции Лежандра;

r = r₀/r_{тп}; ψ = λ²;

λ - приведенная скорость.

Путем математических преобразований эта система была сведена к гипергеометрическому уравнению Гаусса:

$$d^2 \bar{M} / d\bar{\psi}^2 + \left(\frac{n+1}{2} + \frac{11\kappa-13}{4(\kappa-1)} \right) \frac{\bar{\psi}}{\bar{\psi}(\bar{\psi}-1)} - \left(\frac{n+1}{2} + \frac{3}{4} \right) \frac{d\bar{M}}{d\bar{\psi}} + \frac{-n^2-6n+4n\kappa-2\kappa+4}{8(\kappa-1)} \frac{\bar{M}}{\bar{\psi}(\bar{\psi}-1)} = 0,$$



Рис. 2



Рис. 3

где

$$\psi = \frac{\kappa+1}{\kappa-1} \bar{\psi}, \quad M^0 = \bar{\psi}^{\frac{n+1}{4}} (1-\bar{\psi})^{\frac{\kappa-1.5}{\kappa-1}} \bar{M}.$$

Решение уравнения с использованием гипергеометрических функций $F(\alpha, \beta, \gamma, \psi)$ имеет вид:

$$M^0 = C_1 M_1 + C_2 M_2, \quad (1)$$

где

$$M_1 = \bar{\psi}^{\frac{n+1}{4}} (1-\bar{\psi})^{\kappa-1.5} F(\alpha, \beta, \gamma, \bar{\psi})$$

и

$$M_2 = \bar{\psi}^{\frac{n+1}{4}} (1-\bar{\psi})^{\frac{\kappa-1.5}{\kappa-1}} \bar{\psi}^{1-\gamma} F(\alpha+1-\gamma, \beta+1-\gamma, 2-\gamma, \bar{\psi})$$

являются частными решениями, а C_1 и C_2 - постоянные интегрирования, которые подлежат определению в дальнейшем.

Параметр

$$\gamma = \frac{n+1}{2} + \frac{3}{4}$$

зависит только от номера полинома Лежандра, являющегося функцией полуугла наклона образующей конического сопла. Коэффициенты α и β определяются по формулам:

$$\alpha = (e+d)/8(k-1); \quad \beta = (e-d)/8(k-1); \quad e = 9k + 2nk - 2n - 11; \\ d = (97k^2 + 4n^2k^2 - 4n^2 + 153 + 4nk^2 - 246k - 4n)^{1/2}.$$

Они зависят от показателя адиабаты Пуассона, α , следовательно, от состава истекающих газов.

Анализ дискриминанта d позволяет найти область определения гипергеометрического уравнения. При положительном значении d функция определена. Все имеющие физический смысл значения параметров лежат в области, где показатель адиабаты принадлежит интервалу $1,12 < k < 1,4$, а номер полинома Лежандра $n > 2$, что соответствует полууглу раскрытия конического сопла меньше 45° .

Подстановкой найденного решения M^0 в исходное дифференциальное уравнение находится решение для боковой силы в виде:

$$L^0 = C_1 L_1 + C_2 L_2. \quad (2)$$

Аналогично находится решение для эксцентриситета вектора тяги, который является линейной комбинацией M^0 и L^0 :

$$\epsilon^0 = C_1 E_1 + C_2 E_2. \quad (3)$$

Полученные решения M^0 , L^0 и ϵ^0 могут использоваться для инженерного моделирования газодинамических процессов, теплообмена и уноса теплозащитных и эрозионностойких материалов осесимметричных круглых сопел РДТТ с несимметричными граничными условиями на входе. Условия несимметричности сосредоточены в постоянных интегрирования, получение которых теоретическими методами затруднительно. Поскольку постоянные интегрирования для всех трех уравнений одинаковы, то их количественные значения могут быть однозначно определены в ходе эксперимента для любой конкретной конфигурации газового тракта.

В Центре Келдыша на газодинамических установках и модельных РДТТ были проведены многочисленные испытания осесимметричных круглых сопел с несимметричными условиями на входе. Установка с устройством, позволяющим определять осевые и боковые нагрузки в процессе запуска модельного двигателя, представлена на рис. 4. Экспериментальные исследования на конических соплах различной длины позволили провести прямые сравнения полученных данных и результатов аналитического решения и подтвердили их хорошую сходимость.

Для измерения статического давления в каждом сечении производился отбор газа при помощи дренажных отверстий в стенках сопла (рис. 5, 6). Отверстия располагались вдоль образующих наветренной, подветренной и нейтральной сторон сверхзвуковой части сопла. Непрерывная регистрация величины давления с использованием осциллографа в течение всего времени работы сопла позволила определить перепад на наветренной и подветренной сторонах ($P_n - P_n$) и статическое давление на боковой образующей P_0 .



Рис. 4

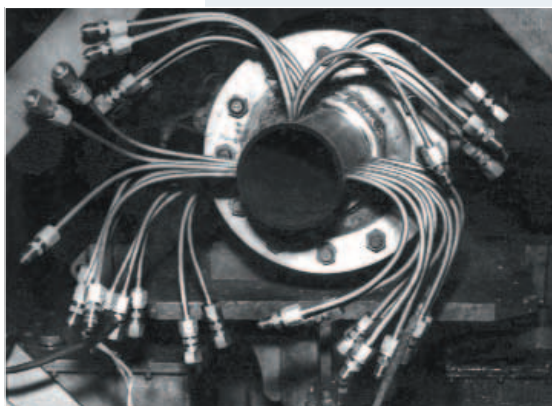


Рис. 5



Рис. 6

В результате проведенных испытаний было установлено, что эпюра сил давления, действующих на поверхность сопла в любом выбранном сечении, по форме близка к эллипсу и в полярных координатах может быть представлена следующем виде:

$$P = P_0 + \frac{P_n - P_n}{2} \cos \varphi.$$

Показано, что статическое давление потока на боковую стенку сопла приблизительно равно среднему арифметическому давлению на наветренной и подветренной сторонах в данном сечении:

$$P_0 = \frac{P_n + P_n}{2}.$$

Полученные экспериментальные результаты позволили распространить аналитические решения для M^0 , L^0 и ϵ^0 на основные газодинамические параметры. Была установлена связь безразмерного давления

$$\bar{P} = \frac{P_n - P_n}{P_n + P_n}$$

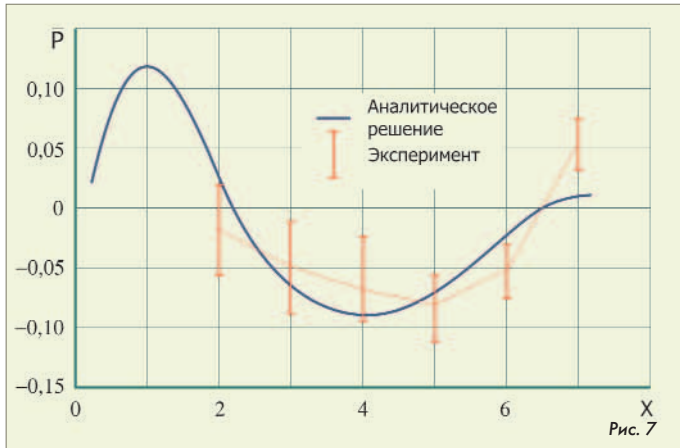


Рис. 7

с производной от функции газодинамического момента, которая имеет следующий вид:

$$\bar{P} = \frac{3\pi}{2} \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \frac{\sin\theta_r}{r} \frac{\lambda^3}{\lambda^2-1} \frac{dM^0}{d\bar{\psi}}$$

После дифференцирования функции было получено решение для безразмерной функции \bar{P} через линейную комбинацию C_1 и C_2 :

$$\bar{P} = C_1 P_1 + C_2 P_2.$$

Значения чисел Маха вдоль наветренной и подветренной сторон сопла связаны с безразмерным давлением:

$$M_{nn} = \sqrt{\frac{2}{(1-\bar{\psi})(1\pm\bar{P})^{\kappa-1}} - \frac{2}{\kappa-1}}$$

Безразмерная скорость вторичного течения, перпендикулярного образующей, равна:

$$M_1 = \sqrt{\frac{2\bar{P}}{\kappa}}$$

Градиенты давления также выражаются через линейную комбинацию коэффициентов C_1 и C_2 :

$$G = C_1 G_1 + C_2 G_2.$$

Коэффициенты интенсификации теплообмена и уноса материала теплозащиты по наветренной и подветренной сторонам могут быть определены по формуле:

$$k_{umm} = (1 + \bar{P})^{0,8}.$$

Для однозначного определения постоянных интегрирования C_1 и C_2 был разработан экспериментально-расчетный метод, основанный на сравнении аналитических решений и измеренных значений статических давлений вдоль характерных образующих эталонного сопла. Для эталонного сопла была выбрана простая коническая форма. Эксперимент проводился при натурных значениях давления, температуры и состава газов в камере. По результатам эксперимента строилась зависимость безразмерного давления вдоль сопла (рис. 7). Расчетным путем для тех же условий определялась аналитическая зависимость. Варьируя коэффициенты C_1 и C_2 и оценивая "невязку" между двумя кривыми методом наименьших квадратов, производился подбор такой теоретической кривой, которая с заданной точностью совпадала с экспериментальной. Эти коэффициенты в дальнейшем использовались для расчетов моментов, боковой силы и эксцентриситета вектора тяги в натурном двигателе.

Типичные зависимости газодинамического момента и боковой силы представлены на рис. 8. Сравнение результатов расчетов, выполненных по предложенной методике, с точным трехмерным расчетом позволяет сделать вывод о достаточно высокой точности линейной теории. Колебательный характер кривых объясняется наличием чередующихся в потоке волн разрежения и сжатия, при этом волна сжатия на одной стороне соответствует волне разрежения на противоположной. Нетрудно убедиться в том, что по длине величина боковой силы затухает,

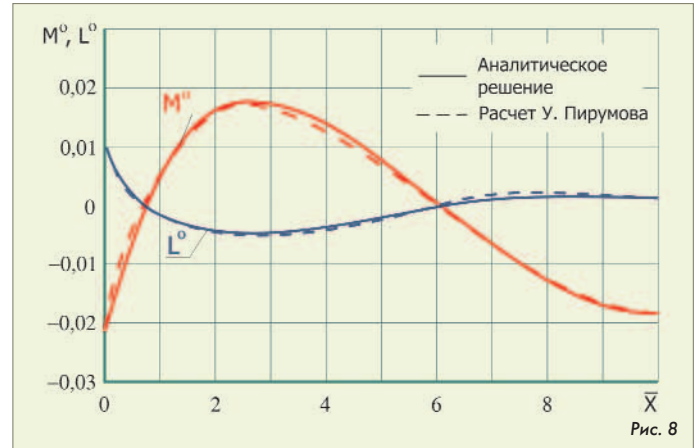


Рис. 8

так как с увеличением степени расширения величина давления на стенку уменьшается. Для момента также характерен колебательный характер, однако из-за увеличения расстояния до центра источника может происходить рост амплитуды колебаний. Об эксцентриситете вектора тяги нельзя однозначно сказать - будет ли он возрастать по длине или уменьшаться. Все зависит от соотношения сил и газодинамических моментов. Очень важным для практики является знание местоположения "нулей" эксцентриситета вектора тяги. В этом случае даже при наличии боковых сил и моментов радиальное смещение вектора тяги относительно оси будет отсутствовать.

В настоящее время в Центре Келдыша имеются действующие стенды и установки, предназначенные для исследования моментно-силовых характеристик несимметричных двигателей. Разработанные методы и программы расчета процессов в конических и профилированных соплах доведены до практической эксплуатации. Выпущено три тома газодинамических таблиц, позволяющих проводить расчеты параметров газовой динамики, теплообмена и моментно-силовых характеристик в конических соплах, повернутых относительно оси камеры сгорания.



ИНФОРМАЦИЯ



"Эхостар" VII. Ракета-носитель, являющаяся представителем нового поколения РН Atlas, оснащена российским ракетным двигателем РД-180 производства НПО "Энергомаш" имени академика В.П. Глушко.

Группу российских специалистов на месте пуска возглавлял заместитель генерального директора и генерального конструктора НПО "Энергомаш" Владимир Чванов. Он отметил, что двигатель РД-180 отработал нормально, претензий к его работе не было. Таким образом, нашла убедительное подтверждение правильность конструкторских и производственных решений российских специалистов.

Ю. Коротков,

пресс-секретарь

генерального директора и

генерального конструктора

НПО "Энергомаш"

21 февраля 2002 г. в 15 ч. 43 мин. по московскому времени со стартового комплекса на мысе Канаверал (штат Флорида, США) был произведен запуск американской ракеты-носителя Atlas-ШВ, которая вывела на орбиту спутник связи

ВОЗДЕЙСТВИЕ ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ КОЛЕБАНИЙ НА ЖРД... И ИХ СОЗДАТЕЛЕЙ

Вячеслав Рахманин, главный специалист НПО Энергомаш, к.т.н., член-корреспондент РАК им. К.Э. Циолковского, лауреат Государственной премии

Практически все жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), разрабатывавшиеся с пятидесятых годов прошлого века, проходили многотрудный этап отработки устойчивости рабочего процесса в камере сгорания. Далеко не всегда эта отработка заканчивалась на этапе проведения стендовых испытаний - в истории стартов ракет также можно найти аварийные исходы из-за разрушения камер ЖРД. Нередко поиск и устранение причин гибели носителей сопровождалось ярким всплеском эмоций разработчиков и изготовителей космической техники.



При эволюционном развитии ЖРД характерно последовательное смещение очередности решения технических задач в процессе конструкторских разработок. На первоначальном этапе наибольшие трудности вызывало, как правило, обеспечение надежного охлаждения камеры сгорания (КС). После решения этой проблемы настала очередь борьбы за оптимальный удельный импульс тяги (от чего зависит экономичность двигателя). Потребность в высокоэкономичных ЖРД тягой 10 тс и более поставила следующую техническую задачу - устранение высокочастотной (ВЧ) неустойчивости горения в КС. И если надежное охлаждение и необходимую экономичность обеспечивали существующие методики проектирования, то проблема повышения устойчивости горения, впервые вставшая перед конструкторами еще в 40-х гг. при испытаниях двигателя тягой 8 тс в КБ А.М. Исаева, до сих пор не имеет надежного расчетного метода решения.

Не был исключением из общего правила и ЖРД 11Д614, установленный на первой ступени космической ракеты-носителя (РН) 11К65М ("Космос-3М"). Особенность отработки этого двигателя заключалась в том, что стендовые испытания по устранению неустойчивого горения в КС велись параллельно со штатной эксплуатацией РН. В конечном итоге удалось обеспечить выполнение всех предъявляемых к двигателю требований, включая безотказность его работы. Двигатели 11Д614 стали одними из самых надежных среди используемых на космических РН. После аварии РН "Космос-3М", случившейся в декабре 1970 г., они более 13 лет работали практически без замечаний.

Но недаром кто-то из выдающихся механиков прошлого афористично заметил: "Если в механизме используется горение или вращение - жди аварии". А в ЖРД имеется и то, что горит, и то, что вертится... Вообще при запусках космических многоступенчатых РН аварии не являются чем-либо сверхординарным, уж очень много в ракетах сложнейших и высоконагруженных устройств и агрегатов. И хотя каждая авария имеет свои индивидуальные особенности, один случай запомнил своей необычностью.

В январе 1983 г. с северного полигона Плесецк по программе "Коспас-Сарсат" был осуществлен старт РН "Космос-3М". На 88-й секунде полета тяга ЖРД первой ступени упала ниже допустимой величины, траектория РН вышла из расчет-

ного диапазона, и ЖРД 11Д614 автоматически выключился над населенным районом Архангельской области. В районе падения обломков разломившейся в плотных слоях атмосферы ракеты, на льду замерзшего русла Северной Двины, оказались многочисленные любители зимней рыбалки. Испуг и изумление людей, незнакомых с "особенностями эксплуатации" ракетной техники, можно представить: буквально с ясного неба чуть не на голову вдруг падают крупные обломки летательного аппарата. Нормальная человеческая реакция на очередную пропагандистскую кампанию по радио и телевидению о "происках американской военщины" в арктической зоне СССР. Незадачливые рыболовы бросили рыбалку и бегом рванули в ближайший сельсовет. Новость по телефону поступила в райком партии, а затем и в архангельский обком. Чем объясняли происшедшее событие при этой телефонной эстафете председатель сельсовета и секретарь райкома - остается только предполагать. Генеральному секретарю КПСС Ю.В. Андропову о происшествии доложил представительственной связи первый секретарь обкома.

Информация по восходящей ветви достигла апогея, а затем началась "раздача пилюль" по нисходящей линии Ю.В. Андропов, убедившись через министра обороны Д.Ф. Устинова, что внешнего нападения не было, поручил ему разобраться в причинах архангельского переполоха. Д.Ф. Устинов связался с министром общего машиностроения С.А. Афанасьевым, который уже получил информацию по своим внутриминистерским каналам о падении носителя. "Американская военщина" была реабилитирована, истинные виновники, перепугавшие архангельских любителей подледной рыбалки, определены. Напомним, что 1982-1983 гг. - период наибольшего накала обстановки вокруг разработки двигателей для РН "Энергия". Фактически ставился вопрос о неспособности КБ "Энергомаш" разработать ЖРД с заявленными характеристиками. Была уже глухая ночь, после падения РН прошло несколько часов, и Афанасьев - после разговора с Устиновым - позвонил домой главному конструктору КБ Энергомаш В.П. Радовскому. Ночной звонок вполне отражал негативное отношение министра к главному конструктору...

На следующий день вышел приказ министерства об организации аварийной комиссии, которая включала представителей Омского ПО "Полет" (изготовители РН), КБ "Энергомаш" и "Юж-

маш" (разработчики и изготовители ЖРД), ЦНИИМАШ, НИИТП, НИИХИММАШ, а также заказывающего управления МО.

Собранные остатки ЖРД были доставлены в Днепропетровск, там же проходила работа аварийной комиссии. Большинство членов комиссии априори были настроены объяснить аварию возникновением ВЧ-колебаний на основном режиме работы двигателя 11Д614. Основной мотив их уверенности: "Если не ВЧ, то что?!" Здесь, видимо, надо сказать, что аварийные отключения ЖРД не обязательно происходят по внутривысательным причинам. Могут быть, например, ложные команды от дефектной системы управления - да мало ли в РН систем, выход из строя которых способен привести к аварийному отключению двигателя! В данном случае претензий к работе других ракетных систем не было, все замыкалось на падении тяги ЖРД из-за разрушения одной из КС. Причину разрушения следовало найти и объяснить ее происхождение. Конечно, можно было подозревать некачественное изготовление КС, но убедительных доказательств эта версия не получила. В то же время, телеметрические записи давления в КС хотя и не однозначно, но все же свидетельствовали о внезапном возникновении ВЧ-колебательного процесса. В восьмидесятых годах руководство ракетной отрасли директивно требовало от каждой аварийной комиссии однозначно устанавливать причину аварии, причем причину конкретную, физически осязаемую. Однако каждая авария из-за возникновения ВЧ-колебаний настолько индивидуальна, средства контроля работы ЖРД в составе РН столь ограничены, а ударившийся о землю при падении с большой высоты двигатель настолько деформирован, что требуется подлинное искусство, высочайшая квалификация и опыт аналитической работы, чтобы адекватно разобраться в разрозненной и подчас противоречивой информации.

