

Двигатель

Научно-технический журнал №1 (13) ◀ 2001



**XXI столетие
невозможно представить
без всемирно интегрированной
авиационно-космической науки и
промышленности**

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ ЖУРНАЛА "ДВИГАТЕЛЬ"

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 ОКБ "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 ММП "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. Люлька-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,

Владимира Романова

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 46

2 "Косберг сработал!"

В. Рачук

**4 Жизнь пробуждают в
пламенном моторе...**

В. Орлов

**8 Из истории многообразных
космических кораблей**

А. Николаев

13 ЖРД космического назначения

Г. Самарин

16 Дисперсность частиц

**конденсированной фазы в продуктах
сгорания РДТТ**

Ю. Кочетков

18 Ракетные двигатели

**твердого топлива в космических
программах США**

М. Куранов, П. Курсков, В. Миронов

22 Выдающийся специалист по

авиационным и ракетным двигателям

В. Шерстянников

24 А все-таки она...

Ю. Кириллов

25 Регламентация экологических

**показателей двигателей для средств
малой механизации**

А. Кульчицкий, В. Тимофеев, В. Иванов,

Ю. Мариенбах

26 Вклад научно-конструкторской

школы Н.Д. Кузнецова в развитие

отечественного двигателестроения

Е. Гриценко, В. Орлов

32 ПВРД - задание на завтра

Е. Ерохин

36 Отрасль государственного значения

С. Рынкевич

38 Российское двигателестроение

на пороге третьего тысячелетия

В. Калачанов, Е. Джамай, М. Филатов,

Б. Шапиро

40 Двигатели ВК: от ВК-1 до ВК-10

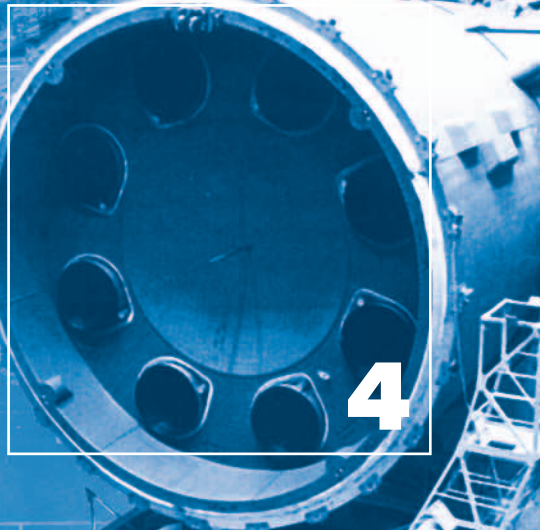
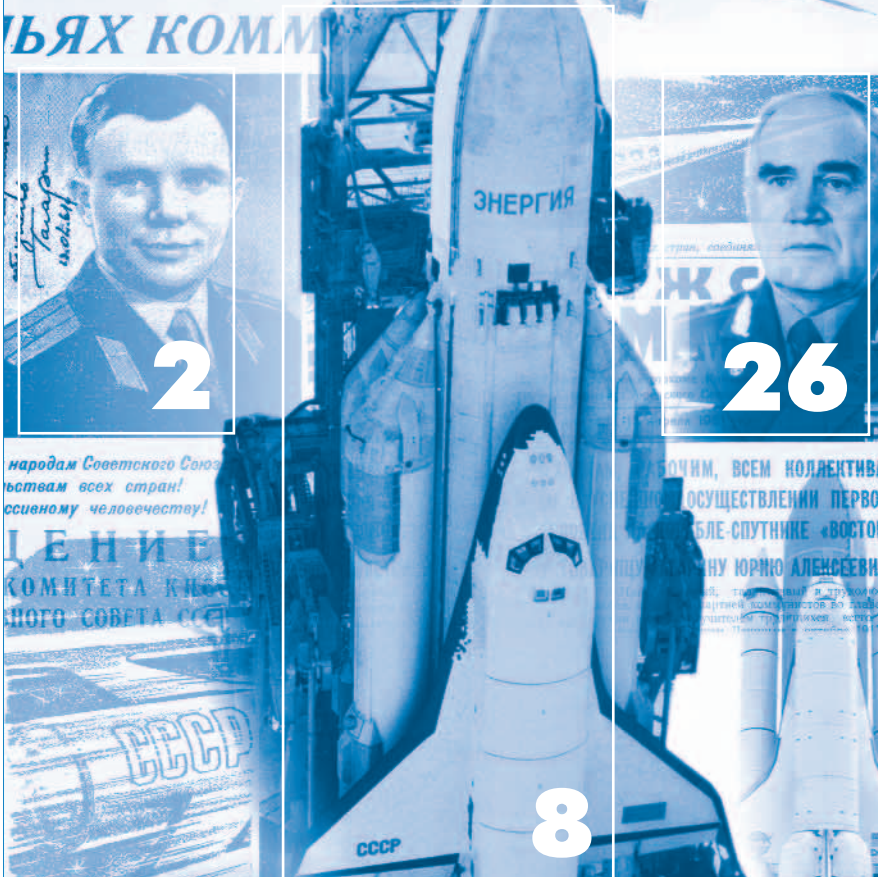
П. Изотов, Д. Изотов

43 Чтобы кадры решали все

46 Александр Микулин:

человек-легенда

Л. Берне, В. Перов



“КОСБЕРГ С РАБОТАЛ!”



