

# Двигатель

Научно-технический журнал № 4 (16) ◀ 2001



## Редакционный совет

**Абрамов Г.А.,**  
научный консультант Российского Речного Регистра

**Анисин Д.Д.,**  
зам. руководителя Департамента мореплавания Минтранспорта РФ

**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

**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 ФНПЦ ММПГ "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

**Романов В.И.,**  
ген. директор НПП "Машпроект" им. С.Д. Колосова", Николаев

**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.,**  
ген. конструктор ОАО "А. Лялька-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

**Шматович В.В.,**  
председатель Совета директоров ОАО "Авиадвигатель" и ОАО "Пермский моторный завод"

**УЧРЕДИТЕЛЬ**  
ООО "Редакция журнала "Двигатели"

**ИЗДАТЕЛЬ**  
ООО "Редакция журнала "Двигатели"

### РЕДАКЦИЯ

**Главный редактор**  
Александр Бажанов

**Заместитель главного редактора**  
Дмитрий Боев

**Ответственный секретарь**  
Александр Медведь

**Финансовый директор**  
Галина Чекина

### Редакторы:

Андрей Касьян, Людмила Клименко,  
Валентин Шерстянников

**Литературный редактор**  
Лидия Рождественская

**Художественный редактор**  
Людмила Жемуранова

**Дизайн и верстка**  
Александр Коваленко

**Техническая поддержка**  
Александр Бобылев

**В номере использованы**  
**фотографии, эскизы и рисунки:**

Александра Бажанова,  
Дмитрия Боева,  
Льва Берне,  
Александра Медведа

**Адрес редакции журнала "Двигатель":**

111250, Россия, Москва,  
ул. Авиамоторная, 2  
Тел.: (095) 362-39-25  
Факс: (095) 362-39-25  
E-mail: engine@ztl.ru  
http://www.engines.da.ru

Рукописи не рецензируются  
и не возвращаются.

Редакция не несет ответственности  
за достоверность информации  
в публикуемых материалах.

Мнение редакции не всегда  
совпадает с мнением авторов.  
Перепечатка опубликованных  
материалов без письменного  
согласия редакции не допускается.  
Ссылка на журнал при перепечатке  
обязательна.

Научно-технический журнал  
"Двигатель" ©

зарегистрирован  
в Государственном Комитете РФ  
по печати

Reg. № 018414 от 11.01.1999 г.  
Отпечатано ЗАО "Фабрика Офсетной  
Печати"  
г. Москва  
Тираж 5000 экз.  
Цена свободная



# СОДЕРЖАНИЕ

№ 4 (16) июль-август 2001

**2 Экологические аспекты проведения огневых испытаний ЖРД большой мощности на стендах закрытого типа**

В. Зимогляд, В. Худяков

**5 Конференция двигателистов-ракетчиков**

В. Гуров

**6 Двигатели Востока**

А. Башилов, Г. Самарин

**8 Новые виды страхования для авиационной промышленности**

С. Иванов

**10 Научные основы совершенствования технологии изготовления зубчатых колес ГТД**

Ю. Елисеев

**14 Электроника как составная часть производства авиадвигателей**

В. Лесунов

**16 Мы готовы продлить жизнь Ил-76**

Интервью Ю. Решетникова

**18 Ужесточение норм на эмиссию вредных веществ и соответствие им авиационных двигателей Гражданской авиации**

С. Волков

**20 Опыт создания электронных систем управления авиационными и промышленными силовыми установками**

Ю. Дудкин, Б. Конторович, В. Юфарев, В. Бурдин

**21 Лети, орел, лети!**

А. Петров

**22 Турбодетандер позволяет экономить**

В. Богуслав, В. Гуров, П. Жеманюк, В. Насонов, В. Пастернак, П. Хомутов

**24 Прогнозирование живучести газотурбинных двигателей**

М. Нихамкин

**26 Интеграция СССР и стран Восточной Европы в области создания авиационной техники**

В. Шерстянников

**28 Александр Микулин, человек-легенда**

Л. Берне, В. Перов

**32 Понимающего судьба ведет**

Ю. Ульянов

**34 Феликс Ванкель, изобретатель роторно-поршневого двигателя**

И. Пятов

**37 "Посторонняя частица", или причина, объясняющая любую катастрофу**

А. Маринин

**39 Трудный опыт выбора**

Б. Хохряков



8



16



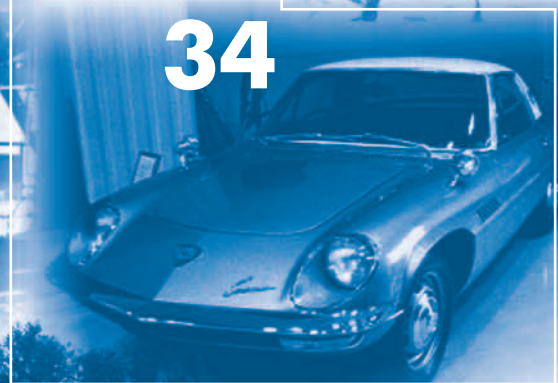
6



34



32



21

# ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРОВЕДЕНИЯ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ ЖРД БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ НА СТЕНДАХ ЗАКРЫТОГО ТИПА

ОАО НПО "Энергомаш им. академика В.П. Глушко":

**Владимир Зимогяд,**

главный специалист по экологии, к.т.н.

**Владимир Худяков,**

технический директор, главный инженер научно-производственного центра

Известно, что наземные испытания ЖРД большой мощности (тяга двигателя РД-170 на земле равна 740 тс) относятся к процессам, в которых огромная энергия высвобождается в относительно короткий промежуток времени в ограниченном пространстве, что может оказывать существенное воздействие на окружающую природную среду и население на прилегающих к испытательному комплексу территориях. Так, при работе двигателя РД-170 темп выброса продуктов сгорания ракетного топлива составляет примерно 2,4 т/с, а всего за время испытания ( $\tau = 140$  с) в атмосферу выбрасывается около 340 т. При этом выхлопная струя двигателя генерирует аэродинамический шум, исходный уровень которого составляет по расчету 180...200 дБА. Звуковое давление шума такого уровня при недостаточном удалении от его источника и отсутствии инженерных средств защиты может вызывать болевые ощущения в органах слуха и приводить к травматическим последствиям. Одновременно с этим высокотемпературная (более 3000К) выхлопная струя двигателя оказывает интенсивное ослепляющее воздействие на органы зрения.

Что касается экологической опасности возможных проливов КРТ, то здесь ситуация менее угрожающая. Используемое в современных ЖРД большой мощности углеводородное горючее (керосин) относится к слабоопасным веществам 4-й группы, а возможные проливы и выбросы аэрозольей горючего, как показал опыт многолетней эксплуатации топливных систем, надежно локализируются типовыми устройствами (поддоны, лотки, ловушки) и устраняются известными методами экологических технологий, используемых при работе с нефтепродуктами и их отходами.

Ограничимся рассмотрением специфических методов подавления интенсивного аэродинамического шума от испытываемого ЖРД большой мощности, очистки и рассеивания в атмосфере массовых выбросов продуктов сгорания ракетного топлива при огневых испытаниях на стендах закрытого типа, а также особенностей устройства и эксплуатации уникальных природоохранных сооружений, не имеющих аналогов в практике отечественного и зарубежного ракетного двигателестроения.

В отличие от стендов открытого типа, на которых выхлоп работающего ЖРД происходит прямо в атмосферу, на стенде закрытого типа испытываемый двигатель устанавливается в закрытой бронеканере, а выхлопная струя отводится от сопла по выхлопному газодинамическому тракту (ГДТ) к устройствам газоочистки, шумоглушения и гидрогашения кинетической и тепловой энергии истекающих продуктов сгорания.

Природоохранные сооружения включают в себя (см. ри-

сунок) бронеканеру 1 и выхлопной газодинамический тракт, состоящий из кормового диффузора 2, дожигателя выхлопных газов 3, головной части - глушителя шума 4, гидрогасителя 5 и трубы рассеивания 6. В их состав входят также система подачи жидкого кислорода в дожигатель и система оборотного водоснабжения ГДТ и гидрогасителя. Природоохранная функция сооружений стенда при проведении огневых испытаний ЖРД состоит в следующем.

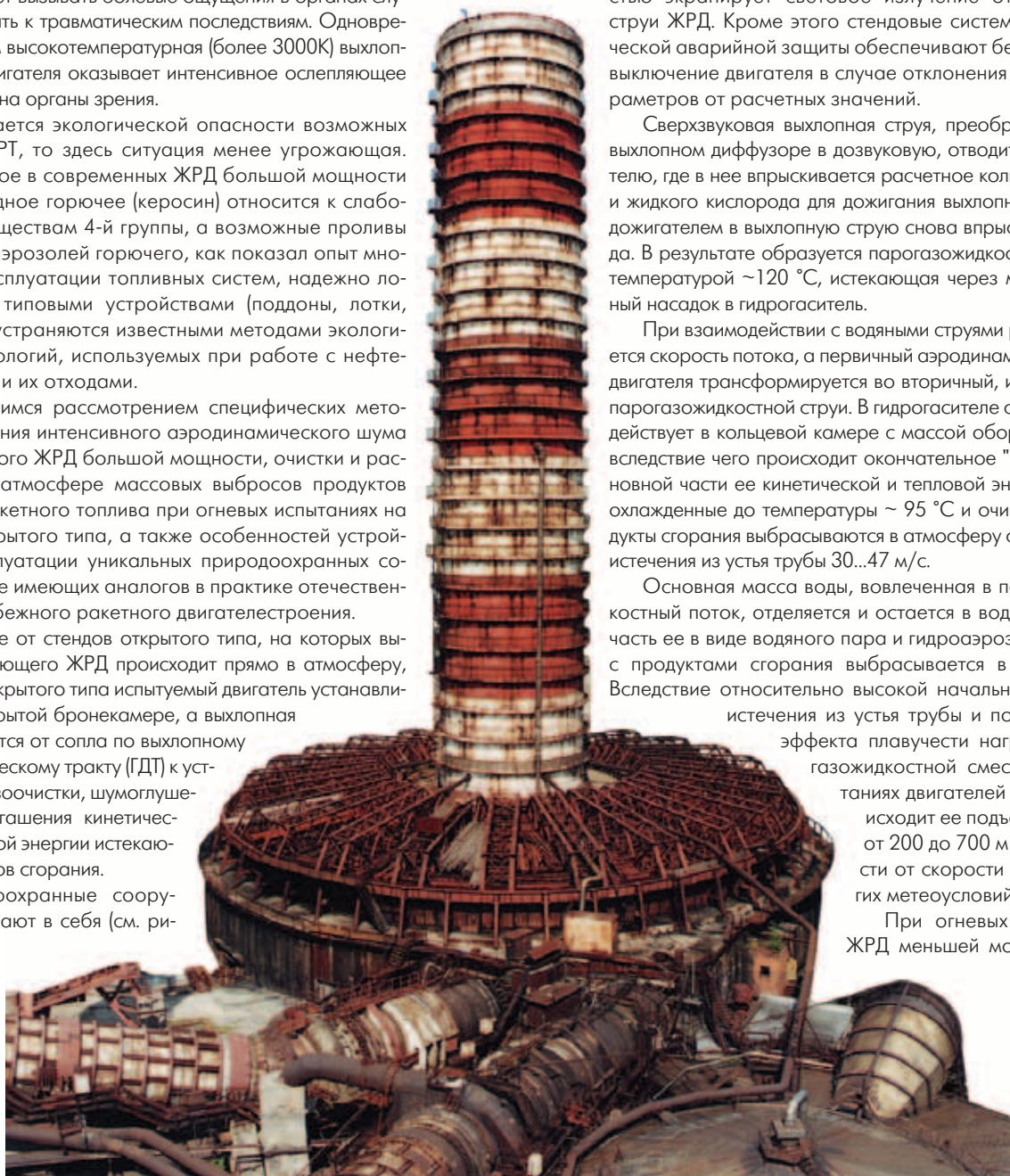
Бронеканера, оснащенная водными и газовыми системами локализации и непрерывного удаления возможных проливов КРТ, обеспечивает взрыво- и пожаробезопасность в нестандартных ситуациях на стенде при проведении огневого испытания, надежную защиту от взрывной волны и осколков в случае аварийного разрушения узлов и агрегатов испытываемого двигателя, а также полностью экранирует световое излучение от выхлопной струи ЖРД. Кроме этого стендовые системы автоматической аварийной защиты обеспечивают безаварийное выключение двигателя в случае отклонения рабочих параметров от расчетных значений.

Сверхзвуковая выхлопная струя, преобразованная в выхлопном диффузоре в дозвуковую, отводится к дожигателю, где в нее впрыскивается расчетное количество воды и жидкого кислорода для дожигания выхлопных газов. За дожигателем в выхлопную струю снова впрыскивается вода. В результате образуется парогазожидкостная смесь с температурой  $\sim 120$  °С, истекающая через многоканальный насадок в гидрогаситель.

При взаимодействии с водяными струями резко снижается скорость потока, а первичный аэродинамический шум двигателя трансформируется во вторичный, исходящий от парогазожидкостной струи. В гидрогасителе струя взаимодействует в кольцевой камере с массой оборотной воды, вследствие чего происходит окончательное "гашение" основной части ее кинетической и тепловой энергии. Затем охлажденные до температуры  $\sim 95$  °С и очищенные продукты сгорания выбрасываются в атмосферу со скоростью истечения из устья трубы 30...47 м/с.

Основная масса воды, вовлеченная в парогазожидкостный поток, отделяется и остается в водообороте, а часть ее в виде водяного пара и гидроаэрозольей вместе с продуктами сгорания выбрасывается в атмосферу. Вследствие относительно высокой начальной скорости истечения из устья трубы и под действием эффекта плавучести нагретой парогазожидкостной смеси при испытаниях двигателей РД-170 происходит ее подъем на высоту от 200 до 700 м (в зависимости от скорости ветра и других метеоусловий).

При огневых испытаниях ЖРД меньшей мощности, на-



При проведении стендовых огневых испытаний мощных ЖРД, работающих на углеводородном горючем (керосине) и жидком кислороде, возникает необходимость ограничения вредного воздействия на окружающую природную среду. В НПО "Энергомаш" такие испытания в процессе отработки и доводки конструкции ЖРД проводятся на стендах закрытого типа, расположенных в непосредственной близости от жилых кварталов г. Химки. Последнее обстоятельство обусловило исключительно жесткие требования к обеспечению экологической безопасности как при проведении огневых испытаний ракетных двигателей, так и при выполнении работ, связанных с эксплуатацией топливных систем в испытательном комплексе: при транспортировке компонентов ракетного топлива (КРТ) по территории предприятия, заправке, технологической обработке внутренних полостей топливопроводов стендов и ЖРД, а также при сборе и очистке промышленных сточных вод, образующихся на производственных объектах испытательного комплекса.

пример РД-180, выбросы в атмосферу из трубы, как правило, образуют вытянутый по направлению ветра непрерывный шлейф. Вследствие рассеивания в атмосфере остаточные концентрации загрязняющих веществ, содержащихся в продуктах сгорания, снижаются до нормативных уровней, обеспечивающих экологическую безопасность для окружающей природной среды и населения.

Таким образом, испытательные стенды закрытого типа, оснащенные уникальными природоохранными сооружениями, позволяют успешно решать проблемы наземной отработки ЖРД большой мощности в непосредственной близости от жилой зоны города и при этом обеспечивать комплексную природоохранную защиту.

В частности, уровень аэродинамического шума снижается от исходного (180...200 дБА) до нормального значения для жилой зоны 60...70 дБА на расстоянии 500 м от стенда. Полностью подавляется световое излучение от факела двигателя; локализируются и подавляются в замкнутом объеме броннекамеры взрывы и пожары, которые могут возникать при авариях двигателей.

Основная роль в снижении до нормативного уровня химического воздействия на окружающую природную среду и население отводится дожигателю выхлопных газов. В соответствии с термодинамическими расчетами, в равновесном составе продуктов сгорания на срезе сопла двигателя РД-170 в числе прочих содержится водород - 8,7 объемных % и окись углерода (СО) - 31,9 объемных %. Исходя из этого, в проекте дожигателя было предусмотрено удаление из состава продуктов сгорания путем дожигания окиси углерода, опасной для окружающей природной среды и людей, а также водорода, взрывоопасного в смеси с кислородом.

Заметим, что при проведении огневого испытания ЖРД на открытом стенде, где выхлопная струя прямо выходит в атмосферу, проблемы дожигания СО не существует, так как она в основном догорает при смешении выхлопных газов, имеющих высокую температуру, с кислородом атмосферного воздуха. В закрытом стенде свободное смешение выхлопных газов с воздухом невозможно, поэтому дожигание в нем производится путем впрыска в выхлопную струю расчетного количества воды и жидкого кислорода.

Оптимальное отношение массы впрыскиваемой воды к массе выхлопных газов  $\chi$  определяется, исходя из необходимости снижения начальной температуры выхлопных газов на выходе из кормового диффузора и входе в дожигатель до уровня 1600...2000К, при котором обеспечивается высокая скорость протекания газо-

фазных реакций окисления СО и  $H_2$  при минимальном синтезе окиси азота (NO) в зоне дожигания. В ходе исследований установлено, что указанное оптимальное отношение  $\chi$  находится в пределах от 0,7 до 1,0. При  $\chi < 0,75$  в дожигателе возрастают температура смеси и выход окиси азота, при  $\chi > 1,33$  процесс дожигания протекает неустойчиво, а при  $\chi > 1,6$  наступает срыв горения.

Расход жидкого кислорода выбирается таким, чтобы обеспечивалось полное дожигание окиси углерода и водорода с коэффициентом избытка окислителя  $\alpha = 1,05 \dots 1,1$  в соответствии с циклограммой работы испытываемого двигателя. К примеру, при работе двигателя РД-170



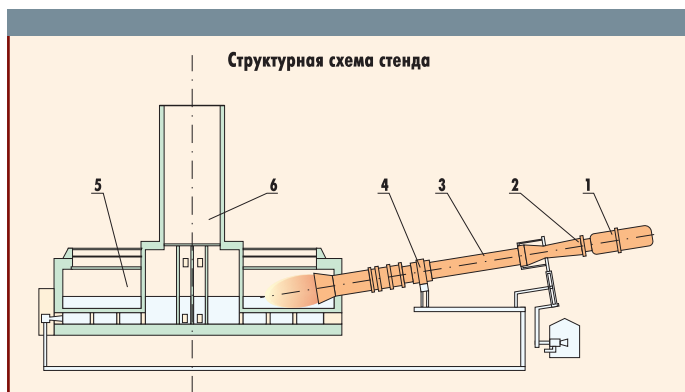
на основном режиме выброс окиси углерода составляет 750...830 кг/с, а расход жидкого кислорода на дожигание составляет ~ 800 кг/с.

Дожигание выхлопных газов снижает исходную концентрацию окиси углерода на основном режиме работы двигателя РД-170 с 32 до 2...3 объемных %. Выброс в атмосферу окиси углерода из трубы рассеивания с такой остаточной концентрацией составляет 33...47 кг/с, а нормативный (предельно допустимый выброс - ПДВ) составляет 50 кг/с.

В процессе эксплуатации стендов закрытого типа было установлено, что в продуктах сгорания за дожигателем кроме СО и окислов азота содержатся примеси и других загрязняющих веществ, в том числе несгоревшие углеводороды и сажа. Их присутствие существенно влияет на суммарную токсичность выбросов в атмосферу и показатель эффективности очистки продуктов сгорания.

Одной из основных токсических примесей в продуктах сгорания, выбрасываемых в атмосферу, является окись азота, которая при температуре окружающей атмосферы медленно окисляется кислородом воздуха в двуокись азота ( $NO_2$ ), относящуюся к веществам второго класса опасности. Предельно допустимая концентрация  $NO_2$  в воздухе рабочей зоны составляет 5 мг/м<sup>3</sup>, для атмосферного воздуха - 0,085 мг/м<sup>3</sup>. Из атмосферы эти окислы удаляются в виде нитратов; время жизни в атмосфере - пять суток.

Как показали специальные экспериментальные исследования, основным источником образования и поступления двуокиси азота в атмосферу при испытаниях двигателей РД-170 является топливная окись азота, образующаяся из азота, содержащегося в компонентах ракетного топлива. По результатам анализа проб продуктов сгора-



## Токсические характеристики загрязняющих веществ, содержащихся в продуктах сгорания ракетного топлива кислородно-керосиновых ЖРД

Наименование загрязняющего вещества	Класс опасности	ПДВ (для РД-170), кг/с	ПДК рабочей зоны для атмосферного воздуха, мг/м <sup>3</sup>	ПДК для водного объекта, мг/л
Оксид углерода CO	4	50	5	-
Углеводороды C <sub>n</sub> H <sub>m</sub>	-	0,6	-	-
Сажа С	3	0,42	0,15	-
Двуокись азота NO <sub>2</sub>	2	3,0	0,085	-
Сернистый ангидрид SO <sub>2</sub>	3	0,6	0,5	-
3,4-бензпирен C <sub>20</sub> H <sub>12</sub>	1	-	1·10 <sup>-6</sup>	5·10 <sup>-6</sup>

ния, отобранных за дожигателем, удельный выход окислов азота (в пересчёте на NO<sub>2</sub>) составляет 2,5... 3,7 кг/с при ПДВ, равном 3 кг/с.

Известно, что двуокись азота хорошо улавливается водой с образованием азотной кислоты (HNO<sub>3</sub>), а также ионов нитритов и нитратов (NO<sub>2</sub>, NO<sub>3</sub>), однако, несмотря на интенсивную промывку продуктов сгорания водой в головной части ГДТ и в гидрогасителе, заметного прироста концентрации этих веществ в оборотной воде гидрогасителя не наблюдается. Вероятно, окись азота до контакта с водой не успевает доокислиться в NO<sub>2</sub> ввиду малого промежутка времени пребывания в ГДТ (менее 1 с). Поэтому снижение остаточ-



ных концентраций в выбросах до нормативных уровней в атмосферном воздухе достигается, в основном, путем рассеивания.

Микроконцентрация SO<sub>2</sub> в выхлопных газах находится ниже предела чувствительности используемых методов аналитического контроля и учитывается в балансе загрязняющих примесей только расчетным путем. При контроле качества атмосферного воздуха в период проведения огневых испытаний ЖРД изменения фоновых концентраций SO<sub>2</sub> в воздухе не выявлено.

Отдельную группу загрязняющих веществ, содержащихся в выбрасываемых в атмосферу продуктах сгорания, представляют продукты неполного сгорания и пиролиза ракетного горючего: несгоревших углеводородов, сажи, а также микропримесей: полициклических ароматических углеводородов, в том числе 3,4-бензпирена (C<sub>20</sub>H<sub>12</sub>).

Присутствие этих веществ не было учтено ни в теоретических исследованиях дожигания выхлопных газов, ни в термодинамических расчетах состава продуктов сгорания ракетного горючего на срезе сопла двигателя. Между тем, образование большого количества сажи вследствие неполного сгорания ракетного горючего в камере сгорания двигателя и в дожигателе выхлопных газов представляет проблему, удовлетворительного решения которой не найдено до настоящего времени.

Экспериментально установлено, что сажеобразование при горении углеводородного топлива происходит только тогда, когда в горючей смеси содержится значительный избыток горючего (при  $\alpha \ll 0,55$ ). При этом до 20 % углерода, содержащегося в исходном топливе, выделяется в виде сажи. Даже небольшие локальные зоны горения богатых смесей в ГДТ с  $\alpha = 0,3...0,35$  могут оказать существенное влияние на сажеобразование.

Сажа в продуктах сгорания двигателя на срезе сопла может появиться из пристеночного слоя, где  $\alpha = 0,4$ . Известно, что процессы образования сажи протекают наиболее активно при температуре 1750...1800К за время 10<sup>-3</sup>...10<sup>-2</sup> с. По данным аналитического контроля продуктов сгорания после дожигателя удельный выход углеводородов составляет от 0,12 до 1,17 кг/с (в среднем 0,63 кг/с) при ПДВ C<sub>n</sub>H<sub>m</sub> = 0,6 кг/с.

Предельно допустимая концентрация углеводородов в атмосферном воздухе не установлена, как для вещества, не представляющего экологической опасности. Вместе с тем сажа, образующаяся из этих углеводородов, относится к экологически опасным веществам (3-й класс опасности). ПДК в воздухе рабочей зоны - 4 мг/м<sup>3</sup>, в атмосферном воздухе - 0,15 мг/м<sup>3</sup>. По результатам аналитического контроля масса сажи, образующаяся за время одного испытания двигателей РД-180 и РД-170, составляет от 200 до 500 кг. Основную ее часть представляют высокодисперсные сферические частицы диаметром порядка 20...40 мкм. Минимальный размер частиц порядка 1...1,5 мкм, максимальный - 100 мкм.

Основная масса сажи (до 90 %) улавливается оборотной водой в гидрогасителе, а остальная, в составе парогазожидкостной смеси, выбрасывается в атмосферу. Выброс сажи в атмосферу составляет 0,3... 0,4 кг/с (ПДВ сажи - 0,42 кг/с). При этом сажа концентрируется в мелкодисперсной капельной влаге - гидроаэрозолях, выпадающих в виде дождевых осадков на почву по ходу движения влагонасыщенных выхлопных клубов в пределах санитарно-защитной зоны стенда (R = 1 км). Благодаря этому атмосферный воздух сажей не загрязняется, а для почвы она не является загрязняющим веществом.

Однако проблема, создаваемая сажей, этим не исчерпывается. Дело в том, что сажа, уловленная водой в гидрогасителе, через разветвленную систему водооборота переносится и осаждается на поверхностях металлоконструкций, в коммуникациях и на оборудовании, а также образует конгломераты со взвешьями и эмульсиями нефтепродуктов в оборотной воде гидрогасителя. Смесь сажи и ее конгломератов осаждается в нижней части гидрогасителя (придонный осадок). Удаление осадка со дна гидрогасителя и очистка оборотной воды от взвешенных частиц сажи представляет собой отдельную проблему.

Еще одним важным экологическим аспектом огневых испытаний ЖРД является образование полициклического ароматического углеводорода 3,4-бензпирена, относящегося к числу наиболее биологически опасных веществ (первый класс опасности) и являющегося явно выраженным канцерогеном. 3,4-бензпирен представляет собой желтые иглообразные кристаллы, нерастворимые в воде, но растворимые в органических растворителях и жирах. Он сорбируется на поверхности частиц сажи.

Учитывая потенциальную опасность этого в экологическом и санитарно-гигиеническом отношении, в НПО "Энергомаш" совместно с Институтом биофизики в 1989-1990 гг. были проведены специальные исследования для определения содержания 3,4-бензпирена в продуктах сгорания КРТ, в атмосферном воздухе, в оборотной воде и в осадке гидрогасителя, а также в смывах отложений сажи на металлоконструкциях, поверхностях оборудования, спецодежде персонала и др. В результате этих исследований установлено, что концентрация 3,4-бензпирена в атмосферном воздухе при проведении испытаний двигателей РД-170 составляет менее 0,1 ПДК для атмосферного воздуха, а суммарный выброс в атмосферу оценивается в 0,1 кг/год.

На основании статистических данных многолетнего мониторинга качества атмосферного воздуха, проводимого экоаналитическими лабораториями НПО "Энергомаш", а также по результатам специальных исследований, проведенных в 1996-1997 гг. для оценки влияния огневых испытаний двигателей РД-170 и РД-180 на санитарно-гигиеническую обстановку в санитарно-защитной зоне испытательных стендов и прилегающем районе города, федеральным управлением "Медбиоэкстрем" при Минздраве РФ в 1997 г. было принято решение о снятии ряда ограничений на проведение испытаний ЖРД при направлениях ветра, бывших ранее запретными. ◀

# КОНФЕРЕНЦИЯ ДВИГАТЕЛИСТОВ- РАКЕТЧИКОВ

**Валерий Гуров**, начальник сектора ЦИАМ

В период с 8 по 11 июля 2001 г. в Солт-Лейк Сити (штат Юта, США) прошли 37-я международная конференция и выставка комбинированных двигательных установок, организованные Американским институтом авиации и космонавтики (AIAA) в содружестве с американскими обществами инженеров-механиков, инженеров-электриков и инженеров-электронщиков.

Около тысячи участников конференции заслушали более сорока докладов специалистов из Англии, Бельгии, Бразилии, Германии, Испании, Италии, Китая, Кореи, России, США, Франции, Японии и других стран. Тематика докладов была очень широкой и затрагивала проблемы создания жидкостных и твердотопливных ракетных двигателей, электрических и прямоточных двигателей, совершенствования технологии их изготовления и выбора компонентов топлива. Обсуждались также перспективы ракетного двигателестроения, много внимания уделялось двигателям комбинированного типа.

Россия была представлена достаточно широко. НПО "Энергомаш", Исследовательский центр им. М.В. Келдыша, ЦИАМ, ЦНИИМАШ, МАТИ, МАИ, УАИ, Институт теоретической и прикладной механики - таков неполный перечень основных научно-исследовательских, конструкторских и учебных центров нашей страны, направивших своих представителей на конференцию.