Вот типичная ситуация при разборе аварии: аварийный ЖРД изготовлен по принятой для серийного производства конструкторской документации и по устоявшейся технологии, имеющиеся отступления от требований конструкторской документации допущены в установленном порядке карточками разрешения, контрольное технологическое испытание успешно пройдено, партия защищена полноресурсным контрольно-выборочным испытанием, двигатель принят заводским техническим контролем и представителем заказчика. Словом, двигатель такой же, как десятки, а то и сотни успешно отработавших при предыдущих запусках как на стенде, так и в составе РН. Такой же, но что-то в нем не так, раз произошла авария... Вот это самое "не так" и нужно отыскать, затем дать заключение о возможности дальнейшего выпуска двигателей, а также - о возможности эксплуатации ЖРД, находящихся в составе ракеты у заказчика.

Примерно в такой ситуации и начала работать аварийная комиссия. В результате длительных обсуждений, с использованием терминологии, порой выходящей за рамки научно-технической, возобладала версия о возникновении ВЧ-колебаний "жесткого" типа, т.е. порожденных внешним начальным импульсом давления. Такой импульс мог произойти из-за самопроизвольного взрыва ранее накопившегося горючего в присоединенном к КС объеме. Этим присоединенным объемом мог быть трубопровод, установленный между КС и датчиком измерения дав-

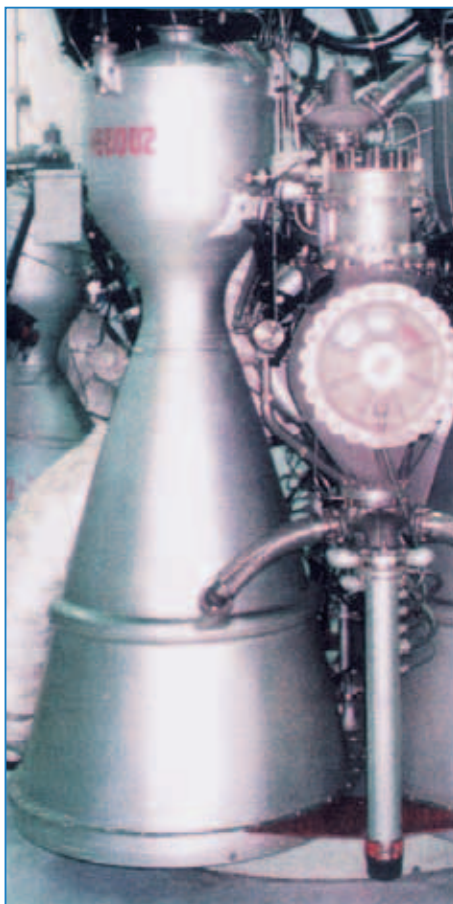
ления газов. Такой способ размещения датчика был заимствован от двигателя-прототипа 8Д514, разработанного в начале шестидесятых годов (в ЖРД более поздней разработки подобные конструкции не применялись). Надо сказать, что указанная причина возникновения ВЧ-колебаний давления газов в КС не была теоретическим измышлением, она нашла убедительные подтверждения в экспериментальных работах. Все члены аварийной комиссии подписали заключение, хотя прямых доказательств, позволяющих однозначно указать причину возникновения ВЧ-колебаний, не было.

В своей практической деятельности автор несколько раз сталкивался с подобным объяснением причин возникновения ВЧ-колебаний в ЖРД как разработки КБ "Энергомаш", так и других двигательных КБ. И всегда это было следствием безысходности, порожденной отсутствием других видимых причин аварии. Хотя теоретически такой механизм возникновения ВЧ-колебаний и возможен, однако неопровержимых данных о разрушении ЖРД вследствие их возбуждения в процессе полета, т.е. свидетельств, подтвержденных средствами объективного контроля, нет. Тем не менее, конструкторы учитывают такую возможность и соответствующим образом оформляют конструкцию канала к датчику давления газов. Работает принцип: если этот дефект теоретически возможен, то практически он должен быть предотвращен.

Приняв указанную причину разрушения ЖРД, аварийная комиссия рекомендовала отказаться от измерения давления газов, а для обеспечения нормального функционирования системы управления работой ЖРД контролировать давление горючего в смесительной головке. С момента утверждения заключения аварийной комиссии в Министерстве общего машиностроения и Главном управлении КОС изготовление камер сгорания и двигателя 11Д614 велось с учетом этой рекомендации. Оставалось провести аналогичные доработки двигателей, находящихся в составе ракет-носителей на хранении у заказчика, которые следовало выполнить силами производственных бригад завода-изготовителя двигателей, т.е. "Южмаш".

Составив план выполнения этих работ, представители КБ "Энергомаш" прибыли на "Южмаш" для его подписания перед утверждением в главках МОМ и МО. И неожиданно встретили противодействие технических специалистов среднего звена завода. Основной мотив ("опять эти Химки напортачили, а нам расхлебывать") маскировался в замечаниях вида: "Это где же мы посреди года возьмем 4 км труб для замены?" или "Эту работу может выполнить один-единственный сборщик в цехе, если его отправить в командировку, то завод не выполнит план". Были и другие, столь же "весомые" доводы, ведь дорабатывать следовало РН, которые изготавливало другое предприятие - омское ПО "Полет".

Для разрешения возникших противоречий собрались у заместителя директора "Южмаша" В.И. Сичевого. На совещании присутствовали все специалисты, которые должны были подписать или завизировать план доработки ЖРД. После неизбежного этапа пререканий план все же был подписан и утвержден. Доработку двигателей провели без происшествий, после чего РН 11К65М успешно использовались по государственному космическому программам СССР и России до 1996 г. Замечаний к работе ЖРД 11Д614 после января 1983 г. больше не возникало.



Современные тенденции западноевропейской авиационной промышленности

Александр Николаев

Уменьшение объемов сбыта военных самолетов и вертолетов, вызванное существенным сокращением вооруженных сил стран НАТО после ликвидации Варшавского договора, поставило перед авиационной промышленностью Запада ряд проблем и, в частности, способствовало значительному обострению конкурентной борьбы. В последнее время наиболее острое соперничество развернулось между франко-германо-испанской группой EADS и английской компанией BAe Systems. Именно эти структуры контролируют наиболее значимые западноевропейские программы в области авиации: вертолетную (Eurocopter), истребительную (Eurofighter), поддержки эксплуатации боевого самолета "Торнадо" (Panavia) и пассажирских аэробусов (Airbus GIE). Недавно на стороне EADS в борьбу вступила итальянская компания Finmeccanica SpA.

Центростремительные силы

Эксперты отмечают, что, с одной стороны, правительства западноевропейских стран постепенно отказываются от непосредственного вмешательства в деятельность авиационных компаний и групп и даже содействуют ускоренной приватизации фирм, еще недавно контролировавшихся государством. Интенсивно идут процессы слияния и взаимопроникновения капиталов, причем как на внутригосударственном, так и на интернациональном уровне. Преследуемая цель преобразований - повышение эффективности производства и сокращение нагрузки на бюджет. С другой стороны, правительства стараются возможно дольше сохранять рычаги влияния на "ушедшие в свободное плавание" компании и фирмы с тем, чтобы приватизация не приводила к нежелательным политическим последствиям, а если это возможно, то обеспечивала бы еще и усиление позиций своей страны.

До того момента, пока в состав EADS не вошла французская фирма Dassault Aviation, английская BAe Systems представляла собой наиболее мощного европейского "игрока" в области систем вооружений и в секторе боевых самолетов, в частности. BAe Systems существенно превосходила по экономической мощи итальянскую Finmeccanica SpA и тем более ее дочерние фирмы Aeritalia и Alenia Aerospazio. Между тем, с подачи итальянского правительства, Finmeccanica SpA всегда настаивала на равном (fifty-fifty) представительстве в совместных международных альянсах. Англичане не смогли или не захотели "на равных" работать с новоявленными партнерами в таких привлекательных, гарантирующих большие прибыли программах как Eurofighter или JSF, а вместо этого предложили итальянцам "второсортную" программу модернизации противолодочного самолета "Нимрод".

Гораздо более выгодное предложение Finmeccanica SpA получила от EADS. Суть его заключалась в создании совместного предприятия, в равной степени принадлежащего обеим компаниям. Новый альянс осуществляет контроль над программами Eurofighter (67 %) и Panavia (57,5 %) и владеет 25 % акций Aeritalia (в дальнейшем планируется довести долю в акциях этой компании до 100 %). Таким образом, позиции EADS в указанных программах существенно упрочились, что позволяет более решительно влиять на принятие стратегических решений. Вместе с тем, Finmeccanica SpA пока не допущена до дележа прибылей от весьма привлекательной программы гражданских самолетов-аэробусов. В качестве утешительного приза ей обещано участие в создании перспективного германо-итальянского противолодочного самолета (в пике новому варианту "Нимрода") и, что самое главное, в разработке военно-транспортного A400M.

Встав на сторону EADS, итальянцы учитывали и то обстоятельство, что BAe Systems вместе с частично контролируемой ею шведской Saab AB все более скатывается на проамериканские позиции, противопоставляя себя остальным европейцам. Получив поддержку со стороны стратегических партнеров в США, альянс BAe Systems + Saab AB обещает в ближайшем будущем стать наиболее мощным производителем боевой авиационной техники в Европе. Итальянские предприниматели, обеспокоенные перспективой потери рынков сбыта не только за рубежом, но и внутри собственной страны, осознали, что в одиночку им не выстоять. По этой причине выбор EADS - более гиб-

кой и менее склонной к техническому и финансовому доминированию - был для них естественным. К тому же относительно небольшой компании и психологически гораздо легче заключить союз с альянсом, включающим трех средних по индустриальной мощи партнеров, нежели попасть под влияние непредсказуемого гиганта.

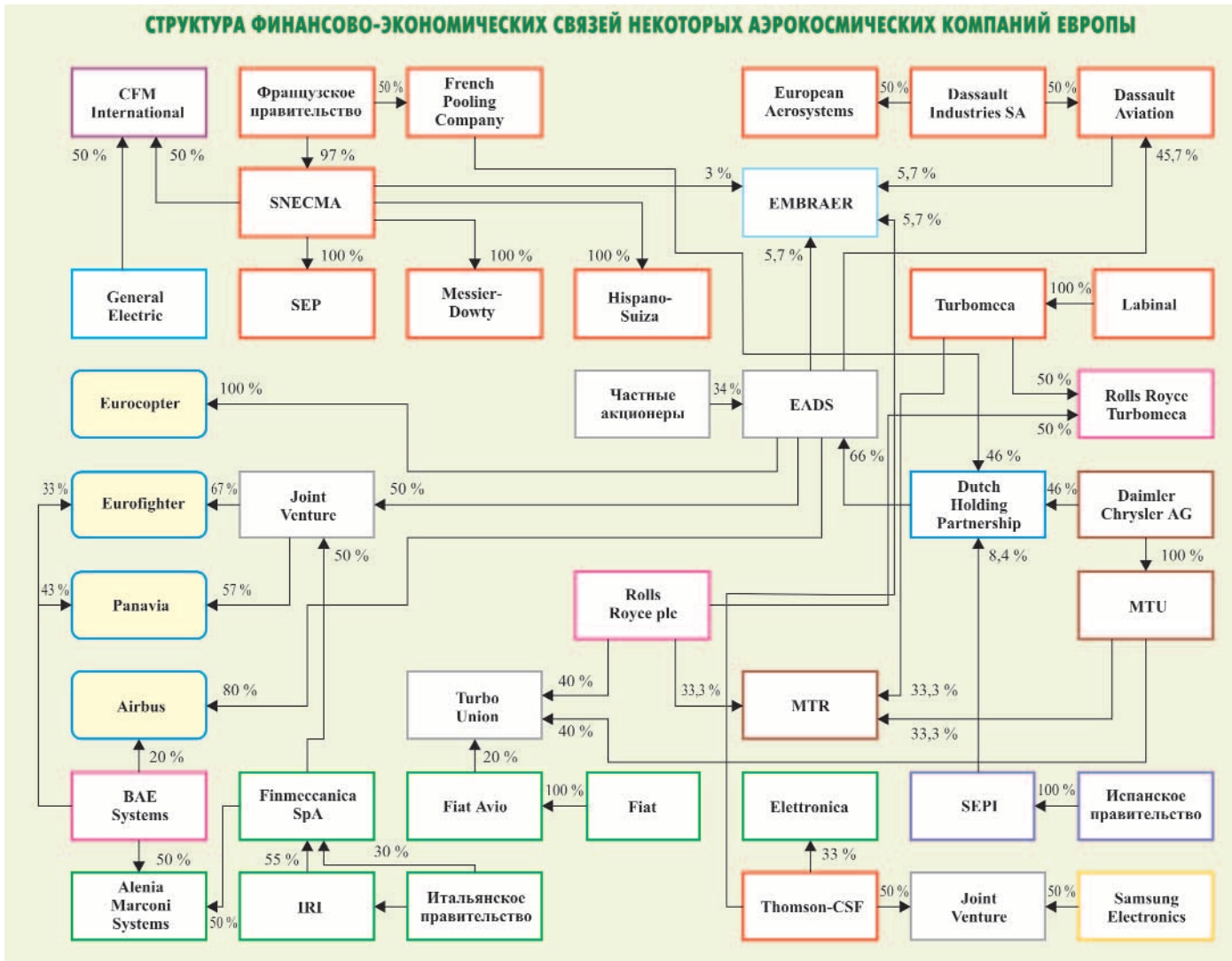
Совместное предприятие EADS/Finmeccanica - EMAC

Партнеры, заключившие стратегический союз, располагают огромным потенциалом. Сегодняшняя EADS - это 95 тысяч сотрудников и капитал в 21 млрд евро. Показатели Finmeccanica несколько скромнее - 44 тысячи работников и 6,2 млрд евро (при этом 17 тысяч сотрудников и 2,6 млрд евро вовлечены в производство силовых установок, средств наземного транспорта, электроники и т.п.). Очевидно, что полномасштабное слияние неминуемо привело бы к неравенству, поэтому совместное предприятие EMAC (European Military Aircraft Company) представлено лишь частью ресурсов сторон и насчитывает 17 тысяч работников, а его капитал оценивается в 2,5 млрд евро. Итальянский "взнос" представлен компанией Alenia Aeronautica - это чуть менее чем 9 тысяч сотрудников и финансовый капитал 2,2 млрд лир. Партнеры из EADS поделили в состав EMAC те предприятия и организации фирм DASA и CASA, которые занимают преимущественно военной авиационной проблематикой, при этом французская компания Dassault выведена за скобки соглашения. В связи с тем, что EADS и Alenia Aeronautica уже вложили немало средств в создание потенциальных конкурентов - легких пассажирских самолетов CN-235/C-295 и C-27, соответственно - было принято решение, что дальнейшая разработка этих машин будет вестись вне рамок EMAC.

Основными задачами для совместного предприятия EADS/Finmeccanica в настоящее время выбраны: разработки в области конструкции перспективных самолетов (на решение этой задачи будет направлено 28 % финансовых и людских ресурсов EMAC), программа Eurofighter (25 %), другие программы создания новых военных летательных аппаратов (23 %), "специальный транспортный самолет" (завуалированное наименование A400M и его вариантов, 16 %) и программа легкого учебно-транспортного самолета (8 %). Кстати, последняя из указанных задач, по-видимому, ставит окончательный крест на российско-итальянской программе Як/АЕМ-130. Итальянцы намерены отделить "вершки от корешков", забрать свою часть, "европеизировать" машину и в дальнейшем на ее основе реанимировать программу создания легкого штурмовика AMX в качестве конкурента американского JSF.

Более отдаленные планы Finmeccanica связаны с приобретением по меньшей мере 5 % акций компании Airbus Integrated Company, которая придет на смену современной Airbus GIE, для чего потребуются еще 2 млрд лир. Вместе с тем, действовать придется очень осторожно, поскольку этот проект может войти в противоречие с соглашением между Alenia Aeronautica и американской компанией Boeing... прямым конкурентом Airbus! Европейские партнеры не слишком одобряют "двурушничество" итальянцев при осуществлении программ создания крупных пассажирских лайнеров. С тем, чтобы поплотнее привязать Finmeccanica и ее дочерние фирмы к Старому Свету, европейцы предложили ей 10-процентный пай в

СТРУКТУРА ФИНАНСОВО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ СВЯЗЕЙ НЕКОТОРЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ КОМПАНИЙ ЕВРОПЫ



программе А3ХХ. Это потребует привлечения дополнительных 2,5...3 млрд лир. Если итальянцы согласятся, их финансовые возможности будут практически исчерпаны, что исключит возможность принятия ими каких-либо неожиданных для EADS решений.

Другим направлением вовлечения Alenia Aeronautica (то есть и Finmeccanica тоже) в общеевропейские программы стало предложение о сотрудничестве с EMBRAER и группой французских компаний (Aerospatiale-Matra, SNECMA, Thomson-CSF, Dassault Aviation) с целью разработки регионального реактивного пассажирского самолета. Тем самым итальянцам предлагают отказаться от взаимодействия с фирмой Bombardier, переговоры с которой зашли достаточно далеко.

Объединение неизбежно. Но с кем?

Следует подчеркнуть, что отношения между отдельными партнерами внутри EADS далеки от идеальных. Как известно, в настоящее время практически параллельно осуществляются две программы создания перспективного тактического истребителя: международная Eurofighter и национальная французская Rafale. Попытки разместить "под одной крышей, но в разных комнатах" два самолета-близнеца удаются с трудом, постоянно натываются на сопротивление семьи Дассо, которая владеет половиной акций Dassault Aviation и открыто заявляет о целесообразности "порвать с EADS и сделать ставку на сотрудничество с BAe Systems". Но эта позиция не находит поддержки у французского правительства, которое считает существование EADS важнейшим достижением франко-германского стратегического сотрудничества.

Что касается компании BAe Systems, то перед ней также стоят серьезные проблемы. Утратив возможность "привязать" к себе итальянцев, англичане потерпели третье поражение подряд (прежде без успеха закончились переговоры с DASA, а еще раньше - с CASA). Британского гиганта постепенно "зажимают в угол", навязыва-

ют ему условия, абсолютно не соответствующие его размерам, возможностям и амбициям. Программа Tornado приближается к финишу, а участие BAe Systems в программе Eurofighter относительно невелико. Фактически речь идет о выборе: либо английской компании придется "встать в кильватер" заокеанскому гиганту Boeing, о равноправном партнерстве с которым и не приходится мечтать, либо возобновить переговоры с европейской группой авиастроителей о создании единого Панъевропейского альянса. В одиночку BAe Systems не выстоять, это понимает руководство компании, но против более тесных связей с EADS выступает... правительство Великобритании, опасаящееся утратить "особые отношения с Америкой". Правительство ведет интенсивные консультации с Белым домом о возможности подключения британских авиастроителей к программам JSF, BVRAAM, FOAM и др.