С.А. Косберг

Владимир Рачук,

генеральный конструктор - генеральный директор КБ "Химавтоматики"

В середине XX века начался период стремительного развития космонавтики: были выведены на орбиту первые искусственные спутники, а в апреле 1961 г. в космос полетел человек. К последнему событию Воронежское КБ Химавтоматики (тогда еще ОКБ-154), возглавляемое С.А. Косбергом, имело самое непосредственное отношение: по воспоминаниям участников старта, первые слова Первого Космонавта, произнесенные после того, как наступила невесомость были: "Косберг сработал".



Ракета-носитель "Восток". 12 апреля 1961 г.

Еще в 1958-1959 гг. КБХА по техническому заданию ОКБ им. С.П. Королева и в творческом содружестве (в кооперации) был создан в рекордно короткий срок кислородно-керосиновый ЖРД РД-0105 для третьей ступени (блок Е) ракеты-носителя (РН) 8К72. Его применение позволило увеличить массу ИСЗ с 1400 до 4500 кг и обеспечить достижение второй космической скорости. Стали возможны и были осуществлены первые в мире полеты к Луне, облет и фотографирование ее обратной стороны.

На очереди встала задача пилотируемого полета. Для его осуществления потребовалось улучшить энергомассовые характеристики третьей ступени и повысить надежность.

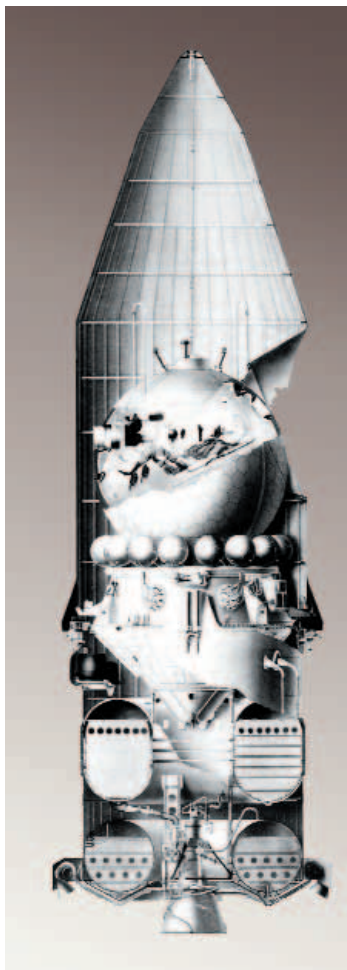
Разработка двигателя РД-0109 для обеспечения пилотируемых полетов началась в конце 1959 г. Используя опыт создания РД-0107, КБХА обеспечило повышение энергомассовых характеристик нового двигателя путем создания камеры сгорания, облегченной благодаря применению высотного сопла с открытым гофром без наружной оболочки и малогабаритных пирозапальников вместо громоздких штативов. Повышение экономичности было достигнуто в результате применения смесительной головки камеры сгорания с двухкомпонентными форсунками, обеспечивающими улучшение смесеобразования и полноту сгорания. Изготовление новой камеры сгорания было передано на Воронежский механический завод.

Одновременно велись работы по совершенствованию конструкции, отработке технологии и доводке агрегатов и двигателя, включая огневые испытания. Для повышения надежности двигателя РД-0109 были разработаны дополнительные технические требования к изготовлению и контролю качества. Все работы проводились при непосредственном участии конструкторов.

Изготовление агрегатов (кроме камеры) и сборка двигателя проводилась в опытном производстве КБХА, а испытания - на его экспериментальной базе. Везде была создана обстановка высочайшей ответственности и гордости за порученное дело.

Работоспособность и надежность двигателей была подтверждена стендовыми испытаниями на полный ресурс и тщательной дефектацией материальной части. Три двигателя прошли летные испытания с макетами космонавта в составе РН "Восток".

12 апреля 1961 г. двигатель РД-0109 в составе РН "Восток" обеспечил успешный вывод на космическую орбиту первого в мире космонавта Юрия Гагарина.



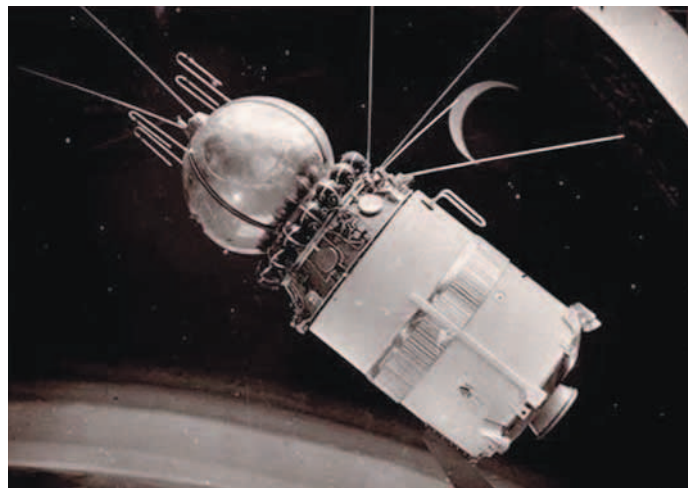
Компоновочная схема третьей ступени РН "Восток"

После полета Юрия Гагарина двигатель РД-0109 использовался во всех одиночных космических полетах, обеспечил запуски многих искусственных спутников Земли.

Опыт, накопленный при создании "гагаринского" двигателя, нашел применение при разработке более мощного и совершенного четырехкамерного ЖРД РД-0110. Этот двигатель, установленный на третьей ступени ракеты-носителя "Союз", обеспечивает все групповые пилотируемые полеты и запуски "Прогрессов". За сорокалетнюю историю эксплуатации было осуществлено более 1250 успешных пусков ракет-носителей с этим двигателем, обеспечивших выполнение сложнейших научных задач, в том числе изучение Луны и планет Солнечной системы.