Большой интерес вызвали доклады, в которых освещался ход совместных российско-американских разработок. Они были связаны с программой кислородно-керосиновой двигателя РД-180, созданного с учетом опыта конструирования и доводки двигателя РД-170, который НПО "Энергомаш" разработало для системы "Энергия", и программой двигателя AJ26-NK33A (фирма "Аэроджет" и СНТК им. Н.Д. Кузнецова), разработанного на базе отечественного ЖРД НК-33 и сегодня обладающего непревзойденными для своего класса показателями по удельной массе и надежности.



Автор настоящих строк сделал доклад на тему "Повышение надежности турбонасоса - ключевого агрегата современных жидкостных ракетных двигателей". Позднее состоялась беседа, в ходе которой выявился глубокий интерес к рассмотренным проблемам со стороны представителей NASA, фирмы "Аэроджет" и СНТК им. Н.Д. Кузнецова. По результатам консультаций намечены рамочные перспективы проведения совместных работ с участием ЦИАМ, фирмы "Аэроджет" и СНТК им. Н.Д. Кузнецова, направленных на дальнейшее совершенствование двигателя AJ26-NK33A.

Исключительно важным результатом проведенной конференции, по моему мнению, является то факт, что американцы признают (правда, нехотя, сквозь зубы) приоритет российских разработчиков ЖРД по ряду важнейших направлений. ◀



Авиация из первых рук

АвиаПорт.Ру

**Авторитетный сайт для профессионалов и любителей. Здесь - вся авиация России и окрестностей:**

- регулярно обновляемые ленты новостей;
- самые свежие статьи и пресс-релизы;
- авиационные предприятия: адреса, телефоны, услуги;
- каталог авиатехники;
- интерактивное сравнение характеристик ЛА малой авиации;
- интереснейшие фотографии и рисунки.

[www.AviaPort.Ru](http://www.AviaPort.Ru) Тел.: (095) 755-5760. Факс: (095) 755-9300. E-mail: [info@avias.com](mailto:info@avias.com)

# ЖРД

## ДВИГАТЕЛИ ВОСТОКА

Военная академия РВСН им. Петра Великого:

**Александр Башилов**, доцент, к.т.н.

**Геннадий Самарин**

Созданием жидкостных реактивных двигателей Япония и Китай занялись позднее России, США и стран Западной Европы – с конца 60-х годов. Те небольшие сроки, которые потребовались этим странам для разработки и начала самостоятельного производства ЖРД, объясняются возможностью опоры на достигнутый к тому времени мировой опыт. Кроме того, азиатские страны стремились закупать образцы ракетно-космической техники за рубежом и эффективно пользовались услугами иностранных специалистов.

Основным и, видимо, пока единственным разработчиком ЖРД в Японии является корпорация Mitsubishi, которая с помощью западных фирм Aerojet и Rocketdyne разработала первые национальные ЖРД космического назначения: небольшой азотнокислотный двигатель LE-3 и кислородно-водородные двигатели LE-5 и LE-7.

Наиболее совершенным на сегодняшний день японским ЖРД является мощный маршевый кислородно-водородный двигатель LE-7 для первой ступени ракеты Н-2. Этот двигатель многоцелевого использования представляет собой аналог американского ЖРД SSME. LE-7 отличается высокими параметрами рабочих процессов и уровнем конструктивного совершенства.

LE-7 является однокамерным ЖРД с насосной подачей обоих компонентов от автономных турбонасосных агрегатов (ТНА) и дожигом генераторного газа. Двигатель не имеет бустерных на-

расширения 60). Первая секция имеет внутреннюю стенку из медного сплава с продольными фрезерованными ребрами. Ее наружная стенка выполнена из порошка меди и олова путем горячего изостатического прессования при давлении около 150 МПа и температуре более 1200К. Вторая секция набрана из никелевых трубок толщиной около 0,3 мм, спаянных твердым медным припоем и подкрепленных снаружи приваренными стальными бандажами. Обе секции камеры соединяются с помощью фланцевого прочно-плотного соединения и охлаждаются водородом. ТНА кислорода и водорода имеют двухступенчатые насосы и двухступенчатые осевые реактивные турбины. Обе ступени насоса водорода имеют одинаковые крыльчатки закрытого типа и работают последовательно, а по кислороду вторая ступень является малорасходной (через нее проходит лишь 10 % от общего расхода) и обеспечивает дополнительное повышение давления. Мощность ТНА кислорода - 6,34 МВт при частоте вращения 40 000 об/мин. Мощность ТНА водорода - 25,4 МВт при скорости вращения 92 000 об/мин.

Газогенератор - однозонный, охлаждаемый водородом. Он вырабатывает газ с температурой около 1100К, которая затем снижается в газооде до 1000К путем разбавления генераторного газа газообразным водородом, взятым из тракта охлаждения камеры. Зажигание в газогенераторе и в камере осуществляется с помощью встроенных электросвечей.

Топливные магистрали двигателя до запуска компонентами топлива не залиты. Захолаживание и заливка кислородом и водородом происходит соответственно за 5 и 10 минут до старта РН. Запуск - плавный, двухступенчатый. Он имеет продолжительную



LE-7A



LE-7, установленный в ракету

сосных агрегатов (БНА). В нем используется привод турбин обоих ТНА разделяющимися, а затем снова объединяющимися для дожига в камере газовыми потоками.

Карданный подвес ЖРД допускает отклонение в плоскостях тангажа и рыскания на углы до 4,5 градусов. Для управления по крену использована система рулевых сопел на отработавшем генераторном газе. Двигатель обеспечивает наддув обоих баков ракеты-носителя (РН). Бак горючего наддувается газообразным водородом, отобранном из тракта охлаждения камеры, бак окислителя - газообразным гелием, подогретым в теплообменнике ТНА кислорода.

Камера LE-7 имеет оболочечно-трубчатую паяно-сварную конструкцию, аналогичную конструкции камеры американского ЖРД SSME. Она состоит из четырехднщевой стальной смеси-тельной головки с двухкомпонентными струйными форсунками типа "трубка в трубке" и двух секций корпуса - двухстенной оболочечной (до степени расширения 25) и трубчатой (до степени



ЖРД LE-7 на стенде



Японская ракета-носитель на старте



Таблица 1

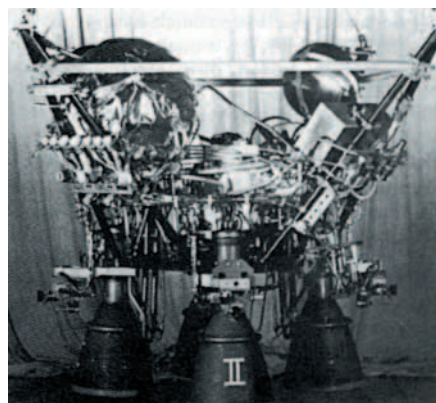
ХАРАКТЕРИСТИКИ японских ЖРД					
Тип ЖРД	LE-3	LE-3M	LE-5	LE-5A	LE-7
Топливо	АТ+азрозин-50		Жидкий кислород + жидкий водород		
Год создания	1976	1981	1986	1992	1994
Ступень / Носитель	2 / N-1	2 / N-2	2 / N-1	2 / N-2	1 / N-2
Тяга в пустоте, кН	53,3	43,8	103	120	1180
Удельный импульс, Н·с/кг	2846	3080	4380	4430	4405
Давление в камере, МПа	1,14	0,86	3,43	3,6	14,5
Расширение сопла	26	65	140	140	60
Мощность ТНА (горючего/окислителя), кВт	-	-	418 / 108	432 / 120	25400 / 6340
Масса, кг	656 (ДУ)	496 (ДУ)	255	240	1560
Время работы, с	250	420	370	До 550	До 320
Количество запусков	1	2	3	5	1
Высота / диаметр, м	1,77 / 0,96	2,84 / 1,45	2,65 / 1,65	2,65 / 1,65	3,5 / 1,9

(до 3 с) ступень предварительной тяги (50 %), обеспечиваемую неполным открытием управляющих клапан-регуляторов камеры и газогенератора. Выключение - двухступенчатое (сначала газогенератора, затем камеры). Перед запуском и после выключения ЖРД предусмотрены профилактические продувки гелием электросвечей и магистралей окислителя камеры и газогенератора. В каждом полете ЖРД запускается только один раз.

В целом японские ЖРД (особенно LE-7) являются вполне современными ракетными двигателями, обладающими приемлемой надежностью, которая подтверждена результатами эксплуатации. Следует отметить, что ЖРД японского производства имеют в своем составе мини-ЭВМ с очень высокой производительностью (так, в ЖРД LE-5 электронный блок управления работой двигателя на базе мини-ЭВМ японской фирмы Toshiba имеет размеры 5x10x12 см и весит всего 0,75 кг). К вышесказанному необходимо добавить, что ЖРД Японии имеют достаточно высокие технические характеристики, а их конструктивное совершенство отвечает современным мировым требованиям.

О состоянии разработок по ЖРД в Китае судить очень сложно, т.к. имеющиеся сведения носят отрывочный и противоречивый характер. В связи с этим отсутствует возможность детально проанализировать технический уровень и конструкцию этих ЖРД. Достижения в этой области обеспечены результатами самостоятельных работ китайских ученых и конструкторов, причем многие из них в свое время окончили советские ВУЗы. И все же западные специалисты полагают, что в основе китайских ЖРД лежат, как правило, собственные разработки. В их конструкции широко используются как оболочечные паяно-сварные камеры с плоскими смесительными головками (имеющими одно- или двухкомпонентные форсунки), так и моноблочные одновальные безредукторные ТНА, а также агрегаты автоматики с пиротехническим или пневматическим приводом.

ноблочный, одновальный, с центральным расположением одноступенчатой активной осевой газовой турбины и консольными шнекоцентробежными насосами. Газогенератор - восстановительный, неохлаждаемый, с температурой газа около 950К. Агрегаты автоматики - пневмоуправляемые гелием, многократного срабатывания. ЖРД выполнен по схеме без дожигания. Он обеспечивает наддув бака горючего РН отработавшим генераторным газом, температура которого снижается путем разбавления его жидким водородом.



YF-73



YF-20

Все китайские ЖРД имеют довольно высокий уровень надежности. В последнее время активизировались попытки этой страны выйти на международный рынок коммерческих запусков. Причем здесь следует отметить тот факт, что при выводе полезных грузов в космос Китай предлагает весьма низкие цены. В результате, даже при весьма средних технических характеристиках

Таблица 2

ХАРАКТЕРИСТИКИ китайских ЖРД					
Тип ЖРД	YF-2	YF-3	YF-20	YF-22	YF-73
Топливо	АТ+НДМГ				O <sub>2</sub> + H <sub>2</sub>
Год создания	1969	1970	1975	1975	1984
Ступень / Носитель	1 / CZ-1	2 / CZ-1	1 / CZ-2, CZ-3	2 / CZ-2, CZ-3	3 / CZ-3
Состав ЖРД	4к+1 ТНА	1к+1 ТНА	1к+1 ТНА	1к+1 ТНА	4к+1 ТНА
Тяга, кН	1099 (у земли)	294 (у земли)	670 (у земли)	762 (у земли)	44 (в пустоте)
Удельный импульс, Н·с/кг	2460	2620	2680	2740	4169
Давление в камере, МПа	7,0	7,0	8,5	8,5	3,0
Время работы, с	120	135	132	129	451 + 291

Судя по давлению в камере и удельному импульсу (табл. 2), китайские ЖРД выполнены по схеме без дожигания. Вероятно, они прошли аналогичный советским ЖРД путь развития от многокамерных двигателей с неподвижными камерами и небольшой (до 300 кН) тягой (типа YF-2) до весьма мощных однокамерных ЖРД тягой свыше 700 кН (типа YF-20 или YF-22).

Следует отметить достаточно высокий уровень конструктивного совершенства первого (и пока единственного) китайского кислородно-водородного ЖРД YF-73. Этот четырехкамерный двигатель имеет отклоняемые (на углы до 5°) в одной плоскости камеры, питаемые от единого ТНА. Камеры - стальные, паяно-сварной конструкции. Они имеют щелевые смесительные головки из нержавеющей стали и двухстенные оболочечные корпуса. ТНА - мо-

ках РН, близость китайских космодромов к экватору обеспечивает им вполне приемлемые энергетические возможности. Следует учитывать и то, что Китай интенсивно закупает лучшие образцы иностранных ЖРД (например, российские РД-120). В перспективе это позволит китайским РН составить серьезную конкуренцию космическим носителям наиболее развитых стран в проведении коммерческих запусков. Получаемая прибыль позволит еще более интенсивно развивать ракетное двигателестроение в Китае и вывести (не исключен и такой вариант) эту страну на передовые позиции в мире. Тем более, что китайское руководство планирует запуск в ближайшее время пилотируемого космического корабля, а в недалеком будущем - и собственной орбитальной станции, аналогичной "Миру". ◀



## НОВЫЕ ВИДЫ СТРАХОВАНИЯ ДЛЯ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ



Российский рынок авиационного страхования вступает в новый этап своего развития. Значительно повысилась культура страхования у крупных авиационных клиентов, практически ни одного контракта не обходится без приглашения страховщиков. Директорский корпус начинает понимать необходимость страхования как составной части экономики предприятия и учится хорошо ориентироваться в хитросплетениях правил и договоров страхования, понимая, что недостаточность знаний в области страхования может привести к потере существенной части доходов предприятий.

Российское страховое народное общество ОАО "РОСНО" с 1996 г. является Генеральным страховщиком Ассоциации авиационного двигателестроения ("АССАД"), в которую входят ФНПЦ ММП "Салют", ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова", ОАО "ММП им. В.В. Чернышева", ГУП завод им. В.Я. Климова, ОАО "Пермский моторный завод", ОАО "Рыбинские моторы", ОАО "УМПО" и другие.

"РОСНО" постоянно работает над новыми видами страхования, которые способствуют финансовому благополучию предприятий. В рамках этой статьи рассмотрены некоторые виды страхования, характерные для авиационного двигателестроения.

**Сергей Иванов**, заместитель генерального директора Российского страхового народного общества ОАО "РОСНО"

### Страхование непредвиденных расходов предприятий

Ряд компаний, разрабатывающих рискованные инвестиционные проекты, в основе которых лежат новые технологии, просят ввести в схему их отношений с клиентами механизм страхования. Например, компания VICCO представляет технологию избирательной компенсации износа, мест трения и контакта деталей путем образования в этих зонах новых модифицированных поверхностей. Износостойкость таких поверхностей в 2...3 раза выше, чем у обычных закаленных поверхностей, и в 6...8 раз выше, чем у поверхностей с уже сработавшимся первоначально закаленным слоем.

Завод, выпускающий двигатели, может поверить разработчиком и с определенной степенью риска внедрить эту технологию, а может внедрить и застраховать свои непредвиденные расходы на тот случай, если новая технология не даст предполагаемого эффекта. В этом случае страховая компания оплатит заводу понесенный убыток, а сама уже будет разбираться с разработчиком новой технологии.

Другой пример. В настоящее время Aviation center of special ecology Ltd, консорциум "АРИАДНА - МК" и ЭМЗ им. В.М. Мясищева начинают разработку комплексной программы по экологическому мониторингу и пожаротушению с использованием новейших технологий для создания карт, позволяющих направлять пожарные спасательные службы точно в зону чрезвычайного происшествия. При этом нельзя исключить случайные события, которые способны повлиять на работу аппаратуры (например, появление помех из-за грозных разрядов), в результате чего зона будет недостаточно точно определена. Как следствие, у исполнителя работ возникают непредвиденные расходы.

В случае введения механизма страхования в технологическую цепь эти расходы могут быть значительно уменьшены.

### Страхование стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей

Этот вид страхования впервые в России осуществлен в ОАО "НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко". Как, правило, стра-

хование ведется комплексно; оно осуществляется со страхованием основных фондов научно-производственного центра и стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей РД-180, предназначенных для использования в составе ракет-носителей класса "Атлас".

Договоры страхования подобного типа являются эксклюзивными, так как для их отработки, правильной оценки риска и согласования с иностранным заказчиком необходимо провести анализ показателей надежности при проведении стендовых испытаний базовых ракетных двигателей и автономных испытаний комплектующих агрегатов, знать технологию изготовления, сборки и внутривоздушной транспортировки, стендовое оборудование и технологию проведения испытаний.

Страхование таких рисков может осуществлять страховая компания, которая имеет специалистов, обладающих соответствующими знаниями и опытом практической работы в области разработки, производства, испытаний и поставки жидкостных реактивных двигателей.

### Страхование машин от поломок

Этот вид страхования затребован предприятиями в связи с тем, что при выдаче банками кредитов требуется иметь залоговое имущество, которое должно быть застраховано. Понятно, что в случае невыплаты кредита банку, чтобы реализовать залог, нужно иметь исправное оборудование или получить возмещение от страховой компании.

По этому виду страхового покрытия может быть застрахован широкий спектр машинного оборудования, используемого в производственных и коммерческих целях. При страховании машинного оборудования объекты должны быть строго описаны в соответствии со следующими категориями: индивидуальное оборудование, группа конкретных специализированных машин (полис выдается для всех объектов), все оборудование, установленное на территории страхования (комплексная форма страхования).

Страхование отдельных групп оборудования и комплексная форма покрытия являются настолько всеобъемлющими, что могут включать множество объектов с низкой стоимостью, которые вряд ли стоит страховать. Для того, чтобы удержать затраты на страхование в пределах допустимой нормы, страховщики вводят соответствующую франшизу. Естественно, что при этом виде страхования исключениями из страхового покрытия являются сменные детали (сверла, фрезы и т.д.), как правило, неметаллические части, сырье, транспортные средства, передвижное строительное оборудование.

Страхователь должен гарантировать, что все застрахованное машинное и другое оборудование эксплуатируется надлежащим образом и не перегружается систематически. Должны соблюдаться инструкции по эксплуатации, техническому содержанию и капитальному ремонту, поэтому страховщик имеет право контроля процесса эксплуатации оборудования, т.е. страховая компания управляет риском.

### Страхование по риску "перерыв в производстве"

Целью страхования на случай перерыва в производстве является защита от последствий ущерба вследствие наступления следующих событий: пожара, удара молнии, падения на застрахованное имущество пилотируемых аппаратов или их частей, взрыва паровых котлов, газопроводов, сосудов, работающих под давлением, взрыва взрывчатых веществ и газа, употребляемого для бытовых и промышленных целей, стихийного бедствия, аварии в системах водоснабжения, отопления, канализации, автоматического пожаротушения, кражи со взломом, грабежа, разбойного нападения, преднамеренного действия третьих лиц, направленного на повреждение или уничтожение застрахованного имущества.

Под защитой понимается компенсация той прибыли, которую предприятие могло заработать, если бы страховое событие не произошло. Под прибылью понимается разница между выручкой от застрахованной деятельности и затратами на осуществление этой деятельности, включаемыми в себестоимость, за вычетом налога на добавленную стоимость, налога на прибыль и акцизов.

Как правило, страхователь должен восстановить производство как можно быстрее для того, чтобы ограничить убытки в результате перерыва в производстве. Временной лимит покрытия, как правило, оговаривается в договоре страхования.

Подлежат возмещению текущие расходы страхователя: платежи за пользование электрической энергией, газом, водой, отоплением, телефоном, расходы на основную зарплату штатных сотрудников и вознаграждение сотрудникам, привлекаемым по гражданско-правовым договорам; платежи по уплате единого социального налога; проценты по кредитам, если эти средства привлекались до наступления страхового случая для инвестиций в той области застрахованной деятельности, которая была прервана вследствие гибели или повреждения имущества, влияющего на процесс инвестиций.

### Информационные риски

Понятие "информационный риск" с точки зрения страхования - это возможность возникновения непредвиденных расходов (убытков) участников гражданского оборота в результате потери или искажения информации в компьютерах, информационных системах и сетях связи.

Достичь абсолютной защищенности информации практически невозможно, и страхование является инструментом возмещения непредвиденных убытков. В то же время одно только страхование не может решить проблему минимизации информационных рисков без проведения комплекса мероприятий по защите информации.

Стоимость этого вида страхования индивидуальна для каждого конкретного случая, она определяется совместно со специалистами, специализирующимися в области информационных технологий и телекоммуникаций.

Механизм страхования информационных рисков включает следующие виды страхования от убытков:

- связанные с утратой, искажением или хищением компьютерной информации, блокированием работоспособности информа-

ционных и телекоммуникационных систем и выводом их из строя;

- вызванные перерывом в производственной деятельности из-за сбоев, отказов и неработоспособности систем и утраты компьютерной информации (предпринимательский риск);

- связанные с использованием электронных платежных систем, систем электронных расчетов (межбанковский клиринг, электронный перевод средств, Internet-магазин и т.п.).

Сопутствующим видом страхования информационных рисков является страхование от преступлений в сфере компьютерной информации и электронной связи.

### Страхование лизинговых операций

Ведущие руководители авиационной отрасли в своих выступлениях в прессе отмечают, что одним из путей вывода авиационности России из кризиса может быть организация лизинга воздушных судов и оборудования для предприятий отрасли.

Участие страховых компаний является неотъемлемой частью лизинговых операций.

В этом случае имеется страховой риск неисполнения обязательств заемщика по кредитному договору вследствие неисполнения контрагентом заемщика-лизингодателя обязательств по договору лизинга, который страхуется по правилам страхования финансовых рисков, связанных с непредвиденными расходами. Страхуется также предмет лизинга как имущество.

Для заключения договоров страхования должны быть известны основные условия сделки: кредитор, сумма кредита, срок кредита, процентная ставка, обеспечение лизингодателя и поручительство лизингополучателя, а также предмет лизинга, сумма лизинговых платежей, срок финансового лизинга, страховая сумма, страховой тариф, разница между оценочной и залоговой стоимостью. Отдельно отметить, что первые лизинговые операции в отрасли начались, и страховые компании активно принимают в них участие.

Наша страховая компания производит отчисления на предупредительные мероприятия, направленные на обеспечение безопасности полетов. Так, "РОСНО" профинансировало разработку усовершенствованного тренажера для подготовки летного состава самолетов Ту-154 и Ил-96, разработку методов автоматизированного контроля взлетных характеристик самолета Ил-76 с целью выявления перегруза, оценку аэродрома "Красный Луч" в интересах определения его пригодности к приему и выпуску воздушных судов, производство учебно-информационного видеofilmа "Проблема несбалансированного захода на посадку воздушных судов гражданской авиации" и другие работы.

Очевидно, что в рамках одной статьи невозможно рассмотреть все новые виды страхования и подробно рассмотреть все аспекты страхования, поэтому было бы полезным продолжить обсуждение этих направлений страхования в дальнейшем. В настоящее время более ста предприятий оборонно-промышленного комплекса доверили "РОСНО" свои риски, потому что компания берет на себя обязательство не только возместить возможные убытки, но и стать партнером предприятия в области управления рисками, определить и проанализировать возможные риски, разработать специальные меры, повышающие безопасность использования и сохранность имущества, уберечь от финансовых потерь, сократить время простоев и перерывов в работе. ◀

**РОСНО**  
**129010, Москва,**  
**Протопоповский пер., 25.**  
**Тел.: (095) 232-3232**  
**(круглосуточно).**  
**Факс: (095) 232-0014.**  
**www.rosno.ru**



# НАУЧНЫЕ ОСНОВЫ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС ГД

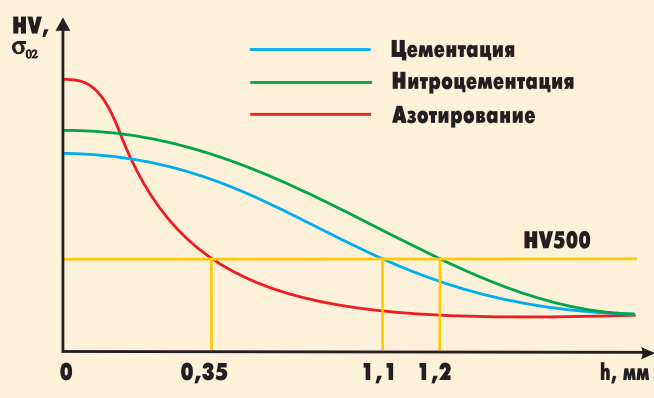
**Юрий Елисеев,**

генеральный директор ФНПЦ ММП "Салют", к.т.н.

Изготовление зубчатых колес - многооперационный технологический процесс, где операции горячей пластической деформации и механической обработки сочетаются с операциями термической обработки заготовок и химико-термической обработки деталей. Зубчатые колеса авиадвигателей относятся к числу наиболее сложных в технологическом отношении деталей. При их изготовлении число операций и переходов достигает двух десятков. Сложная и ажурная конфигурация зубчатых колес, минимальные припуски существенно усложняют процессы термической и механической обработки, требуют тщательного их выполнения.

Работоспособность зубчатых колес в решающей степени зависит от точности изготовления и качества поверхностного слоя зубьев, которое должно быть высоким, чтобы в условиях действия больших контактных напряжений, сил трения и контактных температур рабочие поверхности могли противостоять повреждению и усталостному разрушению. Эксплуатационные свойства зависят от воздействия на поверхностный слой зубьев комплекса технологических и металлургических факторов, которые тесно взаимодействуют между собой. Влияние одних факторов проходит через весь технологический процесс, другие действуют в пределах одной или нескольких операций.

Кривые изменения механических свойств по толщине слоя для различных способов ХТО



К числу наиболее устойчивых факторов относятся металлургическое качество и расположение волокон (макроструктура горячедеформированного металла). Оба эти фактора не претерпевают изменений в ходе технологического процесса и наследуются готовой деталью. Для того чтобы уменьшить степень их влияния, для изготовления зубчатых колес ГД применяют комплексно легированные стали с обязательным электрошлаковым переплавом, а технология горячей штамповки отработана таким образом, чтобы исключить образование неблагоприятно ориентированной макроструктуры. Возрастает роль упрочняющей и отделочной обработок, под влиянием которых характеристики качества поверхностного слоя и показатели точности претерпевают наибольшие изменения.

К числу наиболее трудоемких операций следует отнести зубонарезание, зубошлифование и особенно - химико-термическую обработку. Зубонарезание отличается невысокой производительностью и требует большого количества дорогостоящих фрез. Наиболее сложная и ответственная технологическая операция - химико-термическая обработка. Она предусматривает газовую цементацию в шахтных печах. Такой процесс из-за несовершенства оборудования и алгоритма управления диффузионным насыщением не обеспечивает необходимого качества упрочнения. Другой его недостаток - значительные деформации и коробление, вызывающие снижение показателей точности изготовления деталей на 2..3 порядка. Для восстановления необходимой точности требуется зубошлифование. Его особенность - возможность образования в поверхностном слое структурных изменений (прижогов) и остаточных напряжений растяжения, отрицательно влияющих на эксплуатационные свойства зубчатых колес. Для совершенствования производства зубчатых колес ГД требуется разработка единой системы управления процессом изготовления таких деталей, исключающей проявление отрицательных факторов "технологической наследственности".

Радикальным средством улучшения качества зубчатых колес и повышения ресурса их работы следует признать разработку и применение критических технологий (технологий высокого уровня) практически во всей технологической цепи изготовления деталей:

- глубинного шлифования - нового процесса зубонарезания и финишной обработки зубчатых колес;
- ионной химико-термической обработки (ХТО), включающей процессы ионной цементации (ИЦ), нитроцементации (ИНЦ) и азотирования;
- зубохонингования - финишной операции, обеспечивающей после малодеформационной ионной химико-термической обработки восстановление точности и высокое качество упрочненной поверхности зубьев колес.

Промышленная реализация трех новых технологических процессов упрочнения зубчатых колес потребовала определения области их рационального применения по уровню допустимых нагрузок, окружных скоростей и геометрических размеров деталей. Несмотря на определенное сходство между цементацией, нитроцементацией и азотированием, имеются важные различия в химическом составе, строении, свойствах и толщине диффузионных слоев. Эти различия проявляются в сопротивлении слоя пластической деформации - твердости, пределе текучести и, как следствие, в уровне несущей способности.

Обоснование рациональной области применения способов ионной ХТО решалось как многофакторная задача: каждый способ поверхностного упрочнения оценивался по сопротивлению контактной усталости и заеданию - главным критериям работоспособности авиационных зубчатых передач. Для проведения такой оценки были построены математические модели, по которым рассчитаны показатели напряженного состояния поверхностного

слоя зубьев, а также температура контактной вспышки и толщина граничной масляной пленки.