На арену выходят и новые игроки, прежде не имевшие отношения к авиастроению вообще и к боевой авиационной технике, в частности. Вмешательство мощных финансовых групп ныне приводит к головоломным для экспертов сложностям при анализе последствий, к которым это вмешательство может привести. Примером "простенького вопроса" для знатоков может быть такой: "Что произойдет, если, к примеру, французская финансовая группа Legardere осуществит свое намерение включиться в авиастроительный бизнес?" Первый, самый поверхностный ответ мог бы звучать так: "Тогда она будет контролировать 37 % акций French pooling company, которая на 45,8 % контролирует Dutch holding partnership, которая владеет 65,5 % акций EADS, которая наполовину контролирует совместное предприятие EMAC, созданное предпринимателями трех совершенно других государств". В общем, речь пойдет о некоем общеевропейском доме, который пока строит не Джек, а скорее Ганс, Хуан, Пьер и примкнувший к ним Марчелло...

АЛЕКСАНДР МИКУЛИН, ЧЕЛОВЕК - ЛЕГЕНДА

Лев Берне, Владимир Перов

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



Но вернемся к проблемам завода № 300. На протяжении всего 1947 г. устранялись дефекты двигателя, выявленные в ходе испытаний. После этого Микулин сумел подключить к активной работе по реактивной тематике филиал КБ при заводе № 45. Именно там был проведен уникальный эксперимент, о котором следует рассказать подробнее.

В процессе доводки "изделия 19" (заводской индекс АМТКРД-01) выяснилось, что двигатель имеет неплохие резервы: можно было заметно повысить его тягу и снизить удельный расход топлива. Однако в то время разработчики еще не умели получать ставшие теперь классическими характеристики компрессора (зависимости степени сжатия компрессора p_k от расхода воздуха G_v при постоянной приведенной частоте вращения). Незнание этих характеристик сдерживало его дальнейшее усовершенствование. И тут руководитель группы компрессоров Прокопий Филиппович Зубец предложил невероятно смелое решение: снять такие зависимости на полноразмерном двигателе. Для этого на выработавшем ресурс АМТКРД-01 перед сопловым аппаратом турбины на выходе каждой из 22-х камер сгорания установили поворотные заслонки, включенные в общую цепочку управления. Прикрытые заслонок при постоянной частоте вращения ротора, естественно, приводило к росту степени повышения давления в компрессоре π_k вплоть до достижения помпажной точки.

Микулину предложение Зубца чрезвычайно понравилось. В дальнейшем один из авторов статьи (Л. Берне) выполнял обязанности ведущего инженера по этой теме. Трудностей встретилось немало: заслонки заклинивало, они прогорали, корпуса камер сгорания коробило и т. п. Было проведено свыше 20 испытательных "гонок" двигателя, и в результате удалось получить полную характеристику компрессора (включая границу устойчивой работы) с фиксацией множества параметров по отдельным ступеням. Затем, после ряда переборок, было выполнено еще более десятка запусков двигателя с различными вариантами компрессора. Задачами этого цикла являлись уточнение газодинамических характеристик, подбор профилей и углов атаки лопаток, ликвидация помпажных явлений, установление оптимальной степени сжатия компрессора и

снижение удельного расхода топлива. Одним из зримых результатов экспериментов стал отказ от восьмиступенчатого компрессора в пользу девятиступенчатого, обеспечившего двигателю лучшие значения тяги и удельного расхода. Первый двигатель с новым компрессором был изготовлен 3 ноября 1948 г. и получил наименование АМРД-02 ("изделие 21"). Ответственным ведущим конструктором по этой теме стал Виталий Николаевич Сорокин (впоследствии - заместитель главного конструктора).

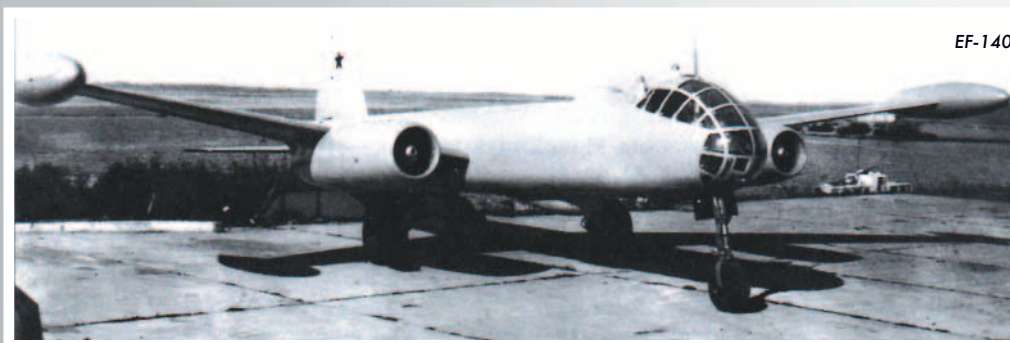
Сегодня не могут не поражать исключительно высокие темпы работы ОКБ в то непростое время. Так, проектирование АМРД-02 официально было начато 15 февраля 1948 г., а уже 10 апреля завершилась разработка рабочих чертежей, технологий и большинства чертежей оснастки. За 21 месяц в цехах завода изготовили 17 двигателей АМТКРД-01, а за 10 месяцев - 5 двигателей АМРД-02, и это не считая трудозатрат на проведение 65 переборок для опробования и внедрения отдельных узлов и агрегатов двигателя, а также для устранения обнаруженных дефектов.

Таким образом, полученный в результате доводочных работ двигатель АМРД-02 являлся дальнейшим развитием АМТКРД-01. С 1949 г. производство полностью перешло на изготовление усовершенствованного "изделия 21А". Увеличения тяги и снижения удельного расхода топлива удалось достичь благодаря повышению степени сжатия компрессора, к.п.д. компрессора и турбины, увеличению расхода воздуха. Микулин добился, чтобы АМРД-02 по габаритным размерам и узлам крепления не отличался от предшественника, поэтому они стали полностью взаимозаменяемыми.

Запуск двигателя осуществлялся воздушным стартером ТР-560 типа "Рут", изготовленным заводом № 165. Регулирование подачи топлива обеспечивалось автоматом дозировки топлива (на установившемся режиме) и автоматом приемистости (на переменных режимах), что позволяло передвигать РУД практически с любым темпом. За пятой ступенью компрессора установили десять клапанов перепуска воздуха с расходом около 5 кг/с. Увеличение запасов устойчивости компрессора позволило отказаться от применения регулируемого конуса реактивного сопла, что упростило конструкцию и эксплуатацию двигателя.

На переднем корпусе и в центральном коке была установлена антиобледенительная система.

Двигатель стал значительно проще в управлении по сравнению с предшественником. Помимо размещения на нем всевозможных самолетных агрегатов, "ноль второй" снабжался еще и дополнительной коробкой привода агрегатов. В декабре 1948 г. АМРД-02 успешно прошел совместные заводские испытания.



EF-140

Разумеется, АМРД-02 не был лишен недостатков: в частности, важнейшим из них считался большой диаметр двигателя (1380 мм) и отсутствие системы автономного запуска. И все же все минусы перевешивал тот факт, что компрессор, камеры сгорания и турбина "изделия 21А" являлись доведенными по всем правилам науки того времени. Микулин и его конструкторы, технологи, производственники, экспериментаторы и испытатели именно на этой машине научились делать газотурбинные двигатели. В марте 1949 г. вышло постановление правительства, подписанное И.В. Сталиным, которым предусматривалось проведение 50-часовых государственных стендовых испытаний АМРД-02. Через месяц эти испытания были успешно завершены.

11 мая 1949 г. И.В. Сталин подписал постановление Совета Министров СССР № 1876-688сс, которым утверждался акт государственных стендовых испытаний АМРД-02. Далее в постановлении устанавливался срок проведения летных испытаний самолета "140" с этим двигателем - уже в третьем квартале 1949 г. Но ни слова не говорилось о том, что АМРД-02 идеально подходил для нового двухмоторного бомбардировщика "82" конструкции А.Н. Туполева.

20 мая 1949 г. министр авиапромышленности М.В. Хруничев

Основные технические данные двигателя АМРД-02

Параметр	Значение
Взлетная тяга, кгс	4250
Номинальная тяга, кгс	3850
Масса двигателя, кг	1675
Удельный расход на крейсерском режиме, кг/кгс·ч	1,0
Максимальный расход воздуха, кг/с	75
Степень повышения давления в компрессоре	5
Температура газов перед турбиной, К	1125

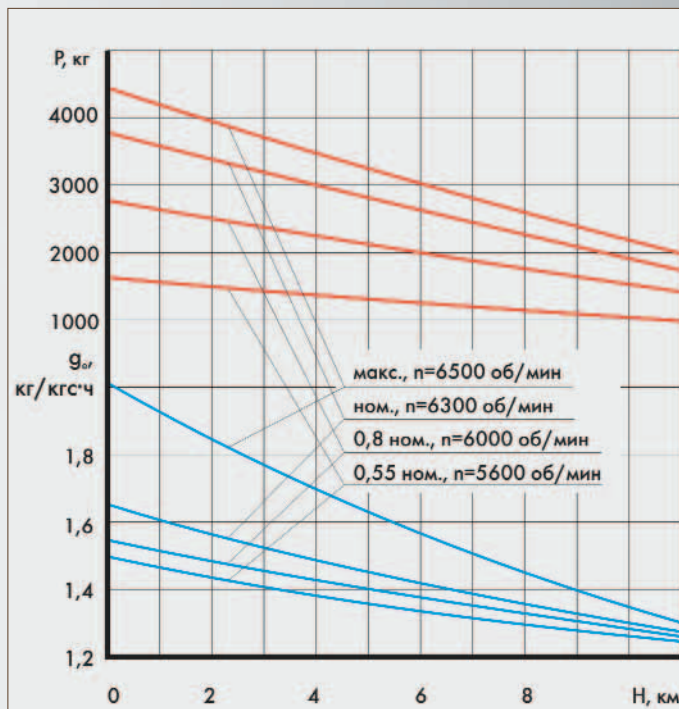
во исполнение постановления Совмина своим приказом распорядился "закончить доводку и предъявить не позднее 1 июня 1949 г. на государственные стендовые испытания двигатель АМРД-02 с автономным запуском, с техническими данными по образцу, прошедшему 50-часовые государственные стендовые испытания". Симпатично, что в приказе МАП не было ни слова об установке АМРД-02 на самолет Бааде.

Заметим, что еще в конце 1948 г. ВВС потребовали обеспечить автономный запуск двигателя. Микулин разработал совершенно оригинальный турбостартер, получивший наименование С-300: газотурбинный двигатель со всеми его элементами, включая систему автоматического регулирования. Турбостартер имел центробежный компрессор, кольцевую камеру сгорания с полюбившимся Микулину противотоком и одноступенчатую турбину. Мощность передавалась на вал двигателя через редуктор и гидромолфу. Ресурс стартера обеспечивал 300 запусков, на один цикл затрачивалось всего 0,8 кг топлива. Масса С-300 составляла 62 кг, он развивал мощность 45 л.с.

В апреле 1949 г. начались автономные доводочные испытания турбостартера, а в октябре завершились официальные совместные с ВВС испытания двигателя АМРД-02 с автономным запуском от турбостартера С-300.

Но вернемся немного назад. 10 сентября 1948 г. на аэродроме "Теплый стан" летчик Пауль Юльге начал делать пробежки и подлеты на новом самолете "140" (другое название EF-140 или просто "стосороковой") с двигателями АМТКРД-01. В то время по летным данным "140" являлся одним из лучших бомбардировщиков в мире. Его максимальная скорость позволяла легко отрываться от преследования большинства типов истребителей, самолет имел герметичную кабину, сильное оборонительное вооружение и немало других новшеств, которые впоследствии нашли применение на отечественных машинах.

Юльге двигатели Микулина сразу понравились: на EF-140 их было всего два, а не шесть, как на "юнкерсе" или "сто тридцать первым". Уходила в прошлое возня с многочисленными Jumo 004 (почти каждый полет сопровождался отказом хотя бы одного из них), да и тяговооруженность машины существенно увеличилась.



Но был один нюанс. Автоматика запуска, как мы ее теперь представляем, у АМТКРД-01 отсутствовала. Летчик при запуске фактически вручную дозировал подачу топлива. И хотя Юльге специально приезжал на испытательную станцию филиала завода, он так и не сумел научиться уверенно запускать двигатель. Посоветовавшись с Бааде, Микулин принял решение ввести в состав экипажа (он состоял из четырех человек) ведущего инженера завода № 300 по летным испытаниям.

Имелось еще одно обстоятельство, которое, впрочем, не афишировалось: с полной заправкой "140" был способен легко уйти за рубеж - ведь истребителя, способного перехватить его, в Советском Союзе в то время еще не существовало. Когда Бааде узнал о возникших опасениях, он залился смехом: "Вы не знаете немцев. Пока Юльге не получит летное вознаграждение, а это вполне приличная и по западным меркам сумма, он никуда не улетит". Тем не менее, решили подстраховаться. Ведущим инженером от завода Микулин назначил Кирилла Андреевича Сазонова - своего ученика, квалифицированного инженера-испытателя и очень мужественного человека. Между прочим, Сазонов был чемпионом Советского Союза по регби. В случае чего спортивные и волевые качества Сазонова могли пригодиться...

В докладе о результатах первого испытательного полета М.М. Лукин указал: "Докладываю Вам, что 30 сентября 1948 г. самолет "140" с двумя двигателями АМТКРД-01 совершил первый вылет. Пилотировал самолет летчик Юльге. Задание полета выполнено. Причины выявленных дефектов выясняются".

Конечно, не все прошло так благополучно, как указано в сообщении Лукина. После набора высоты, когда Юльге убрал обороты, правый двигатель остановился. Полуобернувшись, Юльге бросил Сазонову: "Bitte...". Кирилл Андреевич спокойно, как на



Немецкие конструкторы за работой. Третий справа - Бааде

стенде, запустил двигатель и в свою очередь сказал: "Bitte!" При заходе на посадку остановился левый двигатель. Но самолет был уже на прямой, и Юльге блестяще посадил его с одним работающим АМТКРД-01. После посадки в течение часа разобрались: двигатели работали нормально, но в системе подачи топлива оказалась воздушная пробка.

Следует отметить, что для ускорения выполнения программы испытаний EF-140 было решено часть полетов, связанных с изучением взлетно-посадочных свойств и особенностей аэродинамики самолета с крылом обратной стреловидности, провести на EF-131. Юльге выполнил на нем 15 полетов, в ходе одного из них было достигнуто число $M=0,75$.

Первому полету EF-140 предшествовало важное событие: в июле 1948 г. в связи с сокращением военного производства и опытного строительства решением правительства СССР многие авиационные КБ и заводы были переориентированы на производство серийной техники. В частности, и завод № 1 ждала та же участь. Бааде немедленно направил ряд писем в высшие инстанции, а с Микулиным он неоднократно связывался по телефону. Обращался ли Александр Александрович после этого к кому-либо за содействием - информации нет, но реакция руководства вскоре последовала. Не успели обсохнуть чернила на приказе о "реструктуризации авиапромышленности" (так, вероятно, его называли бы сегодня), как министр М.В. Хруничев направил письмо И.В. Сталину с предложением сохранить немецкие КБ на заводе № 1: "...Главным конструктором Бааде представлен проект реактивного бомбардировщика с полетным весом 30 т, максимальной скоростью 990 км/ч, дальностью 3000 км и бомбовой нагрузкой 3000 кг. На этом самолете будут установлены два реактивных двигателя конструкции тов. Микулина - АМРД-02 с тягой 4000 кг. Реактивный двигатель АМРД-02 в соответствии с постановлением Совета Министров СССР находится в изготовлении и будет предъявлен на государственные испытания в 4 квартале 1948 г. Проект рассмотрен и одобрен экспертной комиссией МАП, а также АТК ВВС... Докладывая об этом, прошу Вас рассмотреть предложенный конструктором Бааде вариант строительства опытного реактивного бомбардировщика..."

Хотя приказ о расформировании многих самолетных КБ впрямую не коснулся немецких конструкторов, но косвенно он все же отразился на судьбах некоторых из них. Дело в том, что были расформированы ОКБ при заводе № 21 в Горьком, которое возглавлял Семен Михайлович Алексеев, бывший заместитель Лавочкина, и ОКБ при уфимском моторном заводе № 26, которым руководил Николай Дмитриевич Кузнецов, бывший заместитель В.Я. Климова. Алексеев и Кузнецов - молодые и талантливые конструкторы - остались "за бортом", но вскоре появились приказы об их назначении главными конструкторами ОКБ заводов № 1 и № 2, соответственно.

Назначение Алексеева существенно изменило положение Бааде, однако Микулин этого "не заметил" и по-прежнему продолжал вести все дела, в том числе и переписку, с главным конструктором Брунольдом Бааде. Александр Александрович настойчиво бомбардировал письмами и министра Хруничева: "Убедительно прошу Вашего указания о завершении работ по летным испытаниям самолета "140" с двигателями АМТКРД-01..."

К этому времени, как уже говорилось выше, успешно прошел государственные испытания двигатель АМРД-02, "полностью взаимозаменяемый с двигателем АМТКРД-01". Логично было бы провести такую замену, в результате чего летные данные бомбардировщика "140" стали бы еще лучшими. Вместо этого по непонятным причинам появляется указание о переделке "140" в разведчик.

Одновременно Бааде фактически навязывают варианты самолета "140" с альтернативными двигателями - вначале с РД-45, а потом с ВК-1. В этой связи интересен документ, подписанный 16 апреля 1949 г. С.А. Алексеевым. В одной из его таблиц производится сравнение летных данных самолета "140", оснащенного двигателями ВК-1, (который, кстати, в то время еще не прошел испытаний), с вариантом, предусматривавшим использование дви-



Прокопий Филиппович Зубец на даче

гателей Микулина. В графе "АМРД" Алексеев указал данные самолета, оснащенного АМТКРД-01, хотя если бы он привел характеристики машины с двигателями АМРД-02, то любому непредвзятому читателю стало бы ясно: вариант с двигателями Микулина выигрывал по всем статьям. Вероятно, такая тенденциозность объяснялась особой "любовью" министерских работников к "неуправляемому" Микулину. С внедрением в серийное производство РД-45 и заметно окрепли и позиции В.Я. Климова.

Наступление на "германско-микулинском" фронте на этом не остановилось. Летом 1949 г. закрыли для немцев и аэродром в Теплом стане: военные "спохватились", что немецкие летчики могут узнать все особенности ПВО Москвы. Перенос испытаний на другой аэродром вызвал почти годичную задержку.