Созданием двигателя РД-0109 конструкторы, технологи, испытатели и другие специалисты КБ Химавтоматики, многие из которых работают по настоящее время, внесли неоценимый вклад в мировую науку и обеспечили развитие советской и российской космонавтики.

Традиционная надежность схемы, заложенная в 60-х годах в период разработки двигателей РД-0109 и РД-0110, получает дальнейшее развитие в современных ЖРД, разрабатываемых нашим предприятием. Это, прежде всего, базовый кислородно-керосиновый двигатель РД-0124 для РН "Союз-2" и кислородно-водородный ЖРД РД-0146. Именно эти изделия, преемники двигателей - "шестидесятников", призваны обеспечить решение любых новых задач, которые могут быть поставлены перед российской космонавтикой в XXI веке. ◀



Двигатель РД-0109

DIGEST

KOSBERG SUCCEEDED!

In 1958-1969, guided by Technical Task received from S.P. Koroliov's Design Bureau, "KBHA" developed RD-0105 hydrogen-kerosene engine for the 3rd stage of 8K72 boost rocket. The engine made possible to put 4500-kg satellite into orbit, reach the escape speed, make fist flights to the Moon and round-the-moon flight, and photograph the far side of the Moon.

The development of RD-0109 engine for manned flights was launched at the end of 1959. By applying accumulated experience in the development of the RD-0107, KBHA Design Bureau gained an improvement of performances by designing of a new combustion chamber. Operability and service-life of engines were verified in ground tests. Three times these engines were flight-tested on "Vostok" unmanned booster. April 12, 1961, the RD-0109-powered "Vostok" successfully placed into orbit a spacecraft piloted by Yury Gagarin, the 1st cosmonaut in the world.

НА КРЫЛЬЯХ КОММУНИЗМА—В КОСМОС!



К Коммунистической партии и народам Советского Союза!

ВСЕМ УЧЕНЫМ. ИНЖЕНЕРАМ, ТЕХНИКАМ, РАБОЧИМ, ВСЕМ КОЛЛЕКТИВАМ

Автограф Юрия Гагарина данный 13 апреля 1961 г. С.А. Косбергу (из семейного архива)

ЖИЗНЬ ПРОБУЖДАЮТ

Владимир Орлов,

советник ОАО СНТК им. Н.Д. Кузнецова

После закрытия в мае 1974 г. работ по ракетно-космическому комплексу Н1-ЛЗ (см. "Двигатель" 2, 2000) среди некоторых сотрудников НИИТП, ЦНИИмаш, ОКБ Министерства общего машиностроения было распространено мнение, что С.П. Королевым неправильно была выбрана размерность ЖРД для блока первой ступени - 150 тс. Нужно было бы выбрать 600 тс или, в крайнем случае, 300 тс. В официальных документах это мнение, кажется, не было отражено, но в устной форме и в мемуарах последних лет с ним приходится встречаться довольно часто. Уже в 90-е годы, когда многое, ранее наглухо закрытое, стало открыто печататься, появились публикации, затрагивающие тему выбора размерности. Например, в книге Ярослава Голованова "Королев" М.: Наука, 1994 г. на стр. 713, 714 написано следующее: "У Кузнецова было хорошее КБ, дружный, крепкий коллектив, но ракетные ЖРД были для него делом новым, освоить которое вот так сразу, по министерскому приказу, было невозможно. Конечно, знаний и опыта у Глушко было больше - он занимался ракетными двигателями к тому времени уже более 30 лет. Многие из наших ведущих специалистов в области ракетной техники считают, что, развивая работу над теми двигателями, которые стояли на Р-9, Глушко мог, сэкономить несколько лет и много миллионов рублей, сделать двигатели для Н1. Но самую большую горечь начинаешь испытывать, когда вдруг осознаешь, что ... Валентин Петрович сделал для суперракеты "Энергия" те самые двигатели на жидком кислороде и керосине, о которых просил его Сергей Павлович двадцать лет назад.

Если большие двигатели пугали опытного Глушко, то Кузнецов тем более их боялся. По его расчету на первой ступени Н1 должны были синхронно работать 24 камеры сгорания... - И куда же мы на такой штуке полетим? - спросил Кузнецов".

Из этого отрывка следует:

1. У Кузнецова не было никакого опыта по ЖРД, и он боялся делать большие двигатели, поэтому тяга единичного двигателя блока первой ступени Н1 выбрана 150 тс.