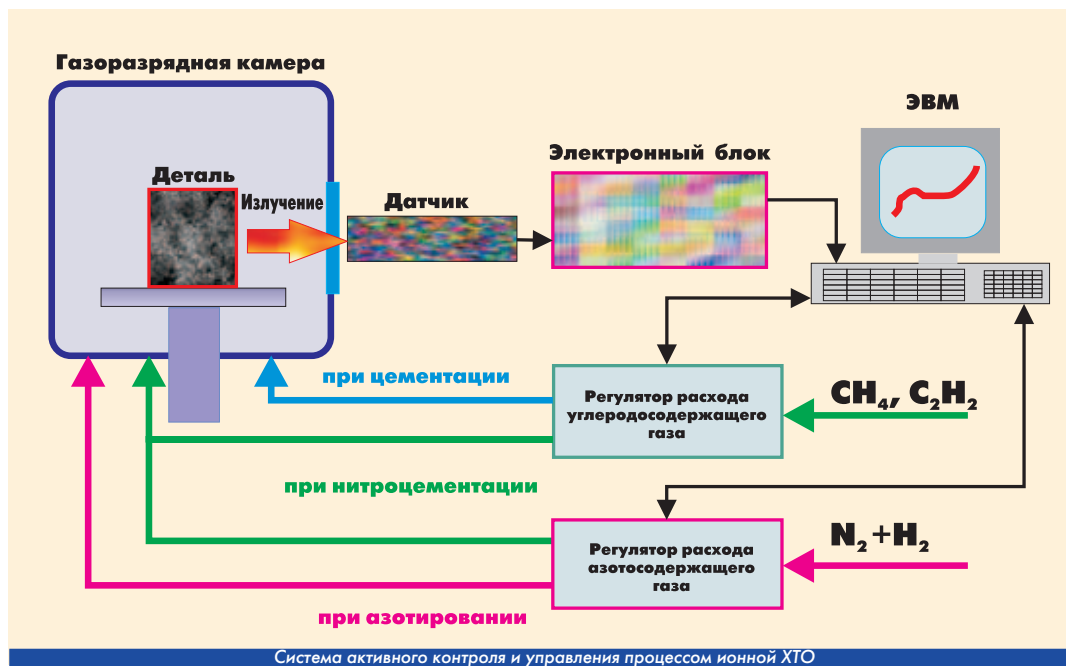
Разработанный расчетный метод использован применительно к цилиндрическим зубчатым передачам приводов агрегатов авиационного двигателя. Метод дает возможность с помощью компьютерного анализа устанавливать технические границы рациональных областей применения основных процессов ионной ХТО, включая уровень нагрузок и геометрические характеристики зубчатых колес, а также определять для известных (или анализируемых при разработке нового двигателя) эксплуатационных условий работы зубчатой передачи рациональный способ поверхностного упрочнения и вариант его выполнения.

Существующая технология химико-термической обработки является наиболее узким местом в производстве зубчатых колес. Анализ показывает, что применяемый процесс ХТО, основанный на газовой цементации в шахтных печах, длителен (10...12 ч), дорог и не обеспечивает требуемого качества обработки. Насыщенность поверхности деталей не одинакова в пределах одной садки и нестабильна при обработке различных садок, особенно в разных печах. В результате качество упрочнения деталей при газовой цементации находится в явном противоречии с требованиями обеспечения высокой надежности и долговечности авиационных двигателей. Несовершенство и организационная структура термического производства, отличающегося низким уровнем механизации и автоматизации. Химико-термическая обработка выполняется в многоцикловом режиме, требующем многократной подачи обрабатываемых деталей в термический цех, что приводит к разрывам технологического маршрута и удлинению процесса изготовления. Все это свидетельствует о необходимости изменения технологической базы термического производства и замены газовой цементации новыми процессами химико-термической обработки.

Одним из наиболее перспективных технологических процессов, альтернативных ХТО, является ионная цементация и нитроцементация. Цементации принадлежит центральное место среди способов химико-термической обработки. Ее главное достоинство - возможность формирования диффузионных слоев с высокой несущей способностью, что особенно ценно для нагруженных зубчатых колес, составляющих основную номенклатуру авиационных изделий. Задача цементации - обеспечить заданную насыщенность поверхностного слоя углеродом при минимальном времени и максимальной экономии расходных материалов. В машиностроении применяются, главным образом, пять способов газовой цементации:

- в автоматизированных агрегатах с регулируемым углеродным потенциалом;
- в продуктах пиролиза в шахтных печах;
- в кипящем слое;
- в вакууме;
- ионный.

Однако вопрос о том, какой из способов следует считать наиболее рациональным, пока не получил научного обоснования. Обоснование рационального способа цементации сводится к оптимизационной многофакторной задаче, решение которой может быть найдено на основе технико-экономического анализа критериев и показателей.



Система активного контроля и управления процессом ионной ХТО

Подробный анализ способов цементации указывает на то, что самые низкие показатели эффективности процесса по всем критериям имеет способ газовой цементации в шахтных печах, а наиболее высокие - способ ионной цементации. Высокая эффективность ионной цементации обусловлена преимуществами ионизированной атмосферы и совершенством применяемого технологического оборудования. Этот процесс обеспечивает высокую концентрацию углерода на поверхности металла. Установлено, что величина углеродного потенциала может регулироваться в широких пределах (от 0,2 до 2 % и более) изменением состава газовой среды и электрических параметров тлеющего разряда, что дает возможность гибко управлять процессом науглероживания.

При ионной цементации в граничном слое создается высокий градиент концентрации углерода, что является важным фактором ускорения процесса науглероживания. Скорость роста науглероженого слоя материала составляет 0,4...0,6 мм/ч, что в 3...5 раз превышает этот показатель для других способов цементации. Продолжительность ионной цементации для получения слоя толщиной 1...1,2 мм сокращается до 2...3 часов.

Как показал анализ, углерод ионизированной газовой среды используется на 50...80 %. Это наиболее высокий показатель среди всех существующих способов цементации. Высокая эффективность использования газовой среды обуславливает ничтожно малый расход газового карбюризатора. Расчеты показывают, что вследствие низкого расхода газов, электроэнергии и непродолжительного времени обработки производственные затраты снижаются в 4...5 раз. К технологическим преимуществам ионной цементации следует отнести высокую равномерность науглероживания, отсутствие внешнего и внутреннего окисления, уменьшение коробления деталей.

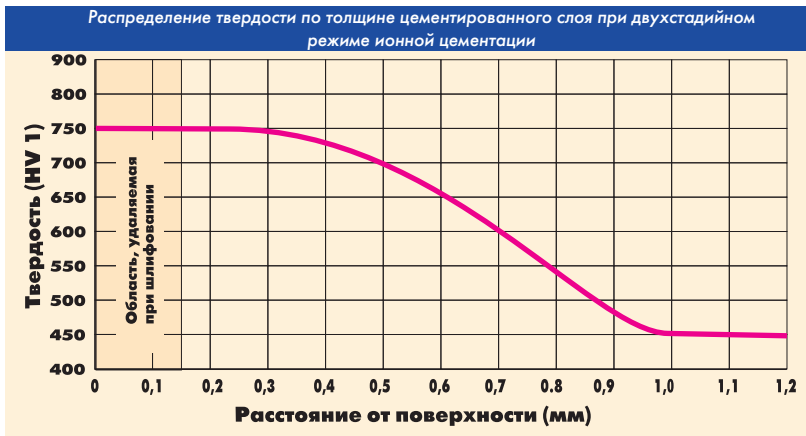
Высокая эффективность свойственна также ионной нитроцементации - процессу совместного насыщения поверхности металла углеродом и азотом. Присутствие азота в диффузионном слое дает возможность дополнительно повысить твердость, теплоустойчивость, износостойкость и другие эксплуатационные свойства.

Важное преимущество ИНЦ - отсутствие внутреннего окисления легирующих элементов, что снимает действующие для газовых процессов ограничения на толщину диффузионного слоя (не более 1 мм) и предельную (не более 0,35 %) концентрацию азота в нем. При ИНЦ возможно формирование глубоких (2 мм и более) качественных диффузионных слоев с повышенной концентрацией азота, что дает возможность увеличить несущую способность деталей машин.

Эффективная система контроля и управления процессами ионной ХТО создана (патент РФ № 2048601) на основе принципа спектральной (бесконтактной) диагностики процессов, проис-

ходящих в непосредственной близости от насыщаемой поверхности. В основе этого принципа лежит анализ оптического излучения активных составляющих частиц плазмы, десорбируемых с поверхности и несущих информацию о химическом составе граничного слоя. Для реализации этого принципа разработана система компьютерного управления, состоящая из измерительного, расчетного и исполнительного модулей.

Датчик, выделяющий электромагнитное излучение, соответствующее активным углерод- или азотсодержащим составляющим ионизированной атмосферы, размещен за смотровым окном снаружи газоразрядной камеры. Электрический сигнал от датчика обрабатывается электронным блоком и поступает в управля-



щий компьютер. Специальное программное обеспечение позволяет преобразовать информацию, получаемую от датчика, в значения концентрации углерода (азота) на насыщаемой поверхности металла. Измерительный модуль, таким образом, регистрирует основной результат обработки - изменение концентрации углерода  $C_{пов}$  на поверхности металла непосредственно в процессе науглероживания. В расчетном модуле по значению  $C_{пов}$  строится концентрационная кривая углерода и отображается ее эволюция в процессе насыщения на экране монитора, а исполнительный модуль с помощью компьютера выработывает управляющий сигнал для регулятора расхода газа. Регулятор обеспечивает подачу науглероживающего газа адекватно заданной концентрации углерода на поверхности металла в реальном масштабе времени. По аналогичной схеме ведется контроль и расчет концентрации азота в диффузионном слое.

Разработанная система компьютерного управления дает возможность стабильно получать диффузионные слои высокого качества. Погрешность обеспечения концентрации углерода и азота составляет  $\pm 0,05\%$ , толщины слоя  $\pm 0,05$  мм.

Влияние технологических факторов - состава газовой среды, давления, температуры, времени и удельной мощности разряда на характеристики диффузионного слоя наиболее четко проявляется при одностадийных режимах обработки. При таких режимах - основных в практике проведения газовых процессов в шахтных печах - технологические факторы поддерживают на постоянном уровне в течение всего времени обработки. Изменение общего давления газовой среды в пределах 6...26 ГПа оказывает слабое влияние на характеристики диффузионного слоя и должно подбираться экспериментально из условия равномерного науглероживания по контуру обрабатываемых зубчатых колес.

При высокотемпературной ионной нитроцементации определяющим является процесс насыщения поверхности углеродом. Концентрация азота достаточно легко регулируется изменением температуры и времени насыщения. Снижение температуры приводит к увеличению концентрации азота на поверхности. С увеличением температуры и времени концентрация азота на поверхности уменьшается, но увеличивается глубина его проникновения. При температуре 960 °С и двухчасовой обработке концентрация азота на поверхности достигает значения 0,3 %, а глубина его проникновения - почти 1 мм.

Установлено, что при ионной цементации и нитроцементации отсутствуют наводороживание и окисление из-за низкого парциального давления этих элементов в газоразрядной камере. Отсутствие окисления - важное условие для повышения выносливости при изгибе зубьев колес, изготавливаемых с нешлифованной впадиной. Однако одностадийные режимы приводят к пересыщению поверхности теплостойких сталей углеродом и азотом. Этот недостаток не свойственен двухстадийным и циклическим режимам, которые следует считать предпочтительными вариантами диффузионного насыщения.

Двухстадийные режимы предусматривают стадию активного науглероживания в течение времени  $\tau_1$  при достаточно высоком (1,8...2,0 %) углеродном потенциале и стадию диффузионного выравнивания в течение  $\tau_2$  при более низкой (1,2...1,5 %) насыщающей способности газовой среды. В результате устраняется пересыщение поверхности углеродом, увеличивается эффективная толщина слоя и толщина активной карбидной зоны. Кроме того, повышается однородность ее строения - уменьшается разница в размерах карбидных частиц, выравнивается плотность их распределения. Следствием развития этих процессов является образование вблизи поверхности площадки равной концентрации углерода и твердости. При таком характере их распределения удаление части слоя при последующем шлифовании не снижает твердости поверхности, что открывает возможность увеличения несущей способности диффузионного слоя.

Целесообразность применения двухстадийных режимов подтверждена и при ионной нитроцементации. Пологие концентрационные кривые углерода и азота способствуют тому, что твердость медленно снижается по толщине слоя, а ее высокий уровень сохраняется на значительном расстоянии от поверхности.

Естественным развитием двухстадийного процесса являются циклические режимы, при которых предусматривается многократное изменение углеродного потенциала газовой среды. При таких режимах число управляющих технологических факторов заметно расширяется, к известным факторам добавляются длительность цикла, продолжительность активного периода и паузы, а также число циклов. Науглероживающая способность газовой среды и температура могут быть постоянными или изменяющимися от цикла к циклу. В зависимости от соотношения этих факторов циклические режимы обработки имеют множество (несколько сотен) вариантов.

Многообразие вариантов проведения диффузионного насыщения с одной стороны расширяет технологические возможности процессов, а с другой - затрудняет выбор оптимальных режимов обработки на основе экспериментальных исследований. Для проектирования технологии диффузионного насыщения создан расчетный метод, основанный на математических моделях процессов.

Математическая модель процесса ионной цементации включает совокупность уравнений диффузии, начальных и граничных условий. Построению модели предшествовало экспериментальное исследование карбидной фазы цементированного слоя путем послойного физико-химического анализа. Установлено, что избыточная фаза преимущественно состоит из легированного цементита и небольшого количества частиц специальных карбидов  $M_7C_3$ ,  $M_{23}C_6$  и  $MC$ . Построение модели потребовало учета нескольких механизмов образования частиц карбидов. Принято, что зародыши специальных карбидов возникают на сегрегациях легирующих элементов, а зародыши цементита - на концентрационных флуктуациях углерода, вступающего в реакцию с атомами железа и хрома.

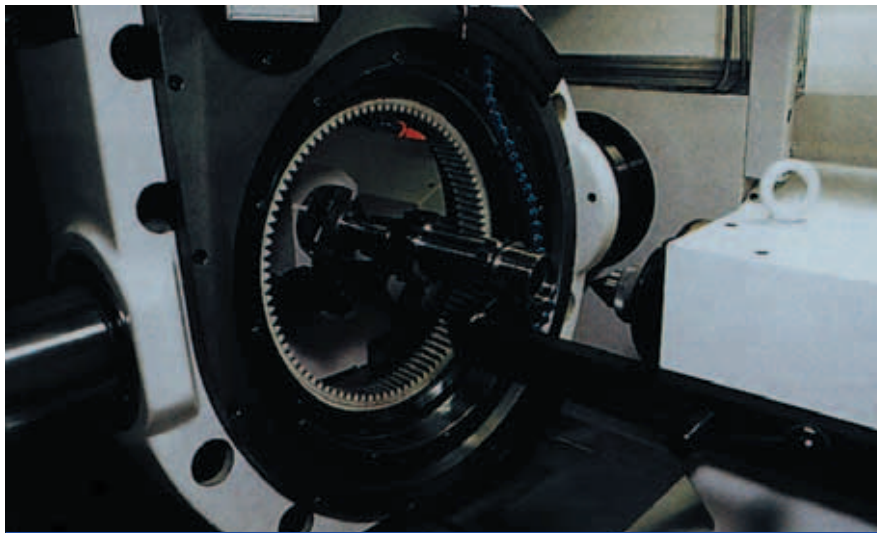
Каждая из диффузионных задач четырежды нелинейна. Их решение реализовано численным методом с использованием явной разностной схемы. Использование модели процесса ионной цементации (нитроцементации) дает возможность расчетным методом прогнозировать распределение углерода (или углерода и азота) в слое, объемную долю избыточной карбидной (карбонитридной) фазы и распределение ее частиц по размерам для принятых технологических факторов процесса.

В качестве оптимизируемой выбрана функция качества, описывающая отклонение характеристик слоя от заданных. Алгоритм минимизации функции качества составлялся для двухстадийных и циклических режимов обработки. Результаты экспериментальных и теоретических исследований свидетельствуют о том, что технологические возможности ионной цементации и нитроцементации способны обеспечить требуемые характеристики диффузионного слоя как в отношении высокой износостойкости, так и высокой контактной выносливости.

Испытания по определению износостойкости проводили, послойно сошлифовывая слои толщиной 0,1 мм с поверхности плоских и цилиндрических образцов, прошедших полную ХТО. Такая схема послойного испытания давала возможность оценить сопротивление изнашиванию диффузионных слоев с различной концентрацией углерода и азота и, как следствие, с различной объемной долей избыточной карбидной (карбонитридной) фазы и твердостью.

Установлено, что скорость изнашивания минимальна у поверхности, наиболее насыщенной углеродом и содержащей максимальную объемную долю частиц избыточной карбидной фазы. По мере удаления от поверхности скорость изнашивания увеличивается и заметно возрастает в слоях, не содержащих частиц избыточной фазы.

На специальной машине в условиях адгезионного изнашивания испытывали пары трения, составленные из образцов, предварительно подвергнутых газовому азотированию, газовой цементации в шахтных печах и ионной нитроцементации, соответственно. Износ оценивали по уменьшению массы образцов. Испытания показали заметное преимущество ионной нитроцементации по сравнению с газовой цементацией, проведенной по общепринятой технологии.



В основе метода определения предела контактной выносливости лежит аналитический расчет кривой усталости по экспериментальным точкам, полученным при двух уровнях напряжений. Для получения на роликовых образцах различных характеристик цементированного слоя использовался компьютерный метод расчета режимов обработки. Обработка результатов испытаний показала, что предел контактной выносливости повышается с увеличением глубины цементированного слоя и с уменьшением градиента концентрации углерода. Наибольшей контактной прочностью обладают цементированные слои, для которых кривые концентрации углерода и твердости имеют протяженную площадку в приповерхностной области.

**Характеристики нитроцементированного слоя роликовых образцов из стали ВКС-5 и их контактная долговечность при  $\sigma_{Zmax} = 2300$  МПа**

Режим ИНЦ	Концентрация на поверхности, %		$h_{эфф}$ , мм	$V_{кр}$ , %	$V_{0,5}$	Число циклов до поверхностного выкрашивания, млн
	С	N				
Одностадийный	1,60	0,22	1,40	16	900	9,61
Двухстадийный	1,52	0,18	1,35	12	880	14,46
Циклический	1,41	0,16	1,40	10	860	16,75

При одинаковой толщине слоя износостойкость после нитроцементации примерно в 4 раза выше, чем после газовой цементации и приближается к износостойкости азотированных слоев.

Для сопротивления контактной усталости требуются иные показатели насыщенности диффузионного слоя по сравнению с необходимыми для обеспечения износостойкости. Условиями высокой контактной выносливости являются высокое сопротивление пластической деформации при высокой структурной однородности диффузионного слоя и высокая насыщенность твердого раствора карбидообразующими элементами. В соответствии с этим требуется обеспечить рациональную концентрацию углерода (и азота) на рабочей поверхности, определенную долю избыточной карбидной (карбонитридной) фазы в виде мелкодисперсных частиц округлых форм, а также протяженную площадку равной и высокой твердости вблизи рабочей поверхности. Выполнение этих требований достигается при двухстадийных и циклических режимах диффузионного насыщения. По сравнению с одностадийным режимом ионной цементации контактная долговечность после двухстадийного режима повышается в 1,4 раза, а по сравнению с газовой цементацией - в 1,6 раза.

Эффективность применения двухстадийных, и особенно циклических режимов подтверждена и при ионной нитроцементации (см. табл.). Дополнительное насыщение стали азотом, не влияя на распределение концентрации углерода, повышает твердость слоя благодаря увеличению дисперсных частиц карбонитридной фазы. Наибольшую долговечность обеспечивает циклический режим, который в слое толщиной 1,4 мм формирует горизонтальную площадку с твердостью 860...820 НВ глубиной 0,5 мм.

Зависимость предела контактной выносливости от концентрации углерода на поверхности имеет максимум, отвечающий 1,4...1,5 % С. Его наличие связано с влиянием избыточной карбидной фазы, объемная доля которой должна обеспечивать высокую твердость, но не вызывать критического обеднения твердого раствора карбидообразующими элементами.

Результаты стендовых испытаний были аппроксимированы и получено параметрическое уравнение - математическая модель контактной выносливости для стали ВКС-5 и смазочного материала ИПМ-10 при температуре 120 °С. Из анализа результатов стендовых испытаний следует, что предел контактной прочности стали ВКС-5 после ионной цементации может составлять 1890 МПа, что заметно превышает его верхний уровень (1400 МПа), определенный ГОСТ 21354-85. Таким образом, процессы ионной цементации и нитроцементации обеспечивают резерв повышения эксплуатационных свойств зубчатых колес ГТД.

Анализ показывает, что использование нового оборудования способно кардинальным образом изменить технологический процесс изготовления деталей, сделать его максимально рациональным. Объем механической обработки сокращается на 30 %, число технологических операций уменьшается на 40 %, продолжительность цикла обработки сокращается на 50 %.

С введением участка ионной ХТО на предприятии будет решен комплекс организационно-технологических вопросов производства зубчатых колес ГТД. Промышленное применение инновационных процессов даст возможность повысить эксплуатационные свойства и надежность деталей, снизить трудоемкость и производственные затраты. ◀

# ЭЛЕКТРОНИКА КАК СОСТАВНАЯ ЧАСТЬ ПРОИЗВОДСТВА АВИАДВИГАТЕЛЕЙ



**Валерий Лесунов**, генеральный директор ОАО "УМПО"

ЭВМ" типа "Электроника" и "СМ". С тех пор парк вычислительной техники постоянно обновлялся. Росла и квалификация обслуживающего персонала. Комплекс графической проверки программ для станков с ЧПУ на базе ЭВМ "Электроника-100/И" и графопостроителя УКП-1М в 1977 г. был удостоен бронзовой медали ВДНХ СССР. Затем еще четырежды работы специалистов УМПО в этой области отмечались медалями ВДНХ СССР. В 1984 г. была разработана и внедрена новая система автоматизации программирования "САП УФА", на основе которой создавались многие системы автоматизированного программирования для станков с ЧПУ. По мнению специалистов НИАТ, которые распространяли в отрасли эту систему под названием "АПТ СМ версии 5.0, 5.1, 5.2", она являлась лучшей системой такого назначения в стране. Система была внедрена на 22 предприятиях 17 городов.

Накопленный опыт использования ЭВМ позволил в 1981 г. приступить к работам по компьютерной автоматизации испытаний авиационных двигателей. Испытания - завершающий и очень ответственный этап в технологической цепочке производства двигателя. Проводится регулировка и проверяется работоспособность двигателя на всех режимах, поэтому получение объективной и достоверной оценки параметров, их математическая обработка в ходе испытаний является очень важной задачей. В 1985 г. у нас появилась собственной разработки автоматизированная информационно-измерительная система (АИИС) испытаний двигателей - АСИ-84. Эта система предназначалась для измерения, сбора, обработки и выдачи информации о значениях параметров, контролируемых при стендовых испытаниях двигателя АЛ-31Ф на установившихся и переходных режимах. АСИ-84 позволила повысить качество и ускорить проведение приемо-сдаточных и длительных стендовых испытаний.

По мере развития компьютерной и измерительной техники внедрялись все более совершенные и надежные системы автоматизации испытаний. Так, в 1992 г. внедрена АИИС испытаний камеры сгорания двигателя АЛ-31Ф, которая информировала экспериментаторов о значениях газодинамических параметров процесса горения и выполняла расчет температурного поля в камере сгорания. Это было необходимо для оценки качества организации процесса горения, что обеспечивало повышение экономичности и долговечности двигателя в целом.

В 1993 г. совместно с уфимским ОКБ "Молния" начались работы по созданию АИИС-Д436Т1 на платформе новой операционной системы QNX канадской фирмы QSSL. Контроль основных параметров двигателя и бортовой системы регулирования, выполнение расчетов осуществляются исключительно с помощью компьютеров. Вся информация о проведенных испытаниях хранится в компьютерной базе данных параметров. Система соответствует мировому уровню.

Современные научно-технические решения заложены и в созданной специалистами ОАО "УМПО" системе АИИС-25 для ис-

Активное внедрение АСУ в технологические процессы в нашем объединении началось с появления в конце 1960-х годов программного управления в механической металлообработке. Поначалу приходилось преодолевать сильное недоверие к перспективности этого направления. Доверяли станкам с числовым программным управлением (ЧПУ) мало - на них обрабатывали только второстепенные детали. В переломе скептического отношения к станкам с ЧПУ важную роль сыграло создание в мае 1971 г. отдела программных станков, который был позже переименован в отдел автоматизированных систем управления технологическими процессами.

Очень скоро стало ясно, что без автоматизации процесса разработки программ для станков с ЧПУ обойтись невозможно. Для решения этой задачи пришлось закупить несколько "мини-



**В последнее время человечество получило мощнейший инструмент, позволяющий продвинуться далеко вперед в области разработки новых изделий и организации производства. Это – компьютер. Но, как любой сложный инструмент, он требует соответствующей подготовки и настройки. Успех зависит от того, насколько правильно и с какой отдачей он применяется в производстве.**



пытательного стенда двигателя P13-300 в г. Биен-Хоа, Вьетнам. Система показала высокую надежность работы аппаратуры и программного обеспечения.

С 1999 г. ведутся работы по созданию АИИС-96 для проведения испытаний новейшей модификации АЛ-31Ф - двигателя с поворотным соплом АЛ-31ФП. Эта система кроме традиционного измерения и обработки параметров двигателя на установившихся и переходных режимах выполняет управление поворотным устройством реактивного сопла, измеряет и обрабатывает все сигналы вибрации двигателя, фиксирует состояние запорной аппаратуры и значения параметров стендовых технологических систем. И все это в режиме реального времени.

Стоимость компьютерных систем испытаний, разработанных и внедренных в ОАО "УМПО", на порядок ниже зарубежных аналогов, однако по объему и качеству выполняемых функций наши системы не уступают иностранным. Это позволяет объединению экономить многие сотни тысяч долларов и поддерживать высокий уровень технологии испытаний авиационных двигателей.

Кризис начала 1990-х годов, как любая экстремальная ситуация, заставил искать пути не только выживания, но и развития. Развернутая в последние годы широкомасштабная деятельность по поиску заказов и быстрого реагирования на потребности рынка дала свои положительные результаты. Заключенные контракты обеспечивают загрузку ОАО "УМПО" до 2010 г. Все это позволило часть поступающих средств направить на компьютеризацию производства.

Интенсивно обновляется компьютерная база за счет ПЭВМ нового поколения типа Pentium-II и Pentium-III с 19- и 21-дюймовыми мониторами. Приобретен вычислительный комплекс Silicon Graphics с графическими станциями Indigo 2, рабочими станциями "02", серверами Origin 200 и рядом рабочих мест системы Unigraphics. Закуплено математическое обеспечение по конструированию изделий, технологической подготовке производства, обеспечению безбумажного документооборота, такое, как Unigraphics, Solid Edge, "Компас", TFlex, "ТехноPro". Началось внедрение интегрированной системы менеджмента предприятия ВААН, которая поддерживает все направления менеджмента, включая производство, сбыт, снабжение, финансы, сервисное обслуживание, проектно-конструкторские работы и др.

Организована работа всех компьютеров в корпоративной локальной сети, планируется модернизировать ее для осуществления обмена информацией со скоростью 100 МБ/с. Созданы конструкторско-технологические центры. Работают три учебных класса, оснащенные компьютерами типа Pentium-III. С привлечением специалистов фирм-разработчиков математического обеспечения проводится обучение инженерно-технического состава объединения работе на персональных компьютерах нового поколения, успешно действуют курсы по повышению квалификации специалистов и освоению новых систем.



ОАО "УМПО", вкладывая большие средства во внедрение компьютерных технологий, видит в том залог своей уверенной работы в будущем.

**450039, Башкортостан, Уфа, ул. Ферина, д. 2.**

**Тел.: (3472) 38-18-63 - для справок;**

**38-75-44 - отдел маркетинга;**

**38-58-11 - отдел внешнеэкономических связей;**

**(095) 250-2216 - представительство в Москве.**

**Факс: (3472) 38-37-44.**

**Телекс: 162340 RICA RU.**

**E-mail: [umpo@umpo.ru](mailto:umpo@umpo.ru)**

**<http://www.umpo.ru>**

**Юрий Евгеньевич, что продемонстрирует пермская школа авиадвигателестроения на нынешнем Международном авиакосмическом салоне?**

Для разработки и доводки такой уникальной машины, как авиационный двигатель, требуется немало лет. Поэтому на смотрах, подобных МАКС-2001, совершенно новые разработки появляются нечасто. То, что выставляется, является продуктом труда авиастроительных школ, которых в мире считанные единицы.

История пермской школы моторостроения насчитывает более 60 лет. Она по праву относится к числу самых почтенных по своему возрасту, мощных по интеллектуальному потенциалу, богатых по традициям, результативных по количеству созданных двигателей и их модификаций. За эти годы пермяки дали отечественной авиации почти 30 типов поршневых и газотурбинных двигателей. Отзывы о многих пермских разработках сопровождалась такими эпитетами, как "впервые в мире", "первый отечественный", "самый массовый двигатель в истории нашей авиации" и т.д. К числу лучших достижений относится и единственный в России современный двигатель магист-

го ресурса, однако с тем двигателем, который сейчас установлен, Ил-76 будет прикованы к земле, в лучшем случае - ограничены пределами воздушного пространства России.

Не так давно в Киеве состоялась конференция "Грузовая авиация СНГ - что впереди?", где с большой заинтересованностью обсуждался вопрос о судьбе Ил-76. Наше предложение - заменить двигатель Д-30КП более совершенным ПС-90А76. К сожалению, упущено много времени, которое предстоит наверстывать для того, чтобы сохранить для России уже завоеванный транспортным самолетом Ил-76 рынок грузовых авиаперевозок.