Пока новый главный конструктор Алексеев готовил документацию для варианта "разведчик", готовый бомбардировщик простаивал. Микулин обратился с просьбой к М.В. Хруничеву о проведении испытаний "стосорокового" с двигателями АМРД-02, прошедшими к этому времени государственные стендовые испытания. Очевидно, это не входило в планы министра. Хруничев с ответом тянул еще несколько месяцев, а тем временем Алексеев раздобыл самолет "для проведения доработок".

Испытания "140" в варианте разведчика с двигателями ВК-1 провели только спустя полтора года, когда он уже не мог составить никакой конкуренции серийным Ил-28 и Ту-14. К тому же и летные данные самолета по сравнению с вариантом, оснащенным АМТКРД-01, ухудшились: в частности, максимальная скорость уменьшилась почти на 50 км/ч. 18 июля 1950 г. решением Совмина СССР все работы по самолету "140" были прекращены.

Но вернемся немного назад. Летом 1949 г. Микулин, накопивший несколько отпусков, оказался в своих любимых Гаграх, где он, кстати, на теннисных кортах сражался с молодым Генрихом Новожиловым. Вплоть до поздней осени Александр Александрович лечился и отдыхал. А тем временем на заводе № 300 происходили важные события.

Как известно, в 1947 г., когда встал вопрос о покупке английских ТРД, в Англию на фирму "Роллс-Ройс" была командирована делегация советских двигателестроителей. С фирмой было достигнуто соглашение о том, что советские специалисты в течение трех-четырёх месяцев получат возможность ознакомиться не только с конструкцией закупаемых двигателей, но и с технологией их изготовления. Для фирмы в качестве главной цели поездки было названо обоснование выбора конкретного типа двигателей, который впоследствии и предполагалось приобрести, причем довольно большой партией. Микулин, узнав об этом мероприятии, потребовал включить в делегацию от завода № 300 своего будущего заместителя П.Ф. Зубца.

Фирма "Роллс-Ройс" показала нашим специалистам все, что касалось двигателей "Нин" и "Дервент", исключив при этом доступ советских специалистов в отделение сборки опытных двигателей сборочного цеха. Но англичане недооценили талант "посетителей". Они не знали, в частности, того, что П.Ф. Зубец был способным рисовальщиком, художником и отличным конструктором,

компоновавшим различные модификации нагнетателей моторов "АМ". Посещая механические цеха "Роллс-Ройса", Зубец заметил детали и узлы большого двигателя с многоступенчатым компрессором. Как позже выяснилось, это был "Эвон" - двигатель тягой 4000 кгс. Когда Зубец вернулся на родной завод, он рассказал Александру Александровичу о том, что ему удалось "подсмотреть" вопреки усилиям англичан. Вместе с Микулиным они быстро набросали схему двигателя, детали и узлы которого наблюдательный Прокоп (так Зубца называли на заводе) довольно точно воспроизвел. У Микулина одним из любимых занятий было "собрание" агрегата или мотора в целом на основе использования эскизов или рисунков его отдельных деталей и узлов. Этим же искусством хорошо владел и Прокопий Филиппович, о чем "наивные британцы" не догадывались.

Закончив работу, Микулин, полюбовавшись общей схемой сконструированного двигателя, сказал: *"Следующий двигатель будем делать по классической схеме, но, конечно, совсем по-другому, чем это сделано у англичан"*. После этого он как будто забыл про Зубца, но сразу вспомнил о нем тогда, когда в МАПе поднялся переполох: начались аресты членов делегации, ездивших на "Роллс-Ройс". Сказать, что Александр Александрович любил Прокопа, было бы неправдой. Но тот был очень нужным специалистом, и Микулин пустил в ход все свое влияние. Результат: из восьми членов злополучной делегации продолжили работать "на воле" только двое: представители Микулина и Климова...

Именно Зубцу Микулин поручил компоновку компрессора будущего АМ-3. Этим важным делом Прокопий Филиппович занимался на протяжении всего 1948 г. К июню следующего года по новому двигателю, получившему заводской индекс "изделие 25", были сделаны все основные газодинамические расчеты, а в перспективном отделе у легендарного Владимира Ивановича Базарова на большой чертежной доске появился его продольный разрез. Компоновочный чертеж еще не был закончен, когда Микулин ушел в отпуск и обязанности генерального конструктора перешли к С.К. Туманскому. Тот назначил Зубца ответственным ведущим конструктором по "изделию 25" (в серийном производстве АМ-3).

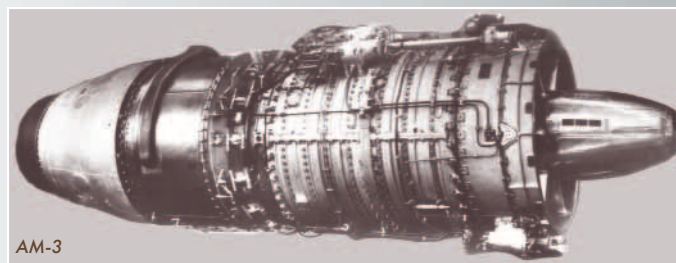
Сделаем еще одно отступление. В начале 1948 г. директором завода № 300 стал А.А. Завитаев. До этого Алексей Александрович прошел все ступени инженерно-руководящей деятельности. Начав с ученика токаря, он стал директором рыбинского авиамоторного завода, одного из крупнейших в отрасли. В 1942 г. Завитаева назначили заместителем наркома (впоследствии министра) авиационной промышленности СССР. Однако в 1946 г. на совещании у Сталина по поводу создания будущего Ту-4 неудачная фраза вызвала неудовольствие у "верховного", и Завитаев был разжалован в "рядовые" директора.

На завод № 300 Алексея Александровича пригласил сам Микулин, зная его как талантливого инженера и организатора. Но и Завитаев знал себе цену и вел себя достаточно независимо, иногда переступая границы, определенные Микулиным. Поэтому, при всем уважении друг к другу, у этих двух самолюбивых и талантливых людей бывали довольно серьезные размолвки... Одна из них в 1952 г. закончилась тем, что Микулин потребовал ухода Завитаева с завода. Поводом послужил тот факт, что Алексей Александрович, не спросив разрешения у ответственного руководителя, показал Н.Д. Кузнецову хорошо работающую кольцевую камеру нового двигателя АМ-5... Надо быть объективным: за четыре года работы А.А. Завитаев сделал для завода очень много. Чего стоит только то, что в 1948 г. под его руководством впервые в отечественном двигателестроении была освоена и внедрена штамповка лопаток компрессора из алюминиевых сплавов без припуска на механическую обработку. Позднее Завитаев работал директором опытного завода № 165 ОКБ Архипа Михайловича Льюлька. О нем помнят все жители заводского микрорайона, который он построил, а микрорайон так и называют: "Завитаевка".

Но вернемся к АМ-3. Итак, развернулось масштабное про-

ектирование с выпуском полной конструкторской документации. Туманский и Завитаев на свой страх и риск, не получив "добро" от Микулина, сделали очень ответственный шаг: запустили в производство детали и узлы нового двигателя. Более того, они встретились с министром М.В. Хруничевым и его заместителем М.М. Лукиным и получили от них полную поддержку. Казалось бы, ну и что - заместители руководителя хорошо, добросовестно и активно работают в его отсутствие. Но дело в том, что у Микулина были совсем другие планы...

Незадолго до ухода в отпуск Александр Александрович у-



АМ-3

лекся очередной идеей: на основе использования теории подобия, позволяющей сравнительно просто пересчитывать термогазодинамические параметры ТРД, одинаковых конструктивно, но имеющих разную размерность, проектировать малые двигатели и объединять их при необходимости в связки. Микулин проработал несколько схем и выбрал основную - идентичную той, что была изображена на доске у В.И. Базарова, но уменьшенную вдвое по линейным размерам. Однако четких указаний о приоритетности разрабатываемых двигателей Микулин не высказал, чем и воспользовались Туманский с Завитаевым.

Когда Микулин вышел из отпуска, создалась конфликтная ситуация: выяснилось, что он хотел в первую очередь создавать "малыша", а вовсе не "изделие 25". Но было уже поздно. Завитаев со свойственной ему энергией и талантом организатора все производство развернул на изготовление большого двигателя. Завод в три смены, полным ходом делал будущий АМ-3. Парадоксально, но в силу сложившихся обстоятельств оказалось, что Александр Александрович не подписал ни одного чертежа двигателя АМ-3, наиболее удачного микулинского ТРД.

Микулин оценил ситуацию, осознал, что в случае чего будет большой конфликт не только с заместителями, но и с министерством, и со свежими силами начал заниматься... малым двигателем. Более того, он поблагодарил Завитаева за проделанную работу и попросил его изыскать резервы для изготовления "изделия 31", как пока называли будущий АМ-5. Но "руки дошли" до него только в 1950 г.

Однако вернемся к "немецкому" бомбардировщику. Как только начали проясняться контуры будущего АМ-5, Александр Александрович послал К.А. Сазонова к Бааде с предварительным проспектом. Именно к главному конструктору КБ-1 Брунольфу Бааде, а не к главному конструктору завода № 1 С.М. Алексееву. В конце ноября 1949 г. Микулин, возвратившись из отпуска, снова вызвал Сазонова: *"Кирилл Андреевич, поезжайте к Бааде и спросите у него, чем я могу ему помочь"*.

Вернувшись из Дубны, Сазонов подробно доложил Александру Александровичу о ситуации на заводе № 1, сложившейся в результате политики, проводимой С.М. Алексеевым. Особенно возмутил Микулина тот факт, что Алексеев обратился к руководству МАП с предложением о смещении Бааде и Рессинга (КБ-2) с постов главных конструкторов и назначении их помощниками его, Алексеева, по технической части. К величайшему сожалению за год, прошедший после утверждения Алексеева главным конструктором, он так ничего и не сумел создать, но зато затормозил темы "140", "346" и "150". Надо признать, что все те преимущества, которые мы получили благодаря использованию опыта и знаний немецких специалистов, были безрассудно растрачены.

(Продолжение следует)



Владимир Котельников
Александр Медведь

АВИАЦИОННЫЕ ДИЗЕЛИ, ИЛИ ТЕРНИСТЫЙ ПУТЬ А.Д. ЧАРОМСКОГО

Дизель - плюсы и минусы

С момента появления дизель, как разновидность двигателя внутреннего сгорания, получил горячих приверженцев в России. В отличие от бензинового мотора в цилиндре дизеля сжимается не смесь топлива и воздуха, а чистый воздух, что позволяет значительно повысить степень сжатия, а значит и к.п.д. двигателя, поскольку возможность преждевременного воспламенения исключена. Идея такого цикла, впервые успешно реализованного Дизелем в 1896 г., была высоко оценена российскими инженерами и промышленниками: уже в 1897 г. по предложению профессора Г.Ф. Деппа лицензию на постройку дизельмотора приобрел завод "Людвиг Нобель" в Петербурге.

Весной 1903 г. от причала на Выборгской стороне в Питере отошел речной танкер "Вандал" водоизмещением 1150 т - первое в мире дизельное судно. Силовая установка теплохода состояла из трех дизельных моторов мощностью по 120 л.с. В 1907-1908 гг. весь мировой флот теплоходов насчитывал 30 единиц, из них 22 плавали под российским флагом. К 1913 г. ситуация стала еще любопытней: из 80 дизельных судов 70 принадлежала России. В начале прошлого века именно Россия лидировала в мире по количеству добытой нефти, служившей топливом для первых дизелей.

Дизельный мотор попытались применить в качестве привода для мощных электрогенераторов, а также на автомобилях, но уже в начале прошлого века из первой из упомянутых областей его быстро вытеснили паровые турбины, а из второй - бензиновые двигатели - более легкие и не требующие прецизионного оборудования для изготовления. Фактически, вплоть до второй половины двадцатых годов, развитие получили только малооборотные судовые дизели (мощность которых постоянно росла и достигла 10 000 л.с.), а также относительно маломощные мобильные дизель-генераторы, предназначенные для снабжения электричеством отдаленных предприятий, поселков и других объектов, куда еще не дотянулись линии электропередач.

В России помимо мирных речных теплоходов дизелями оснастили канонерские лодки (позднее перекаленированные в мониторы), да еще лодки подводные. До строительства дизельных крейсеров и броненосцев дело не дошло, зато для тракторов, как колесных, так и гусеничных, дизель подошел как нельзя лучше.

Общими чертами всех упомянутых выше дизельмоторов можно считать малую частоту вращения коленчатого вала и отсутствие жестких требований к удельной массе: как на судах, так и на тракторах, а тем более на стационарных установках в качестве важнейших требований рассматривались большой ресурс и высокая надежность.

Но время шло, техника развивалась, и во второй половине двадцатых возникла настоятельная необходимость в быстроходных (высокооборотных) дизелях, предназначенных для оснащения летательных аппаратов и боевой гусеничной техники. В отличие от предшественников, такие двигатели должны были обладать возможно меньшей удельной массой. Ранее уже упоминалось,

что вследствие большей степени сжатия к.п.д. цикла у дизелей выше, чем у бензиновых моторов, поэтому удельный расход топлива меньше на 25...35 %. Важным достоинством дизельмоторов считалось отсутствие системы зажигания, наводнявшей эфир помехами такой огромной величины, какие полностью исключали в то время возможность пользования радиосвязью на борту самолетов и танков, оснащенных бензиновыми двигателями. Дизельное топливо менее пожароопасно, чем бензин, у него больше плотность, а значит, для размещения топлива одинаковой массы требуются баки меньшего объема, что чрезвычайно привлекательно для авиации. Кроме того, изменение мощности дизеля в зависимости от высоты имеет более благоприятный характер, нежели у бензинового мотора. Режим работы дизеля регулируется, как правило, не только количеством подаваемой в цилиндры смеси, но и ее качеством (коэффициентом избытка воздуха α). Дизель способен устойчиво работать в относительно широком диапазоне значений α , что позволяет с увеличением высоты отходить от оптимального уровня в сторону все большего обогащения смеси, несолько увеличивая тем самым мощность двигателя.

Эти достоинства дизельмотора сделали его чрезвычайно привлекательными в глазах авиаконструкторов (и создателей боевых гусеничных машин). Но всякая бочка меда чревата возможностью присутствия некоторого количества дегтя, которого в данном случае хватало. Во-первых, из-за высокой степени сжатия максимальное давление в цилиндре дизеля примерно вдвое больше, чем у бензинового двигателя, поэтому все детали кривошипно-шатунного механизма приходится выполнять более прочными, а, значит, и более тяжелыми. Во-вторых, из-за все той же высокой степени сжатия для запуска дизеля требуется мощное и более тяжелое пусковое устройство. В-третьих, сгорание топлива в цилиндре дизеля сопровождается значительными пиковыми нагрузками, что порождает нежелательные колебательные процессы и требует применения массивных демпфирующих устройств. И, наконец, дизель имеет худшую приемистость по режимам работы, нежели бензиновый мотор.

Анализ достоинств и недостатков дизелей, как видно, не позволял сделать однозначного вывода о целесообразности или нецелесообразности их применения в авиации. Нужен был практический опыт, ибо, как гласила чеканная формулировка, популярная в те годы: "только практика является критерием истины".

Первые опыты с авиадизелями в СССР

Вплоть до конца двадцатых годов в нашей стране созданием легких быстроходных дизелей всерьез никто не занимался. Сложное положение в экономике ограничивало возможности конструкторов: не было ни средств, ни оборудования, ни опыта проектирования. Исключением можно считать первый в нашей стране авиационный дизель ВЯК мощностью 500 л.с., спроектированный в 1924 г. известным впоследствии конструктором авиамоторов В.Я. Климовым. До его реализации "в металле" дело не дошло. В 1925-1926 гг. в отделе двигателей тяжелого топлива НАМИ конструктор А.А. Микулин разработал два неболь-

ших дизеля - "Альфа" и "Бета". Первый из них построили в октябре 1926 г. и почти три года испытывали и доводили. Эти двигатели предназначались для танкеток.

Дизельными двигателями для самолетов в двадцатых годах активно занимались за границей. Их пытались строить в Германии, США, Франции и Чехословакии. Некоторые типы даже дошли до стадии серийного производства и выпускались в небольших количествах.

У нас первое время делали ставку на освоение зарубежного опыта. В августе 1929 г. велись переговоры с американской фирмой "Аллисон", которая предлагала сконструировать V-образный авиационный дизель максимальной мощностью 1000 л.с. Сделка не состоялась, так как стороны не сошлись в цене. В 1930 г. там же, в США, советские представители приобрели два серийных экземпляра и комплект чертежей звездообразного дизеля "Паккард". Авиатресту поставили задачу наладить производство по образцу заокеанской новинки. Испытания дизельного "Паккарда" провели в созданном накануне в Москве Институте авиационного моторостроения (ИАМ). В ходе испытаний у "Паккарда" выявилось немало дефектов (вскоре и в США выпуск его прекратили), и в результате от использования американского дизеля отказались.

Вместе с тем, интерес к созданию авиационного дизельмотора в нашей стране не пропал. Более того, он приобрел черты государственной программы. В условиях слабо развитой в СССР нефтехимии, качественного авиационного бензина постоянно не хватало. Дизель, работающий на газойле или керосине, да еще расходующий меньше топлива, чем карбюраторные двигатели, мог стать существенной поддержкой в решении многих проблем. Идею разработки отечественного авиационного дизеля активно поддерживали различные государственные и партийные инстанции. Отечественным авиационным дизелям большое значение придавали также руководство ВВС и в целом командование РККА. Командарм 1 ранга (впоследствии маршал) М.Н. Тухачевский, курировавший всю новую технику Красной армии, в январе 1932 г. отметил: "Создание авиационного дизеля есть одна из главнейших проблем в развитии авиации".

С истинно советским размахом началось формирование отечественной дизельной программы. Различным организациям поручили создание сразу шести типов двигателей различной мощности и различных схем.

В ИАМ (позднее к названию института добавилось слово "Центральный", и он приобрел теперешнее звучание - ЦИАМ) дизелестроением занялась группа, возглавлявшаяся А.Д. Чаромским. Собственно, и весь институт в то время состоял всего из двух отделов: отдела нефтяных двигателей (ОНД), которым руководил Чаромский, и отдела бензиновых карбюраторных двигателей (ОБД) во главе с В.Я. Климовым. Помимо ИАМ к работе над дизелями для самолетов подключили еще ряд научно-исследовательских и конструкторских организаций: Центральный научный ин-

ститут дизельных двигателей (ЦНИДИ, впоследствии Всесоюзный научный институт дизельных двигателей - ВНИДИ) в Ленинграде, Украинский институт двигателей внутреннего сгорания (УкРИДВС, впоследствии Украинский научно-исследовательский авиадизельный институт - УНИАДИ) в Харькове, харьковский Институт промышленной энергетики (ИПЭ), Особое КБ НКВД в Москве и др.