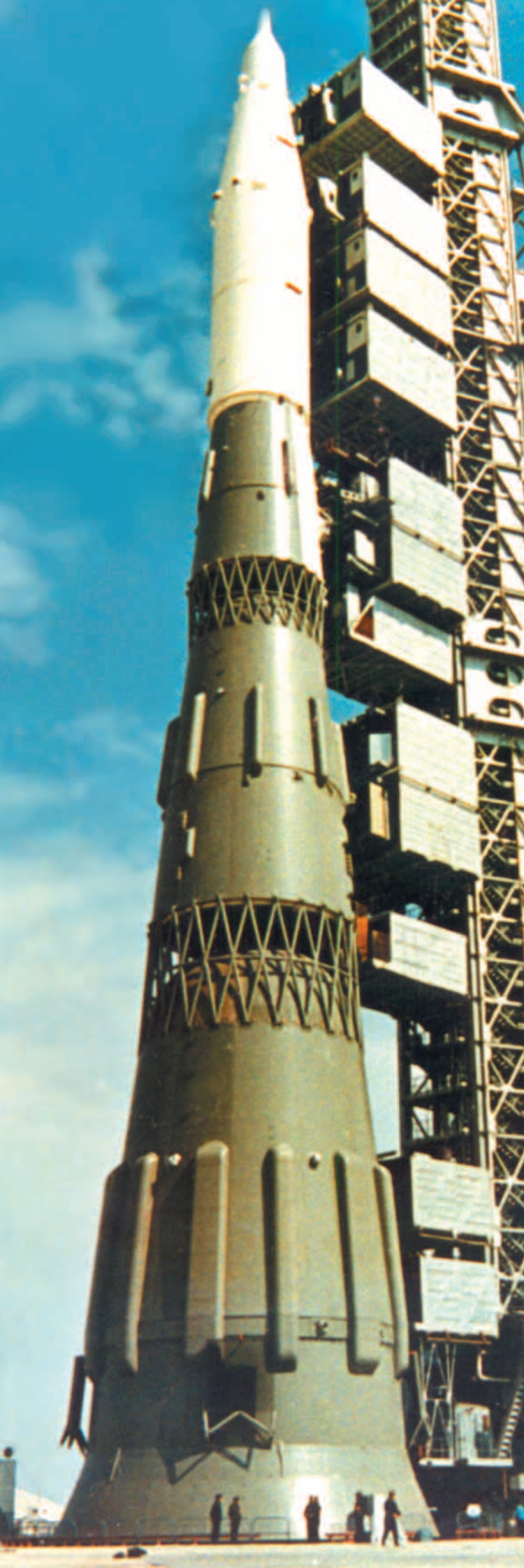
2. Если бы Глушко развил работу над двигателями для Р-9, т.е. увеличил бы их тягу до 600...700 тс, то создал бы такие же двигатели, как для суперракеты "Энергия" и для комплекса Н1.

3. Кузнецов не понимал, как будет работать многодвигательная силовая установка...

Чтобы показать, что все эти утверждения абсолютно не соответствуют действительному положению дел, необходимо вернуться к началу работы над комплексом Н1 и увидеть, как и при каких условиях осуществлялся выбор размерности двигателя для блока первой ступени Н1.

Выбор двигателя для Н1 осуществлялся с начала апреля 1960 г. В это время автор был начальником расчетно-экспериментальной теплофизической бригады перспективного отдела ОКБ завода № 276 (ныне ОАО СНТК им. Н.Д. Кузнецова). Этот отдел был подключен к проектированию ЖРД с 3 мая 1959 г. и начал с разработки двигателя для ракеты Р-9. Необходимо подчеркнуть, что именно эта организация (не ОКБ В.П. Глушко) начала делать двигатели для Р-9. Вопрос, почему так случилось, не менее интересен.

Дело в том, что В.П. Глушко не был согласен с требованиями С.П. Королева по этим двигателям. Сергей Павлович хотел, что-



В ПЛАМЕННОМ МОТОРЕ...

бы ракета Р-9 выносила на орбиту такой же полезный груз, как и ракета Р-7 (знаменитая "семерка", на которой до сих пор держится наша космонавтика), но при стартовой массе 80...90 т, т.е. в 1,5 раза меньше, чем у ракеты Р-7. Чтобы добиться этого двигателя, работающие на топливе жидкий кислород и керосин должны быть созданы по замкнутой схеме с дожиганием генераторного газа, так как удельная тяга по этой схеме на 15...18 % выше, чем у двигателей открытой схемы. Глушко был в этот период противником топлива кислород и керосин и сторонником применения в ЖРД топливной пары: несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и азотный тетроксид. На этой почве произошел разрыв отношений между Королевым и Глушко, в результате чего Королев начал искать двигатели, которые бы взялись за разработку двигателей замкнутой схемы на компонентах: кислород и керосин. Нужно заметить, что замкнутая схема существовала в то время лишь в теоретических исследованиях.

По совету А.Н. Туполева Сергей Павлович обратился к Николаю Дмитриевичу Кузнецову, который и согласился разрабатывать такой двигатель. На одном из первых совещаний в начале мая 1959 г. Н.Д. Кузнецов сказал так: "Мы не знаем ни открытой, ни замкнутой схем, как и вообще ЖРД, но работать над открытой схемой - значит проходить уже пройденный ракетчиками путь, который не имеет дальнейшей перспективы. Поэтому нужно браться за новую перспективную замкнутую схему. Мы понимаем, что предстоит трудности, но без преодоления трудностей мы вместе с Вами не сможем продвинуть вперед отечественную космонавтику". Эта фраза как нельзя лучше характеризует личность Кузнецова.

Таким образом, предположение Я. Голованова, сделанное в книге "Королев" о том, что Глушко, продолжив работу с двигателями для Р-9, сделал бы двигатели и для Н1 (сэкономив тем самым миллионы рублей и время), не соответствует действительности, т.к. Валентин Петрович в то время этими двигателями вообще не занимался. Кроме того, написать, что Н.Д. Кузнецов "боялся делать большие двигатели" мог только человек, совершенно не знавший Кузнецова. Николай Дмитриевич никогда не боялся трудностей, и размерность двигателя его никогда не смущала, тем более, что в авиации он занимался двигателями такой большой размерности, которой не занималось ни одно авиадвигательное ОКБ в нашей стране. По складу характера и человеческим качествам Кузнецов относился к таким людям, которых никогда не пугали сложности, неизученность и новизна техники. По своей натуре он был первооткрывателем, пионером. У него с Королевым было много сходного, общего, это были родственные характеры, родственные натуры, поэтому они очень быстро сошлись и стали единомышленниками.