**Существует мнение, что при соответствующих доработках Д-30КП может еще послужить. Какова Ваша позиция по этому вопросу?**

Это ошибочное представление. Никакие доработки Д-30КП не помогут ему встать в один ряд с машинами, которые соответствуют ограничениям по шуму и вредным выбросам, предусмотренным новыми нормами ИКАО. Поэтому решать проблему надо один раз, заменив двигатели, которые сейчас стоят на Ил-76, на

## Юрий Решетников:

# "МЫ ГОТОВЫ ПРОДЛИТЬ ЖИЗНЬ ИЛ-76"

**На МАКС традиционно интересными для специалистов и посетителей являются экспозиции авиадвигательных фирм. Такой интерес вполне понятен, ведь всех нас волнует один вопрос: "На чем летаем, на чем будем летать?" В канун открытия МАКС-2001 специальный корреспондент встретился с генеральным директором ОАО "Пермский моторный завод" Юрием Евгеньевичем Решетниковым.**

ральных пассажирских самолетов ПС-90А. На МАКС-2001 Пермский моторный завод и ОАО "Авиадвигатель" традиционно выступят с общей экспозицией, где представят ПС-90А76 - макет этого двигателя, специально доработанного для постановки на самолет Ил-76.

**В чем актуальность этой разработки?**

Ил-76 - уникальный самолет в истории не только отечественной, но и всей мировой авиации. Сейчас над эксплуатантами этого самолета нависла угроза запрета полетов Ил-76 за рубежом после вступления в силу новых норм ИКАО по шуму и эмиссии двигателей. Д-30КП, который создавался в нашем конструкторском бюро и вот уже 30 лет поднимает в небо самолет Ил-76, действительно не отвечает требованиям сегодняшнего дня. Более того, он создавался именно для военно-транспортного самолета, которым и был вначале Ил-76. Перед ним стояли совсем другие задачи, чем те, которые он решает сегодня в гражданской авиации, а поскольку темпы прогресса в отрасли нарастают, возникла проблема модернизации этой машины, и, в первую очередь, замены двигателей на нем. Большинство самолетов этого типа не выбрала и половины своего летно-

ПС-90А. Это не только мнение пермяков, создавших и Д-30КП, и ПС-90А, но специалистов из АК им. С.В. Ильюшина, где родился Ил-76. На МАКС-2001 мы покажем новую модификацию двигателя ПС-90А, который позволит эксплуатировать "грузовик" до 2015-2020 гг. Предлагаемая модификация двигателя позволяет не только решить проблему шума, но и резко улучшить основные характеристики самолета. Оснащение Ил-76 двигателями ПС-90А76 увеличивает грузоподъемность и дальность полета, повышает его топливную эффективность, снижает выбросы в атмосферу. Сегодня находящийся в эксплуатации восемь лет ПС-90А полностью соответствует не только нормам ИКАО, вводимым в 2002 г., но и нормам, ввод в действие которых намечен на 2006 г.

За время эксплуатации двигателя ПС-90А его конструкция значительно изменилась. Напомню, что сертификат летной годности двигатель получил 3 апреля 1992 г. К настоящему времени по результатам доводочных работ получено 16 дополнительных сертификатов. Изменения, внесенные в конструкцию ПС-90А, позволили повысить надежность, увеличить ресурс и расширить условия эксплуатации двига-



теля. В частности, основной показатель надежности - наработка на отказ со съемом двигателя с эксплуатации - вырос более чем в пять раз с 1000 ч в 1994 г. до 5500 в 1998 г. Нароботка лидерного двигателя достигла 7640 ч без снятия с крыла.

Эти и другие достоинства двигателя, обеспечившие ему хорошие перспективы применения на 15-20 лет вперед, намерены продемонстрировать пермяки на МАКСе.

**Что Вы можете сказать о сотрудничестве пермяков с "Пратт энд Уитни"?**

Я могу лишь выразить сожаление, что в свое время бывшее руководство ПМЗ в одностороннем порядке резко свернуло сотрудничество с "Пратт энд Уитни" в деле доводки ПС-90А до уровня лучших мировых изделий такого класса. По меньшей мере было потеряно несколько лет, а в столь сложном процессе, как модернизация авиадвигателей это немалый срок. В свое время "Пратт энд Уитни" заявила, что ее цель - вместе с нами довести ПС-90А до международных стандартов и с этим совместно созданным продуктом выйти на мировой рынок. И ни разу своим намерениям не изменила. Конечно, к такому партнеру относиться с большим уважением.

Инвестиции и кредиты "Пратт энд Уитни" в развитие ПМЗ составили за три года \$31 млн, из них около \$3 млн освоено в 2000 г., хотя инвестиционной программой предусматривалась более крупная сумма (но ее не удалось освоить).

Я не уверен, что без этой помощи мы достигли бы тех результатов, какие имеем сегодня.

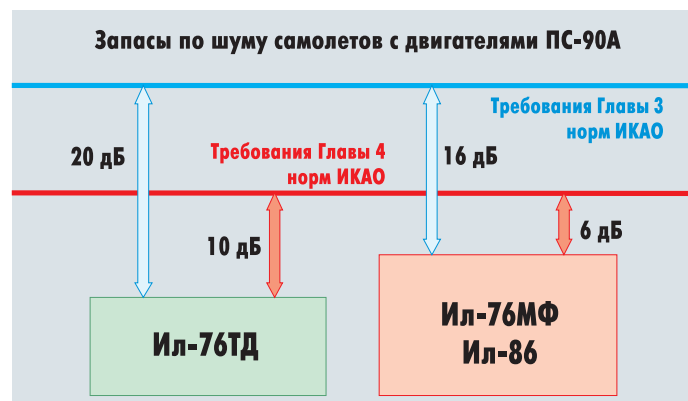
**В настоящее время правительство России уделяет большое внимание реструктуризации авиационной промышленности. Как обстоят дела с этим на Пермском моторостроительном комплексе?**

Прежде чем говорить о самой реструктуризации, я хотел бы коротко обрисовать положение дел на Пермском моторном заводе. Для нас 2001 г. начался успешно. Впервые после двухлетнего перерыва заключены контракты на производство новых двигателей ПС-90А. Для двух самолетов Ту-214 и одного Ил-96-300 государственная транспортная компания "Россия" заказала ПМЗ 10 двигателей. Объем ремонта ПС-90А для поддержки эксплуатации существующего парка самолетов вырастет в 2001 г. вдвое по сравнению с 2000 г. - с 35 до 70 штук. Вдвое увеличился и заказ Газпрома на газотурбинные установки, основой которых служит газогенератор ПС-90А. В целом объем продаж в 2001 г. составит \$65 млн, тогда как в 2000 г. этот показатель - \$40 млн. Такие темпы роста сохраняются у ПМЗ уже четвертый год подряд, начиная с момента его образования в качестве дочерней структуры холдинга "Пермские моторы" в октябре 1997 г.

Знаменательным событием для ПМЗ стало начало производства в Казанском авиационном ПО нового лайнера Ту-214, который стал четвертым типом самолета, оснащенного пермским двигателем ПС-90А (Ил-96-300, Ту-204, Ил-76МФ, Ту-214).

Теперь о реструктуризации. Внушает оптимизм возросшее внимание государственных структур к проблемам авиапромышленности. Правительство всерьез обсуждает реструктуризацию Пермского моторостроительного комплекса.

Проект создания ОАО "Научно-производственный центр "Пермские моторы" (НПЦ) предусматривает передачу государством в уставный капитал нового ОАО пакетов акций различных предприятий и прав на результаты интеллектуальной деятельности по авиадвигателю ПС-90А. Это обстоятельство позволит решить две проблемы. Во-первых, разблокировать наши намерения по масштабному экспорту сложной технической продукции, к которой относятся газотурбинные установки (ГУ), создаваемые на базе ПС-90А (существует предварительная договоренность о поставке ГУ в страны Латинской Америки). Во-вторых (что для судеб отечественного авиастроения еще важнее), привлечь инвестиции, необходимые для начала работ по созданию двигателя ПС-90А2, который будет удовлетворять экологическим нормам ИКАО 2004 г. (\$25 млн), и решить проблемы, которые накопились в ходе производства ПС-90А (\$30 млн). В скорейшем оформлении НПЦ заинтересованы почти все, включая представителей государства.



Как показала практика, самоустранение государства в начале 90-х гг. от участия в делах авиационной промышленности ни к чему хорошему не привело. Во всем мире правительства развитых стран в той или иной форме управляют или контролируют деятельность предприятий, подобных нашему. Ведь в своей области мы несем ответственность за судьбу не только гражданской авиации, но и за безопасность страны в целом. Поэтому, восстановив утерянный контроль над крупнейшим в России моторостроительным комплексом, государство вновь получает право проводить собственную политику размещения в НПЦ госзаказа на сложнейшую наукоемкую продукцию, в том числе и на оборонную. Это затрагивает интересы широкого круга соисполнителей и позволяет решать их проблемы. Например, наш ПС-90А строила вся страна: в работе над ним принимали участие 22 НИИ и КБ, 680 заводов-поставщиков, и без координирующей роли государства в деле производства такого двигателя (и подобных ему) не обойтись.

*Интервьюировал Василий Карпий*

## ► ИНФОРМАЦИЯ

### ЧТОБЫ НЕ ОСТАВИТЬ РОССИЮ БЕЗ МАГИСТРАЛЬНОЙ АВИАЦИИ

Придавая большое значение охране окружающей среды, международная организация гражданской авиации ИКАО в 1990 г. приняла резолюцию, предусматривающую постепенный, начиная с 1995 г., вывод из эксплуатации наиболее шумных самолетов. Государствам-участникам ИКАО (185 стран) рекомендовано эксплуатировать на

международных линиях только самолеты, удовлетворяющие требованиям, изложенным в Главе 3 норм ИКАО. Ряд стран, например, США уже ввели запрет на полеты некоторых типов самолетов с 1 января 2000 г. В Европе запрет на полеты самолетов, не удовлетворяющих Главе 3, вводится с 1 апреля 2002 г. Еще более жесткие нормы (Глава 4) предполагается ввести с 2006 г. Упомянутые выше решения выработаны комитетом

ИКАО по защите окружающей среды и подлежат окончательному принятию ассамблеей ИКАО в сентябре 2001 г.

После ввода в действие очередной Главы норм ИКАО все вновь разработанные воздушные суда подлежат сертификации на соответствие этим требованиям. На технику, находящуюся в эксплуатации, либо накладываются эксплуатационные ограничения (по времени суток, траектории полета

и др.), либо она дорабатывается до требуемого уровня, например, путем установки на двигатели дополнительных звукопоглощающих конструкций.

К числу российских самолетов, безоговорочно соответствующих требованиям Главы 3 и имеющих сертификаты ИКАО относятся машины, оснащенные двигателями ПС-90А - Ил-96-300, Ту-204, Ту-214. По расчетам, впишется в Главу 3 и разрабатываемый лайнер Ту-234.

# УЖЕСТОЧЕНИЕ НОРМ НА ЭМИССИЮ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ И СООТВЕТСТВИЕ ИМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

К 2008 г. (возможно раньше) в области эмиссии вредных веществ с высокой вероятностью может сложиться ситуация, аналогичная той, которая уже сложилась с авиационным шумом – эксплуатацию практически всех отечественных двигателей на международных линиях запретят, если не будет проведена доработка и сертификация двигателей на соответствие требованиям по эмиссии вредных веществ.

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

Основным международным органом, регулирующим вопросы защиты окружающей среды от воздействия авиации, является Международная организация гражданской авиации (ИКАО), объединяющая 185 государств, в том числе Российскую Федерацию. ИКАО - специализированное учреждение ООН, на которое возложена ответственность за разработку стандартов, рекомендуемой практики и инструктивного материала по различным аспектам деятельности международной гражданской авиации.

Международные стандарты по выбросам (эмиссии) вредных веществ от авиационных двигателей гражданской авиации существуют в виде тома II "Эмиссия авиационных двигателей" Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. В рамках СНГ эмиссия вредных веществ регулируются Авиационными правилами АП-34 "Охрана окружающей среды. Нормы эмиссии для авиационных двигателей", практически соответствующими международным требованиям. В соответствии с международным и отечественным стандартами в настоящее время нормируется эмиссия несгоревших углеводородов (НС), оксида углерода (СО), оксидов азота (NO<sub>x</sub>), дыма (SN) и запрещается преднамеренный выброс топлива в атмосферу гражданской авиацией в зоне аэропортов. Впервые международный стандарт по эмиссии принят в 1981 г., с 1996 г. по настоящее время действуют более жесткие (на 20 %) международные нормы на эмиссию оксидов азота. В 1998 г. ИКАО приняла решение о дополнительном ужесточении норм на эмиссию NO<sub>x</sub> (приблизительно на 16 %) для новых двигателей и модификаций существующих двигателей, созданных после 31 декабря 2003 г. В настоящее время подавляющее большинство зарубежных двигателей удовлетворяет действующим и новым нормам ИКАО.

С учетом постоянного ужесточения международных норм по экологии гражданской авиации, а также на фоне экологического совершенства зарубежных двигателей крайне неудовлетворительно выглядит состояние авиационных двигателей отечественных - более 80 % отечественного парка двигателей гражданской авиации не соответствуют международным и национальным нормам эмиссии вредных веществ. Выбросы двигателей массовой эксплуатации (Д-30, Д-30КУ-154, Д-30КУ, Д-30КП, НК-8-2У) многократно превышают нормы ИКАО по эмиссии НС и СО (см. "Двигатель", 1999, № 1). Зарубежные фирмы еще в 80-х годах модифицировали практически все свои двигатели (доработали камеры сгорания) и обеспечили их соответствие требованиям ИКАО по эмиссии НС и СО (двигатели CF6-50/80, JT8D, RB211-524/535, Spex Mk 511/555, Tay Mk 650/651 и другие). Проблема лучшего отечественного двигателя гражданской авиации РФ ПС-90А состоит в том, что он едва-едва, на пределе удовлетворяет действующим с 1996 г. нормам ИКАО на эмиссию оксидов азота NO<sub>x</sub> (79,2 г/кН против нормы 80,6 г/кН). На любые последующие модификации двигателя, созданные после 2003 г., распространяется действие более жестких норм, которым двигатель не будет соответствовать без доработки камеры сгорания.

Зарубежные фирмы самостоятельно и в рамках международных программ ведут интенсивные работы по созданию камер сгорания для газотурбинных двигателей с уменьшенной в 2...3 раза эмиссией NO<sub>x</sub> по отношению к действующим нормам ИКАО 1996 г. Большинство разработчиков авиационных двигателей рассчитывают создать такие камеры к 2010 г. Например, в рамках программы AST (Advanced Subsonic Technology), проводимой под руководством NASA с 1996 г., уже продемонстрирована и передана для применения в промышленности технология создания камеры сгорания с уменьшенной вдвое эмиссией NO<sub>x</sub> для двигателя дозвукового гражданского самолета.

Обширные научные исследования, по мнению ИКАО, пока не подтвердили существенного влияния авиации на озоновый слой Земли при полетах в верхних слоях атмосферы. Возможно, при увеличении парка сверхзвуковой пассажирской авиации это влияние будет сильнее. Поэтому в настоящее время ряд международных научно-исследовательских и опытно-конструкторских программ направлен на создание камер сгорания для сверхзвуковых самолетов с индексом эмиссии оксидов азота 5 г/кг (граммов NO<sub>x</sub> на килограмм сгоревшего топлива). В рамках программы AST экспериментально подтверждена возможность создания камеры сгорания с индексом 4 г/кг в условиях сверхзвукового полета.

Учитывая достигнутый зарубежными авиационными двигателями уровень эмиссии NO<sub>x</sub> (см. "Двигатель", 1999, № 2) и современную позицию государств, входящих в ИКАО, можно с уверенностью утверждать, что неизбежно дальнейшее ужесточение норм на эмиссию NO<sub>x</sub> в рамках действующей процедуры нормирования эмиссии вблизи аэропортов.

В настоящее время политика в области охраны окружающей среды от воздействия авиации определяется рядом межгосударственных соглашений:

- Рамочная конвенция ООН об изменении климата (1992 г.);
- Киотский протокол по парниковым газам, влияющим на климат (1997 г.);
- Монреальский протокол по веществам, разрушающим озоновый слой (1987 г.).

В решении проблем эмиссии авиационных двигателей участвует не только ИКАО, но и ряд организаций ООН:

- Межправительственная группа экспертов по изменению климата;
- Всемирная метеорологическая организация и др.

Согласно Киотскому протоколу стороны, подписавшие его (84 страны, включая Россию), обязуются сократить совокупные выбросы шести "парниковых" газов (из которых самое прямое отношение к авиации имеет углекислый газ) по меньшей мере на 5 % по сравнению с уровнем 1990 г. в период действия обязательств сторон с 2008 по 2012 г. Российской Федерации, как стране, переходящей к рыночной экономике, надлежит не превышать общегосударствен-

ный уровень 1990 г. по эмиссии CO<sub>2</sub>. По-видимому, такое требование распространится и на авиационную технику.

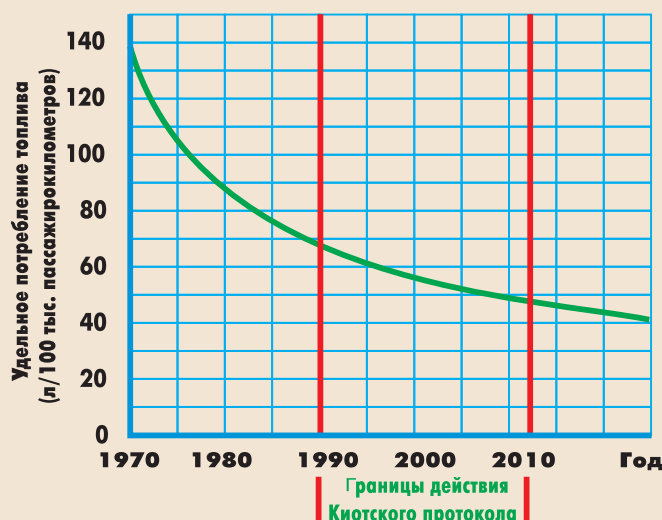
Методику расчета эмиссии углекислого газа ИКАО не разрабатывает, т.к. это вещество является продуктом сгорания авиационного керосина и его количество напрямую зависит от количества сгоревшего топлива. В связи с ростом пассажирских воздушных перевозок и увеличением потребления авиационного керосина для сдерживания эмиссии CO<sub>2</sub> исключительно важное значение приобретает топливная эффективность воздушных судов. По данным Межправительственной группы экспертов по изменению климата мировой рост в 1990-2015 гг. воздушных перевозок составит 5 % в год, потребления топлива - 3 % в год, а топливная эффективность новых воздушных судов, поступающих в эксплуатацию, в 1997-2015 гг. в среднем повысится на 20 %, т.е. приблизительно на 1 % в год.

Для ограничения эмиссии CO<sub>2</sub> ИКАО совместно с другими организациями ООН предполагает разработать не запретительные меры (как в случае с авиационным шумом), а так называемые "рыночные методы" регулирования - к 2008 г. создать систему обмена квотами на эмиссию CO<sub>2</sub> воздушных судов между странами, а также ввести систему пошлин (сборов) за эмиссию.

На последнем заседании (январь 2001 г.) Комитет ИКАО по охране окружающей среды от воздействия авиации принял решение (САЕР/5-WP/86) о разработке и принятии в 2004 г. на следующем своем заседании ряда мер по ограничению нормируемых в настоящее время вредных веществ: HC, CO, NO<sub>x</sub> и дыма. В частности, предполагается ввести запрет на эксплуатацию авиационных двигателей, не соответствующих международным нормам. В случае принятия такого решения ИКАО будут запрещены полеты на международных линиях гражданских самолетов, оснащенных практически всеми отечественными двигателями (включая дви-

гатель ПС-90А), если их экологические характеристики не будут улучшены до нормативных уровней. С учетом процедуры принятия решений в ИКАО датой фактического запрета на полеты может быть 2008 г. Следует также принимать во внимание особую, более жесткую позицию в области экологии авиации стран Европейского Содружества: аналогичные вопросы они планируют рассмотреть уже в 2003 г. И пока еще не известно, не придвинется ли срок введения запретов еще ближе. ◀

Изменение потребления топлива воздушными судами по данным IATA(International Air Transport Association)



► ИНФОРМАЦИЯ

**Научно-исследовательская лаборатория Военно-воздушных сил США (AFRL) выполнила предварительные исследования концепции паро-газотурбинного двигателя,** предложенной бывшим сотрудником ЦИАМ Владимиром Балепиным. Центральной идеей является применение инжекционной системы во входном устройстве двигателя, которая уменьшает температуру торможения поступающего воздушного потока и обеспечивает работу компрессора в более эффективной рабочей точке.

Заклучив контракт с фирмой Boeing, специалисты лаборатории провели комплекс расчетов с использованием специального программного обеспечения ENGAGE++, выполнили оценку перспективности разработки и сформулировали свои рекомендации. Так, по их оценкам, летательный аппарат массой 15 т, оборудованный паро-газотурбиной силовой установкой предложенного Балепина типа, при полете со скоростью, соответствующей числу M = 4, будет расходовать меньше топлива, чем



Схема паро-газотурбинной установки

вариант с турбо-прямоточным реактивным двигателем.

Расчеты показывают, что паро-газотурбинная силовая установка способна обеспечить крейсерский полет летательного аппарата с M = 6. По мнению Балепина, указанными

комбинированными силовыми установками можно оснастить ракеты класса "поверхность-поверхность", "воздух-поверхность" и экспериментальные гиперзвуковые летательные аппараты.

Flight International

**Как известно, в январе 2001 г. Комитет ИКАО по защите окружающей среды в авиации рекомендовал Совету ИКАО принять новый международный стандарт по ограничению уровня шума летательных аппаратов,** который вступит в силу 1 апреля 2002 г. Одновременно должно вступить в силу Положение 925/1999 Европейского Союза, призванное ограничить использование над Западной Европой самолетов, уровень шума которых был снижен применением ком-

плекта средств шумоглушения. С последним решением не согласны заокеанские разработчики самолетов и средств шумоглушения, и, конечно, владельцы авиакомпаний.

Европейцы настаивают на том, что повторная сертификация воздушных судов, ранее сертифицированных по нормам Главы 2 (или не сертифицированных из-за несоответствия этим нормам) и затем прошедших акустическую доработку в интересах выполнения норм Главы 3, не должна допускать-

ся. Смысл такого предложения понять нетрудно: надо не модернизировать машину, а создавать новый летательный аппарат с новой силовой установкой, соответствующий требованиям Главы 3 (или сразу Главы 4 ИКАО и т.п.).

Этой идее энергично воспротивились американцы, так как она фактически воспрещает полеты в Европу таким массовым самолетам-долгожителям, как "Боинг-727", "Боинг-737-300" и "Макдоннелл-Дуглас" DC-9 (сегодня еще летают око-

ло 1100 единиц). Представители авиационной промышленности США заявили, что реализация указанных мер нанесет экономике Соединенных Штатов ущерб в \$2 млрд. Американцы настаивают на своем праве многократно модернизировать летательные аппараты, лишь бы они соответствовали требованиям норм. По их мнению, меры, изложенные в Положении 925/1999 ЕС, имеют ярко выраженный протекционистский характер и должны быть отменены.

Соб. инф.

**ОПЫТ СОЗДАНИЯ ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ  
АВИАЦИОННЫМИ И ПРОМЫШЛЕННЫМИ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ**

Начиная с 70-х годов стремление обеспечить авиационным двигателям высокие экономические и экологические показатели потребовало значительного усложнения законов регулирования, повышения точностных характеристик систем управления, обеспечения их работоспособности в условиях повышенных температур. Возникла необходимость комплексного управления не только двигателем, но и силовой установкой в целом (двигатель + винт), потребовалось также осуществлять диагностику состояния силовой установки.

Решение поставленных задач и выполнение требований уже не могло быть осуществлено на базе широко применявшихся ранее "чисто-гидромеханических" систем автоматического управления (САУ). Поиск путей совершенствования САУ привел к оптимальному распределению функций между электроникой и гидромеханикой. Этому способствовало появление все более широкой номенклатуры изделий электронной техники, обладающих приемлемой степенью интеграции (цифровые микросхемы), относительно высокой надежностью и большим ресурсом.

Внедрение элементов цифровой вычислительной техники на предприятии началось в 70-х годах. Усилия сосредотачивались как на создании новых агрегатов САУ, так и на совершенствовании производственной базы. Комплексный характер создаваемых САУ заставил решать на одном предприятии сложные задачи обеспечения совместности электронных и гидромеханических систем.

**Комплексные САУ для ТРДД**

Первым двигателем, для которого был разработан цифроаналоговый регулятор, стал Д-30Ф6 генерального конструктора П.А. Соловьева.

Разработка регулятора велась двумя предприятиями: Пермским ОАО "СТАР" (цифровая часть) и Уфимским КБ "Молния" (аналоговая часть). В процессе создания регулятора в ОАО "СТАР" сложился высококвалифицированный коллектив конструкторов и испытателей, была создана испытательная база, оснащенная стендами полунатурного моделирования. Электронный регулятор прошел установленный комплекс испытаний, в том числе государственные стендовые испытания, и в 1978 г. был передан для серийного производства на Саратовское электроприборное объединение. За участие в создании системы предприятию была присуждена Государственная премия. В настоящее время электронный регулятор эксплуатируется на самолете МиГ-31.

В дальнейшем регулятор прошел модернизацию, при этом его аналоговая часть была заменена цифроаналоговым устройством разработки ОАО "СТАР". Система прошла межведомственные испытания, но, к сожалению, в серийное производство не внедрялась.

В конце 70-х - начале 80-х годов на предприятии была пущена в эксплуатацию первая очередь производственного корпуса электроники, оснащенная современным по тогдашним меркам оборудованием для производства печатных плат и гибридных схем. Это позволило приступить к созданию электронных регуляторов нового поколения для создававшихся двигателей АЛ-41 и ПС-90А.

Электронный регулятор РЭД-90 двигателя ПС-90А



САУ для ПС-90А была полностью разработана специалистами ОАО "СТАР" и в 1988 г. передана для серийного освоения. В ходе разработки предприятие решило обширный комплекс задач по созданию программно-математического обеспечения. Система и сегодня продолжает ак-

ОАО "СТАР":

**Юрий Дудкин**, главный конструктор**Борис Конторович**, зам. главного конструктора**Вадим Юфарев**, зам. главного конструктора, к.т.н.**Валерий Бурдин**, зам. главного конструктора, к.т.н.

тивно эксплуатироваться на самолетах Ил-96-300 и Ту-204. Ресурс электронного регулятора доведен до 10 000 ч, а гидромеханического регулятора - до 5000 ч.

**САУ для ТВД**

Электронные системы управления, контроля и диагностики авиационных двигателей, разработанные в 80-х годах, обладали рядом существенных недостатков. Прежде всего это связано с делением системы по характеру выполняемых задач. Так, функции управления двигателем реализовывались одним электронным агрегатом, функции управления винтом - другим, функции контроля и диагностики силовой установки - третьим и т.д. Усложнение информационных связей между агрегатами потребовало многократного преобразования информации и, как следствие, увеличились объем, масса и цена системы.

К примеру, суммарная масса шести агрегатов САУ силовой установки Ил-114 с двигателем ТВ7-117 и винтом АВ-34 составила 60 кг, масса межагрегатных связей и устройств крепления агрегатов превысила 20 кг. Цена электронной аппаратуры сегодня достигает \$250 тыс.

Для устранения указанных недостатков была разработана и в 2000 г. сертифицирована комплексная САУ-2000 для силовой установки самолета Ан-140 с двигателем ТВ3-117ВМА-СБМ1 и винтом АВ-140, в которой все функции управления, контроля и диагностики силовой установки выполняются единым электронным агрегатом РЭД-2000 (его объем 6,9 л и масса 7,0 кг). Цена РЭД-2000 на сегодня составляет \$40 тыс. В связи со значительным уменьшением количества электронных элементов существенно повысилась надежность агрегата.

Электронный регулятор РЭД-2000 силовой установки самолета Ан-140

**Комплексные САУ для наземной техники**

ОАО "СТАР" занимается созданием САУ наземных газотурбинных установок с 1992 г. Первые образцы таких систем разрабатывались на базе аппаратуры авиационного назначения, одновременно осуществлялся перевод газотурбинных установок (ГТУ) на газообразное топливо. Выполнялась проработка вариантов управления механизацией компрессора ГТУ с применением гидравлических, пневматических и электрических механизмов. Наиболее широкое распространение получили САУ для передвижных электростанций ПАЭС-2500М и блочных электростанций мощностью 4 МВт. Их поставки продолжаются и в настоящее время.