С целью рационального распределения усилий указанных организаций в конце 1931 г. был разработан план опытного моторостроения на 1932-1933 г., которым, в частности, предусматривалась разработка и изготовление следующих типов авиадизелей:

- Н-1 - четырехтактный, охлаждение водяное, номинальная мощность 600 л.с., масса не более 840 кг, организация-разработчик - ИАМ, срок подачи на госиспытания - 1 марта 1933 г.;

- Н-2 - четырехтактный, охлаждение водяное, номинальная мощность 1000 л.с., масса не более 1300 кг, организация-разработчик - ЦНИДИ, срок подачи на госиспытания - 1 января 1933 г.;

- Н-3 - четырехтактный, охлаждение водяное, номинальная мощность 500 л.с., масса не более 650 кг, организация-разработчик - УкРИДВС, срок подачи на госиспытания - 1 января 1933 г.;

- Н-4 - двухтактный, охлаждение водяное, номинальная мощность 500-600 л.с., организация-разработчик - ИПЭ (позднее - ХАИ), срок подачи на госиспытания - 1 мая 1933 г.;

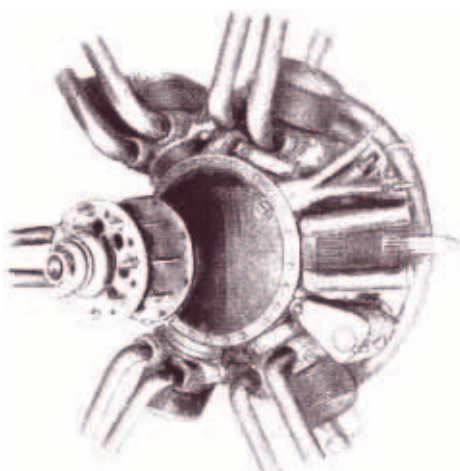
- Н-5 - двухтактный, охлаждение водяное, номинальная мощность 2000 л.с., масса не более 3000 кг, организация-разработчик - Особое КБ, срок подачи на госиспытания - 1 августа 1932 г.;

- Н-6 - двухтактный, охлаждение воздушное, номинальная мощность 500 л.с., масса не более 380 кг, организация-разработчик - Особое КБ, срок подачи на госиспытания - 1 декабря 1932 г.

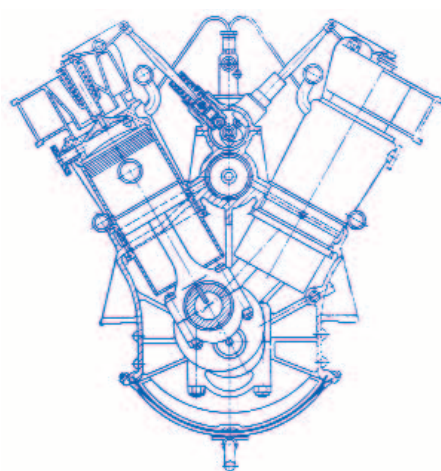
Буква "Н" означала "нефтяной", хотя фактически все эти двигатели должны были работать на газойле (дизельном топливе). Как видно, проектная масса для большинства из них устанавливалась из расчета 1,3...1,5 л.с./кг при максимальной мощности.

Созданием 12-цилиндрового V-образного дизеля Н-2 в ЦНИДИ (впоследствии ВНИДИ) руководил профессор Л.К. Мартенс. Интересной особенностью конструкции было применение 6-цилиндрового поршневого компрессора для наддува. Впоследствии работы перенесли в Москву, в ЦИАМ. Опытный образец изготовили в 1932 г. на заводе № 24 в Москве, там же он проходил стендовые испытания. Доводка дизеля продолжалась до конца 1933 г., удалось получить (кратковременно) мощность 1500 л.с., но затем работы прекратили, так как на "подфорсированном" Н-1 удалось получить лучшие результаты.

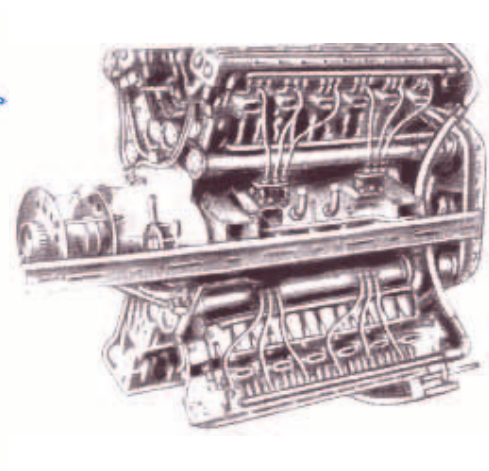
Задание на разработку дизеля, впоследствии получившего наименование Н-3, в июле 1931 г. выдали Лаборатории двигателей внутреннего сгорания (позднее УкРИДВС, затем УНИАДИ) в Харькове. Проектирование велось под руководством Я.М. Майера и Г.И. Аптекмана. Этот 12-цилиндровый V-образный дизель имел угол развала блоков цилиндров, равный 45°, массу 650 кг, диаметр и ход поршня - 150 и 165 мм, соответственно. Силовые



МСК



Поперечный разрез дизеля Мартенса



ФЭД-8



РД-Д (АНТ-36)

шпильки, стягивавшие блоки, заливались в алюминиевый картер. Опытный образец закончили постройкой только осенью 1934 г., дизель испытывался с декабря 1934 г. по июнь 1935 г. В ходе доводки были изготовлены три экземпляра. И хотя мощность двигателя оказалась ниже проектной (427 л.с.), значение этой работы трудно переоценить, поскольку именно эта конструкция легла в основу знаменитого танкового дизеля В-2.

УНИАДИ входил в систему ГВФ и принимал участие также в отдельной дизельной программе этого ведомства. Институтом велось проектирование еще трех типов дизелей, в том числе одного для дирижаблей. Работы по авиационным двигателям тяжелого топлива в УНИАДИ прекратили в 1937 г., когда институт передал заводу № 183 (бывшему Харьковскому паровозостроительному), который специализировался на моторах для бронетанковой техники.

Двухтактный дизель Н-4 сконструировала в ХАИ группа профессора Цветкова. Разработку проекта завершили в 1934 г. По своим расчетным характеристикам Н-4 получался одним из лучших. Задание на постройку опытного образца выдали заводу № 24 в Москве. Работу прекратили, когда уже более половины деталей было изготовлено, мотивируя успехами работы ЦИАМ.

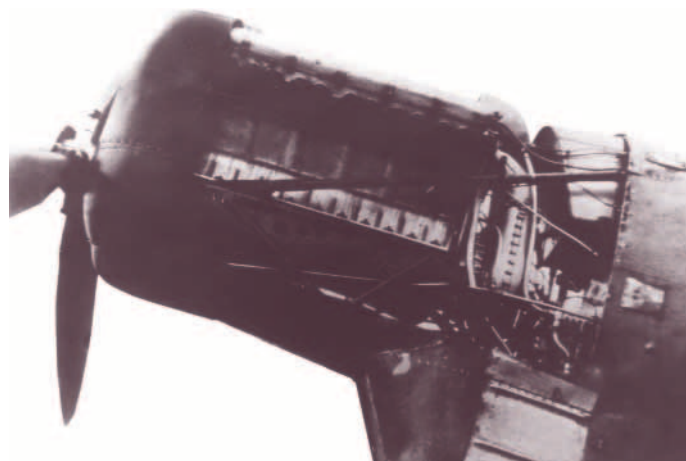
Дизель Н-5 создавался арестованными "врагами народа" в Особом КБ НКВД при заводе № 24 в Москве. В работе участвовали Б.С. Стечкин, Н.Р. Брилинг и А.А. Бессонов. О степени "враждебности" арестантов свидетельствовало другое название двигателя - ФЭД-8 ("Феликс Эдмундович Дзержинский - восьмой"). 24-цилиндровый Х-образный дизель имел смешанное клапанно-щелевое газораспределение. Еще на раннем этапе проектирования им решили оснастить тяжелый бомбардировщик ТБ-5. Был изготовлен опытный образец, проходивший стендовые испытания. После ликвидации Особого бюро доводка ФЭД-8 продолжалась в ЦИАМ вплоть до 1934 г., но положительных результатов добиться не удалось.

Другим образцом технического творчества заключенных являлся исключительно оригинальный дизель Н-6 (МСК), также спроектированный в Особом КБ НКВД при заводе № 24 Стечкиным и Курчевским (отсюда МСК - "Мотор Стечкина-Курчевского"). Двигатель имел необычное для звездообразной компоновки четное количество цилиндров - шесть, причем каждый из них обслуживался отдельным цилиндром шестичилиндрового поршневого компрессора (нагнетателя). В 1932 г. опытный образец МСК изготовили в мастерских ЦИАМ и подвергли стендовым испытаниям. Увы, и эта конструкция оказалась нежизнеспособной - слишком много было применено новинок, требовавших длительной, кропотливой доводки. Складывается впечатление, что "эски" в определенной мере были склонны к техническому авантюризму, они брались за создание таких двигателей, конструкция которых "на воле" была бы немедленно отвергнута осторожными техническими советами институтов и КБ, "съевших не одну собаку" при разработке двигателей вполне традиционных схем.

С 1933 г. к работе над авиационными дизелями подключился НИИ авиадвигателей (НИИ АД) ГВФ. Там под руководством Т.М. Мелькумова начали проектировать пятицилиндровый звездообразный мотор МД-11 (Д-11). Им хотели заменить известный М-11 А.Д. Швецова, поэтому Д-11 имел примерно те же размеры и компоновку. По конструкции МД-11 представлял собой редкий экземпляр двухтактного одноклапанного дизеля без наддува. Дизель доводили вплоть до 1941 г., но так и не сумели добиться требуемого уровня надежности. Заметим, что идея переделки бензинового мотора в дизель очень подкупает простотой, однако ни одна из многочисленных попыток ни у нас, ни за рубежом не удалась.

Наиболее удачно сложилась судьба 12-цилиндрового V-образного дизеля, разрабатывавшегося по заданию Н-1 в ОНД ИАМ под руководством А.Д. Чаромского. Его успех был фактически предрешен заранее. Дело в том, что все остальные коллективы, работавшие над авиадизелями, не имели собственной производственной базы. Им приходилось заказывать детали и узлы на серийных заводах, а у тех отсутствовала мотивация для изготовления трудоемких опытных образцов. В отличие от конкурентов, в распоряжении Чаромского находился неплохо оснащенный экспериментальный завод ЦИАМ. Кроме того, институт, имевший статус "центрального", не стеснялся пользоваться им, решительно критикуя работу других конструкторских коллективов. Мелькумов как-то назвал эту политику "техническим империализмом".

В конце 1931 г. в Управление ВВС был представлен эскизный проект двигателя, получившего обозначение АН-1 ("авиационный



Мотоустановка АН-1 на РД-Д

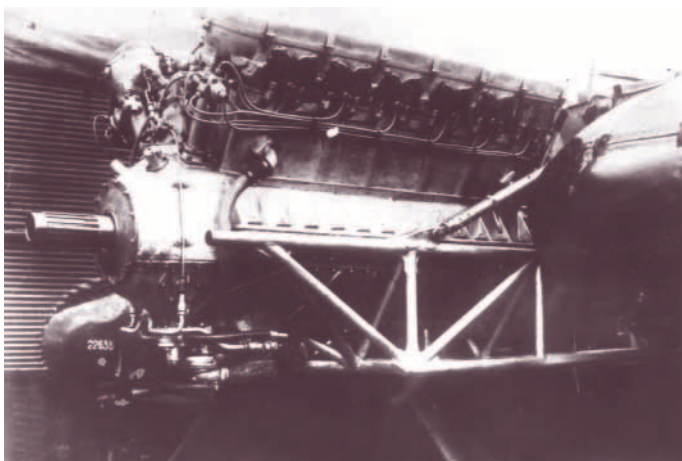
нефтяной"). Общая компоновка и силовая схема двигателя были подобны примененным в микулинском М-34, но диаметр цилиндров и ход поршня были значительно большими - 180 и 200 мм, соответственно. Рабочий объем получился огромным - 61,04 л. Каждый цилиндр имел по четыре клапана. Первый опытный образец АН-1 изготовили летом 1933 г. в мастерских ЦИАМ. Двигатель был безнаддувным, т. е. не имел приводного центробежного нагнетателя (ПЦН) вообще. На стендовых испытаниях, проведенных в 1933-1934 гг., отмечалась неустойчивая работа на малом газе, дизель плохо запускался при низких температурах. В процессе проектирования номинальную и максимальную мощность увеличили до 750 и 800 л.с., соответственно.

АН-1 в первый раз проходил государственные испытания в октябре-ноябре 1935 г., подтвердив номинальную мощность 750 л.с и максимальную - 814 л.с. В ходе испытаний произошло разрушение коренных подшипников, обнаружились трещины коленчатого вала и картера. Дизель смог проработать всего 50 ч. В январе 1936 г. после внесения ряда изменений АН-1 повторно выставили на государственные испытания. Масса двигателя в процессе доводки существенно выросла: по уточненному заданию - 950 кг, затем ее "откорректировали" до 975 кг, фактическая масса в начале испытаний получилась 1003 кг, а после доводки и применения местных усилений - 1021 кг. Результаты испытаний, в общем, были удовлетворительные: Чаромскому предложили выпустить опытную партию из 35-40 дизелей и провести испытания мотора в воздухе.

Государственные испытания дизеля АН-1 зав. № 14 на самолете АНТ-36 (РД-Д - "рекорд дальности - дизельный") проводились летом 1936 г. Рекордный самолет РД зав. № 188 исходно был изготовлен под мотор АМ-34Р, поэтому небольшому конструкторскому коллективу во главе с А.С. Москалевым пришлось переделывать мотораму и несколько изменить центровку. Шасси машины из-за дефектов в системе уборки зафиксировали в выпущенном положении. В ходе испытаний произошли две поломки дизеля (на пятом и седьмом часу режимной работы). Однако общий вывод,

несмотря на эти и другие обнаруженные дефекты (течь масла из фланцевых разъемов агрегатов, трудность запуска при температуре ниже +10 °С), госкомиссия сделала положительный: "Дизель в целом работает надежно". Дальность полета машины с запасом топлива 3500 кг получилась равной 10 800 км, по расчетам она могла увеличиться до 12 000 км, если у самолета убрать шасси. На основе накопленного технического задела началось создание дальнего высотного самолета БОК-15, сохранявшего схему РД и отличавшегося от него трехместной герметизированной кабиной и силовой установкой.

Поскольку АН-1 явно продемонстрировал возможность дальнейшего наращивания мощности до 850 л.с., в мае 1935 г. ВВС выдали новое техническое задание. Почти одновременно вышло постановление Совнаркома, предусматривавшее создание производственных мощностей, рассчитанных на выпуск 2000 авиаци-



Мотоустановка АН-1А на ТБ-ЗД

онных двигателей в год. На модифицированном варианте авиадизеля АН-1А, созданном в 1936 г., применили односкоростной ПЦН конструкции П.И. Орлова. Двигатель был форсирован по частоте вращения до расчетной максимальной мощности 900 л.с., его масса достигла 1040 кг. В апреле 1936 г. новый вариант впервые поставили на стенд, а в январе 1937 г. дизель прошел 100-часовые госиспытания, на которых развил максимальную мощность 913 л.с.

Итак, с момента формирования первой отечественной программы развития авиационного дизелестроения прошло почти шесть лет, но ни один дизель так и не был установлен на серийный самолет. Программа не дала ожидавшихся результатов, постановление Совнаркома осталось невыполненным.

А между тем разведка докладывала о форсировании аналогичных работ в других странах. Успехи потенциальных противников преувеличивали, как в кривом зеркале. Предполагали, что Германия уже располагает несколькими сотнями боевых самолетов с дизельными двигателями. Много шума наделал захват в Испании обломков бомбардировщика Юнкерс Ju 86 с двумя дизелями Jumo 205. Отдельные части самолета и его моторы удалось вывезти в Советский Союз. Из двух трофейных дизелей собрали один и испытали его на стенде в ЦИАМ.

Шел печально знаменитый "тридцать седьмой". В традициях времени стали разбираться - кто же виновен в провале программы. 4 октября 1937 г. в Управлении ВВС собрали представительное совещание, посвященное авиационным дизелям. Во вступительной речи начальник ВВС РККА Я.И. Алкснис сказал: "Издавна мы строим целый ряд дизелей, но на сегодня, несмотря на большое внимание Партии и Правительства, на самолете реального дизеля мы не имеем". На совещании присутствовали практически все конструкторы, занимавшиеся авиадизелями. В выступлениях рефреном проходила одна мысль: причинами отставания являются малочисленность конструкторских коллективов, отсутствие специальных экспериментальных заводов, а также отсутствие системы координации работ и обмена опытом. Совещание рекомендовало возложить общее руководство работами на Первое



ТБ-ЗД

(авиационное) главное управление (ПГУ) наркомата оборонпрома, создать производственные базы для дизелестроителей в Москве и Харькове, попытаться разработать дизель на базе серийного карбюраторного мотора, сократить номенклатуру разрабатываемых дизелей до двух типов. Акцентируя важность дизельной программы для обороны страны, Алкснис сказал: "Пусть мы не дадим пяти или трех различных типов дизелей, пусть на первых порах это будет один тип, но его надо быстро сделать и сделать таким, чтобы с ним можно было идти в бой".

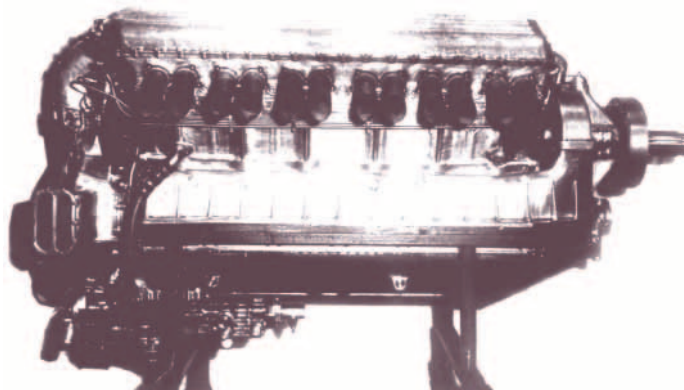
В качестве производственных баз предлагались завод № 82 в Тушино и завод № 183 в Харькове. Здесь четко проглядывало желание ПГУ решить проблему за чужой счет. Дело в том, что первое предприятие принадлежало ГВФ, а второе - хоть и наркомоборонпрому, но другому главному управлению, не авиационному. 1 ноября 1937 г. постановлением правительства предписывалось сосредоточить все работы по дизелестроению на заводе № 183 в Харькове. Выполняя постановление, начальник ПГУ НКОП М.М. Каганович издал приказ, в соответствии с которым все институты и предприятия управления должны были прекратить работы по дизелям и передать в Харьков опытные образцы, всю документацию и часть специалистов. Приказ начали выполнять, и это внесло огромное смятение в ряды авиационных двигателистов. Алкснис обратился к наркому Ворошилову, а тот - в Совнарком, с просьбой разрешить ОНД ЦИАМ закончить доводку АН-1 и нового перспективного двигателя М-87Д (АН-3), представлявшего собой переделку в дизель серийного мотора М-87, двухрядной "звезды" воздушного охлаждения.