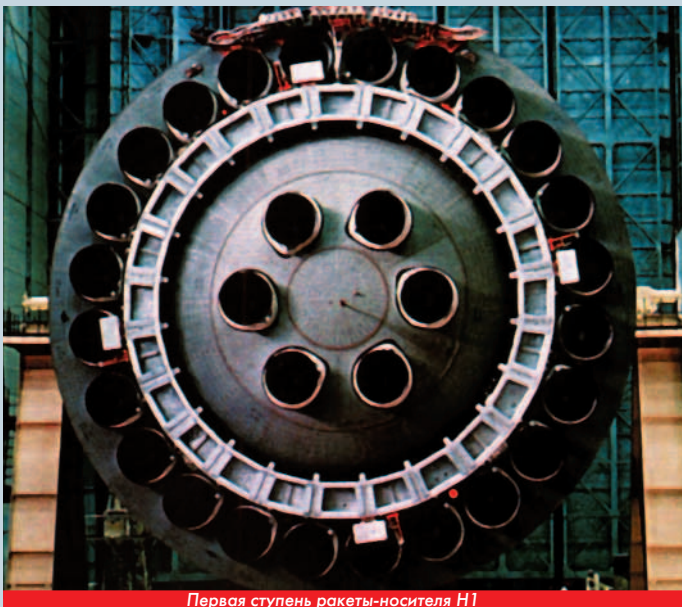
В апреле 1960 г. при посещении нашего ОКБ С.П. Королев коротко рассказал о готовящемся постановлении по созданию ракетного комплекса Н1 и предложил нашему коллективу разработать ЖРД для первой, второй и третьей ступени. В первую очередь он считал необходимым определиться с выбором размерности двигателя для первой ступени, эскизно проработав три размерности 150, 300 и 600 тс на компонентах: жидкий кислород и керосин, по замкнутой схеме и при давлении в камере сгорания 150 кгс/см². Сергей Павлович предупредил, что двигатели должны быть с одной камерой сгорания, так как 4-камерные (или 2-камерные) двигатели более громоздки, и разместить их в многодвигательной силовой установке блока первой ступени трудно,

потребуется большой объем, а весь комплекс и так получается слишком большим. При этом Королев обратил внимание на то, что в США находился в работе ракетный комплекс "Сатурн"-V со сроком запуска 1966-1967 гг., поэтому нам нужно так организовать работу, чтобы обеспечить первый пуск комплекса Н1 в конце 1965 г. Весь комплекс Н1 предполагался одноразового пользования, поэтому и двигатели тоже должны быть одноразовые, но Сергей Павлович очень просил нас приложить к проектированию двигателей весь наш авиационный опыт и выполнить проекты с минимально возможным сухим весом.

Проектирование на стадии эскизного проекта было поручено перспективному отделу, которым руководил заместитель главного конструктора В.Д. Радченко, гидравлическими и тепловыми расчетами занималась бригада В.Н. Орлова, конструкторской проработкой - бригада конструкторов, руководимая В.В. Татаринным. При проектировании для выполнения требования минимальности веса двигателя большинство сложных корпусов (турбонасосного агрегата, газогенератора, клапанов), а также крыльчатки центробежных насосов, диски и лопатки турбины предполагалось изготавливать методом литья по выплавляемым моделям. Был также проведен тщательный анализ, как и где при проектировании ЖРД применять накопленный ОКБ опыт по созданию авиационных ГТД.

Наиболее ярким примером использования авиационного опыта является проектирование турбонасосного агрегата (ТНА). Ракетчики поставили задачу обеспечить работу ТНА при очень низких, доходящих до 1,5 кгс/см², давлениях на входе в насос окислителя. Это вынудило искать новые схемы ТНА, поскольку в практике создания ЖРД при таком низком давлении перед входом в насос окислителя традиционно устанавливали подкачивающий преднасос, а при такой схеме габариты, вес и объёмка двигателя существенно увеличивались. По предложению инженера А.И. Елизарова была выбрана двухкаскадная схема насоса окислителя ТНА по типу двухкаскадных схем авиационных ГТД. По этой схеме первый низкооборотный каскад насоса окислителя имел хорошие антикавитационные качества при низких входных давлениях и обеспечивал на входе во второй высокооборотный каскад давление, исключающее возможность появления кавитации во втором каскаде. Каждый каскад состоял из предвключенного шнека и центробежной ступени. Первый каскад приводился во вращение гидротурбиной, расположенной за шнеком второго каскада, а второй от основной турбины. При такой компоновке отпадала необходимость постановки преднасоса окислителя с отдельным приводом и системой регулирования.

При проектировании насоса горючего отказались от традиционной для ЖРД схемы, по которой давление за насосом горючего принималось максимальным, требуемым для подачи горючего в газогенератор. В газогенератор необходимо было подавать не более 5 % от всей массы горючего, поэтому основная масса горючего в обычной схеме дросселировалась примерно в 1,5 раза - до давления, требуемого для охлаждения и подачи в форсунки камеры сгорания. Имея большой опыт создания шестеренных редукторов и коробок привода агрегатов для авиационных ГТД, разработчики решили эти 5 % горючего для газогенератора дожимать до необходимого давления дополнительным насосом, установленным на выходе из основного насоса. Дополнительный



Первая ступень ракеты-носителя Н1

насос приводился от вала основного насоса через шестеренный перебор, шестерни и подшипники которого, а также подшипники дополнительного насоса работали в среде горючего. Таким образом, не надо было нагружать основной насос горючего высоким давлением, а следовательно можно было уменьшить его вес и габариты. Кроме того, остановка дополнительного насоса позволила осуществить устойчивое прямое регулирование двигателя во всем диапазоне эксплуатационных режимов через регулирование расхода горючего в газогенератор.