ОАО "СТАР" создало блоки управления газовыми турбинами БУД-96 на единой элементной базе с блоками САУ ГПА типа МСКУ-СС-4510, выпускаемыми АО "Система-Сервис" (Санкт-Петербург), а для энергетических ГТУ - блоки управления двигателем БУД-98 и блоки управления станцией БУС-98. В процессе доводки систем накоплен большой опыт взаимодействия САУ газовых турбин с системами верхнего уровня, совершенствования эксплуатационных характеристик систем. В настоящее время ведутся разработки САУ для перспективных энергетических ГТУ, в том числе для энергоблоков мощностью 6 МВт с утилизацией тепла, энергоблоков для собственных нужд "Газпрома" мощностью 12...16 МВт и для ТЭЦ мощностью 25 МВт и выше. ◀

# ЛЕТИ, ОРЕЛ, ЛЕТИ! Pratt & Whitney RUS

**Pratt & Whitney-Rus Ltd. является дочерним предприятием компании Pratt & Whitney Canada Corp., входящей в структуру аэрокосмического гиганта – группы Pratt & Whitney Group, подразделения корпорации United Technologies Corporation (UTC).**



**Александр Петров,**  
руководитель отдела  
информационной поддержки  
Pratt & Whitney-Rus

Компания Pratt & Whitney Canada (P&WC) была основана в 1928 г. как канадский центр по продаже и обслуживанию двигателей Pratt & Whitney, произведенных в США. В 1951 г. компания наладила собственное производство. В настоящее время Pratt & Whitney Canada является мировым лидером в газотурбинных технологиях. Подсчитано, что каждые две секунды где-то в мире взлетает воздушное судно с эмблемой белоголового орла на борту, свидетельствующей о том, что судно оснащено одним из двигателей компании. Pratt & Whitney Canada занимается проектированием, разработкой, производством, маркетингом и техническим обслуживанием турбовентиляторных, турбовинтовых и турбовальных двигателей широкого диапазона уровней мощности для оснащения разнообразных летательных аппаратов – региональной и административной авиации, авиации общего назначения, военных самолетов, вертолетов, а также вспомогательных силовых установок (ВСУ). Корпорация изготавливает также и газотурбинные двигатели промышленного применения.

Штат компании P&WC насчитывает около 9000 сотрудников. Центральный офис, основные производственные площадки и научно-исследовательские подразделения находятся в городе Лонгей (пригород Монреаля). Помимо этого компания P&WC ведет разработку и производство продукции в других регионах Канады и за рубежом. Двигатели компании P&WC используются более чем в 180 странах мира. Техническая поддержка этих двигателей осуществляется по всему миру сетью, состоящей из оборудованных по последнему слову техники подразделений по ремонту и капитальному ремонту и региональных центров обслуживания. Удовлетворение потребностей заказчика является наивысшим приоритетом компании.



Pratt & Whitney Canada осуществляет деятельность в России с 1993 г. Компания Pratt & Whitney-Rus была учреждена ею в Санкт-Петербурге в 1997 г. Основными направлениями деятельности компании Pratt & Whitney-Rus являются разработка, проектирование, сертификация, испытания, продажа, техническое обслуживание и ремонт промышленных газовых турбин, мало- и среднеразмерных газотурбинных авиадвигателей и их комплектующих. В 1998 г. компания Pratt & Whitney-Rus получила сертификат разработчика авиационных двигателей для гражданских воздушных судов.

В настоящее время на российском рынке Pratt & Whitney-Rus работает над следующими основными проектами:

1. Оснащение двигателями 60-местного пассажирского самолета Ил-114-100, разработанного в прославленном КБ им. С.В. Ильюшина и изготавливаемого Ташкентским авиастроительным производственным объединением им. В.П. Чкалова. Первый полет Ил-114-100 с двумя турбовинтовыми двигателями PW127H состоялся в январе 1999 г. Самолет сертифицирован в декабре 1999 г. До конца 2001 г. планируется выпустить три серийных самолета.



2. Оснащение двигателями вертолета "Ансат" производства Казанского вертолетного завода. "Ансат" – легкий (максимальная взлетная масса 3,3 т) многоцелевой вертолет, оснащенный двумя двигателями PW207K (взлетная мощность около 650 л.с.). Первый полет выполнен в августе 1999 г. На Международном авиационно-космическом салоне МАКС-2001 в Жуковском планируется осуществить демонстрационный полет второго прототипа вертолета. Испытания третьего прототипа, соответствующего серийной конфигурации вертолета, начнутся в августе 2001 г. Сертификация вертолета намечена на середину, а начало серийного производства – на конец 2002 г.

3. Оснащение Ми-38 – среднего (максимальная взлетная масса 14,5 т) многоцелевого вертолета – двумя турбовальными двигателями PW127TS (взлетная мощность около 2500 л.с.). Ми-38 разрабатывается консорциумом "Евромилль", образованным Московским вертолетным заводом им. М.Л. Миля, компанией Eurocopter и Казанским вертолетным заводом. Компания Pratt & Whitney-Rus спроектировала новую конструкцию модуля сопряжения двигателя с редуктором, предусматривающую применение российских материалов, стандартов и производственных технологий. В мае 2001 г. успешно проведены 50-часовые испытания двигателя. Двигатели для первого прототипа вертолета будут поставлены фирме "Евромилль" в августе 2001 г. Наземные испытания Ми-38 с экспериментальными двигателями PW127/5 планируется начать до конца 2001 г.

В планы компании входит не только разработка, но и производство модулей двигателей в России. Уже сейчас реализуются два совместных проекта с Казанским моторостроительным производственным объединением и ФНПЦ ММП "Салют" (Москва). На предприятии "Салют" в сентябре 2000 г. была изготовлена первая партия комплектующих по чертежам, разработанным Pratt & Whitney-Rus для двигателя PW 127/5. Крепнут связи и с другими российскими партнерами, такими как "Авиатехнология", Ступинский металлургический комбинат, Кулебакский металлургический завод и Верхнесалдинское металлургическое производственное объединение. ◀

# ТУРБОДЕТАНДЕР ПОЗВОЛЯЕТ ЭКОНОМИТЬ

**Вячеслав Богуслаев**, генеральный директор ОАО "Мотор Сич"

**Валерий Гуров**, начальник сектора ЦИАМ

**Павел Жеманюк**, главный инженер ОАО "Мотор Сич"

**Владимир Насонов**, начальник НИЦ ЦИАМ

**Валентин Пастернак**, директор Волочического завода

**Павел Хомутов**, зам. директора ВТФ ОАО "Мотор Сич"

За последние пять лет в результате плодотворного сотрудничества ЦИАМ, ОАО "Мотор Сич" и НПТОО "Аэротурбогаз" были созданы опытные образцы четырех энергоустановок (ЭТД-1000, УХТА-1, КУРС-1 и КУРС-2). Во всех установках в качестве базового использован работающий на природном газе или сжатом воздухе турбодетандер мощностью до 1 МВт с регулируемым сопловым аппаратом. Соблюдение принципов унификации и постепенного продвижения от простого к сложному позволило в сжатые сроки и при умеренных затратах создать энергоустановки (ЭТД-1000 и энергоблок установки УХТА-1), глубоко модернизировать серийную электростанцию ПАЭС-2500.

Модернизация установок производилась в следующих направлениях:

- совершенствование отдельных штатных узлов и агрегатов без изменения структурной схемы станции;
- замена систем управления и регулирования с целью обеспечения выполнения современных требований к ним (главным образом, по оптимизации эксплуатационных режимов работы);
- частичное изменение структурной схемы станции без существенного изменения ее габаритов, массы и опорно-силовой базы.

Цель модернизации - существенное повышение технических и экологических характеристик действующего оборудования для уменьшения удельных стоимостных показателей с одновременным расширением потребительских качеств станции.

Электростанция ПАЭС-2500, созданная на базе авиационного турбовинтового двигателя АИ-20 производства ОАО "Мотор-Сич", размещается в одном полуприцепе. Сотни таких электростанций успешно эксплуатируются в отдаленных и труднодоступных районах. Их можно встретить в Ухте, Надыме, Уренгое, Магадане, Якутии, Сахалине, Мангышлаке, в странах СНГ и зарубежных государствах различных континентов мира - в Азии, Америке, Африке. ПАЭС-2500 питают энергией силовые и осветительные сети общепромышленного назначения, покрывают пиковые нагрузки в энергосистемах. Достоинства этих станций проявились при обеспечении энергией буровых установок. Ранее эту задачу выполняли дизели, доставка топлива для которых в условиях бездорожья была весьма дорогостоящей. Станции ПАЭС-2500 могут работать на керосине, солярке, природном и попутном нефтяном газе.

Электростанции ПАЭС-2500 нашли широкое применение в качестве резервных для энергообеспечения собственных нужд компрессорных станций (КС). Некоторые КС имеют в своем составе крупные газораспределительные станции топливного газа, предназначенные для снабжения газотурбинных приводов нагнетателей. Неоспоримо, что применение турбодетандеров для уменьшения давления больших объемов газа является существенно более эффективным решением по сравнению с использованием различных редукторов давления. Появилась идея совмещения турбодетандера природного газа мощностью до 1 МВт с газогенератором АИ-20.

Изменения в конструкции станции сводятся к следующему:

- вал турбодетандера соединяется с помощью рессоры с валом турбины АИ-20;

Важнейшими задачами современного авиадвигателестроения, на наш взгляд, являются две: создание опережающего научно-технического задела, призванного обеспечить разработку двигателей нового поколения, и эффективная модернизация выпускаемых промышленностью серийных образцов. Обе задачи тесно переплетаются с проблемой создания промышленных силовых приводов и энергоустановок на базе авиадвигателей и их систем. В условиях ограниченного финансирования и малых объемов заказов успеха можно добиться только на пути органичного сочетания новых технических решений с глубокой модернизацией конструкций, уже освоенных производством, доведенных до высокой надежности и технологичности.

- взамен штатного осевого отвода выхлопных газов от газогенератора создается боковой канал выхода газов;
- устанавливается специально разработанная интегрированная маслосистема электростанции и турбодетандера;
- монтируется пластинчатый теплообменник для подогрева природного газа перед поступлением в турбодетандер с использованием энергии выхлопа газогенератора.

Полученная в результате установка КУРС-1 имеет следующие технические показатели:

Мощность, кВт	2000
со сжиганием топлива	1000
без сжигания топлива	
Род тока	Переменный трехфазный
Напряжение, кВ	6,3/10,5
Частота тока, Гц	50
Вид топлива	Природный газ
Уровень шума, дБ	<70
Содержание вредных веществ в выхлопных газах, мг/м <sup>3</sup>	<50
Эффективный коэффициент полезного действия	0,34
Масса, кг	32 000
Габаритные размеры, м	
длина	14
ширина	2,5
высота	3,75

В установке КУРС-1 мощность доработанного варианта ПАЭС-2500 (1 МВт) суммируется с вырабатываемой мощностью турбодетандера (1 МВт). В результате повышается значение суммарного к.п.д. установки и улучшаются ее экологические показатели по шуму и эмиссии вредных веществ с выхлопными газами. Кроме того, установка КУРС-1 может работать без сжигания топлива, только благодаря снижению давления природного газа в турбодетандере с выработкой до 1 МВт электроэнергии.

Важнейшим преимуществом установки КУРС-1 является упрощение процесса запуска, в ходе которого турбина природного газа используется в качестве стартера. При этом изменяют величину проходного сечения выходного сопла с последующим переходом на регулирование дозировки топливного газа в камеру сгорания АИ-20. Автоматика переключается на регулирование давления природного газа в выходной магистрали турбины по замкнутому астатическому релейному закону.

Универсальность используемого турбодетандера, обеспеченная наличием у него регулируемого соплового аппарата, позволяет работать в широком диапазоне изменения параметров газа по расходу (4...10 кг/с) и давлению (0,5...2,5 МПа). Кроме того, хорошие перспективы связаны с возможностью работы турбодетандера на сжатом воздухе (установка КУРС-2).

Установка КУРС-2 позволяет использовать холодный воздух с выхода турбодетандера для повышения эффективности работы компрессора газогенератора АИ-20 путем смешения холодного воздуха с воздухом всасываемого потока компрессора. Эффект от этого очевиден: снижение общей температуры всасываемого потока на один градус приводит к повышению мощности электростанции ПАЭС-2500 на 28 кВт (при температуре окружающей среды 293...318К).



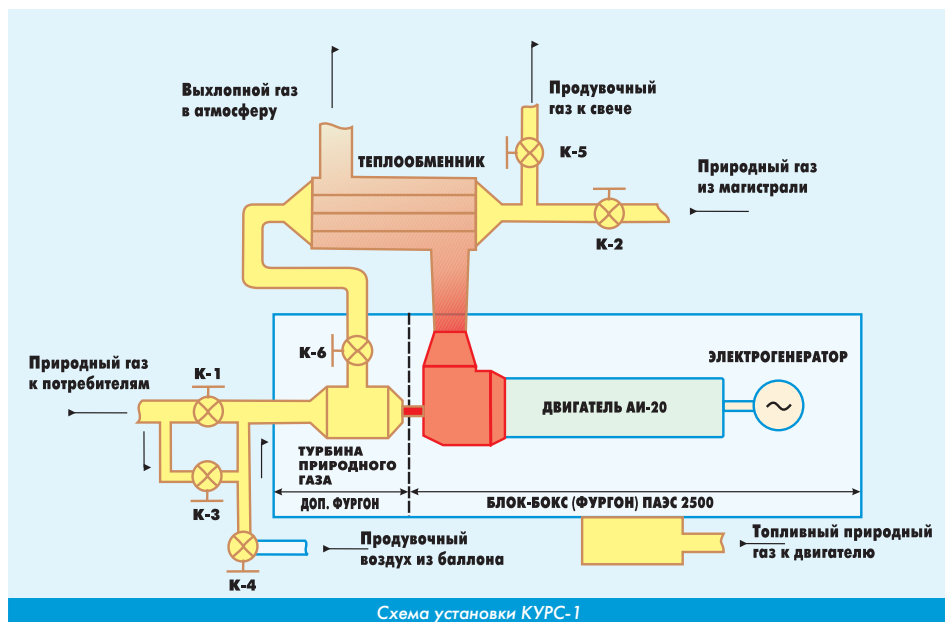


Схема установки КУРС-1

31 мая 2001 г. в НИЦ ЦИАМ начаты испытания установки КУРС-2. При работе турбодетандера на сжатом воздухе давлением до 0,5 МПа получены следующие результаты:

- подтверждена высокая газодинамическая эффективность профилированного бокового отвода выхлопных газов, при этом противодавление за турбиной не повысилось по сравнению со штатным осевым отводом выхлопных газов;
- присоединенная масса турбодетандера практически не изменила вибрационного состояния корпусов газогенератора АИ-20;
- не зафиксировано изменения величины биения рессоры, соединяющей вал турбодетандера с валом газогенератора;
- достигнуто повышение к.п.д. электростанции на 3 %;
- апробировано использование турбодетандера в качестве пускового стартера.

Полученные результаты подтвердили возможность дальнейшего совершенствования установок КУРС-1 и КУРС-2, а также ЭТД-1000 и УХТА-1, одним из основных узлов которых является турбодетандер. В частности, электростанция ЭТД-1000 может работать на сжатом воздухе с давлением до 0,6 МПа, одновременно обеспечивая потребителя электроэнергией (до 500 кВт) и холодным воздухом на выходе из турбодетандера с хладоресурсом на уровне 400 кВт. Аккумулирование сжатого воздуха может осуществляться с помощью энергоблока, обеспечивающего преобразование избыточного давления газа на ГРС в сжатый воздух установок УХТА-1. Накопление этого воздуха целесообразно осуществлять в выведенных из эксплуатации газопроводах при реконструкции системы газораспределения в соответствии с концепцией, разработанной в ЦИАМ.

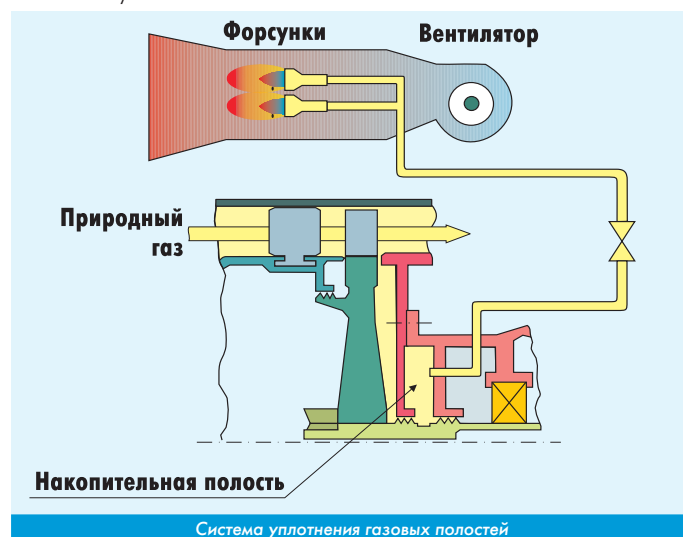
В электростанции ПАЭС-2500 может осуществляться отбор и накопление (с последующим охлаждением естественным путем) воздуха после компрессора с расходом 0,35 кг/с и температурой 520К. Это создает возможность как автономности запуска, так и снижения температуры воздуха, всасываемого компрессором газогенератора АИ-20. При этом можно понизить температуру всасываемого потока на 5К при ее исходном уровне 320К и расходе холодного воздуха 2 кг/с с температурой 270К, что равносильно увеличению мощности станции на 140 кВт. Осуществление запуска установки КУРС-1 и КУРС-2 с помощью турбодетандера позволяет исключить из состава электростанции вспомогательную силовую установку АИ-8, стоимость которой составляет \$85 тыс.

Важнейшими направлениями совершенствования установки КУРС-1 являются упрощение системы уплотнения газовых полостей и эффективная утилизация неизбежных утечек газа. Вместо уплотнения с использованием гидрозатвора предложен пневмозатвор. Схема пневмозатвора широко используется в авиации (американский двигатель Т-58 и отечественные двигатели Д-18 и Д-36) и основана на повышении эффективности лабиринтных уплотнений путем закрутки потока газа со снижением давления перед уплотнением по закону, близкому к закону свободного вихря.

Необходимым условием надежной работы пневмозатвора является обеспечение разряжения в накопительной полости, где происходит смешение газа с воздухом. Разряжения с гарантированным уровнем 5 кПа предлагается достичь при помощи теплогенераторного устройства, содержащего эжекторную трубу, в которой помещены воздушный вентилятор и топливные форсунки. Полость топливных форсунок соединена с накопительной полостью. Разряжение в этой полости обеспечивается вентилятором со степенью повышения давления воздуха 5...7 кПа.

Предложенный метод утилизации утечек газа выгодно отличается от используемых способов нагрева газа перед турбодетандером прямого действия, когда газ высокого давления сжигается либо непосредственно в газопроводе, либо в топочном устройстве с теплообменником. При этом на 1 кВт вырабатываемой электроэнергии требуется до 1,2 кВт тепловой энергии. Это равносильно сжиганию примерно 80 нм<sup>3</sup> газа в час, причем газа, как правило, высокого давления. В предлагаемом теплогенераторном устройстве после прохождения тракта турбодетандера сжигается газ низкого давления. Из приведенных соображений вытекает граничное условие по назначению объема допустимых утечек газа, исходя из потребностей нагрева основного потока через турбодетандер. Это обстоятельство является основополагающим при формировании технических требований к системам уплотнений.

Предложенный метод утилизации утечек газа выгодно отличается от используемых способов нагрева газа перед турбодетандером прямого действия, когда газ высокого давления сжигается либо непосредственно в газопроводе, либо в топочном устройстве с теплообменником. При этом на 1 кВт вырабатываемой электроэнергии требуется до 1,2 кВт тепловой энергии. Это равносильно сжиганию примерно 80 нм<sup>3</sup> газа в час, причем газа, как правило, высокого давления. В предлагаемом теплогенераторном устройстве после прохождения тракта турбодетандера сжигается газ низкого давления. Из приведенных соображений вытекает граничное условие по назначению объема допустимых утечек газа, исходя из потребностей нагрева основного потока через турбодетандер. Это обстоятельство является основополагающим при формировании технических требований к системам уплотнений.



Система уплотнения газовых полостей

Таким образом, внедрение турбодетандеров открывает большие резервы экономически эффективной модернизации действующего энергооборудования. Заметим, что широкое применение в различных установках единого типа турбодетандера с регулируемым сопловым аппаратом позволило снизить стоимость его изготовления до \$60 тыс. В результате стоимость переоборудования электростанции ПАЭС-2500 в установку КУРС-1 или КУРС-2 не превышает \$100 тыс. Такое переоборудование позволит значительно снизить себестоимость как получаемой электроэнергии, так и хладоресурса, (применительно к КУРС-2), а также существенно улучшить экологические показатели энергооборудования. ◀

# ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ЖИВУЧЕСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

**Михаил Нихамкин,**

профессор Пермского государственного технического университета, д.т.н.

Отечественный и мировой опыт доводки и эксплуатации газотурбинных двигателей (ГТД) показывает, что появления случайных металлургических, технологических или эксплуатационных дефектов, приводящих к разрушению деталей, избежать невозможно. Полностью исключить возникновение трещин или учесть их наличие расчетными коэффициентами запаса не удастся. В связи с этим одним из путей повышения безопасности ГТД, наряду с традиционными, должно быть обеспечение живучести, способности ответственных деталей сопротивляться развитию трещин.

В настоящей работе изложен расчетно-экспериментальный метод прогнозирования живучести ответственных деталей ГТД на примере их лопаток и дисков. Разрушение рассматривается как процесс развития трещины и описывается относительно простыми моделями линейной механики разрушения. Это позволяет сосредоточиться на учете специфики конструкции деталей, их нагружения, технологических и эксплуатационных факторов и получить представляющие практический интерес количественные характеристики живучести и надежности.

При прогнозировании живучести деталей двигателя необходимо решить комплекс взаимосвязанных задач, включающий анализ эксплуатационного нагружения детали и ее напряженного состояния, определение характеристик трещиностойкости материала и анализ процесса развития дефекта (рис. 1).

В соответствии с представлениями линейной механики разрушения поведение трещины при циклическом нагружении зависит от размаха коэффициента интенсивности напряжений (КИН)  $\Delta K$ . Для его расчета определяются напряжения, имеющие место в детали до появления трещины (номинальные напряжения). Поэтому

первым этапом исследования живучести является детальный анализ номинального напряженного состояния. Он проводится с учетом изменения во времени режима и условий работы двигателя, статического и динамического нагружения детали и ее теплового состояния. В практике двигателестроения такой анализ выполняется на стадии конструирования независимо от задач обеспечения живучести и является обычным.

Для расчета коэффициентов интенсивности напряжений кроме номинальных напряжений необходимо знать положение, форму и размеры трещины. Эти данные могут быть получены при исследовании причин реальных поломок путем изучения изломов. При решении задач прогнозирования живучести необходимо рассчитывать КИН для достаточно полного набора возможных вариантов положения трещины и различных сочетаний ее размеров.

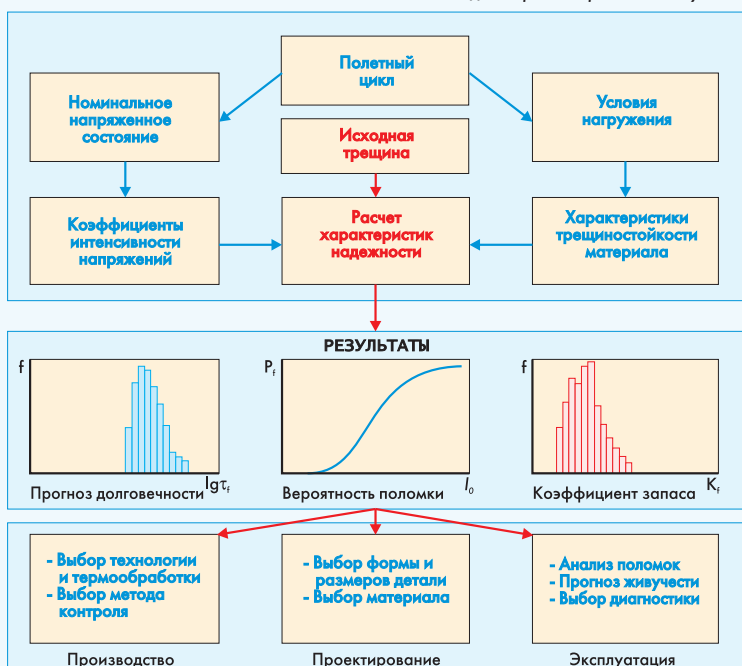
На лопатках вентилятора и компрессора наиболее вероятными местами появления трещин являются входная или выходная кромки профильной части, а также основание antivибрационной полки (рис. 2). Как показали расчеты и анализ изломов, в процессе роста трещина в лопатке сохраняет устойчивое соотношение основных размеров (устойчивую форму). Поэтому ее кинетика может быть описана одним параметром - размером со стороны корыта профиля  $l$ . Скорость роста трещины в этом случае определяется средним по ее фронту значением КИН.

Зависимости КИН от размеров трещины для типичных случаев статического и динамического нагружения лопаток получены путем численного решения пространственной сингулярной задачи теории упругости методом конечных элементов. Среднее по фронту трещины значение КИН рассчитывается энергетическим методом. Расчеты проводятся для нескольких вариантов последовательного положения фронта трещины по мере ее роста, что позволяет получить зависимость КИН от длины трещины, в дальнейшем эта зависимость используется при расчете кинетики трещины.

При моделировании разрушения дисков (рис. 3) рассмотрены случаи инициализации трещин на внутренней поверхности, в переходе от ступицы к полотну, а также в угловых точках. Форма трещин на начальной стадии роста близка к дуге эллипса и описывается двумя параметрами - размерами полуосей  $a$  и  $b$ . Кинетика трещины с криволинейным фронтом в рамках линейной механики разрушения определяется локальными коэффициентами интенсивности напряжений в характерных точках фронта  $A$  и  $B$ . Для определения КИН в этом случае можно использовать известные соотношения для полуэллиптических и угловых трещин.

Основным соотношением математической модели процесса развития трещины является зависимость скорости роста трещины (СРТ) от коэффициента интенсивности напряжений. Известно несколько десятков эмпирических соотношений, описывающих экспериментальные данные по скорости роста трещин для различных материалов и условий нагружения. В настоящей работе использовано модифицированное уравнение Париса, описывающее весь диапазон скоростей роста трещин:

Рис. 1. Методика прогнозирования живучести



$$\frac{dl}{dN} = \begin{cases} 0, & \text{при } \Delta K \leq \Delta K_{th}; \\ V_0 \cdot (\Delta K / \Delta K^*)^n, & \text{при } \Delta K_{th} < \Delta K < \Delta K_{fc}; \\ \infty, & \text{при } \Delta K \geq \Delta K_{fc}. \end{cases}$$

где  $N$  - число циклов нагружения;

$\Delta K_{th}$ ,  $\Delta K_{fc}$ ,  $\Delta K^*$ ,  $V_0$ ,  $n$  - характеристики циклической трещиностойкости материала.

Принципиальным элементом описываемой методики является то, что характеристики трещиностойкости с целью наиболее полного учета металлургических и технологических факторов определяются на натуральных деталях. Для этого разработана специальная методика проведения эксперимента и испытательный комплекс, позволяющий воспроизводить характерные для деталей ГТД условия развития трещин (нестационарный характер нагружения, взаимодействие квазистатических и динамических напряжений).

Важная особенность кинетики трещин в деталях ГТД заключается в том, что в реальных условиях эксплуатации параметры, определяющие поведение трещины, не являются детерминированными: имеют место отклонения режимов работы двигателя от типового полетного цикла, рассеяние размеров деталей, вариация свойств материала. Вследствие этого процесс развития трещин является случайным, а характеристики живучести лопаток - случайными величинами. Их расчет предваряется анализом закона распределения, что дает более полное представление о живучести. В описываемой методике для этого используется метод статистического моделирования.

Основной характеристикой живучести, на определение которой направлена описываемая методика, является время развития трещины от момента ее появления до поломки детали  $t_f$ . На рис. 4 приведен пример распределения долговечности диска компрессора с трещиной на внутренней поверхности (точка I, рис. 3).

Трещины деталей двигателя могут быть и неразвивающимися; в этом случае наработка до поломки не позволяет оценивать живучесть. В связи с этим предлагается ввести в качестве дополнительной характеристики живучести коэффициент запаса по циклической трещиностойкости

$$K_f = \min(\Delta K_{th} / \Delta K),$$

где  $\Delta K_{th}$  - пороговый размах КИН.

Коэффициент запаса  $K_f$ , как и долговечность, является величиной случайной и оценивается с помощью гистограммы распределения (см. рис. 1).

Статистическое моделирование позволяет непосредственно оценить вероятность поломки детали  $P_f$  в течение заданного ресурса  $t_N$  после появления макроскопической трещины. Зависимость  $P_f$  от размера исходной трещины  $l_0$  (см. рис. 1) наиболее наглядно отражает способность детали сопротивляться развитию трещины в случае ее возникновения. Рис. 5 на примере рабочей лопатки шестой ступени компрессора высокого давления иллюстрирует влияние конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов на вероятность поломки, которая может изменяться в десятки раз.

Описанные математические модели реализованы в виде программного комплекса прогнозирования живучести деталей, включающего расчетные модули, базы данных о характеристиках материалов, нагрузках и условиях работы деталей, средства визуализации и удобный интерфейс.