Но тут волна репрессий докатилась и до высшего руководства Красной Армии. Вместе с Тухачевским в числе "врагов народа" оказался Алкснис. Теперь всем стало ясно, что задержка в создании авиадизеля - "явный результат вредительства". Казалось, программа неминуемо пойдет ко дну, но новый начальник ВВС Локтионов поддержал идею разработки авиадизеля. В феврале-марте 1938 г. он направил Ворошилову несколько писем с предложениями по развитию дизелестроения. В частности, Локтионов предлагал развернуть серийное производство АН-1А на заводе № 183 и сосредоточить усилия на доводке дизелей трех типов - АН-1, М-87Д и "учебном". Последний, по замыслу, должен был вытеснить М-11 с самолетов первоначального обучения. Машинам этого типа не требовалась высокая скорость, можно было смириться и с избыточным весом, зато размеры предполагаемой экономии авиабензина получались ошеломляющими (учитывая количество самолетов этой категории).

Основные усилия были направлены на дальнейшую доводку АН-1. Опытный завод ЦИАМ построил малую серию АН-1А, предназначенную для испытаний на самолетах. Такие моторы смонтировали на одном из ТБ-3 взамен АМ-34РН. Пришлось заменить моторами, упрочнить крыло, ввести ряд усиливающих элементов в фюзеляже и оперении, переработать топливную и масляную систему. Масса пустого самолета увеличилась до 13 566 кг. К испытаниям ТБ-3Д приступили в мае 1938 г. В программу испытаний входили перелеты Кашин-Щелково, Щелково-Запорожье, Запорожье-Евпатория, Евпатория-Харьков-Киев-Евпатория. Надежность дизелей оказалась недостаточной: плавильные вкладыши подшипников, ломался привод к ПЦН, газойль утекал в масло. При работе на режиме малого газа дизели по-прежнему глохли. Это приводило к остановке АН-1А при управлении по земле и планировании.

Тем не менее, испытания ярко продемонстрировали преимущества дизелей. Скорость у земли осталась практически той

же, что и с моторами АМ-34РН, а на высоте она даже выросла на 15...30 км/ч. Набор высоты 5000 м стал занимать на 1,5...2,5 минуты меньше, почти наполовину укоротился разбег. Но самое главное - с грузом 1500 кг бомб дальность ТБ-3Д увеличилась на 550 км, с 1000 кг - на 710 км. Расход топлива при одинаковых условиях полета уменьшился на 30...48 %. Увеличение массы конструкции (масса старой винтомоторной группы составляла 3826 кг, новой - на тонну больше) полностью окупалось, если



АН-1Р

продолжительность полета превышала 8 ч. В НИИ ВВС подсчитали, что группа из 30 самолетов при среднем налете 100 ч даст экономию в 2000 т горючего.

Эти результаты воодушевили руководство Управления ВВС. Оно распорядилось собрать из имеющихся в ЦИАМ деталей десять АН-1А и заказало еще 50 таких двигателей. Дизелями планировали оснастить десять ТБ-3 и провести на них войсковые испытания. Кроме того, военные предлагали форсировать доводку новой модификации АН-1РТК и испытать ее на "самолете 42" (так после ареста Туполева стали именовать АНТ-42, будущий ТБ-7).

Предшественником АН-1РТК был проект АН-1Ф, разработанный в июле 1936 г. Двигатель решили поэтапно форсировать (отсюда "Ф" в названии): сначала до 1000 л.с., а позднее до 1100 л.с. В 1938 г. действительно удалось поднять мощность до 965 л.с. только благодаря повышению частоты вращения вала. Редукторный вариант дизеля АН-1Р, обеспечивавший повышение эффективности мотоустановки, разрабатывался параллельно с АН-1А, однако создание его задержалось из-за систематических поломок зубьев шестерен редуктора при изменении режима работы. Двигатель поступил на стендовые госиспытания лишь в начале 1938 г., а государственные испытания прошел в апреле-мае 1939 г.

В 1937 г. впервые возникла идея оснастить АН-1 турбонаддувом. В ходе Памирской экспедиции НИИ ВВС (1938 г.), когда проверялась работа авиационных двигателей в высотных условиях, прошли испытания дизеля с тремя вариантами системы наддува. Один из них оснащался обычным ПЦН, у второго ПЦН сочетался с парой турбонагнетателей типа АТ, на третьем применили четыре турбокомпрессора Э-53, включенные по схеме двухступенчатого наддува. Результаты "памирских" испытаний послужили толчком для ускоренной разработки АН-1РТК.

С осени 1938 г. А.Д. Чаромский уже не работал в ЦИАМ. Затычка с доводкой отечественных дизелей другого обшла Алексею Дмитриевичу и ряду его сотрудников: в 1938 г. они были арестованы по 58-й статье и получили стандартные 10 лет как "враги народа". Однако попал конструктор не на лесоповал, а в тюремное КБ НКВД, о котором речь еще пойдет далее. Руководство коллективом ОНД ЦИАМ перешло к заместителю Чаромского инженеру В.М. Яковлеву. Следует отметить, что несколько ведущих сотрудников ОНД (в том числе Т.П. Чупахин и М.П. Поддубный) в период после пика репрессий, обрушившихся на создателей танкового дизеля В-2, были откомандированы в Харьков и впоследствии возглавили отдел 400 завода № 183. Именно поэтому в конструкции В-2 и АН-1 впоследствии оказались так много общих черт.

В январе 1938 г. дизель АН-1РТК с двумя турбонагнетателями АТ конструкции В.И. Дмитриевского и И.Е. Скляра был предъявлен на госиспытания. Номинальная мощность этого варианта составляла 1000 л.с., а взлетная - 1200 л.с. В 1939 г. двигатель "по накатанной схеме" отправили на Памир для проведения стендовых высотных испытаний. В 1940 г. была изготовлена очередная модификация с измененной системой наддува, она оснащалась четырьмя турбонагнетателями Э-88 конструкции М.А. Кузьмина и И.Е. Скляра. Дизель имел мощность 1000/1250 л.с., его масса возросла до 1100 кг. Именно в расчете на использование этого дизеля в 1940 г. готовился специальный вариант БОК-15 для кругосветного перелета М.М. Громова. Двигатель оснастили приводом для наддува гермокабины, продолжительность непрерывной безотказной работы планировали довести до 60...80 ч. Начавшаяся война сделала кругосветный перелет невозможным, и в дальнейшем усилия были сосредоточены на создании военных вариантов авиадизеля.

Заметим, что усилия создателей АН-1 не ограничивались только авиационной тематикой. Начиная с 1937 г. В.М. Яковлев занимался доводкой двигателя АН-1М, катерного варианта АН-1А, оборудованного реверс-муфтой от мотора ГАМ-34. Его максимальная мощность составила 950 л.с. при массе 1350 кг. В 1939 г. АН-1М прошел заводские испытания. В конце 1939 г. работу по АН-1М прекратили, поскольку наркомат ВМФ изменил требования задания. В том же году под руководством В.М. Яковлева началось создание судового дизеля МН-1. В 1939 г. он четырежды выставлялся на госиспытания, но так их и не прошел. Максимальная мощность МН-1 составила 1000 л.с., его масса достигла 1500 кг. Двигатель доводился до середины 1940 г., но в серийное производство не передавался в связи с занятостью В.М. Яковлева и его сотрудников доводкой авиационного варианта дизеля.

Доводка дизелей семейства АН-1 в целом шла мучительно медленно. Причины, главным образом, крылись в отставании отечественного машиностроения в области создания топливной аппаратуры. Форсунки, регуляторы, насосы высокого давления пришлось импортировать из Германии, где их изготавливала фирма "Бош". Правда, еще в декабре 1936 г. начались испытания советской топливной аппаратуры, но до ее практического использования прошло немало времени. Лишь непосредственно перед началом Великой Отечественной войны подобную аппаратуру научились производить в СССР. Она заимствовала компоновку и принципиальные решения немецких устройств, но, впрочем, не являлась точной копией "бошевской" продукции. С сожалением отметим, что советские насосы и форсунки существенно уступали немецким прототипам по надежности и ресурсу.

Длительная доводка АН-1 вновь привела к мысли о заимствовании конструкции немецких авиационных дизелей в целом. Для начала ЦИАМ поручили изучить конструкцию и снять характеристики Jumo 4, а затем - более современного Jumo 205, захваченного в Испании. Исследования показали, что немецкие дизели радикально отличались от отечественных (они были однорядными, в каждом из цилиндров встречно двигались два поршня) и не были лишены недостатков: частенько ломались, неустойчиво работали при большом обогащении смеси. По мощности они уступали АН-1, но превосходили по удельным характеристикам. После двухлетней работы специалисты отвергли идею копирования трофеев.

Неуклонно приближавшийся "паровой каток" мировой войны заставил руководство наркомавиапрома в конце 1939 г. сконцентрироваться на доводке уже имевшихся авиационных дизелей (пусть и в опытных образцах или в состоянии малой серии) отечественной разработки. Казалось, еще одно, последнее усилие, и со сборочных конвейеров могучим потоком хлынут так необходимые для дальних бомбардировщиков надежные, неприхотливые и экономичные двигатели. Трудность поставленной задачи в очередной раз недооценивалась.

(Продолжение следует).



29 января 2002 г. компания АСКОН, крупнейший отечественный разработчик систем автоматизированного проектирования, на очередной пресс-конференции подвела основные итоги своей деятельности в 2001 г.

Как заявил директор АСКОН по маркетингу Евгений Бахин, в прошедшем году компания подтвердила репутацию поставщика, с которым можно реализовывать серьезные проекты по автоматизации конструкторско-технологической подготовки произ-

водства и управления данными. В числе заказчиков компании - ведущие российские промышленные корпорации. АСКОН стал организатором крупных форумов в области CAD/CAM технологий, выступил с рядом инициатив по поддержке образования.

Объемы продаж компании в 2001 г. выросли по сравнению с предыдущим годом на 97 %. Таким образом, рост продаж компании сохраняется третий год подряд. Общий объем сбыта ПО КОМПАС (в ценах для конечного пользователя) составил около \$3,5 млн. У компании появилось более 200 новых предприятий-заказчиков, а их общее количество достигло 1300.

Опережающими темпами в 2001 г. увеличивались продажи программного обеспечения технологического проектирования КОМПАС-АВТОПРОЕКТ и сис-

темы трехмерного конструирования КОМПАС-3D. В октябре АСКОН начал поставки новой версии 5.11 своего основного продукта - комплекса систем автоматизированного проектирования КОМПАС 5. Одновременно была выпущена версия 5.11 некоммерческого пакета трехмерного твердотельного моделирования КОМПАС-3D LT.

С 11 по 13 февраля 2002 г. компания АСКОН провела традиционную партнерскую конференцию, на которой встретились разработчики систем КОМПАС, партнеры, сотрудники региональных офисов и дилерских центров со всей России, из Украины и Белоруссии. В рамках этой конференции намечены пути развития программного комплекса КОМПАС на ближайшие годы и на длительную перспективу.

Соб. инф.



28 февраля 2002 г. в Министерстве иностранных дел РФ состоялась презентация Пермской области с целью привлечения иностранных инвесторов. На приеме в МИДе присутствовали дипломатические представители более 40 стран. С докладом о социально-экономическом и промышленном потенциале региона выступил

губернатор Пермской области Ю. Трутнев. Свои предложения по инвестиционным программам представили руководители пяти крупнейших предприятий и финансово-промышленных структур области.

Об инвестиционных проектах ведущих предприятий моторостроительного комплекса - ОАО "Авиадвигатель" и "Перм-

ский моторный завод" - рассказал генеральный директор-генеральный конструктор ОАО "Авиадвигатель" А. Иноземцев.

"Авиадвигатель" и "Пермский моторный завод" - современные крупные акционерные общества с более чем 60-летней историей и с общей численностью работающих 9000 человек.

Одна из предлагаемых инвесторам программ пермских моторостроителей связана с модернизацией транспортных самолетов Ил-76 путем замены двигателей, что позволит сохранить парк самолетов на международных линиях после введения ограничений по шуму, а также значительно улучшить характеристики Ил-76. Весьма актуальными и взаимовыгодными представляются инвестиции в программы по газотурбинной энергетике.

Генеральный директор ПМЗ Ю. Решетников заявил: "Хотя

объемы производства и продаж нашего завода динамично растут, его потенциал далеко не исчерпан; бизнес сдерживается только платежеспособностью заказчиков. Привлечение финансового капитала, в том числе через лизинговые компании, сдвинет с места всю цепочку "потребитель - заказчик - производитель", а достойную и востребованную продукцию выпускать мы умеем".

А. Иноземцев утверждает: "Инвестиции в предлагаемые нами программы позволят значительно расширить выпуск продукции, а также создать новые виды современных, пользующихся спросом на мировом рынке изделий, на что нам не хватает своих средств. В выигрыше будут все - и промышленность, и инвесторы, и область".

Соб. инф.

30 июня 2002 г. издательство АВИКО ПРЕСС будет отмечать свой десятилетний юбилей. Организатор, бессменный директор и душа издательства Константин Удалов начал свою деятельность с издания серии небольших книг "Тайны забытых архивов". Первая брошюра этой серии была посвящена летающей лодке "Ангара", спроектированной талантливым и, к сожалению, забытым конструктором В. Корчагиным. Сегод-

ня осуществляется издание многотомников по истории ОКБ Мясищева, Антонова и Яковлева. К своему юбилею издательство выпускает книгу по новой для себя двигательной тематике: "Отечественные авиационные двигатели - XX век". Авторы книги - Л. Берне, Д. Боев, Н. Ганшин - уже известны любителям авиации по написанной ими главе о двигателях в III томе энциклопедии Шаврова. В книге много фактического мате-

риала: таблицы, схемы, фотографии, в том числе ранее никогда не публиковавшиеся. Как и все книги АВИКО ПРЕСС, "Отечественные авиационные двигатели - XX век" предназначена для широкого круга любителей авиации и авиационных специалистов. Она представляет несомненный интерес для всех тех, кто увлекается историей и следит за современным состоянием авиационного двигателестроения.





22 марта 2002 г. в Москве представители Центра им. Келдыша, НПО Энергомаш, КБ Химавтоматики (Россия), компаний Snecma Moteurs (Франция), Astrium (Германия), Volvo Aero Corporation (Швеция), Techspace Aero (Бельгия) подписали Меморандум о намерениях, поло-

живший начало долгосрочной программе сотрудничества "Волга" по созданию перспективного ракетного двигателя многократного использования для космических транспортных систем будущего. Ожидается, что впоследствии к программе "Волга" присоединятся и другие

европейские партнеры.

Проект предполагает создание ракетного двигателя большой тяги (предварительно 400 тс в вакууме), использующего в качестве топлива жидкий кислород и сжиженный метан.

Выполнение программы разбито на несколько этапов. На первом этапе в течение трех лет будут выбираться характеристики двигательной установки с учетом потребностей космических транспортных систем. В частности, будет уточнено значение тяги и изучены преимущества двигателя на кислороде и метане. Параллельно будут создаваться или дорабатываться технологии многократного использования двигателя на основе опыта, имеющегося у российских и западноевро-

пейских партнеров.

В 2004 г. предполагается приступить к изготовлению опытных образцов основных узлов и агрегатов двигателя. Второй этап закончится наземными испытаниями натурального демонстрационного экземпляра двигателя "Волга".

На третьем этапе предполагается полномасштабная разработка и промышленное производство двигателя.

В ближайшее время партнеры по производственной кооперации обратятся к Европейскому космическому агентству с предложением включить программу "Волга" в состав программы подготовки перспективной ракеты-носителя (Future Launcher Preparatory Program FLPP).

Соб. инф.

ИНФОРМАЦИЯ

В номере 4 за 2001 год журнала "Двигатель" опубликована статья воспитанника ЦИАМ Владимира Балепина из НИИ ВВС США (AFRL) о концепции парогазотурбинного двигателя. Следует учитывать, что впрыск воды в газотурбинный двигатель как авиационного, так и наземного применения как способ улучшения его характеристик известен достаточно давно. При подаче воды в жидкой фазе в камеру сгорания при неизменном "запертом" критическом сечении первого соплового аппарата турбины вследствие дросселирующего воздействия на компрессор происходит возрастание степени сжатия компрессора. Вследствие увеличения суммарной массы вытекающего газа и его газовой постоянной возрастает тяга (или мощность) двигателя. В зависимости от параметров двигателя влияние впрыска воды в камеру сгорания на тягу двигателя на взлетном режиме может достигать 2...2,5 % на каждый процент расхода впрыснутой воды. При этом необходимо иметь в виду достаточно рано наступающее ограничение по минимально допустимому запасу устойчивости компрессора. Влияние же впрыска воды в компрессор на тягу двигателя на взлетном режиме может достигать

3...3,5 % на каждый процент расхода впрыснутой воды, что примерно в 1,5 раза выше, чем при впрыске в камеру сгорания.

В практике авиадвигателестроения применение впрыска воды в проточную часть двигателя реализовано на ряде двигателей различных схем и назначений. Однако подробные данные о расходах впрыскиваемой жидкости, месте ее подачи и степени повышения тяги или мощности двигателя вследствие такого рода форсирования в литературе встречаются крайне редко. Так, например, известно, что у подъемно-маршевого двигателя Роллс-Ройс (Бристоль) "Пегас", впрыск воды на режиме быстрого подъема позволяет кратковременно повысить тягу до 6,5 %, а в двигателе "Спей" RB.163 - до 7,5 % для компенсации потерь тяги при нестандартных атмосферных условиях. Однако требуемый расход впрыскиваемой для этого воды не называется.

Это же касается ранних модификаций ТРДД Пратт-Уитни JT9D (например, JT9D-7A или JT9D-20), в которых впрыск воды в его проточную часть позволял поддержать, а в ряде случаев и превысить исходный уровень тяги при эксплуатации двигателя в нестандартных атмосферных условиях.

При эксплуатации наземных газотурбинных станций также возникает проблема поддержания мощности ГТУ в условиях повышенной температуры и влажности атмосферного воздуха. Повышение температуры газа перед турбиной для компенсации потерь мощности неизбежно приводит к значительному снижению ресурса двигателя. В этой связи в последнее время вновь наблюдается повышенный интерес к впрыску воды в двигатель как одному из наиболее действенных способов решения этой проблемы при сохранении ресурса ГТУ.

Имеющиеся расчетно-экспериментальные данные, полученные в ЦИАМ, надежно подтверждают такую возможность. Так например, проведенные экспериментальные исследования на вертолетном ГТД ТВ3-117 при впрыске воды на входе в двигатель в диапазоне до 2,5 % от расхода через двигатель показали возможность увеличения полезной мощности до 5 % без дополнительного регулирования компрессора (что приводит даже к снижению уровня температуры газа перед турбиной T_r^* при сохранении частоты вращения ротора двигателя $n_{дв}$) и до 10...12 % при дополнительной "загрузке" направляющих аппаратов ($T_r^* \sim const$ и $n_{дв} \sim const$). При этом запасы

газодинамической устойчивости не только не уменьшились, но и незначительно увеличились (~ на 5 %).