Основная турбина ТНА была спроектирована по методике, принятой при создании ГТД, с изменяющейся профилировкой по высоте рабочей лопатки. Это позволило увеличить на 10...12 % к.п.д. турбины по сравнению с к.п.д. турбин, которые традиционно проектировались для ЖРД. При этом диск турбины за одно целое с рабочими лопатками отливался методом литья по выплавляемым моделям, и все колесо турбины подвергалось минимальной механической обработке.

Для раскрутки ТНА на запуске была применена пороховая пиротурбина, обеспечившая начальную раскрутку ротора ТНА до 17...25 % номинального значения частоты вращения, что позволяло жестко регламентировать процесс запуска без провалов давления и забросов температуры и осуществлять программный выход двигателя на режим промежуточной ступени при крайних отклонениях внешних и внутренних факторов.

Спроектированная по авиационным принципам конструкция опор ротора ТНА предназначалась для работы подшипников насосов в средах окислителя и горючего без применения масла. Была выбрана такая конструкция корпусов ТНА (традиционно сварных), которую можно было изготовить методами точной штамповки и литья, что в 2...3 раза снижало трудоемкость. Изменение конструкции стыков корпусов ТНА и патрубков окислителя и горючего с клапанами, агрегатами и самим ТНА, которые традиционно в ЖРД выполнялись сварными, позволило сделать их разъемными, что способствовало быстрой сборке и разборке двигателя. До настоящего времени выбранная схема ТНА двигателей НК-33 и НК-43 является единственной в мире.

Традиционно применявшиеся в ЖРД угловые отсечные, запорные клапаны управления, включавшиеся в работу пиропатронами, были заменены прямооточными дифференциальными клапанами, которые открывались и закрывались с помощью давления за насосами, на манер клапанов регулирования в авиационных насосах-регуляторах. Это повысило суммарную надежность и позволило почти в 2 раза уменьшить вес клапанов.

Используя большой теоретический и экспериментальный багаж расчетов на прочность ГТД, разработчики существенно упростили конструкцию головки камеры сгорания совместно с газовой, отказавшись от традиционных головок ЖРД с множеством

сварных перегородок. Это увеличило надежность и снизило трудоемкость изготовления головок почти в 3 раза. Опыт, накопленный в области смешения потоков газа и воздуха в ГТД, позволил создать принципиально новую схему и конструкцию узлов смешения горячего и холодного окислителя в газогенераторе с центральным вводом холодного окислителя и пальцевым смесителем. С помощью выбранной схемы и авиационных принципов конструирования ТНА удалось существенно, по сравнению с традиционными ЖРД, упростить компоновку и обвязку двигателя. Общая компоновка двигателя очень проста, экономна и рациональна. Она поражает отечественных и зарубежных специалистов, видевших двигатель НК-33 на ряде международных салонов и выставок 90-х гг., своим изяществом и отсутствием опутывающих двигатель труб, традиционных в большинстве конструкций.

В результате применения авиационного подхода к проектированию ЖРД на двигателе НК-33 был получен рекордный для ЖРД с тягой 150 тс удельный вес 8,1 кг/тс (отношение сухой массы двигателя к максимальной тяге). Такого удельного веса в этом классе тяги нет ни у одного двигателя в мире.

Имея большой опыт в разработке методик расчетов энергетических характеристик ГТД на режимах частичной нагрузки, проектировщики применили эти методики и к расчету характеристик ЖРД - от режима промежуточной ступени до максимального режима. В результате была создана оригинальная методика расчета энергетических характеристик ЖРД, на которой основывалась методика настройки двигателя на требуемые режимы работы, позволившая иметь в комплекте из 30 двигателей НК-33 разброс тяги отдельных двигателей не более 1,5 %.

Уже в процессе проектирования, когда определились основные размеры узлов и агрегатов двигателей, возник вопрос, на каком оборудовании можно будет изготавливать детали для двигателей, рассчитанных на 300 и 600 тс. Быстро выяснилось, что ни на нашем заводе, ни на авиационных заводах Самарского (тогда Куйбышевского) региона подобного оборудования нет. К концу сентября 1960 г. эскизные проекты всех трех двигателей первой ступени были закончены. Вопрос об оборудовании для изготовления оставался открытым. Николай Дмитриевич через день приходил в отдел, несколько часов проводя за обсуждением проектов. Работали и в воскресные дни (нерабочих суббот в то время еще не было). О ходе работы и возникающих вопросах Николай Дмитриевич информировал Королева при довольно частых встречах в Москве. Когда Кузнецов сообщил, что проекты закончены, Сергей Павлович приехал их смотреть. Решение по выбору размерности двигателя в этот приезд С.П. Королева не было принято, так как вопрос об оборудовании для изготовления двигателей с тягой 300 и 600 тс оставался открытым.

Когда чертежи 600-тонника, выполненные на огромных листах в масштабе 1:1, с большим трудом были расстелены на полу большого кабинета Николая Дмитриевича, все были поражены. Представьте себе двигатель высотой около 9 м, с диаметром сопла камеры сгорания около 4 м! Как и на чем штамповать и обрабатывать корпуса насосов из алюминиевых сплавов, имевших диаметр до 1,2 м; где, в каких печах отливать по выплавляемым моделям крыльчатки центробежных насосов и колеса турбин, на каких станках фрезеровать каналы охлаждения на бронзовой "рубашке" камеры сгорания и, особенно, сопла таких размеров? Не только на эти, но и на многие другие вопросы ответов не было. Николай Дмитриевич организовал группу технологов, поручив ей срочно выехать в НИИ, на заводы станкостроительной, кузнечно-прессовой, металлургической промышленности для поиска ответов на все эти вопросы и уточнения, когда и где можно получить необходимое оборудование. Возглавлять эту работу поручили В.Н. Орлову.