Разработанную методику моделирования и реализующий ее программный комплекс можно использовать как инструмент при решении задач обеспечения живучести и безопасности двигателя на этапах проектирования, выбора материала и изготовления деталей, при обосновании выбора средств и периодичности диагностических осмотров, а также при анализе поломок, возникающих в процессе эксплуатации. ◀

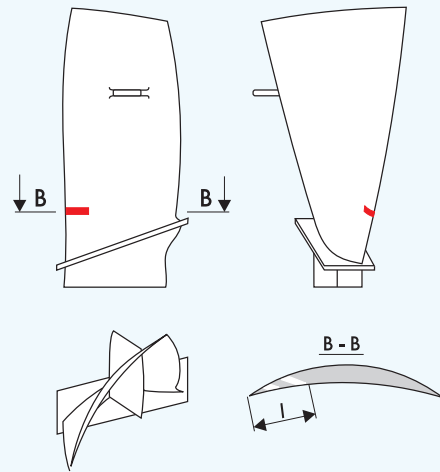


Рис. 2. Схема лопатки вентилятора ГТД с трещиной на входной кромке

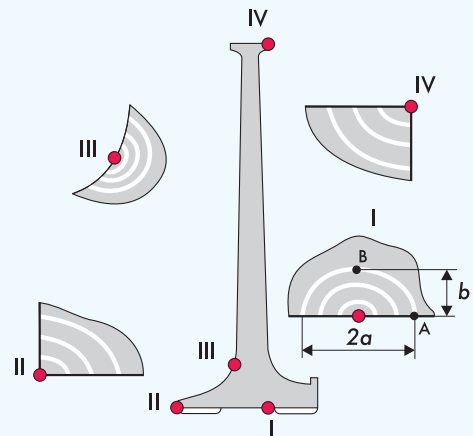


Рис. 3. Типичные случаи возникновения трещин в диске компрессора ГТД

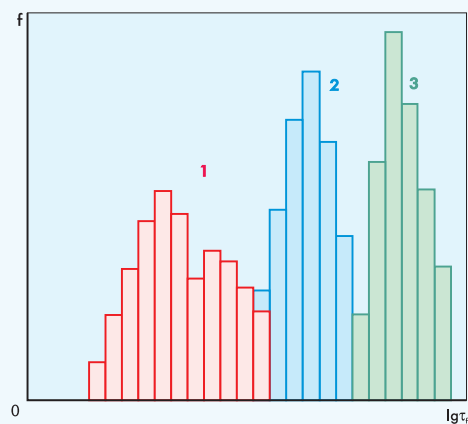


Рис. 4. Гистограммы долговечности диска с исходными трещинами различного размера (1-3)

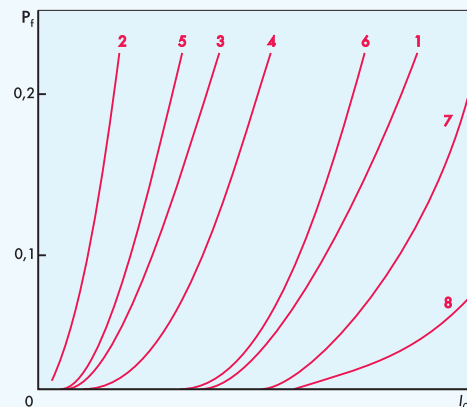


Рис. 5. Зависимость вероятности поломки лопатки от размера исходной трещины для различных вариантов материала, технологии и термообработки (1-8)

# ИНТЕГРАЦИЯ СССР И СТРАН ВОСТОЧНОЙ ЕВРОПЫ В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Валентин Шерстянников, д.т.н.

В 60–70-е годы Советский Союз на основе двухсторонних межправительственных соглашений осуществлял техническое сотрудничество в области авиастроения с некоторыми странами СЭВ, в том числе с Польшей (по самолетам Ан-2, Ан-3, Ан-28, Ил-86, вертолетам В-3 и Ми-2), Чехословакией (по самолетам Л-610 и Л-39МС), Румынией (по сельскохозяйственному вертолету Ка-126) и др. Однако дружественные страны проявляли заинтересованность в более широком развитии научно-технического и экономического сотрудничества в этой области, что соответствовало также интересам и нашей страны.



Обсуждение плана НИОКР по развитию авиационной техники специалистами рабочей группы по научно-техническому сотрудничеству оперативного Бюро СЭВ. Москва, 1988 г.

Учитывая эти обстоятельства Миновиапром СССР считал целесообразным создание в рамках Комитета СЭВ по машиностроению отраслевого Бюро по авиационной технике. В связи с этим в начале восьмидесятых годов были подготовлены и направлены в Совмин СССР соответствующие предложения, которые получили одобрение. В апреле 1985 г. было создано отраслевое Бюро во главе с Министром авиационной промышленности И.С. Силаевым. По его поручению мною совместно с главными НИИ (ЦАГИ, ЦИАМ, НИАТ, ВИАМ, ЛИИ и др.) было разработано "Соглашение об основных направлениях сотрудничества в развитии авиационной техники гражданского назначения", которое подписали Болгария, Венгрия, ГДР, Куба, Польша, Румыния, СССР, Чехословакия и Югославия.

Сотрудничество предполагалось по следующим основным направлениям:

- проведение совместных научно-исследовательских и опытно-конструкторских разработок, обеспечивающих создание научно-технического задела;

- специализация и кооперирование в производстве различных видов авиационной продукции с учетом интересов каждой из стран.

Миновиапром, как координатор работ, подготовил предложения о разработке комплексного плана НИОКР по созданию перспективных образцов авиационной техники на период до 2000 г. и о кооперированном производстве странами-членами СЭВ пассажирских самолетов Ил-114, Ил-96-300, Ту-204 и их двигателей. Освоение серийного производства предполагалось в конце восьмидесятых годов. Предложения были приняты и легли в основу работы отраслевого Бюро.

Для согласования работ создали Координационный совет (председатель совета - А.В. Болбот, заместитель министра МАП),

включавший Совет главных конструкторов (сопредседатели - главные конструкторы А.А. Туполев и Г.В. Новожилов) и Научно-технический совет (НТС, председатель - В.А. Шерстянников, заместитель начальника Главного управления МАП). В состав советов вошли руководители и ведущие специалисты ОКБ Туполева и Ильюшина, а также головных НИИ.

Институты отрасли и научные организации дружественных стран подготовили перечни тематических работ к плану НИОКР, предусматривающие проведение исследований в области аэродинамики самолетов, прочности и ресурса конструкции, перспективных двигателей, бортового оборудования, новых материалов и прогрессивных технологий. План НИОКР был рассмотрен на НТС и одобрен странами-участниками Соглашения во время проведения Первой конференции по авиации. В работе конференции приняло участие более 150 видных ученых, инженеров и специалистов из стран содружества, заслушавших около 70 докладов и сообщений. Пленарные заседания посвящались состоянию и перспективам развития пассажирских самолетов и двигателей в СССР и странах СЭВ. С докладами выступили начальник ЦАГИ Г.П. Свищев, начальник ЦИАМ Д.А. Огородников и руководители авиационных объединений стран Восточной Европы. План НИОКР и материалы конференции стали основой при разработке рабочих программ и соглашений по конкретным темам научно-технического сотрудничества.

С целью подготовки и организации кооперированного производства новых пассажирских самолетов проводились консультации специалистов, составлялся перечень распределения работ по узлам и агрегатам, производство которых намечалось организовать в странах СЭВ по документации разработчика. Для уточнения отдельных вопросов и сроков намечаемых работ ведущие специалисты НИИ и ОКБ посетили промышленные предприятия и научно-исследовательские организации стран содружества. В результате проведенной работы были подготовлены соглашения и договоры по кооперированному производству и поставкам в СССР узлов и агрегатов самолетов. Основными участниками работ являлись Чехословакия, Польша, Югославия и Болгария. Советский Союз взял на себя обязательство оказывать техническое содействие в реконструкции производственной базы этих стран.

Миновиапром провел также организационные мероприятия, позволившие значительно расширить объем научно-технической помощи этим странам, включая выделение головных ОКБ в качестве соразработчиков и консультантов, широкое привлечение ведущих НИИ отрасли к совместным работам, проведение консультаций и стажировок специалистов, а также налаживание материально-технического снабжения. В целях повышения эффективности в решении возникающих вопросов были созданы совместные рабочие группы специалистов из НИИ и ОКБ стран содружества. Руководители групп назначались по согласованию приказами министерств соответствующих стран. Мне было поручено возгла-



Самолет Л-610

вить группы по научно-техническому сотрудничеству с Польшей и Чехословакией. Я неоднократно бывал в этих странах, посещал авиационные институты, конструкторские бюро и заводы с целью координации совместных научно-исследовательских и опытных работ и оказания содействия в их проведении.

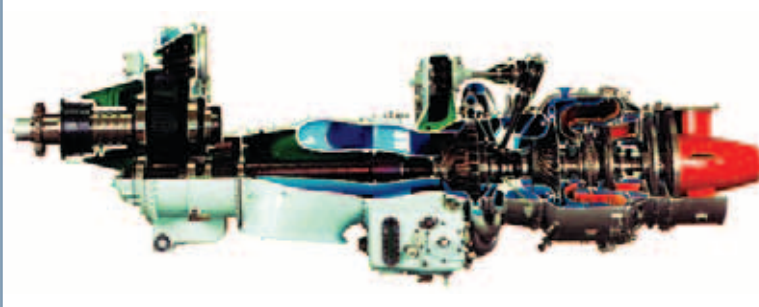
В семидесятых-восемидесятых годах самолетостроение в Чехословакии сосредотачивалось главным образом на трех авиационных заводах: "ЛЕТ", "Аэро-Водоходы" и "Мораван", а двигателестроение - на заводах "Моторлет" и "Авиа". Научное сопровождение работ осуществлялось Авиационным исследовательским и испытательным институтом (ВЗЛУ).

Пассажирский самолет Л-610 для местных воздушных линий с двумя турбовинтовыми двигателями М-602 разрабатывался авиазаводом "ЛЕТ" по основным тактико-техническим требованиям МГА и предназначался для замены самолета Як-40. В создании самолета предусматривалось два этапа, направленных на последовательное улучшение основных технико-экономических показателей самолета с целью достижения технического уровня лучших зарубежных аналогов. Расход топлива на пассажиро-километр на первом этапе составил 29 г. На втором этапе благодаря улучшению экономичности двигателя и весовых характеристик самолета предполагалось получить заданный расход топлива 25 г на пассажиро-километр. Для отработки аэродинамической компоновки самолета ЦАГИ и ВЗЛУ провели значительный объем экспериментальных исследований на моделях в своих аэродинамических трубах. Работы по совершенствованию самолета проводились при участии ОКБ Яковлева. Самолет Л-610 был создан в конце восьмидесятых годов. С 1991 г. предполагались его поставки в нашу страну.

Завод "Моторлет" приступил к созданию двигателя М-602 в начале восьмидесятых годов. Компрессор разрабатывался и доводился в институте ВЗЛУ, а система автоматического регулирования - на заводе "Югострой". С целью достижения уровня лучших зарубежных аналогов чехословацкими и советскими специалистами была разработана комплексная программа; в качестве головного консультанта выделялось Запорожское ОКБ "Прогресс". Для доводки двигателя и его узлов завод "Моторлет" подготовил двигательный стенд и лабораторные установки. Контрольные испытания отдельных элементов двигателя (камера сгорания, турбина высокого давления) и двигателя в целом планировали провести в ЦИАМ. Сертификация двигателя намечалась в Чехословакии и в СССР.

Ярким примером плодотворного сотрудничества между СССР и Чехословакией является создание уникальной отечественной научно-экспериментальной базы для исследования и отработки авиационных двигателей (в частности, в ЦИАМ). Первый контракт на поставку из Чехословакии специального технологического оборудования был заключен в 1948 г. С этого момента заводами объединения "ЧКД-Прага" и другими предприятиями Чехословакии по техническим условиям ЦИАМ началась разработка, про-

Двигатель М-602



изводство и комплексные поставки турбоэксгаустерного и турбокомпрессорного оборудования. Специалистами обеих стран были решены сложнейшие научно-технические и производственные задачи, так как многие энергетические установки комплекса в то время не имели себе равных не только в Европе, но и в Америке. За успешный ввод в эксплуатацию высотного комплекса большая группа специалистов была награждена орденами и медалями СССР и Чехословакии.

Бурное развитие авиационно-космической техники в последующие годы потребовало дальнейшего совершенствования испытательного оборудования. При научно-техническом содействии СССР на заводах объединения "ЧКД-Прага" были разработаны еще более высокопроизводительные эксгаустерные установки, оснащенные системами автоматического контроля, управления и регулирования, которые поставлялись в СССР для экспериментальных комплексов ЦИАМ и ЦАГИ. Это позволило создать мощную научно-экспериментальную базу, позволяющую проводить всесторонние исследования в области авиационно-космической науки и техники. Проведенные работы были отмечены Государственной премией СССР. В 1983 г. в Праге и Москве состоялись расширенные заседания, посвященные 35-летию советско-чехословацкого сотрудничества в этой области. На торжественном заседании в Москве присутствовали члены правительств Чехословакии и Советского Союза, крупные ученые и специалисты в авиационно-космической области. Впоследствии сотрудничество с Чехословакией проводилось в рамках программы "Влтава", предусматривающей разработку и поставку в СССР до 2000 г. еще более совершенного испытательного оборудования нового поколения.

В заключении хотелось бы подчеркнуть, что многостороннее сотрудничество социалистических стран в авиационной области явилось важным вкладом в процесс создания и организации производства перспективных гражданских самолетов и вертолетов, двигателей и их систем, новых материалов и прогрессивной технологии, а также уникального испытательного оборудования. Это был яркий пример плодотворного научно-технического сотрудничества и международного разделения труда в интересах всех участвовавших стран. ◀

# АЛЕКСАНДР МИКУЛИН, ЧЕЛОВЕК - ЛЕГЕНДА



"Талант - это страсть". Г. Нейгауз

Лев Берне  
Владимир Перов

(Продолжение, начало в № 5-6, 2000 г., №№ 1-3, 2001 г.)

Особо следует остановиться на работах Микулина по турбокомпрессорам. Еще перед войной совместно со специалистами ЦИАМ он принял активное участие в разработке турбокомпрессора ТК-3. В 1943 г. завод № 300 завершил доводку этого первого в нашей стране турбокомпрессора, надежно работавшего в течение установленного ресурса. Впоследствии, в марте 1944 г., завод № 300 приступил к серийному производству турбокомпрессоров ТК-3 для высотных самолетов Мясищева и Лавочкина. За месяц было выпущено 15 экземпляров ТК-3. Два из них проходили комиссионные испытания. Вновь выявились недостатки, потребовавшие доработки уже готовых турбокомпрессоров. После переделки ТК работали нормально, и заказчику были сданы 34 агрегата. Наркомат авиапрома затягивал принятие решения о дальнейшем производстве ТК-3, а потом выдал совершенно нереальный заказ на изготовление 90 экземпляров. Даже с учетом собранных в 1945 г., заказчику было сдано всего 64 агрегата.

Параллельно с ТК-3 Микулин разрабатывал турбокомпрессор собственной конструкции ТК-300, затем ТК-300Б, которые явились прототипами уникального турбокомпрессора АМТК-1. К его проектированию Микулин приступил еще в конце 1943 г. В тяжелых условиях военного времени, благодаря параллельной разработке чертежей и технологии изготовления, опытные образцы турбокомпрессоров были изготовлены в короткие сроки, и уже в марте 1944 г. за-

вод приступил к доводочным работам.

В основу конструкции этих турбокомпрессоров были положены два изобретения Александра Александровича:

- постановка турбокомпрессора на один блок мотора при сохранении реактивного выхлопа с другого блока, что позволяло увеличить скорость самолета, отказаться от ручной регулировки и повысить полезную мощность мотора;
- лопатки турбины изготовлялись фрезерованием с приданием эллиптической формы корыту, что повысило прочность лопаток и позволило снизить стоимость изготовления ТК.

В мае 1944 г. турбокомпрессор АМТК-1 удовлетворительно прошел 100-часовые испытания на стенде, которые были засчитаны ВВС и НКАП в качестве совместных.

Стратосферный истребитель-перехватчик ОКБ Микояна И-224 (изд. 4А) с мотором АМ-39Б и турбокомпрессором АМТК-1 был оснащен гермокабиной. Первый вылет самолет совершил 16 сентября 1944 г. В феврале 1945 г. мотор пришлось заменить из-за появления стружки в маслосистеме. В июле самолет смог достичь высоты 13 700 м. В дальнейшем удалось подняться еще выше - до 14 200 м. Летные испытания полностью подтвердили заявленные в 1944 г. данные турбокомпрессора АМТК-1.

Впоследствии истребитель И-224 проходил испытания с форсированным мотором АМ-39ФБ с АМТК-1, граница высотности которого проходила на 11 500 м. Использование турбокомпрессора позволило уменьшить расход топлива на 10...15%. Во время заводских испытаний мотор АМ-39ФБ и турбокомпрессор АМТК-1 работали безотказно, самолет совершил с ними 25 полетов, большинство из которых проходило на высотах более 10 000 м. В ходе летных испытаний мотор наработал 31 ч 10 мин.

В декабре 1944 г. начались государственные испытания АМТК-1. В акте госиспытаний отмечалось: "Турбокомпрессор АМТК-1 имеет значительные преимущества по сравнению с известными отечественными и иностранными турбокомпрессорами... Создание турбокомпрессора АМТК-1 оригинальной советской конструкции целиком из отечественных материалов открывает широкие возможности для создания быстрыми темпами высотной авиации для наших ВВС". Это был значительный успех ОКБ Микулина в создании отечественных турбокомпрессоров.

В 1945 г. сверх плана была начата разработка более совершенного турбокомпрессора АМТК-2 для моторов мощностью до 3000 л.с., а в 1946 г. в ОКБ разработали опытный турбокомпрессор АМТК-3.

Надо отметить, что разработка турбокомпрессоров на недавно созданном заводе была делом непростым. Микулин и здесь думал о будущем: он максимально развивал те подразделения на заводе, которые в будущем стали создавать лопаточные машины.

В ОКБ была организована отдельная группа разработки агрегатов, которую возглавил П.Ф. Зубец - в будущем главный



А.А. Микулин вспоминает...

конструктор ОКБ-16, участвовавший в создании двигателей семейства АМ-3: РД-3М, РД-3-500, "16-15", "16-17" и др. Группу газовых турбин возглавил один из самых молодых и способных учеников Микулина - В.Н. Сорокин, который позднее стал главным конструктором Уфимского МКБ.

Еще в марте 1943 г. в ОКБ была создана группа, глубоко засекреченная (главным образом от начальства), подчиненная непосредственно Б.С. Стечкину. Небольшой коллектив занимался проектами реактивных двигателей и расчетами лопаточных машин. Группу возглавил Моисей Григорьевич Дубинский, талантливый выпускник мехмата МГУ, работавший с Борисом Сергеевичем вплоть до его кончины - впоследствии главный конструктор ОКБ ТХМ (турбохолодильных машин). Таким образом, когда завод № 300 приступил к созданию ПД, сложностей с методиками расчетов принципиально нового двигателя не было. Определенный опыт по созданию лопаточных машин накопили также технологи и работники производственных подразделений.

Параллельно разрабатывались все новые образцы поршневых авиамоторов. Первоначально наименование АМ-44 предназначалось для двигателя, создававшегося в развитие мотора АМ-39. Его взлетная мощность - 1950 л.с., мощность на номинальном режиме 1650 л.с. на первой расчетной высоте 1700 м и 1500 л.с. на второй расчетной высоте 6400 м. Впечатляла взлетная мощность на боевом режиме - 2050 л.с. Разрабатывался и вариант этого мотора с непосредственным впрыском топлива АМ-44НВ, с новым нагнетателем и воздушно-воздушным радиатором. Впрочем, оба проекта остались на бумаге.

В 1944 г. в ОКБ Микояна был построен первый экземпляр самолета И-225 (изд. 5А). Идея силовой установки, предложенной Микулиным для этой машины, состояла в использовании на высотном самолете невысокого мотора в сочетании с эффективным турбокомпрессором. В качестве невысокого мотора Микулин предложил использовать несколько модифицированный АМ-42, получивший название АМ-42Б. На первом экземпляре И-225 в состав силовой установки входил турбокомпрессор ТК-300Б. В августе 1944 г. произошел отказ мотора из-за обрыва главного шатуна вследствие несовершенства самолетной маслосистемы, в результате самолет потерпел аварию.

Второй экземпляр И-225 совершил первый полет 14 марта 1945 г. Машина оснащалась мотором АМ-42ФНБ с турбокомпрессором АМТК-1А и непосредственным впрыском. Он позволял сохранять номинальную мощность мотора до высоты 9000 м. Впоследствии такой мотоагрегат стали называть АМ-44 (второй с таким наименованием). На заводских испытаниях самолет достиг максимальной скорости 726 км/ч на высоте 10 000 м. Второй экземпляр И-225 оказался непревзойденным по скороподъемности: для набора высоты 10 000 м ему требовалось всего 8,6 мин. За время заводских летных испытаний было совершено 16 высотных полетов. Мотор с турбокомпрессором наработали в полете 25 ч 8 мин. 28 апреля 1945 г. самолет потерпел аварию, однако был восстановлен, и 30 октября 1945 г. госиспытания возобновились.

Позднее, в 1946 г. в ОКБ Туполева планировалась постройка ближнего фронтового пикирующего бомбардировщика с двумя двигателями АМ-44. Его расчетная максимальная скорость у земли должна была составить 550 км/ч, а на высоте 1800 м - 600 км/ч. Двигатели АМ-44 устанавливались на дальнем высотном бомбардировщике "65" конструкции Туполева, построенном в развитие самолета "62".

В 1944 г. Микулин планировал форсировать двигатель АМ-44 на взлетном режиме путем подачи топлива с октановым числом 115 или впрыском водо-спиртовой смеси в сочетании со 100-октановым топливом. Соответственно, многие детали мотора усиливались. Такой двигатель, получивший наименование АМ-45, про-

шёл конструктивную проработку, но из-за сложности его применения на самолёте (требовалось создать дополнительную топливную систему) и отсутствия топлива нужного сорта построен не был.

В сентябре 1944 г. в ОКБ в развитие АМ-39 был разработан новый мотор АМ-46. Его расчетные характеристики были весьма высокими. Так, взлетная мощность достигала 2400 л.с., а мощность на чрезвычайном режиме на расчетной высоте 8500 м - 2450 л.с. Указанные данные обеспечивались благодаря более совершенному турбокомпрессору АМТК-2. Проектировалась также низковысотная модификация мотора АМ-46Ф для самолетов-штурмовиков. Его взлетная мощность составляла 2500 л.с. при номинальной мощности 2350 л.с. на расчетной высоте 2500 м.

Первый высотный АМ-46 проходил заводские испытания в январе 1945 г. Мотор полностью подтвердил расчетные данные и проработал без поломок в течение 17 ч. При неизменном объеме цилиндров (46 л) для всех серийных поршневых моторов "АМ" новый



Мотор АМ-39 с АМТК-1

двигатель был более чем в три раза мощнее микулинского первенца М-34. Удельная масса АМ-46Ф на чрезвычайном режиме составляла всего 0,37 кг/л.с., а на взлетном режиме - 0,40 кг/л.с. Такие данные свидетельствовали об огромном прогрессе, достигнутом ОКБ Микулина в первой половине сороковых годов.

В 1945 г. завод № 300 проводил доводку двух моторов АМ-46-01 и АМ-46-02, собранных на базе мотора АМ-42, со следующими конструктивными отличиями:

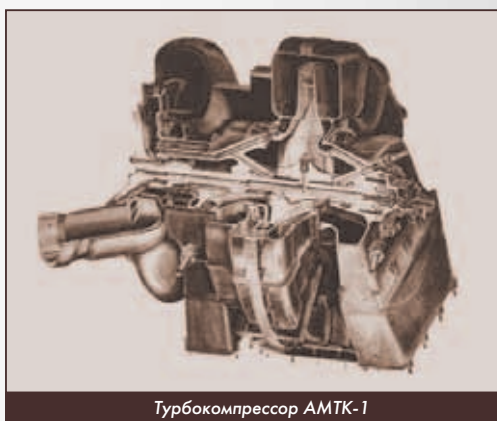
- степень сжатия уменьшена до 5,5;
- на поршнях установлены хромированные кольца;
- изменена всасывающая система;
- введен непосредственный впрыск топлива в цилиндры и др.

Двигатели наработали свыше 100 ч. Подготавливались к сборке еще три мотора АМ-46. Один из них предназначался для торсионирования и отработки режимов малого газа, второй - для экспериментальных работ, а третий - для длительных испытаний. В июне 1945 г. испытания АМ-46 временно были прекращены из-за отсутствия специальных испытательных боксов. Единственный подходящий бокс использовался для доводочных работ и проведения госиспытаний мотора АМ-39ФН-2. Планировалось предъявить мотор АМ-46 на государственные испытания в мае 1946 г.

В дальнейшем предложение Микулина о внедрении в серию моторов АМ-46 и АМ-46Ф с августа 1946 г. на заводе № 24 не нашло поддержки в наркомате авиапрома и работы по этим двигателям были свернуты.

ОКБ завода № 300 занималось также созданием мотора АМ-47 взлетной мощностью 3000 л.с. Важной особенностью этого мотора являлось получение дополнительной реактивной тяги 250 кг путем использования энергии отработавших на турбокомпрессоре газов. Мотор проектировался для скоростного высотного разведчика конструкции А.Н. Туполева.

Микулин всегда старался внедрить на свои двигатели самые передовые и перспективные идеи. На одной из встреч в 1943 г. академик Н.Н. Семёнов, с кото-



Турбокомпрессор АМТК-1

рым у Александра Александровича были дружеские отношения, рассказал, что его сотрудники получили интересные результаты при исследовании процессов сгорания топлива в двигателях с форкамерным зажиганием. В течение месяца на заводе № 300 был изготовлен комплект форкамер, который смонтировали на серийном АМ-38Ф. В ходе испытаний, в которых принимал участие в качестве ведущего инженера один из авторов настоящей статьи, были отработаны все режимы, включая наиболее сложный - запуск при низких температурах. Испытания показали, что применение форкамерного зажигания существенно улучшило параметры двигателя, снизило удельный расход топлива и обеспечило работу двигателя на низкооктановых сортах топлива. Несмотря на некоторые конструктивные сложности, внедрение форкамерного зажигания существенно улучшало эксплуатационные качества двигателей.

Новый двигатель получил наименование АМ-38ФК. Прорабатывался автоматический и механический привод форкамерных клапанов. В первом полугодии 1945 г. прошел испытания карбюраторный мотор АМ-38ФК-01 с новой пусковой системой и форкамерами с улучшенным охлаждением. Испытания завершились успешно: пусковая система работала безотказно, а охлаждение камер оказалось достаточным. Выявился существенный антидетонационный эффект от применения форкамерного зажигания. Позднее был создан вариант АМ-38ФК-02 с непосредственным впрыском топлива в цилиндры и увеличенной степенью сжатия. В июне 1945 г. этот мотор прошел 25-часовые стендовые испытания на экономическом режиме.

Однако при работе на боевом и взлетном режимах выявился серьезный дефект - детонация. Преодолеть этот недостаток с ходу не удалось, пришлось развернуть специальные исследования. Попутно была принята решение об изменении базы мотора на АМ-42, поскольку производство АМ-38Ф уже сворачивалось.

В результате настойчивых усилий Микулина проблема создания мотора с форкамерным зажиганием была успешно решена. В конце апреля 1948 г. закончились испытания трех экземпляров мотора с форкамерным зажиганием АМ-40ФК. Один из них успешно проработал 50 ч на стенде. В отчете завода за 1948 г. отмечалось: *"Таким образом, заводом было завершено разрешение проблемы форкамерного зажигания и был создан мотор, превосходящий по своим техническим данным мотор АМ-40 (по антидетонационным свойствам, по удельному расходу топлива и высотности)"*.

Интересно отметить, что на этапе испытаний в доводке форкамерного зажигания принимал участие Андрей Филиппов, инженер



Двигатель М-45

Горьковского автомобильного завода. Позже именно с его участием такая схема зажигания была внедрена на автомобильных двигателях. Поэтому у моторов современных "Волг" очень уважаемые предки: двигатели с маркой "АМ".

Характерной особенностью деятельности завода № 300 в 1945 г. явилось широкое развертывание научно-исследовательских и экспериментальных работ. В результате их проведения вышли в свет монографии, имевшие важное значение для дальнейшего развития двигателестроения. К числу наиболее актуальных в то время можно отнести работы, написанные самим А.А. Микулиным: "Пер-

спективная оценка развития авиамоторостроения" и "Справочник авиамоторного конструктора" (в соавторстве с С.К. Туманским).

Параллельно с этим Микулин занимался созданием так называемого объемного (поршневого) нагнетателя АМОН (другое его название - АПОН). Полученные результаты были изложены им в работе "Разработка теории и конструкции объемных нагнетателей системы АМОН-1". Опыт конструирования и доводки промежуточных воздушно-воздушных радиаторов, применявшихся для охлаждения воздуха на выходе из нагнетателей некоторых модификаций двигателя АМ-39 вместо водо-воздушных радиаторов, также нашел отражение в публикациях.