Разработанные математические модели высокого уровня, основанные на экспериментальных данных, позволяют проводить расчетные исследования влияния впрыска воды в различных сечениях на параметры двигателей различных схем и назначений. Так, была показана возможность снижения температуры газа, необходимого для поддержания взлетной тяги двигателя типа ПС-90А, на 60...80К в условиях РАУ при впрыске воды на вход в компрессор высокого давления (до 2 % от расхода воздуха), при этом одновременно вдвое увеличивается запас устойчивости подпорных ступеней и КВД.

Впрыск воды в двигатель может рассматриваться как эффективное средство для компенсации потерь взлетной тяги или мощности при необходимости быстрого взлета при непрогретом двигателе. При этом улучшаются не только интегральные характеристики, но и параметры отдельных его узлов и запасы газодинамической устойчивости двигателя.

Юрий Эзрохи, к.т.н.,
ЦИАМ им. П.И.Баранова.

ВСЕ ПОЗНАЕТСЯ В СРАВНЕНИИ, ИЛИ КАК МЫ ВЫБИРАЛИ ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫЙ СТАНОК

Борис Овчаров, начальник инструментального цеха ОАО "Ярославский завод "Красный маяк"

Наше предприятие производит уникальную и нужную продукцию. Это электромеханические вибраторы всех видов, просеивающее вибрационное оборудование, вибростолы для формовки тротуарной плитки, вибронаконечники для уплотнения бетонной смеси, штепсельные соединения для подключения электрических машин.

Производство такой продукции, безусловно, требует качественного оборудования, которое позволяет с максимальной точностью выполнять различные операции. Одной из основных задач инструментального цеха является изготовление вырубных многопозиционных штампов для вырубки деталей "статор-ротор" из электротехнической стали толщиной 0,5 мм. При этом необходимо точно выдержать зазор между матрицей и пуансоном, сохраняя шероховатость поверхности $Ra = 0,63$ мкм. Эти задачи можно решить с помощью современного вырезного электроэрозионного станка. И хотя такое оборудование стоит недешево, мне не понадобилось долго убеждать руководство завода; как генеральный директор К. Сонин, так и исполнительный директор О. Басовец идею не только поддержали, но и нашли на покупку немалые для нас средства.

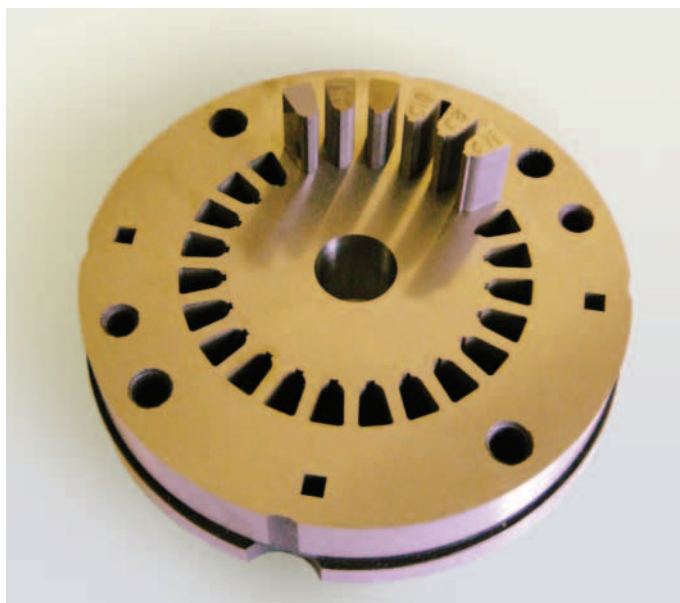
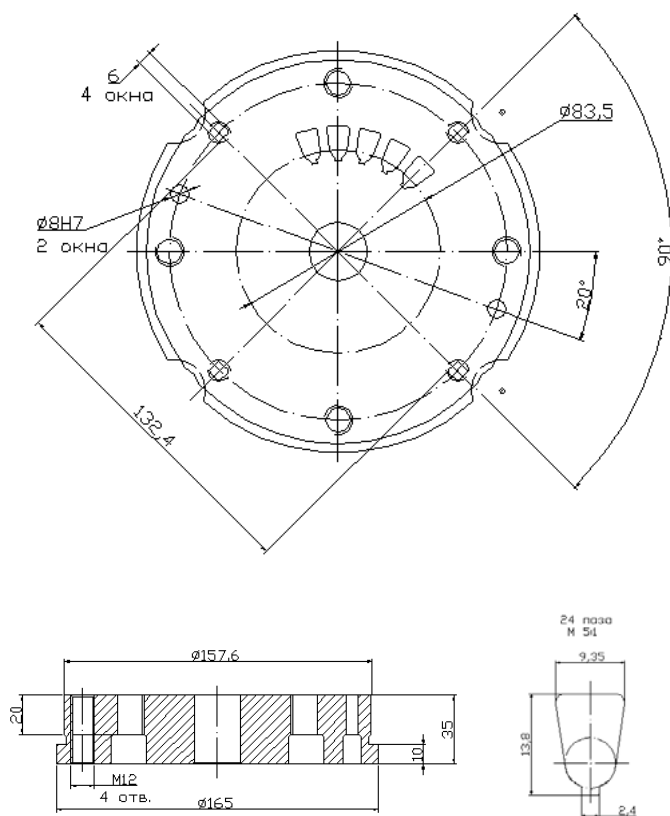
Мы очень серьезно отнеслись к предстоящей покупке. Четко определили задачи для нового оборудования, необходимые технические данные, технологические требования по исполняемым параметрам, примерный класс станка и др. Таким образом, мы точно знали, **что** купить. И перед нами тут же возник потребовавший тщательной проработки вопрос выбора: **у кого** купить.



Генеральный директор ОАО "Красный маяк" К. Сонин и начальник ИЦ Б. Овчаров

Как мы выбрали

Среди множества компаний - лидеров, торгующих на рынке электроэрозионного оборудования, нами были выбраны три: швейцарская Charmilles Technologies ("Шармий технологии"), швейцарская AGIE ("АЖИ") и японская SODICK ("СОДИК"). Мы изучили предоставленные компаниями рекламно-технические материалы и коммерческие предложения. "Бумажные данные" показали нам недостаточным основанием для принятия решения. Необходимо было лично убедиться в реальных возможностях предлагаемого оборудования и найти лучший вариант по критерию цена-качество. Именно поэтому мы предложили компаниям сравнительные испытания. Согласились на них все три фирмы, но когда дошло до дела,



Параметр	Фирма "АЖИ"	Фирма "СОДИК"	Комментарий заказчика
Модель электроэрозионного станка	Challenge 2	AQ325L	
Тип ЭЭ вырезного станка	Станок с ванной Приводы без линеек	Станок с ванной Приводы с линейками	У станка "АЖИ" - обычные электродвигатели и ШВП, у "СОДИК" - линейные электроприводы
Количество проходов при обработке матрицы и пуансонов	Три	Два	
Шероховатость поверхности	Ra = 0,758 мкм	Ra = 1,07 мкм	Ни тот, ни другой результат нас не устраивали. Однако за 3 прохода станок "СОДИК" показал на другом тесте шероховатость Ra = 0,548 мкм
Время обработки матрицы	14 ч 44 мин	11 ч 54 мин	
Время обработки одного пуансона	1 ч 14 мин	53 мин	
Время обработки комплекта из 24 пуансонов	29 ч 36 мин	21 ч 12 мин	
Температура в помещении	22 °С	13 °С...14 °С	Когда проводился тест (начало ноября 2001 г.), помещение центра "СОДИК" не отапливалось по непредвиденным обстоятельствам
Общее время обработки матрицы и пуансона	44 ч 20 мин	33 ч 06 мин	
Цена станка в одинаковой комплектации без расходных материалов с НДС	-	4 700 000 руб.	Нам был предложен Agiecut Classic 2 (станок без ванны). Но и цена Classic 2 оказывалась на 25 % выше, чем у станка "СОДИК" AQ325L
Срок поставки	90 дней	1-2 дня	В самом конце переговоров фирма "АЖИ" предложила поставить станок за 2 недели
Срок гарантии	12 мес.	24 мес.	

центр "Шармий" в Петербурге тихо уклонился от тестов. В испытаниях приняли участие компания "СОДИК" и компания "АЖИ". В качестве тестовых деталей были выбраны "матрица статорная" и "пуансон пазовый". Материал деталей - сталь X12M, HRC 56...60. Были определены и некоторые задачи по изготовлению пробных деталей: получение заданной точности по основным размерам (допуск 0,010 мм) и шероховатости (Ra = 0,63 мкм - 7 - 8-й класс).

Обработка тестовых деталей проводилась в технических центрах компаний: у компании "АЖИ" на станке Agiecut Challenge 2, а у компании "СОДИК" на станке AQ325L. Чтобы убедиться в достоверности результатов, я лично присутствовал при проведении испытаний (по три дня в представительствах каждой из компаний). Это позволило выявить не только качество полученного изделия, время его обработки, но и некоторые "тонкости" оборудования и работы на нем: установку и выверку деталей, стратегию обработки, работу автозаправки проволоки, сбой в работе (обрывы проволоки, короткие замыкания).

Итоги испытаний, а также некоторые данные из коммерческих предложений приведены в таблице.

Что мы выбрали

По полученным результатам мы выбрали станок компании "СОДИК", который показал явные преимущества перед станком швейцарской компании "АЖИ" по ряду параметров и условий:

1. Требуемая шероховатость в Ra = 0,63 мкм достигается на станке "АЖИ" за четыре прохода, а на станке "СОДИК" - за три прохода.

2. Общее время обработки комплекта матрица + пуансон составило у станка "АЖИ" 44 ч 20 мин., а у станка "СОДИК" - 33 ч 06 мин.

При выборе станка нами также учитывались приемлемость цены, сроки поставки, гарантии. И здесь "СОДИК" выигрывал:

1. Цена, по которой предлагался проигравший станок "АЖИ", - намного выше, чем у станка "СОДИК";

2. Срок гарантии у компании "АЖИ" 12 месяцев, у "СОДИК" - 24 месяца;

3. "АЖИ" нужно было ждать больше 3 месяца, "СОДИК" - несколько дней (фактически станок поставили и запустили за одну неделю).

Выбранный нами станок AQ325L компании "СОДИК" отвечал всем вышеперечисленным требованиям, однако, чтобы рассеять все сомнения, я лично обзвонил шесть предприятий, у которых станки "СОДИК" той же модели, что мы выбрали. Как и ожидалось, мнения оказались положительными. Как операторы, так и руководители подразделений положительно отзывались о станках, их обслуживании и снабжении расходными материалами.

Что сказать в заключение

Мы потратили почти две недели на сравнительные испытания. Три дня я провел на фирме "ГАЛИКА", где испытывался станок "АЖИ", и три дня в техническом центре "СОДИК", скрупулезно фиксируя время и все моменты обработки образцов в свои записи. В процессе изготовления образцов приходилось находиться на фирмах с утра до позднего вечера. Но время было потрачено не зря. Благодаря применению более производительного и качественного станка мы экономим несколько смен на изготовлении одной только матрицы. И сейчас все усилия, которые мы потратили на сравнительные испытания, оправдались, и станки приносят вполне ощутимую прибыль нашему заводу.

Все предприятия ощущают сейчас дефицит квалифицированных рабочих, особенно стало не хватать специалистов-инструментальщиков. Современный станок, если он обеспечивает точность и качество, высвобождает много специалистов и снижает требования к квалификации слесарей-инструментальщиков. А это немаловажно!

Хотел бы обратить внимание еще на один очень важный момент. Если купить только электроэрозионный станок, проблема вырезной обработки не будет решена полностью. Высокой производительности и качества мы не получим. Чтобы обработать деталь, ее нужно на станок установить, выставить и т.д. Качественно это можно сделать, если есть удобная оснастка. Я пришел к этому выводу, наблюдая, сколько времени инженеры фирм "СОДИК" и "ГАЛИКА" тратили на наладку и установку нашей матрицы и пуансонов во время сравнительных испытаний.

Неожиданно для себя я сразу же нашел понимание в этом вопросе на своем предприятии. Директор завода К. Сонин, разобравшись, предложил не мелочиться, а взять сразу целый комплект. Это тем более выгодно, поскольку при покупке большого комплекта представительство "СОДИК" пообещало значительную скидку. Мы выбрали для себя комплект оснастки EROWA, но это дело вкуса. В EROWA нашим специалистам оказалось легче разобраться, чем в оснастке 3R, хотя 3R, судя по всему, тоже очень достойная система крепления для электроэрозионных станков.

ОАО "Ярославский завод "Красный маяк"
150003, Ярославль, Республиканская, 3.
Тел.: (0852) 733-227.
Факс: (0852) 721-681.
E-mail: maiak@vibrators.ru

ШЕСТЬ СТАНКОВ ФИРМЫ "СОДИК" В ЦЕХЕ - ЭТО БОГАТСТВО!

ОАО "Завод МАГНЕТОН", Санкт-Петербург:
Виктор Андрианов, начальник инструментального цеха
Дмитрий Игнатенко, главный специалист по ЭЭ обработке

Завод "Магнетон" эксплуатирует станки компании "СОДИК" с 1988 года. Станков на заводе шесть: четыре электроэрозионных (ЭЭ) проволочно-вырезных, один ЭЭ координатно-прошивочный и один вертикальный, фрезерно-расточной, обрабатывающий центр (ОЦ). Последний приобретен в 2001 году. Все станки работают в инструментальном цехе завода, который изготавливает самую сложную технологическую оснастку (штампы, прессформы), различные приспособления и инструмент. Цех также выпускает некоторые детали основного производства и различные изделия по заказу организаций. Хорошая оснащенность инструментального цеха является несомненно большой заслугой генерального директора завода А. Фирсенкова, который осознает необходимость первоклассного оборудования для производства качественной продукции.

14 лет эксплуатации станков компании "СОДИК" позволили работникам нашего предприятия детально изучить их технологические особенности, опробовать фирменную сервисную службу и т.д. Накопленный опыт работы на этом оборудовании может быть полезен многим российским производителям.

Пять ЭЭ станков японской фирмы "СОДИК" и обрабатывающий центр в одном инструментальном цехе - это настоящее богатство. Откровенно говоря, в основном "японцы" вот уже 14 лет позволяют инструментальному цеху творить настоящие чудеса производства. Благодаря станкам "СОДИК" цех всегда был и остается загруженным заказами. И даже в сложные годы реформ мы сумели остаться "на плаву". К слову сказать, среди постоянных заказчиков у цеха (завода) есть и иностранные клиенты, в частности из Финляндии. Это и не удивительно: качество продукции всегда на должном уровне; заказы выполняются быстро.

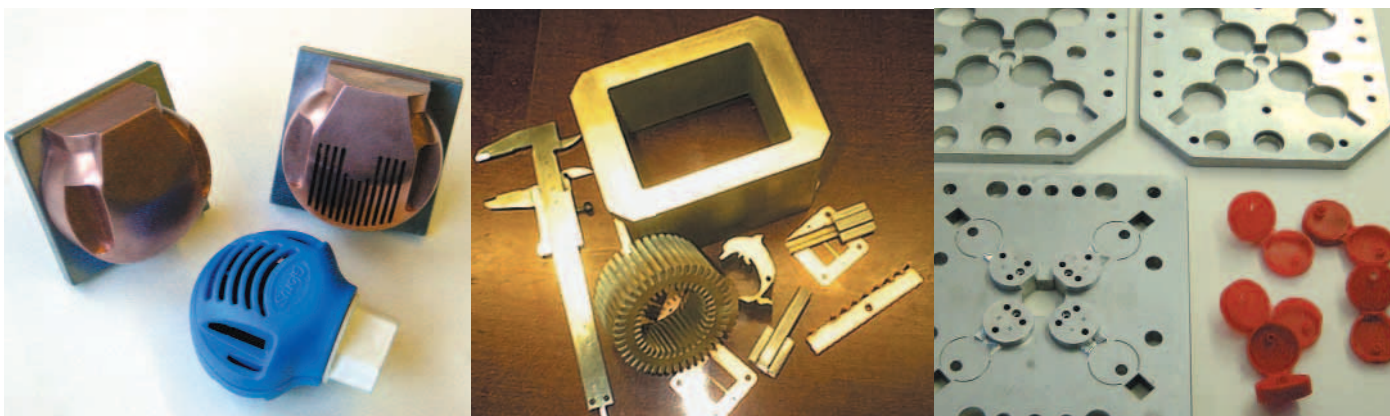
Надо отметить, что японские станки, используемые по максимуму (часто работая в три смены), еще ни разу цех не подводили. За 14 лет у наших ЭЭ станков не было ни одной сколько-нибудь серьезной поломки. Осуществляются лишь профилактика, мелкий ремонт, замена изношенных элементов по графику (щетки, направляющие, фильтры) и подобные мелочи. Компания "СОДИК", кстати, очень хорошо следит за своим оборудованием, сколько бы времени оно не было в эксплуатации. Быстро реагирует на просьбы заказчика, поставляет прямо из Японии необходимые запчасти к машинам, уже давно снятым с производства. Первоклассный сервис особенно важен при покупке столь дорогостоящего и сложного оборудования, поскольку является определенным гарантом его долголетия.

УНИКАЛЬНОЕ ПРЕДЛОЖЕНИЕ!
Качественные
электроэрозионные станки
"СОДИК"
ждут нового владельца.
Гарантия 1 год.
Доступные цены.



Несмотря на возраст,
станки обеспечивают точность
на уровне новых станков
европейских изготовителей!
ОАО "Завод МАГНЕТОН"

Существует мнение, что ЭЭ станки с "возрастом" теряют и производительность, и точность. Так вот, у ЭЭ станков "СОДИК" мы пока ничего подобного не заметили. Как десять с лишним лет тому назад они стабильно по точности укладывались в "сотку", так и сейчас выдают то же самое. Не так давно, в феврале этого года, мы соревновались в серьезном тендере на изготовление партии сложных деталей из графита (для насосов к устройствам атомных электростанций). Заказчик - НТЦ "Энергонасос" (Санкт-Петербург) - посетил ряд городских предприятий, имеющих сравнительно новые ЭЭ станки известных швейцарских фирм, и провел



пробную обработку деталей на швейцарских станках и на наших "СОДИКах". Получилось своего рода соревнование ЭЭ оборудования различных фирм по точности, производительности и эффективности. Завод "МАГНЕТОН" выиграл упомянутый тендер. Наши "старички-японцы" успешно справились с поставленной задачей и по точности обработки, и по производительности. От НТЦ сейчас мы ждем следующего заказа.

Производительность и точность наших ЭЭ станков достаточна для производства. Однако мы подумываем о покупке новых, с линейными двигателями. Дело в том, что у нас в цехе определенная проблема с площадями, а новые ЭЭ станки "СОДИК" в два-три раза производительнее старых, что позволит нам сэкономить на площади и на специалистах (хотя и старые станки "СОДИК" до сих пор подолгу работают без присмотра).