К середине декабря 1960 г. все стало ясно, но - крайне неутешительно. Чтобы не загромождать описание, поясним ситуацию на трех примерах. Токарные станки с высотой центров 800...900 мм для обработки корпусов турбонасосного агрегата при нажиме сверху могли появиться лишь после 1965 г. В СССР

имелся только один тип токарного станка с высотой центров 700 мм - ДИП-700, но точность обработки, которую он обеспечивал, не могла нас устроить.

Печи для литья по выплавляемым моделям с массой заливки до 1000...1200 кг могли быть не раньше 1985 г. В наличии в стране имелось две печи для такого способа литья с массой заливки 50 кг - одна в ВИАМ, вторая на нашем заводе. Оборудование для фрезерования каналов охлаждения камеры сгорания и сопла вообще нигде не планировалось, не только для диаметров 3...4 м, но и для диаметра 1,5 м. Было также выяснено, что в странах социалистического лагеря такого оборудования нет, но его можно закупить во Франции, ФРГ и Австрии.

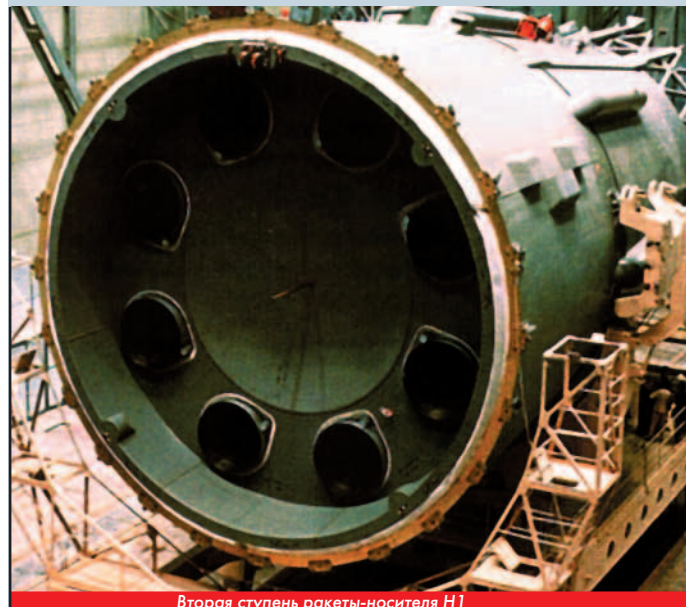
Нам, конструкторам ОКБ, стало ясно, что в предлагаемые сроки до 1965 г. всерьез можно рассматривать создание двигателя только на 150 тс, хотя вопрос о получении заготовки для бронзовой рубашки камеры сгорания и сопла, а также оборудования для фрезерования каналов охлаждения даже этого двигателя оставался неясным. Небольшой отчет по всем этим вопросам в январе 1961 г. был подготовлен и представлен Н.Д. Кузнецову, который информировал С.П. Королева о состоянии дел.

В феврале 1961 г. Королев был у нас в ОКБ, но окончательное решение по выбору размерности на этой встрече принято не было. Сергей Павлович сказал, что о закупке оборудования из капиталистических стран нужно вести переговоры "на большом верху", но получить его в короткие сроки маловероятно, так как напрямую в нашу страну его не продадут, нужно будет это делать через третьи страны, что займет не меньше двух лет. Для ускорения выпуска требуемого оборудования в нашей стране тоже нужно привлечь тот же "большой верх", и это непростая задача, но он с Н.Д. Кузнецовым это будет делать через ВПК. Кроме того, и им в своем ОКБ нужно еще многое проработать по управлению расогласованием тяг, отклонениям по курсу ракеты и определиться окончательно в необходимости качания двигателей и малой, и большой тяги для блока первой ступени. В конце совещания С.П. Королев отметил, что на сегодня единственная реальность - это двигатель с тягой 150 тс, но окончательное решение будет приниматься после переговоров в ЦК КПСС и Правительстве.

В апреле 1962 г. начальником ОКБ назначили В.Н. Орлова (автора статьи - прим. редакции) и поручили ему организовать в отделах и бригадах ОКБ проектирование двигателя 11Д51 тягой 150 тс для блока первой ступени комплекса Н1 и к 31.07.62 г. сдать чертежи на производство завода. Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 1022-439 о создании ракетно-космического комплекса Н1 с нашими двигателями вышло 24 сентября 1962 г.

Кстати, необходимо отметить, что оборудование для формирования сопла с выходным диаметром 2,5 м и фрезерованием каналов охлаждения для двигателей второй ступени 11Д52 было готово только в начале 1965 г. Сам двигатель 11Д52 представлял собой копию двигателя 11Д51, но с увеличенной степенью расширения сопла, т.е. с новым соплом диаметром 2,5 м. Этот пример убедительно показывает, что при выборе размерности двигателя первой ступени 300...600 тс, создание и доводка его перешла бы на конец 60-х - начало 70-х годов.