Отдельно следует остановиться на работах по впрыску воды в цилиндры поршневых моторов. В годы войны американцы и немцы довольно широко использовали впрыск воды (или водо-метаноловой смеси) для повышения мощности авиационных двигателей на малых и средних высотах. В соответствии с приказом по НКАП № 681 от 16 ноября 1943 г. моторный завод № 45 должен был спроектировать и изготовить аппаратуру впрыска воды в мотор АМ-38Ф и провести 100-часовые станковые испытания модифицированного двигателя. Конструктор С.В. Ильюшин и завод № 18 получили задание оборудовать пять самолетов Ил-2 моторами с системами впрыска воды и предъявить их в НИИ ВВС на войсковые испытания до 15 февраля 1944 г. Но при решении этой задачи ни моторный, ни самолетный завод, да и сам конструктор самолета Ильюшин особого энтузиазма не проявили. Впрыск воды в мотор АМ-38Ф так и не был отработан и доведен для применения даже на малой серии, хотя ОКБ Микулина вело интенсивные экспериментальные работы по изучению аппаратуры впрыска воды применительно к двигателям АМ-39 и АМ-42.

С появлением реактивных двигателей работы по поршневым авиационным моторам в нашей стране начали сворачивать. В связи с этим широкую известность приобрела фраза, произнесенная Микулиным мимоходом на одном из совещаний в конце 1945 г.: *"На мой век хватит и поршневых моторов"*. Как это иногда бывает, благодаря "доброжелателям" она стала известна "наверху" и получила определенный "официальный" резонанс. Возможно, Микулин на это и рассчитывал. Ведь примерно в это же время он издал книгу "Пути развития авиационных двигателей" в двух томах. Первый том был посвящен анализу возможностей дальнейшего форсирования поршневых моторов. В предисловии к книге он писал: *"Бурный рост советского авиамоторостроения за годы Великой Отечественной войны и задачи дальнейшего совершенствования авиационных моторов в послевоенный период заставляют обратиться к рассмотрению методов форсировки и перспектив развития авиамоторов ближайшего будущего"*. В этом томе он подытожил весь свой богатый опыт создания поршневых моторов, опыт работы других отечественных и зарубежных конструкторов моторов, использовал результаты научных исследований, проводившихся в его ОКБ. В заключении по первому тому Микулин отмечал, что:

*"1. В ближайшие годы намечается дальнейшая эффективная форсировка мощности всех типов авиамоторов. До 1950 г. не исключена возможность появления моторов с максимальной удельной мощностью 150-180 л.с./дм<sup>3</sup>..."*

*3. Улучшение экономичности бензинового двигателя за счет управления процессом сгорания топлива, применения непосредственного впрыска, повышения степени сжатия, продувки камеры сгорания, улучшения к.п.д. нагнетателя и оптимального использования энергии выхлопных газов позволит достичь удельных расходов как у современных авиадизелей и перекрыть их. Авиадизель едва ли сможет соперничать с моторами этого нового типа"*.

Вместе с тем, в предисловии к своей работе Микулин отметил, что *"в связи с бурным развитием турбокомпрессорных воздушно-реактивных двигателей в авиации работа была разделена на две части..."* И второй том, изданный им в 1946 г., был посвящен вопросам развития газотурбинных двигателей. Таким образом, на самом деле Микулин отлично осознал перспективность ГТД и вовсе не собирался "ретроградски отмахиваться" от реальных потребностей



Основные технические характеристики поршневых авиационных моторов А.А. Микулина

Мотор		М-34РН	М-34ФРН	АМ-35А	АМ-38	АМ-38Ф	АМ-39	АМ-42
Год выпуска		1934	1936	1940	1941	1943	1944	1944
Степень сжатия		6,0	6,0	7,0	6,8	6,0	6,0	5,5
Масса мотора, кг		743	735	830	860	880.	971	996
Взлетный режим	Мощность, л.с.	750	1200	1350	1600	1700	1800	2000
	Частота вращения, об/мин	1850	2000	2050	2150	2350	2350	2500
	Наддув, мм рт.ст.	870	880	1240	1285	1360	1360	1565
Номинальный земной режим	Частота вращения, об/мин	1850	1850	2050	2050	2050	2050	2350
	Наддув, мм рт.ст.	735	740	1040	1180	1200	1200	1335
	Мощность, л.с.	750	1050	1120	1500	1500	1630	1750
Высотный режим	Высота, м	3500	3050	6000	1650	750	5850	1600
	Мощность, л.с.	750	1050	1200	1500	1500	1500	1770
	Литровая мощность, л.с./л	14,71	22,5	24,0	32,15	32,15	38,6	37,5
Номинальные удельные параметры	Ср. эфф. давление, кгс/см <sup>2</sup>	7,17	10,96	10,54	14,11	14,11	14,87	14,36
	Удельная масса, кг/л.с.	1,07	0,7	0,74	0,57	0,59	0,53	0,57
Степень редукции		0,732	0,732	0,902	0,732	0,732	0,732	0,60

У всех моторов "АМ" количество цилиндров 12, диаметр цилиндра 160 мм, ход поршня 190 (196,8) мм, рабочий объем 46,66 л.

авиации. В то же время следует признать, что Микулин долгие годы отечественных авиамоторостроителей продолжал заниматься мощными поршневыми двигателями (впрочем, в этом "заблуждении" его поддерживали А.А. Швецов и В.А. Добрынин).

Вскоре после образования завода № 300 было принято решение о превращении ОКБ серийного завода № 24 в филиал микулинского завода. Основной задачей, которую решало это ОКБ, первоначально была доводка мотора АМ-42. Руководил работами главный конструктор М.Р. Флиский, один из прежних заместителей Микулина. Под руководством Флиского и по его инициативе велись работы по созданию высотной модификации мотора АМ-42 с аппаратурой непосредственного впрыска топлива АМ-42НВ. В 1944 г. решением ГОКО заводу № 24 для дальнейшей его конструктивной доводки был передан мотор АМ-43. С апреля 1944 г. ОКБ завода получило полную самостоятельность в своей работе. В связи с этим Флиский добился изменения наименования мотора на М-43НВ (как бы исключив из состава авторов самого Микулина).

В 1945 г. Флискому ставилась задача завершить конструктивную доработку и довести до 50-часового ресурса моторы М-43НВ и М-45НВ. Отметим, что завод № 24 с этой задачей не справился. Двигатель М-45НВ планировалось использовать на самолет-штурмовике Ил-14 (первог с таким названием). Но вскоре работы по самолету Ил-14 и его варианту Ил-16 были прекращены по указанию Главкома ВВС.

Примерно с середины 1946 г. Флиским велись работы по созданию весьма перспективного мотора для штурмовиков МФ-45Ш (М-45Ф, М-47), который предназначался для штурмовика Ил-20. В процессе отработки было построено 32 экземпляра двигателя.

В соответствии с постановлением Совета Министров Союза ССР от 10 июня 1949 г. № 2317-902 на государственные 100-часовые стендовые испытания были предъявлены три мотора М-45Ш:

- мотор с взлетной мощностью 3000 л.с. и номинальной 2600 л.с. на высокооктановом топливе (Б-115/145);
- мотор с взлетной мощностью 2800 л.с. и номинальной 2540 л.с., способный работать на топливе с меньшим, но достаточно высоким октановым числом (Б-100/130);
- мотор с взлетной мощностью 3000 л.с. и номинальной 2535 л.с., работающий на топливе Б-100/130 с впрыском водно-спиртовой смеси на взлетном режиме.

При эксплуатации мотора М-45Ш получение режима полной взлетной мощности достигалось включением электрического переключателя, расположенного на секторе газа. При положении сектора газа "на взлете" и отсутствии подачи водно-спиртовой смеси автоматически устанавливался режим пониженной взлетной мощности. Перевод мотора на топливо повышенной сортности Б-115/145 для получения взлетной мощности 3000 л.с. без впрыска водно-спиртовой смеси осуществлялся изменением регулировки насоса непосредственного впрыска топлива и иной настройкой регулятора наддува.

Государственные 100-часовые стендовые испытания все три мотора прошли удовлетворительно. Мотор МФ-45Ш (М-47) стал финальным аккордом в конструкторском творчестве Флиского. Наиболее характерной особенностью этого двигателя являлось соче-

тание высокой взлетной мощности с экономичной работой на крейсерских режимах (удельный расход топлива 240...255 г/л.с.ч в диапазоне мощностей 800...1900 л.с.).

В конструкции мотора были применены: газораспределение с повышенным углом перекрытия клапанов, непосредственный впрыск топлива в цилиндры и охлаждение воздуха за нагнетателем с помощью воздушно-воздушного радиатора. Коленчатый вал имел динамический демпфер крутильных колебаний. Двигатель оснащался механизмом автоматической зашприцовки масла в коленвал перед запуском, аппаратурой для впрыска водно-спиртовой смеси на режиме взлета, агрегатом "винт-газ", позволяющим осуществлять управление винтом и мотором путем перемещения всего одного рычага.

Мотор был приспособлен для работы с реверсивными, а также с флюгерно-реверсивными винтами. При изготовлении двигателя широко использовались новейшие достижения в технологии: упрочнение поверхностей деталей дробью, накатка резьбы, специальная термообработка, глубокое анодирование, индирование вкладышей и др., увеличивавшие надежность мотора.

Моторы Флиского являлись дальнейшим развитием двигателей АМ-37, АМ-38 и АМ-42 (в создании которых он принимал активное участие) и в известной мере могут рассматриваться как модификации последних. Заметим, однако, что ни один из этих двигателей не удалось довести до стадии серийного производства. Штурмовик Ил-20 не нашел поддержки у военных, в ходе летных испытаний обнаружилось и некоторые недостатки мотора М-47, поэтому он оказался невостребованным.

Подводя итоги 14-летней работы конструкторского коллектива под руководством А.А. Микулина, можно заметить, что номинальная мощность моторов по сравнению с исходной возросла в 3,36 раза. Удельная мощность моторов АМ-46Ф и АМ-46 превосходила все достигнутые в мире результаты. Конструктивные особенности мотора АМ-40ФК позволили добиться значительного сокращения удельного расхода топлива.

Над поршневыми моторами Микулин работал вплоть до 1948 г. Им успешно были решены проблемы непосредственного впрыска топлива в цилиндры. На моторах АМ-39 впервые были введены боевые и чрезвычайные режимы. Всего было спроектировано и создано более 30 поршневых авиационных двигателей.

(Продолжение следует)



Опытный штурмовик Ил-20

# ПОНИМАЮЩЕГО

## СУДЬБА ВЕДЕТ

Юрий Ульянин

**Сергею Алексеевичу Ульянину - российскому офицеру, изобретателю, инженеру, авиатору 25 сентября 2001 года исполнилось бы 130 лет.**

Из истории развития российской техники известны примеры истинного подвижничества и виртуозного владения предметом деятельности пионеров новых отраслей при весьма скромных материальных возможностях. Немногочисленные энтузиасты принимались за создание локомотивов, автомобилей, радио и телефонии и, конечно же, именно "на энтузиазме" шло становление авиации. "Героический период" развития авиации выдвинул множество интереснейших исторических фигур. Часть из них - Ефимов, Нестеров, Уточкин, еще два-три человека - до сих пор "на слуху" потомков, но лишь знатокам истории авиации известны ныне имена других. Многие из этих последних также достойны благодарной памяти потомков, поскольку именно им мы обязаны большинству технических находок, которыми пользуемся до сих пор.



Подполковник С.А. Ульянин

Любое новое дело начинается с любительства, и практической пользы от него первоначально никто особо не ждет, хотя такую возможность и предполагают. С Ульяниным было несколько иначе. Его приход в авиацию - поиск средств наилучшего исполнения своей службы. Артиллерийский офицер Варшавского гарнизона (напомним, тогда это - западный форпост Российской империи), Ульянин искал способы организации целеуказания артиллерии при ведении стрельбы с закрытых позиций. Именно для этого была изобретена его легендарная в начале века связка воздушных змеев ("змейковый поезд"), способная поднимать наблюдателей. Конструкторскую деятельность

Ульянин начал в 1895 г. Для целей же рекогносцировки был придуман метод, способ и технология воздушного фотографирования с аэростата, пилотируемого или беспилотного змея. Причем, все было продумано "до последнего гвоздя": Ульянин прекрасно понимал, что невысока цена тому изобретению, которое не может быть практически использовано. Чтобы система воздушного фотографирования работала, пришлось изобретать и устойчивые в полете коробчатые змеи, и аэрофотоаппараты различных конструкций (всего 5), и походные лаборатории, где в полевых условиях оперативно обрабатывались снимки. Методы фотограмметрии, которые также пришлось придумывать Сергею Алексеевичу, ныне используются при панорамной съемке местностей - как воздушной, так и космической.

Необходимость освободиться при полете от капризов природы - наличия или отсутствия ветра, как условия полета, привела Ульянина в ряды авиаторов. В списке первых русских летчиков 1910 г., где их всего-то было около четырех десятков человек, Сергей Алексеевич был восьмым - прямо перед знаменитым и сегодня летчиком-любителем и атлетом Иваном Заикиным, а среди военных пилотов России - четвертым. Пилотов тогда еще монополюбно готовили французские авиашколы - Фармана, Блерио и других. Они же и выдавали "сертификаты соответствия" - дипломы пилотов-авиаторов. С 1910 г. летчиков начала готовить и Россия - почти одновременно в Питере и Севастополе, первым начальником первого авиаотдела воздухоплавательной школы (АО ОВШ) столицы был именно Ульянин. В 1914 г. он вступил в командование знаменитой Военной авиашколой в Гатчине. И это - продолжение все той же "служебной необходимости": должен же кто-то готовить пилотов, чтобы авиация ожила и начала приносить практиче-

ские плоды! Справедливо - нет ли, да только прославленных учеников мы знаем гораздо лучше учителя...

В 1908 г. Сергей Алексеевич построил модель биплана с tandemным расположением крыльев, которая отлично летала и получила приз на конкурсе моделей (председатель жюри конкурса Н.Е. Жуковский) в 1910 г. "за большое научное значение". Модель являлась прообразом летательного аппарата схемы типа "утка" с двумя двигателями. Из Варшавы в 1909 г. Ульянин доложил о разработке проекта двухмоторного аэроплана с тремя комбинациями опорных плоскостей. Замена плоскостей осуществлялась легко и просто (как и во всех ранних и позднейших ульянинских изобретениях) членами команды обслуживания. Самолет строился Первым Российским товариществом воздухоплавания (ПРТВ) до конца 1913 г., и не был достроен исключительно из-за волокиты заводчан. Да и с двигателями довольно долго не могли определиться, пока Ульянин ни достал на фирме "Бенье" два двигателя бесплатно. Неоднократные и ничем не обоснованные срывы срока поставки аэроплана ПРТВ заказчику привели к тому, что Военное ведомство расторгло договор о поставке аэроплана.

О новизне и оригинальности проекта много писали в те годы. В 1911 г. впервые это отметил инженер-механик Л.М. Франк в книге "История авиации". Основной заслугой проекта он считал принципиально важное требование, выдвинутое Ульяниным: при отказе одного мотора аэроплан должен был сохранять способность лететь без снижения, что заметно повышало его надежность и уменьшало рискованность полета. Проект предусматривал поэтапное дублирование не только двигателей, но и ряда других важных узлов. Автор проекта и ранее в своих разработках применял резервирование, он же ввел понятие (до этого неизвестное) "коэффициент использования узлов", поэтому Ульянина считают пионером практического применения теории надежности.

В 1910 г. Ульянин разработал проект разборного военного самолета-разведчика. Законченный постройкой в январе 1911 г. аэроплан "ПТА № 1" был назван по имени Петербургского товарищества авиации (ПТА), одним из членов которого был автор проекта. Самолет имел двойное управление, т.е. мог быть учебным. Впервые в России это самолет имел закрытую gondolu для летчиков. Тяги управления и ряд других важных узлов были дублированы. На этом аппарате удалось установить рекорд грузоподъ-



С.А. Ульянин, М.Н. Ефимов и Л.Н. Мациевич в школе Фармана

емности, подняв в небо 5 человек (при скорости 75 км/ч). Известный летчик С.И. Уточкин успешно летал на этом аппарате на Первом конкурсе аэропланов.

В декабре 1910 г. Ульянин, будучи во Франции в командировке, получил задание Инженерного ведомства выяснить "производство каких авиационных моторов желательно установить в России". Изучив вопрос, он обстоятельным рапортом доложил о состоянии дел с производством двигателей на заводах Франции и в качестве вывода предложил: "Мое личное мнение по вышеизложенному следующее: начать производство моторов Гном ...". Замечу, что один из первых в России моторостроительных заводов "Гном-Рон" начал свою работу уже в 1912 г. (ныне это ФНПП ММП "Салют").

Другим направлением деятельности Ульянина стало изобретение ряда систем телеуправления: сначала магнитных, а позднее - гироскопических. Торпедный катер, управляемый "системой Ульянина" по радио, успешно прошел испытания в 1916 г. Ульянин разработал также конструкцию немедленно пошедшего в серию укрытия для аэропланов. Складной ангар-палатка Ульянина прекрасно пережил не одно поколение новых летательных аппаратов. Еще одно интереснейшее изобретение Сергея Алексеевича - до сих пор применяющийся "миниатюр-полигон" - первый динамический тренажер для обучения в комнатных условиях командиров и наводчиков артиллерийских систем действиям в различных условиях боя. И еще, и еще, и еще... Он имел шесть зарегистрированных в России привилегий и патент Англии, около сорока незарегистрированных пионерских разработок в различных областях техники. Сергей Алексеевич очень хорошо говорил и писал по-французски, неплохо - по-английски, знал немецкий язык и латынь, изучал испанский язык и эсперанто. Его заслуги отмечены многими орденами и медалями России и Франции. Ульянин был признан и уважаем союзниками, принимался при дворах и правительствах, что не мешало ему оставаться таким же пытливым и энергичным естествоиспытателем, каким он был в начале своей карьеры.

Общим собранием VII Воздухоплавательного отдела Императорского Русского Технического Общества (ИРТО) 24 ноября 1910 г. Ульянин был избран действительным членом Общества. Сергей Алексеевич выступал с докладами на X и XII съездах естествоиспытателей и врачей, был почетным председателем подсекции воздухоплавания на XII съезде. Он работал в экспертной комиссии 1-й Международной воздухоплавательной выставки, проходившей в Санкт-Петербурге в 1911 г. С 1910 г. Ульянин состоял членом Императорского Всероссийского Аэроклуба (ИВАК), а 17 января 1914 г. был избран одним из его спортивных комиссаров. Сергей Алексеевич участвовал в работе первых трех Всероссийских съездов воздухоплавателей, причем на первом он был рядовым членом съезда, на втором - членом Оргкомитета съезда, а на третьем - председателем секции "Аэропланы и летательные аппараты"...

Умер Сергей Алексеевич Ульянин в Лондоне 13 октября 1921 г. Он, дипломированный летчик, начальник авиашколы и признанный изобретатель, являлся первым председателем Заграничной комиссии по закупке авиационного и воздухоплавательного имущества (с 1915 г.). Кроме того, Ульянин был первым начальником Полевого управления авиации и воздухоплавания при штабе Верховного Главнокомандующего, созданного после Февральской революции 1917 г., а впоследствии - начальником Управления Военного Воздушного Флота, организованного уже после Октябрьской революции. Сергей Алексеевич Ульянин являлся



А.М. Кованько, император Николай II, С.А. Ульянин и Г.Г. Горшков в Офицерской воздухоплавательной школе, Красное село, 1913 г.

истинным патриотом, никогда не состоявшим ни в каких политических партиях и не занимавшимся политиканством никакого масштаба, настоящим офицером и подлинным ученым-практиком, старавшимся не обращать внимания на политические катаклизмы, пронесшиеся над страной.

Necessarity is the matter of investigation, как говорят англичане. "Необходимость - мать изобретательности", если перевести впрямую. Попытками преодолеть "сопротивление природы", удачными или неудачными, движется прогресс. Результаты активной интеллектуальной деятельности сами показывают, в какую сторону надо идти, чтобы достичь успеха. У Дала зафиксировано несколько сотен отечественных переговоров на эту тему. И одна из них звучит так: "Понимающего судьба ведет, сопротивляющегося - тащит".



Typum VI. N 22425. 29 Martii 1910 g.

ОПИСАНИЕ изобретения, относящегося к области воздухоплавательной техники.

Предметом изобретения является устройство для управления движением аэроплана...

110.569

PATENT SPECIFICATION

Application Date, Oct. 28, 1910. No. 142511A. Complete Invention, Oct. 22, 1911.

СВЯТАГО ЦАРИКА... I, Robert Bruce O'Connell, of England, in the Kingdom of Great Britain, do hereby declare...



# ФЕЛИКС ВАНКЕЛЬ

Иван Пятов

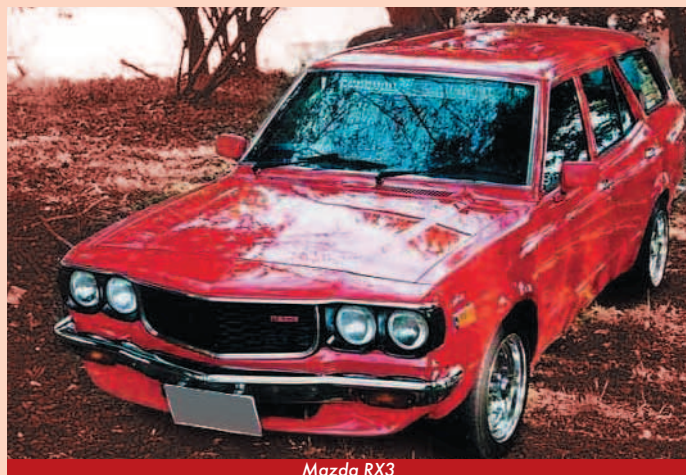
Через год, 13 августа 2002 г. мировая инженерная общественность отметит 100-летний юбилей со дня рождения выдающегося изобретателя Феликса Ванкеля (Felix Wankel), чье имя ныне находится в одном ряду с именами таких великих инженеров-двигателистов, как Карл Бенц, Николас Отто, Готтлиб Даймлер, Вильгельм Майбах и Рудольф Дизель.

Специалисты-моторостроители и автомобилисты ассоциативно связывают в одно целое понятие "ванкель" и роторно-поршневой двигатель.

В конце XX столетия двигатели с вращающимся поршнем перестали быть технической экзотикой. Они нашли применение в автомобильном транспорте и авиации, в качестве главных и вспомогательных судовых установок, в наземных стационарных энергетических системах. Во всем мире продано уже более двух миллионов автомобилей Mazda с роторно-поршневыми двигателями (РПД), что позволяет говорить о том, что этот мотор прочно занял свою нишу в многоликой семье двигателей внутреннего сгорания.

Достигнутые успехи в создании новых технологий и материалов позволяют фирмам, связанным с производством РПД, с полным основанием ожидать роста спроса на них благодаря некоторым особенностям:

- способности работать на разных видах топлива: бензине, керосине, дизельном топливе, природном газе, биогазе и водородсодержащих топливах;
- низким виброактивности и шуму;
- малым габаритам и массе;



Mazda RX3



Моторный отсек RX3

- простоте обслуживания и ремонта;
- высокой надежности;
- относительно низким продажным ценам.

## Так кто же такой Ванкель?

Феликс Ванкель родился 13 августа 1902 г. в городке Лар, что на юге Германии, а ушел из жизни 9 октября 1988 г. в Гейдельберге. Он был единственным ребенком в семье лесничего Рудольфа Ванкеля и Марты Гертруды Хайдлауф. Отец участвовал в Первой мировой войне и погиб в августе 1914 г. в ходе боев при Дорнахе (Эльзас).

В 19 лет Феликс окончил гимназию, но из-за материальных проблем семьи вынужден был искать работу, а не думать о продолжении обучения. В 1921 г. он устроился на работу к издателю научной литературы в Гейдельберге, где сменил ряд должностей: от ученика наборщика и рабочего склада до младшего продавца.

Однако в 1924 г., во время германской депрессии, Ванкель работу потерял и всю свою энергию направил на изобретательство. С этой целью он открыл в Гейдельберге собственную мастерскую. Тогда же у него впервые возникла идея "роторного" двигателя. Первую заявку на патент Ванкель отправил в 1926 г., но предложенный им вариант турбины, как оказалось, уже был запатентован в 1886 г. В 1927 г. Ванкель разработал чертежи объемной "машины с вращающимися поршнями без неравномерно-вращающихся частей" (Drehkolbenmaschine - DKM) или, иначе, роторно-поршневого двигателя и деталей уплотнений.

Первый патент (DRP 507584) Ф. Ванкель получил в 1929 г. Заявку на двигатель по схеме DKM он подал в 1933 г., но патент получил лишь в 1936 г.

Позволим себе небольшое отступление. Дело в том, что депрессия двадцатых годов сделала многих немцев нищими, и для большинства представителей среднего класса Германии стала привлекательной политическая и экономическая философия на-

# ИЗОБРЕТАТЕЛЬ РОТОРНО- ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ

ционал-социализма. Ф. Ванкель, будучи молодым человеком стал сначала членом молодежной организации нацистской партии (кстати, именно там он познакомился со своей будущей женой Эмми Кирн), а затем вступил в НСДАП. Однако в 1932 г. он резко пересмотрел свои взгляды. И не просто пересмотрел, а еще и пытался бороться с нарушениями среди руководства партии: так, им были вскрыты финансовые злоупотребления со стороны регионального руководителя (гауляйтера) Вагнера. Нацисты припомнили этот шаг Ванкелю, когда пришли к власти в 1933 г. Он был арестован и несколько месяцев провел в тюрьме города Лара, пока новые правители не решили, что рациональнее использовать его в качестве изобретателя и инженера.

К 1936 г. Ванкель переселился в Линдау, что неподалеку от озера Бодензее. В последующие годы он работал над проблемами золотниковых механизмов и технологиями уплотнений для таких фирм как Lilienthal, BMW, DVL, Junkers и Daimler-Benz. Тогда же он изготовил несколько прототипов машин типа DKM, а также роторных насосов и компрессоров. В ходе наступления армий союзников в 1945 г. мастерские и исследовательские лаборатории Ванкеля подверглись разрушениям, а сам он вплоть до 1946 г. просидел в тюрьме, теперь уже американской.

В годы оккупации Германии союзниками Ванкель начал писать книгу о классификации роторно-поршневых двигателей. В 1951 г. он смог восстановить лабораторию и возобновить исследовательские работы. Ему удалось заинтересовать фирму NSU перспективами создания и внедрения в производство роторно-поршневых машин. Этому немало способствовало то, что руководитель программы по разработке гоночного мотоцикла Вальтер Фройде был убежденным сторонником роторно-поршневого двигателя. Именно Фройде принял принципиально важное решение об использовании концепции КKM (предусматривавшей, в отличие от DKM, планетарное вращение ротора) и предложил многие базисные технические решения для продвижения РПД в промышленное производство.

Однако первым по-настоящему работающим роторным двигателем Ванкеля был агрегат, созданный на основе концепции DKM. Двигатель DKM-54 рабочим объемом 125 см<sup>3</sup> заработал в феврале 1957 г. на метаноле. На бензине двигатель впервые заработал в апреле, развивая 15 л.с. при 9000 об/мин. К концу мая 1957 г. один из прототипов проработал 2 часа и развил максимальную мощность 21 л.с. В ходе длительных испытаний, закончившихся в июне 1958 г., двигатель проработал 100 ч. Наибольшая мощность, достигнутая DKM-54, составила 29 л.с. при частоте вращения 17 000 об/мин.

Первый двигатель, в основу конструкции которого была положена концепция КKM, заработал 7 июля 1958 г., но такое схемное решение Ф. Ванкеля не устраивало, поскольку оно потребовало ввода внешних уравновешивающих масс (противовесов). К тому же появились проблемы с обеспечением уплотнений ротора, поскольку на радиальные уплотнения вершин ротора действовали большие инерционные силы из-за орбиталь-



Автомобильный РПД L-10A



Mazda RX5



Cosmo Sport

ного вращения ротора вокруг неподвижной синхронизирующей шестерни. Однако ряд других преимуществ, хотя бы такое, как установка свечей зажигания на неподвижном корпусе, а не на вращающемся роторе, стали решающими для окончательного выбора конструктивной схемы КKM.

После перехода к концепции КKM фирме NSU понадобилось всего семь лет, чтобы пройти путь от первого пуска двигателя нового типа до серийного выпуска автомобиля NSU Spider-54 с односекционным двигателем КKM-502 (производился в 1964-1967 гг.). Все последующие конструкции двигателей системы "NSU/Ванкель" создавались только по концепции КKM.

Успех концепции КKM привлек внимание двигателестроительных фирм к работам Ф. Ванкеля и NSU. Уже 21 октября 1958 г. было заключено первое лицензионное соглашение с известной американской компанией Curtiss-Wright, получившей исключительные права на использование системы "NSU/Ванкель" на американском континенте.



Впоследствии над конструкциями роторных двигателей работало много специалистов самого разного уровня подготовки, однако никто из них не вложил столько времени и не был столь последовательным и непреклонным, как Ф. Ванкель. Он и сотрудники NSU упорно исследовали многочисленные технические аспекты: обеспечение уплотнения, эффективное расположение свечей зажигания, фазы газораспределения и типы окон, охлаждение, смазка, сгорание, материалы, технологии и требования к точности обработки деталей. В то

время, когда многие прекращали работать над роторным двигателем, Ф. Ванкель и NSU последовательно решали одну задачу за другой благодаря изобретательности и основанной на научных подходах интуиции. Всего клуб Ванкеля продал 32 лицензии.