Поэтому два ЭЭ проволочно-вырезных станка "СОДИК" цех хочет продать по остаточной стоимости. Мы предлагаем очень интересный вариант: компания "СОДИК" согласна дать полугодовую гарантию на наши б/у станки, а еще полгода гарантии дает наш завод. Таким образом, покупатель наших ЭЭ станков будет иметь годовую гарантию, то есть такую же, какую дают на новые станки многие европейские фирмы.

Прекрасным дополнением к ЭЭ станкам в нашем инструментальном цехе стал вертикальный сверлильно-фрезерный станок фирмы "СОДИК", шпиндель которого выполнен из специальной керамики. У этой керамики тепловые деформации в 2,5 раза меньше, чем у гранита, поэтому погрешности в обработке по вертикальной оси у станка сведены до минимума. Станок уже выполняет точнейшие работы, "снабжая" цех новыми оригинальными заказами. Завод планирует приобрести еще два обрабатывающих центра, которым тоже не придется стоять без дела.

Работа оборудования с ЧПУ (а все наши ЭЭ станки - с ЧПУ) требует эффективного программирования. Российская компания "АСКОН" (деловой партнер компании "СОДИК") отвечает за программное обеспечение наших станков. Программирование проволочно-вырезной обработки цех ведет в системе "КОМПАС-ГРАФИК", хорошо согласованной с японским оборудованием. Кстати, эту систему фирма поставляет вместе с приобретенным ЭЭ проволочно-вырезным станком в комплекте. С покупкой сверлильно-фрезерных станков компании "СОДИК" возникла необходимость в новых программных продуктах, позволяющих осуществлять обработку сложных объемных изделий. И здесь мы нашли поддержку в Санкт-Петербургском представительстве английской фирмы "ДЕЛКАМ". Мы получили прекрасный САМ-пакет, который позволяет быстро и эффективно программировать обработку сложнейших поверхностей и рельефов, в том числе и в режимах сверхскоростного фрезерования.

Мы всегда с удовольствием демонстрируем работу нашего оборудования и его возможности и, конечно, принимаем заказы на изготовление технологической оснастки практически любой сложности, деталей из любых металлов и изделий широкого профиля.



По всем вопросам, поднятым в данной публикации, просим обращаться по адресу:

**ОАО "МАГНЕТОН", Инструментальный цех.
194223, Санкт-Петербург, ул. Курчатова, 9.
Тел.: (812) 550-9490, 550-9445.
Факс: (812) 552-0305**

К основным характеристикам приводов подачи электроэрозионных (ЭЭ) металлообрабатывающих станков с ЧПУ относятся, прежде всего, точность и равномерность хода рабочего органа (РО), величина мертвого хода при реверсе, допустимые ускорения и скорости перемещения РО, долговечность привода, а также простота обслуживания и ремонтпригодность. Кардинально улучшить эти характеристики удалось с созданием ЭЭ станков с линейными двигателями (ЛД).

ПРЕИМУЩЕСТВА ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННОЙ ОБРАБОТКИ

НА СТАНКАХ С ЛИНЕЙНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ



Рафаил Кушлян, АО "Прогресс", Павел Серебrenицкий, к.т.н., БГТУ "Военмех" им. Д.Ф. Устинова

Отечественным ученым принадлежит приоритет в определении физических условий осуществимости размерного съема металла и рабочих характеристик важнейших элементов оборудования (генератора импульсов, регулятора подачи рабочей жидкости). Ими были выявлены факторы, влияющие на ЭЭ процесс и его параметры, даны рекомендации по оптимизации режимов и условий обработки, обеспечивающих главное для производства - точность получаемых размеров, качественный поверхностный слой с заданными параметрами, производительность и наименьшие производственно-эксплуатационные затраты. Приятно отметить, что эти работы получили мировое признание, а результаты используются практически во всех областях промышленного производства при ЭЭ обработке чугуна, стали, цветных металлов, твердых сплавов и других токопроводящих материалов.

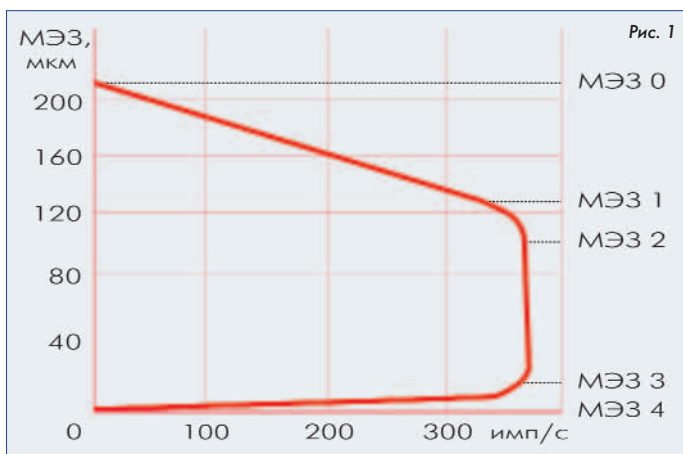
В процессе ЭЭ обработки съем материала заготовки с ее поверхности осуществляется электрическими разрядами, происхо-

взаиморасположение ЭИ и ЭЗ, чтобы избежать прекращения съема материала. Для оптимального протекания ЭЭ процесса требуется высокая точность позиционирования, например, для рабочего напряжения в 300 В допуск на величину МЭЗ составляет не более 25 % от номинала.

На рис. 1 качественно представлена экспериментальная динамическая характеристика ЭЭ процесса для координатно-прошивочного станка. ЭИ начинает движение в сторону ЭЗ с постоянной скоростью, и разряды-импульсы между ЭИ и ЭЗ возникают при МЭЗ 0, который соответствует амплитуде напряжения импульса холостого хода. При движении ЭИ от МЭЗ 0 до МЭЗ 1 возможны два вида импульсов - холостые и рабочие, число последних растет пропорционально уменьшению зазора. На протяжении участка МЭЗ 2 - МЭЗ 3 все импульсы являются рабочими. Дальнейшее снижение зазора между ЭИ и ЭЗ приводит к появлению фиктивных импульсов, которые при изменении МЭЗ всего на несколько микрон быстро переходят в импульсы короткого замыкания, а количество рабочих импульсов падает до нуля.

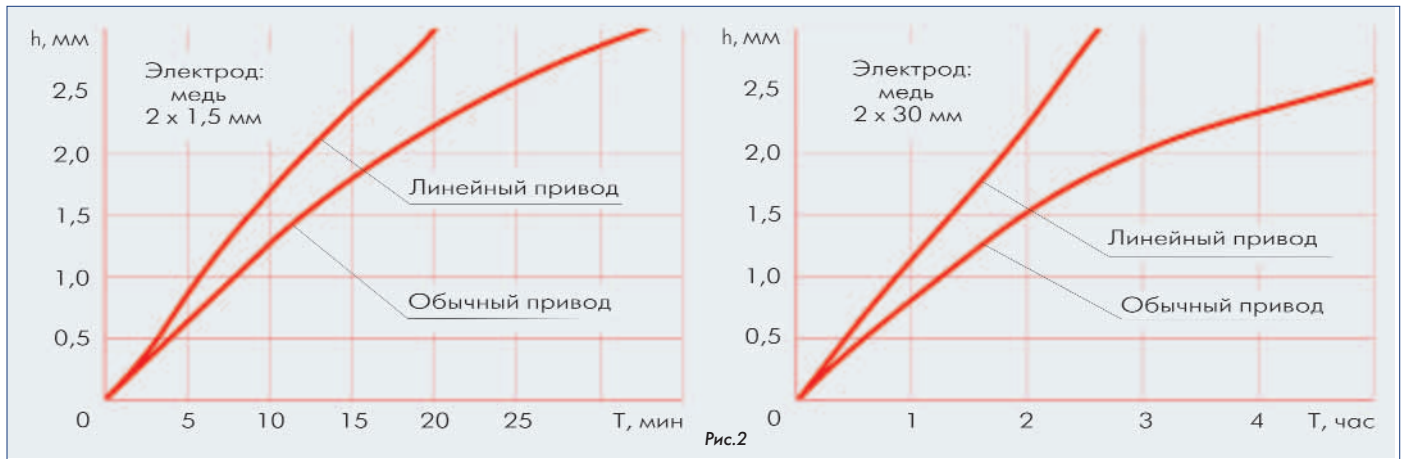
Следует особо отметить неприемлемость работы ЭЭ оборудования при зазорах, меньших МЭЗ 3. В этом случае резко ухудшаются условия эвакуации твердых и газообразных продуктов эрозии. Рабочие электрические разряды начинают протекать через различные "мостики" из металлических частиц образованного шлама, парогазовые пузырьки и т.п. (при разряде через газ съем материала на один разряд снижается в 20...30 раз), электроды перегреваются, и стабильность процесса нарушается. В районе скопления продуктов эрозии в зазоре между ЭИ и ЭЗ возникает "гнездо" разрядов с короткими замыканиями, приводящими к порче поверхностей ЭИ и ЭЗ (прижогам) или возникновению шлака. Обычно у проволочно-вырезных ЭЭ станков в подобной ситуации происходит обрыв электрода-проволоки, и весь процесс ЭЭ обработки останавливается. Кроме того, при малых МЭЗ создаются благоприятные условия для возникновения особо мощных разрядов в результате накопления на ЭИ и ЭЗ статического электричества, что абсолютно неприемлемо при чистовом выхаживании поверхностей больших размеров. Обеспечение надежной финишной обработки таких поверхностей требует применения специальных схем обработки с особыми РЖ.

Основной задачей сервосистем ЭЭ станка является непрерывная максимально точная и быстрая корректировка положения ЭИ (ЭЗ) в зоне оптимального МЭЗ. Неспособность традиционного привода с достаточным качеством решать эту задачу и возможность выхода в область малых МЭЗ вынуждают работать со скоростями движения РО, меньшими скорости съема материала заготовки, что ведет к потере производительности, поскольку



дующими между электродом-инструментом (ЭИ) и электродом-заготовкой (ЭЗ) при величине межэлектродного зазора (МЭЗ), зависящего от вида обработки, характеристик импульсов, применяемой рабочей жидкости (РЖ) и др.

При оптимальном МЭЗ подаваемая энергия используется без потерь, обеспечивая максимальную производительность. Кроме того, равномерное удаление слоя материала лунками одинаковой глубины дает возможность получения однородной шероховатой обработанной поверхности и сокращения времени, необходимого для достижения заданных характеристик поверхностного слоя. Поскольку в ходе ЭЭ обработки МЭЗ увеличивается, необходимо непрерывно восстанавливать оптимальное



ку зазор оказывается больше оптимального и наряду с рабочими импульсами следуют холостые.

Сервосистемы ЭЭ станков с линейными двигателями (ЛД) лишены отмеченных недостатков. Они не только точно выводят ЭИ (ЭЗ) в зону оптимального МЭЗ, но и непрерывно поддерживают это расстояние, что позволяет обеспечить максимально возможный равномерный послойный сьем материала обрабатываемой заготовки и в итоге сократить время получения поверхности с заданной шероховатостью (в частности, для проволочно-вырезных операций сокращается число проходов).

Важной особенностью ЭЭ прошивочной обработки является необходимость периодической релаксации (разведения) ЭИ и ЭЗ для освежения РЖ и вымывания продуктов эрозии с последующим возвращением ЭИ в оптимальную зону. Медленные перемещения электродов, характерные для традиционного привода, резко увеличивают затрачиваемое время. Сокращение времени релаксаций у станков с ЛД приводит к тому, что ЭИ подается в зону искрообразования в 8...10 раз чаще и к тому же точнее, чем у станков с традиционным приводом, увеличивая в целом производительность. Преимущество ЛД по сравнению с традиционным приводом иллюстрируется рис. 2, где показаны временные графики прошивки в стальной заготовке полузакрытых пазов различной конфигурации медными электродами, при этом ЭЭ станок с ЛД работал в режиме только поступательного движения ЭИ без релаксаций и прокачки.

В установленном режиме съема материала скорость РО постоянна и зависит от скорости эрозии, а системы регулирования управляют положением РО в соответствии с изменением МЭЗ. При этом необходимо учитывать зону нечувствительности (диапазон изменения регулируемой величины, в пределах которого ЭИ (ЭЗ) остается неподвижным из-за сил трения, люфтов и, в ряде случаев, конструктивного исполнения элементов привода), от размеров которой зависит быстрота реакции привода на сигналы системы управления. Скорость реакции привода особенно важна для ЭЭ проволочно-вырезных станков, где проволока-электрод очень чувствительна к малейшим отклонениям МЭЗ. Часто даже незначительное уменьшение МЭЗ вызывает обрыв проволоки и остановку процесса обработки. При больших размерах обрабатываемой площади и применении "мягких" режимов (что характерно для чистовых доводочных операций) вблизи зоны нечувствительности могут возникать автоколебания шпинделя, период которых зависит от величины зоны нечувствительности. В качестве одной из мер борьбы с автоколебаниями ЭИ применяют генерирование вибрации электрода с большой частотой. При этом амплитуда колебаний также достаточно велика, в результате чего МЭЗ на протяжении некоторого временного интервала превышает номинал. Естественно, все это ведет к потере производительности, особенно заметной при финишных чистовых проходах.

Практическое отсутствие зоны нечувствительности у линейных приводов обеспечивает им высокую точность следования командам систем регулирования и практически мгновенный реверс. ЭЭ проволочно-вырезные станки с ЛД стабильно работают с

проволокой толщиной 25...30 мкм при величине МЭЗ порядка 4 мкм; с использованием углеводородной РЖ может быть достигнута точность обработки поверхности 0,5...1 мкм при шероховатости $Ra = 0,04...0,02$ мкм (12 класс).

Большое значение для ЭЭ процесса имеет равномерность движения привода. Исследования показали, что станок с ЛД выполняет обработку деталей переменной толщины быстрее (более чем в 2 раза) и за меньшее число проходов. Точность и равномерность хода особенно важны для привода, исполняющего команды круговой интерполяции. И если при обработке отверстия диаметром 20 мм в детали высотой 15 мм на станке с ЛД получена поверхность с шероховатостью $R_{max} = 0,65$ мкм (10...11 класс) и отклонением от круглости не более 1 мкм, то станок с традиционным приводом способен обеспечить шероховатость $R_{max} = 1,2$ мкм (9 класс) и отклонение от круглости не менее 2,5 мкм. Наряду с точностью хода и мгновенностью реакции привода повышенная равномерность перемещения ЭИ и ЭЗ у ЭЭ проволочно-вырезных станков с ЛД является важнейшим достоинством, обеспечивающим высокую производительность и значительное снижение эксплуатационных расходов.

На устойчивость ЭЭ процесса при прошивочной обработке большое влияние оказывает организация эвакуации продуктов эрозии. На оборудовании с традиционным приводом для удаления продуктов эрозии используют различные схемы прокачки зоны обработки, самоудаление, отсос и т.д., при этом некачественное удаление, как правило, приводит к увеличению времени обработки, повышенному износу ЭИ и браку.

ЭЭ прошивочные станки с ЛД обеспечивают принципиально новый и эффективный способ удаления продуктов эрозии из зоны обработки. Чрезвычайно быстрые (до 600 мм/мин при ускорении до 2 g), точные релаксационные движения ЭИ создают в зоне обработки своеобразный помповый эффект и обеспечивают удаление продуктов эрозии без каких-либо дополнительных систем прокачки. Положительный эффект прошивки без прокачки на станках с ЛД особенно заметен при обработке узких и глубоких пазов-колодцев. Так, например, обработка узкого паза глубиной 70 мм электродом 1x38 мм в стальной заготовке на станке с ЛД длится 2 ч 10 мин, при этом зависимость производительности ЭЭ процесса от глубины носит линейный характер. Прошивной станок с традиционным приводом "захлебывается" уже на глубине в 40 мм. Прошивка сложной щели-тройника на глубину 25 мм на станке с ЛД осуществляется за 3,5 ч без потери производительности ЭЭ процесса по мере продвижения ЭИ в глубину. Станок с традиционным приводом практически не способен работать при глубине паза более 5 мм.

Характеристики линейных приводов нового типа существенно повлияли не только на конструктивные особенности станков, но и значительно расширили возможности выполняемых на них технологических процессов. Не вызывает сомнений, что использование ЭЭ станков с ЛД на предприятиях двигателестроительной отрасли обеспечит значительный технико-технологический и экономический эффект.

ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫЕ СТАНКИ "СОДИК"

Все остальное - XX век!

Первые в мире ЭЭ станки с линейными двигателями.
Совершенство без компромиссов!



Sodick

выбор
по законам
физики!

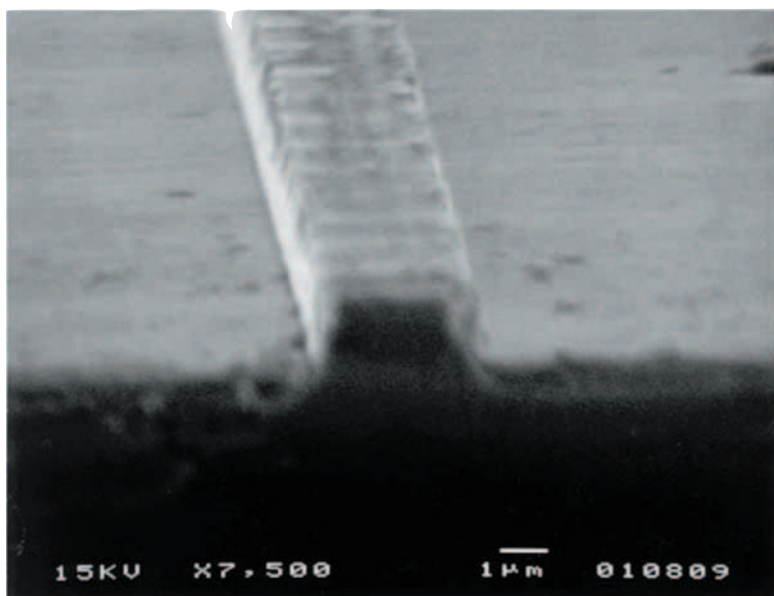
Линейные
двигатели -
будущее
станкостроения!
Будьте
первыми!

Быстрая поставка.

Оперативное и эффективное
техническое обслуживание!

Уже 10 лет качество
ЭЭ станков

Sodick
подтверждает
в России (СНГ)



УЛЬТРАПРЕЦИЗИОННЫЙ ЛИНЕЙНЫЙ ЦЕНТР **Sodick** NANO-100

Сдвоенные бессердечниковые линейные сервомоторы по каждой из 3 осей.

Уникальные бесконтактные линейные датчики и собственная система управления. Полнокерамическая конструкция на гранитной станине.

Закрытые аэростатические направляющие.

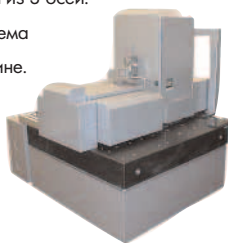
Дискретность подач 1 нм!

Осевые перемещения 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).



Гарантия на 2 года!

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, 101000, Москва, ул. Покровка, 10

Тел./Факс: (095) 923-4955.

Факс: (095) 135-9051.

E-mail: univic@citiline.ru