В 1957 г. Ф. Ванкель создал собственную компанию Wankel GmbH вместе со своим партнером Эрнстом Хютценлаубом, который стал отвечать за патентно-лицензионную деятельность. В августе 1971 г. фирма Wankel GmbH была продана английской компании LONRHO за 100 млн DM (более \$26 млн). Затем Ванкель создал научно-исследовательский институт (TES) в Линдау/Бодензее на правах структурного подразделения Фраунхофферовского института, однако позднее выкупил его. В 1986 г. TES был продан за 100 млн. DM фирме Daimler Benz, которая поддерживала этот институт вплоть до 1993 г.

Компания Wankel GmbH существует и развивается в новом виде. В 1992 г. она была выкуплена Данквартом Айерманом, сподвижником Ф. Ванкеля, автором фундаментального труда по роторно-поршневым технологиям *Einteilung der Rotationskolbenmaschinen* (1963). В настоящее время Wankel GmbH преобразована в фирму WANKEL ROTARY GmbH, которая контролируется компанией Provinzial Beteiligungs-GmbH через банковскую структуру Hannover Finanz-group и Ingolf Knaup Unternehmensberatungs und Beteiligungs GmbH.

Фирма WANKEL ROTARY GmbH располагается в городе Корб неподалеку от Штутгарта. Президентом фирмы стал Юрген Бакс. Один из ее проектов связан с группой Volkswagen, которая купила лицензию на компрессоры с роторно-поршневым механизмом, предназначенные для кондиционеров (проект Climastar).

Будучи чрезвычайно пытливым человеком, Ф. Ванкель самостоятельно приобрел технические знания в области теории машин и механизмов, совмещая изобретательскую работу с выполнением исследований в области вращения золотников, технологии уплотнений и роторно-поршневых двигателей. Достигнув мирового признания как удачливый изобретатель в области двигателестроения и уплотнительной техники, заслужив множество почетных званий и титулов, Ф. Ванкель не имел закон-

ченного специального технического образования. Но это не помешало ему находить верные технические решения там, где большинство других изобретателей и инженеров оказывались бессильными. Ф. Ванкелю, с его талантом и инженерной эрудицией, принадлежат, как считают его биографы, эскизные проработки первого в мире работоспособного роторно-поршневого двигателя.

За вклад в развитие техники 5 декабря 1969 г. Мюнхенский технический университет присвоил Ф. Ванкелю степень почетного доктора. В том же году Ванкель получил Золотую медаль Федерации германских инженеров (VDI), в 1970 г. - высшую государственную награду ФРГ, в 1971 г. - Медаль Франклина в штате Филадельфия, США, а в 1973 г. - Медаль Баварии. В 1981 г. Ванкель стал почетным гражданином Лара, а в 1987 г. получил, наконец, титул профессора.

Когда городские власти Линдау отклонили проект строительства причального комплекса и музея при нем, Ванкель не принял предложенное ему почетное гражданство и переехал на жительство на швейцарскую сторону озера Бодензее. Это он сделал не только из-за обиды, но и по соображениям близости к институту, получения швейцарского гражданства, налоговых послаблений, нейтралитета в случае военных действий.

Любопытно, что Ф. Ванкель за всю свою жизнь так и не научился управлять автомобилем и никогда не получал водительских прав. Тем не менее, во многих немецких городах, таких как Дахау, Хейльбронн, Ольденбург, Швейнфурт и пр., имеются улицы его имени (Felix-Wankel-Strasse), а в городе Лентинг именем Ванкеля названа площадь (Felix-Wankel-Ring).

Те, кто встречался и имел возможность общения с Ф. Ванкелем, отмечают многогранность его интересов как личности. Его человеческой природе не были чужды такие проблемы, как защита окружающей среды, животного мира, борьба с болезнями. Он разработал новую концепцию создания скоростных судов и построил несколько образцов быстроходных лодок. Творческая активность Ф. Ванкеля не угасала до последних месяцев жизни. Заявка на последний патент была им подана в 1987 г., а патент был выдан в январе 1989 г. До конца жизни, будучи известен как изобретатель роторно-поршневого двигателя и получив в связи с этим признание, славу и деньги, Ф. Ванкель относился к "реальному РПД", как к гадкому утенку. Будучи глубоко неудовлетворен концепцией ККМ, он продолжал создавать разнообразные варианты двигателей с простым вращением роторов (в отличие от моторов ККМ с планетарным вращением роторов), придумывая все новые и новые конструкции уплотнительных устройств.

Ф. Ванкель неоднократно встречался с советскими специалистами и инженерами стран-членов СЭВ в ходе лицензионных переговоров. Наши специалисты посещали институт Ванкеля в Линдау. Часть таких переговоров с советскими специалистами по линии ГКНТ СССР и Министерства автомобильной промышленности проходила в Москве.

Но так случилось, что развитие роторно-поршневых двигателей в СССР прошло без поддержки Ванкелевского клуба. Поэтому специалистам России пришлось пройти свой путь проб и ошибок, заблуждений и приобретений. Внимательное, непредвзятое изучение и использование творческого наследия Ф. Ванкеля и его сподвижников, особенно в области техники уплотнений подвижных узлов, и сегодня актуально для эффективного решения насущных проблем во многих машинах и устройствах: двигателях, компрессорах, насосах, детандерах. В связи с этим было бы целесообразно осуществить переводы основных трудов Ф. Ванкеля и его коллег, а также предпринять издание их в России в интересах специалистов многих отраслей техники. ◀



Миниатюрный РПД с воздушным охлаждением





Вскоре после начала гражданской войны в Испании советское правительство решило предоставить республиканскому правительству боевые самолеты, причем не только истребители, но и новейшие бомбардировщики СБ. Эти машины строил московский завод № 22, в то время являвшийся одним из наиболее мощных и современных авиационных предприятий в стране. "Эсбешки" завод пек как пирожки, по три-пять самолетов в день. И вот - новое задание: тщательно проверить партию бомбардировщиков, упаковать их в огромные контейнеры с надписью "сельскохозяйственное оборудование", и отправить эти сеялки-веялки в Одессу для погрузки на судно. Работа была чрезвычайно ответственной, а обстановка в стране - тридцать седьмой годок...

Военпред был не робкого десятка, он отстрелял в полете пару лент и сообщил пилоту, что все "о'кей", самолет он принимает. Но тут заводской летчик "обнаружил", что отказала система выпуска шасси (на СБ она была электрогидравлическая, а раз так - значит, могли быть и "посторонние частицы"). По инструкции при посадке на "живот" штурман СБ, размещавшийся в застекленном носу, должен был прыгать с парашютом - в этом и заключался гнусный замысел ЛИСовцев. Бедный военпред, не имевший опыта прыжков, сильно ушибся при неудачном приземлении и повредил ногу. А летчик, заложив несколько энергичных виражей с изрядной перегрузкой, изобразил "внезапное устранение дефекта" и повел СБ на посадку. Военпред месяца на три угодил в госпиталь. Зато самолеты стали приниматься практически без задержек.

могла попасть, и попадала всякая гадость. Произошло несколько отказов моторов в воздухе, чудом не приведших к человеческим жертвам. "Разбор полетов" на этот раз был жестким: несколько рабочих и мастер ОТК немедленно угодили под суд, на котором в качестве свидетеля обвинения пришлось выступить главному конструктору самолета. Речь шла о том, как квалифицировать происшедшее: как преступную небрежность (от трех до семи лет) или как "вредительство" (десять лет ГУЛАГа с последующим поражением в правах). А не бросай гаечный ключ где попало...

Как говорится в рекламе пива, отсюда вывод: реально существующие "посторонние частицы" могут привести к тюрьме, а "виртуальные" - к повреждениям конечностей. ◀

## "Посторонняя частица", или причина, объясняющая любую катастрофу

**Как известно, в электрике существуют всего два типа отказов: отсутствие контакта там, где он должен быть, и наличие его там, где контакта быть не должно... Нетрудно вообразить ситуацию, когда отсутствие контакта, например, в концевом выключателе, объясняется "посторонней частицей", по неведомой причине оказавшейся "в нужном месте в нужное время". Не меньше проблем может породить попадание "посторонних частиц" в прецизионные механические устройства. Крошечная песчинка способна остановить ход часов. А уж сколько вышло из строя моторов, в которые из баков попадала металлическая стружка...**

Александр Маринин  
Рисунок Владимира Романова

Словом, некоторые товарищи решили перестраховаться. Военпреды резко "повысили требовательность", придираясь к мелочам, на которые прежде смотрели сквозь пальцы. В частности, возникли претензии к носовой "спарке" пулеметов ШКАС, и до того отличавшейся обилием задержек и поломок при ведении огня в полете. Вскоре в ЛИСе (летно-испытательной станции) накопилось немалое количество отвергнутых военной приемкой самолетов; заводские летчики-испытатели и другой аэродромный люд перестали получать заслуженные премиальные. Постоянные придирыки взбесили и директора завода Б.Н. Тарасевича.

И кому-то из ЛИСовских "забудлыг и хулиганов" пришла в голову идея, как проучить зарвавшихся военпредов. Капризному военинженеру 2 ранга предложили самому разок слетать на месте штурмана и убедиться, что НУ-СБ (носовая установка скоростного бомбардировщика) работает как часики...

Причину отказа, сколько не искали, не нашли, хотя "шутники" клялись и божились, что электромотор гидронасоса СБА-56 "сильно гудел". "Проверяльщики" доложили Тарасевичу, что воспроизвести отказ на земле не удастся - как видно, имел место редчайший случай попадания "посторонней частицы" под контакты включения электромотора...

А вот спустя три года сотрудникам того же завода № 22 стало не до смеха из-за вполне реальных "посторонних частиц". При освоении производства бомбардировщика Пе-2 из-за недостаточно продуманной технологии изготовления и небрежности рабочих в бензобаках самолетов оставалось немало мусора и металлической стружки, а однажды в баке нашли обломки сверла, трехкопеечную монету и даже гаечный ключ. В топливной системе самолета фильтры еще не были предусмотрены, поэтому в карбюраторы моторов





16-20 апреля

В  
В  
Ц



МЕЖДУНАРОДНАЯ ВЫСТАВКА

# Двигатели 2002

Только здесь Вы сможете  
ознакомиться с новыми  
достижениями в области  
авиационного,  
космического,  
транспортного и  
индустриального  
двигателестроения  
ведущих стран мира

**в рамках выставки**

**научно-технический симпозиум:**

## ДВИГАТЕЛЬ И ЭКОЛОГИЯ

*Не пропустите шанс,  
планируйте свое участие  
в выставке "Двигатели 2002"*

*В.М. Чуйко*

**В.М. Чуйко,  
президент АССАД**

Ассоциация  
"Союз авиационного двигателестроения"

По вопросам выставки и симпозиума  
обращаться по адресу:  
105118, Москва, проспект Буденного, 19  
Тел./Факс: (095) 366-0916, 366-4588  
assad@assad.ru www/assad.ru



**Двигатель**

информационная поддержка выставки  
осуществляется  
научно-техническим  
журналом "Двигатель"  
engine@ztel.ru www.engines.da.ru Тел.: 362-3925



**Борис Хохряков,**  
заместитель главного инженера ОАО "Центрсибнефтепровод"

# ТРУДНЫЙ ОПЫТ ВЫБОРА



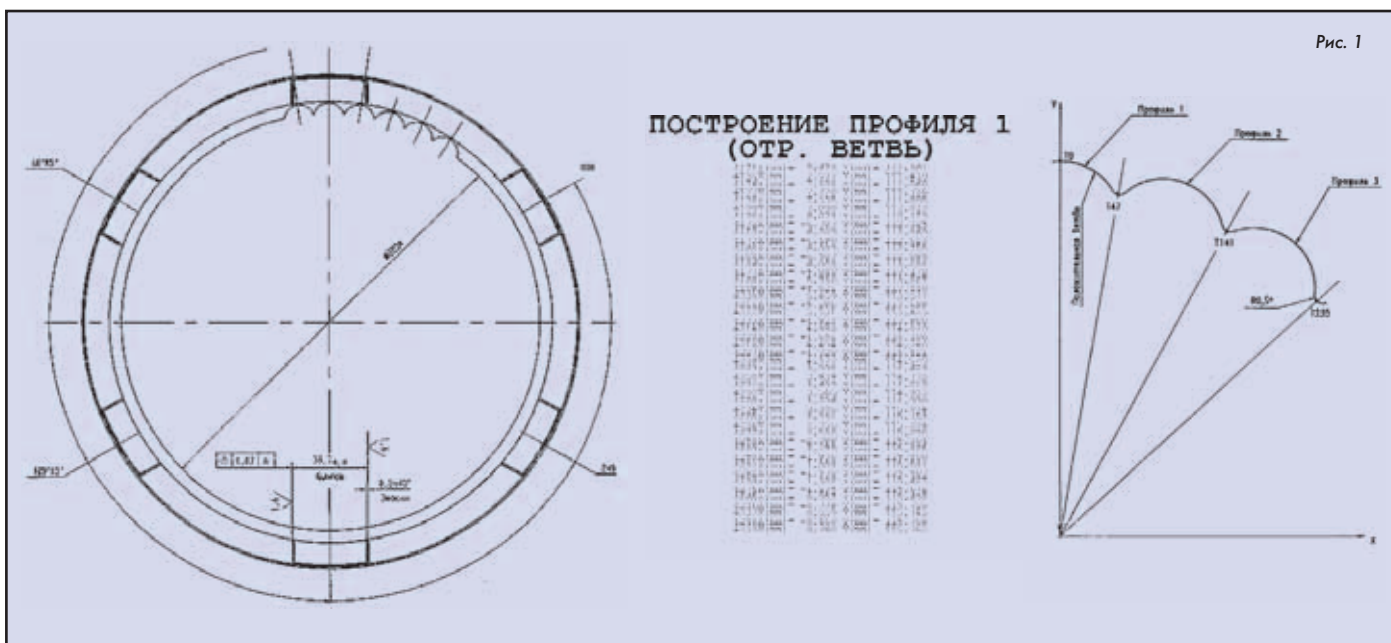
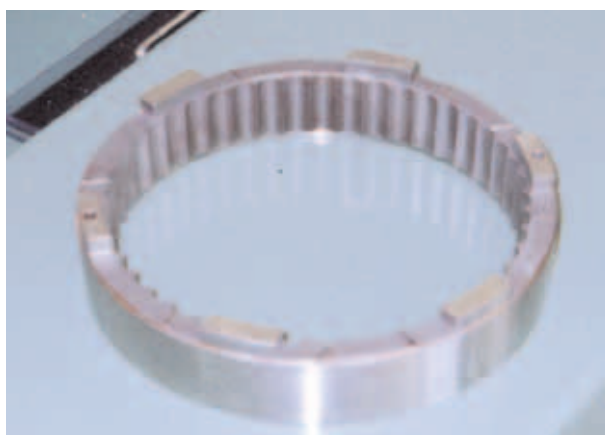
Для транспортировки добытой нефти потребителям построена гигантская сеть магистральных нефтепроводов, покрывающая почти всю территорию России. Их протяженность приближается к 48 тысячам километров. Для перераспределения и регулирования потоков нефти на линейной части магистральных нефтепроводов и насосных нефтеперекачивающих станциях установлено множество задвижек крупных размеров с условным проходом до 1200 мм, которые закрываются или открываются с помощью специальных электроприводов, управляемых системами телемеханики. Эти электроприводы работают под открытым небом в сибирской тайге, степи, горах, тундре, вблизи морских акваторий. Они подвержены воздействию высоких и низких температур, перепадов давления, влажности, солнечной радиации, атмосферных осадков и т.п. Сердцем электропривода является редуктор, к которому предъявляются высокие требования по точности, надежности, долговечности, к.п.д. и несущей способности.

В Томске на одном из наших предприятий разработаны и внедре-

ны в производство электроприводы нового поколения для запорной арматуры магистральных нефтепроводов. Силовой исполнительный механизм электроприводов построен на базе волнового редуктора с промежуточными звеньями, который был заимствован из космической техники. Эти устройства защищены тремя патентами. Одна из важнейших деталей такого редуктора - ведущий зубчатый венец, изготавливаемый из высоколегированной стали и имеющий твердость 61-63 HRC<sub>s</sub>. Рабочая поверхность зубьев венца, напоминающая беговую дорожку подшипника, должна иметь шероховатость поверхности не хуже 0,6 мкм Ra.

Контур зубьев описан совокупностью сопряженных радиусов и укороченных гипоциклоид, ширина зубьев может колебаться от 50 до 90 мм. Отклонение от теоретического профиля не должно превышать 4 мкм. Эскиз одного из типов размеров венцов и пример описания одной ветви зуба показан на рис. 1.

Вначале эти зубчатые венцы обрабатывались на координатно-шлифовальном станке, однако возникли серьезные проблемы с обработкой сопрягаемых поверхностей и малых



радиусов. Затраты времени и стоимость изготовления венцов оказались неприемлемо большими. Кроме того, у этих приводов при работе наблюдались повышенный шум и вибрация, что совершенно не устраивало заказчика.

Спасением оказалась электроэрозионная проволочная вырезка. В начале работы по выбору электроэрозионного станка мы получили предложения от швейцарских фирм AGIE и Charmilles, а позже - от японской фирмы SODICK. Все фирмы получили от нас задание на изготовление одной и той же детали. Результаты сведены в табл. 1.

По технологии, на которую мы ориентировались на тот момент, критическими показателями для нас были высокая производительность, качество поверхности и точность. В этом плане станок

Что же можно сказать о нашем опыте внедрения электроэрозии по прошествии полугодия? В настоящее время станок AQ535 LN1W эксплуатируется в три смены, и уже в течение полугодия он работает без перерывов, выходных и праздников. Первоначально рабочий контур венца обрабатывался за три прохода: один черновой и два чистовых. После проведенных экспериментов удалось стабильно получать заданную точность и шероховатость поверхности за два прохода - черновой и чистовой. Теперь на весь цикл обработки уходит всего 8,5 ч. Сравните это с 19 и 24 ч, которые требуются в случае применения швейцарских станков.

Шероховатость, получаемая после двух проходов, составляет примерно 0,5 мкм Ra, или 8 класс шероховатости, что нас более чем устраивает. Точность по всему контуру находится в пределах

Таблица 1

Фирма	AGIE	Charmilles	SODICK
Модель электроэрозионного станка	Aגיעcut 150HSS	Robofil2020	AQ535 LN1W
Время, затраченное на обработку одного венца	19 ч 45 мин	24 ч 38 мин	8 ч 30 мин
Конечная шероховатость поверхности	0,8 мкм Ra (7-й класс)	1,0 мкм Ra (7-й класс)	0,5 мкм Ra (8-й класс)
Отклонение от заданного контура	6 мкм	9 мкм	4 мкм
Заключение	Неудовлетворительная производительность	Еще худшая производительность	Отличные производительность, качество поверхности и точность

SODICK оказался несравнимо лучше, чем станки конкурентов из Швейцарии, и мы выбрали оборудование SODICK. Но здесь пришлось столкнуться с проблемой, пожалуй, более серьезной, чем технические вопросы. Приобретение оборудования по ряду организационных проблем заняло достаточно много времени. И все это время проигравшая тендер фирма AGIE и ее агент в России "ГАЛИКА" не совсем корректными методами пытались заставить нас изменить решение. Скажем честно: с такой непорядочной конкурентной борьбой (если это можно так назвать) мы столкнулись впервые. Отстоять свой выбор стоило немало нервов.

В конечном итоге мы получили станок фирмы SODICK. И станок мы получили не простой, а с линейными двигателями. Следует отметить оперативную работу представительства SODICK Егоре в Москве. На следующий день после установки станка специалисты фирмы прибыли в Томск и приступили к наладке. Для наладки и обучения персонала потребовалось всего шесть дней, после чего на станке началось круглосуточное изготовление деталей, которые ранее приходилось заказывать на заводах Новосибирска, Красноярска, Томска и Юрги.

4 мкм по всему контуру. Такая высокая точность позволила при сборке редуктора исключить подбор венцов, что практиковалось ранее, когда детали изготавливались по нашим заказам другими предприятиями на станках фирмы AGIE. В результате значительно сократились как затраты рабочего времени, так, и это самое главное, затраты на изготовление дополнительного количества венцов для подбора.

Следует отметить высокую надежность станка, простоту управления и обслуживания. Как правило, весь цикл обработки проходит без обрывов проволоки. За все время работы ни одна деталь не ушла в брак. Станок работает автономно, а оператор практически все рабочее время обслуживает другое оборудование с ЧПУ.

Приобретенный станок позволил на 130 % сократить капиталовложения в производственную базу, значительно (более чем в два раза) снизить требуемое количество проволоки и ионнообменной смолы благодаря использованию новейших разработок японских конструкторов в области линейных сервоприводов. Если бы мы выбрали в качестве партнера швейцарскую фирму, то для выполнения нашей производственной программы потребовалось бы приобрести еще "полтора" станка (где "полтора", там и два), потратить значительные средства на ремонт и подготовку дополнительного помещения, а затем закупать почти втрое больше расходных материалов. Помимо всего, швейцарские станки к тому же предлагались по несопоставимо более высокой цене, чем станок фирмы SODICK.

Выводы, которые мы сделали для себя:

- в ряде случаев электроэрозионная обработка в основном производстве эффективнее механообработки, иногда она просто незаменима;

- при выборе электроэрозионного оборудования нужно ориентироваться на результаты сравнительных испытаний и результаты опроса пользователей однотипного оборудования, а не на заявленные характеристики станков: производительность, достижимая шероховатость и т.п. На деле станок с заявленной скоростью 300 мм<sup>2</sup>/мин режет значительно медленнее того станка, у которого заявлена меньшая, но реальная скорость.

Правильный выбор обеспечивает не только сиюминутную экономию, но и поддержание технического уровня и высокой рентабельности в течение всего времени эксплуатации в будущем.

Если у читателей этой статьи возникнут вопросы, то присылайте их по электронной почте на наш адрес:

[xbg@mncs.tomsk.ru](mailto:xbg@mncs.tomsk.ru)



# Sodick

## ФОРМУЛА-1 В ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННОЙ ОБРАБОТКЕ

КОМПАНИЯ "СОДИК" (Япония) -  
ПЕРВЫЙ И ЕДИНСТВЕННЫЙ В ОТРАСЛИ  
ИЗГОТОВИТЕЛЬ ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫХ  
СТАНКОВ С ЛИНЕЙНЫМИ СЕРВОПРИВОДАМИ



линейные  
сервоприводы -  
будущее станкостроения!

### Будьте первыми!

РЕВОЛЮЦИОННЫЙ РОСТ  
ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ И КАЧЕСТВА  
ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННОЙ ОБРАБОТКИ

**Координатно-прошивочная ЭЭ обработка:**

Один "линейный" ЭЭ станок вместо двух станков с обычными приводами. Износ электрода в среднем в три раза ниже, чем у "самых дорогих" европейских станков.

**Проволочно-вырезная ЭЭ обработка:**

Поверхность 7-го класса шероховатости всего за два прохода вместо трех!

Поверхность 9-го класса - за три прохода вместо пяти - шести!

**Высочайшая точность!**



Московский центр "СОДИК" предлагает демонстрацию ЭЭ станков с линейными двигателями на самых сложных тестах при условии, что такие тесты организуются как сравнительные. Другими словами, одинаковые задания получает как центр "СОДИК", так и продавцы европейских и других ЭЭ станков, а результаты сравниваются заказчиком теста.

При этом гарантируется, что чем сложнее вырезаемый контур или прошиваемая полость, тем очевиднее пропасть между устаревшими станками с ШВП приводами и современными "линейными" ЭЭ станками "СОДИК".

Предполагается, что результаты таких сравнительных испытаний станут широко доступны и, в результате, многие предприятия смогут сделать объективный выбор и сэкономить на приобретении современного оборудования, не переключивая за "технические новинки" позавчерашнего дня.



### СОДИК НА МЕЖДУНАРОДНЫХ ВЫСТАВКАХ:



#### "МАШИНОСТРОЕНИЕ-2001"

3 - 7 сентября 2001 г. Москва, КВЦ "Сокольники", павильон №4 (центральный проход).



#### ЕМО 2001

Германия, Ганновер, 12 -19 сентября 2001 г., павильон №2, стенд №С44 (центр зала)



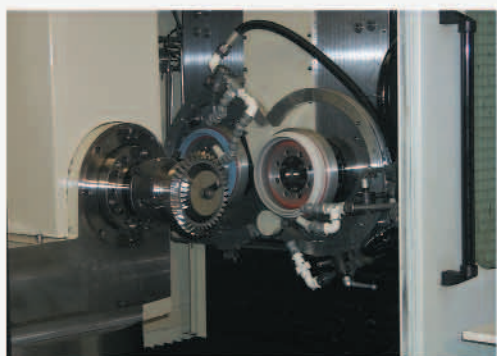
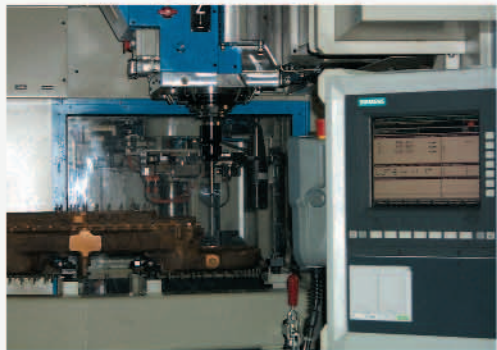
### ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ БУДУЩЕГО ИЗ ЯПОНИИ

Прошивочные и вырезные ЭЭ установки SODICK с высокоточными и динамичными линейными сервоприводами, ЭЭ "супердрели". ГАРАНТИЯ - 2 ГОДА. Поставка со складов в Гамбурге или в Москве (за рубли) в течение 2 - 3 недель. Организация лизинга. Моментальная поставка расходных материалов и частей за рубли со склада в Москве. Лучшее в России (СНГ) оперативное техническое обслуживание оборудования.

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



ФЕДЕРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ  
ЦЕНТР МОСКОВСКОЕ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ  
ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ "САЛЮТ"

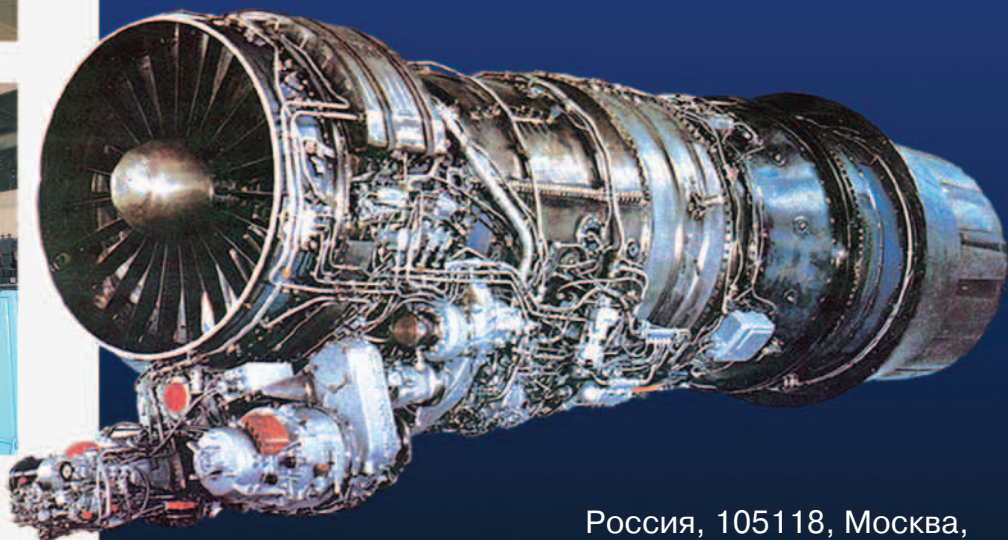


"Салют" - специализированное предприятие по изготовлению и сервисному обслуживанию авиадвигателей АЛ-31Ф/ФП/ФН (для самолетов семейства Су), по ремонту двигателей АЛ-21Ф (для самолета Су-22) и Р-15Б-300 (для самолета МиГ-25); изготовлению узлов и деталей для двигателей Д-436Т1 (для самолетов Бе-200 и Ту-334) и Д-27 (для самолета Ан-70), промышленных турбин, газоперекачивающих и энергетических установок ГТЭ-25У, ГТУ89-СТ-20, ГТУ-10-31С и др.

"Салют" обладает мощным потенциалом во всех видах производств.

"Салют" располагает высококвалифицированными кадрами технологов, конструкторов, инженеров и ученых, успешно разрабатывающих технологические процессы и средства оснащения производства.

"Салют" давно и успешно работает на мировом рынке и готов к широкому сотрудничеству в области проектирования, производства и модернизации различных ГТД на взаимовыгодных условиях, а также к совместному производству деталей и узлов для различных областей машиностроения.



Россия, 105118, Москва,  
проспект Буденного, 16 .  
Тел.: +7 (095) 369-8001.  
Факс: +7 (095) 365-4006.  
[www.salut.ru](http://www.salut.ru)