Таким образом, в 1961 г. у С.П. Королева при выборе размерности двигателя, альтернативы 150-тоннику, к сожалению, не было. Впрочем, проведенное позднее исследование в нашем ОКБ показало, что размерность 150...200 тс является оптималь-



Вторая ступень ракеты-носителя Н1

ной в весовом отношении. Интересен такой факт: в те же годы в КБ В.П. Глушко были созданы двигатели для ракеты УР-500 на азотном тетроксиде и НДМГ той же размерности - 150 тс и... по той же закрытой схеме!

Сама многодвигательная установка блока первой ступени с двигателями 150 тс нас не пугала. У нее были даже некоторые преимущества по сравнению с двигателями тягой 300 и 600 тс. При 30 двигателях первой ступени допускался отказ двух двигателей с немедленным выключением их и диаметрально противоположных для парирования отклонения вектора суммарной тяги (т.е. выключение четырех двигателей из 30), и в этом случае комплекс Н1 выполнял намеченную программу полета. При 600-тонном двигателе отключение одного двигателя по какой-либо причине создавало огромные, почти неустранимые сложности для компенсации.

Единственным требованием, которое, кроме надежности, предъявляла многодвигательная силовая установка к двигателю 11Д51, была повышенная точность настройки двигателей. Это было необходимо, чтобы избежать большого отклонения суммарного вектора тяги многодвигательной установки. Разработанная в ОКБ оригинальная методика позволила так настраивать двигатели по расходу топлива и тяге, что 21.02.69 г. при испытании первого комплекса Н1 разброс тяги на 30 двигателях оказался в 2 раза меньше того допуска на разброс тяги, который баллистический отдел ОКБ С.П. Королева принял для расчетов траектории полета.

В одном Я. Голованов в своей книге точно прав: наше ОКБ, развивая работу над двигателями Р-9, увеличив давление в камере сгорания со 100 до 150 кг/см² и тягу от 40 до 150 тс при сохранении замкнутой схемы с дожиганием генераторного газа, оказалось способным сделать двигатели для комплекса Н1. После ряда неудачных испытаний комплекса Н1 в 1969 г. было решено переделать двигатели 11Д51, 11Д52 из одноразовых в многоразовые. Новые двигатели, которые получили наименование 11Д111 (НК-33) и 11Д112 (НК-43), известны теперь всему миру. Их надежность и перспективность (в своем классе) пришлось по душе как отечественным (РН "Аврора", РН "Полет"), так и зарубежным ракетостроителям (РН "Кистлер-1"). ◀

DIGEST

... Unfair rumours were spread that S.P. Koroliov selected wrong dimensions of the liquid-propellant engine for the first rocket stage - 150-ton power instead of 600 or 300 tons. The engine for N1 launcher had been designing since April, 1960, and S. P. Koroliov wanted R-9 rocket put into orbit the same payload as R-7 rocket but with 1.5-time less launch weight. N. D. Kuznetsov: "... we do not know neither open nor closed engine schemes, as well as liquid-propellant engines at all. We understand there is a lot of trouble in store for us but without getting over difficulties we together with you can not make an advance in our space exploration". In the designing of liquid-propellant engines it was supposed to apply accumulated experience of the design bureau in the development of aircraft GTEs. As a result, 150-ton thrust NK-33 engine delivered unprecedented weight-to-trust ratio - 8,1 kg/ton. Unfortunately, it turned out that there was no equipment at engine-building companies in Russia and socialist countries for manufacturing 300-t and 600-t thrust engines and it was unlikely to acquire it within a short time period and it could take about 2 years. After selecting the initial layout of 300-600-ton thrust engine its designing and development would fall on the end of 1960s- the beginning of 1970s.

"LIFE IS AWAKENED IN A HOT ENGINE..."

ИЗ ИСТОРИИ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

Александр Николаев



Космонавтика, как относительно молодая отрасль техники, исторически тяготела к использованию опыта авиации, в которой, в подавляющем большинстве случаев предполагалось возвращение летательных аппаратов на Землю и их повторное использование. Однако первые космические корабли выполнялись одноразовыми по причине ограниченного опыта создания систем сохранения полезного груза и преимущественной ориентации на использование результатов, полученных при разработке и эксплуатации боевых ракетных комплексов. Практическая космонавтика 60-х годов возникла, грубо говоря, как боковое ответвление от мощного "ствола" военной ракетной техники.

Между тем основоположники космонавтики задолго до старта "Востока" и Mercury, запущенных на околоземные орбиты с помощью модифицированных боевых ракет, предлагали создавать именно многоразовые космические аппараты. Е. Зенгер еще в 1938 г. выступил с проектом одноступенчатого корабля многократного применения. Потом, в конце сороковых - начале пятидесятих годов, были "проект Дорнбергера", а также серия статей, написанных В. фон Брауном и К. Райаном, где рассматривалась идея многоразовой транспортной космической системы. В начале шестидесятых годов в США разрабатывались не менее трех проектов подобных систем. Наиболее интересным являлся двухступенчатый аппарат Astrorocket фирмы Martin, предусматривавший вертикальный старт и посадку по-самолетному. В практическую плоскость исследования перешли в 1962 г., когда фирма Boeing получила контракт на создание относительно небольшого ракетоплана Dyna Soar, выводимого на орбиту ракетой-носителем (РН) Titan. Первый запуск одноместного ракетоплана намечался на 1966 г., но уже в конце 1963 г. американские конструкторы убедились в преждевременности проекта, поскольку технологический уровень в то время не позволял реализовать подобную систему. В интересах изучения динамики входа в атмосферу на гиперзвуковых скоростях ВВС США совместно с NASA провели испытания ряда аппаратов с несущим корпусом, которые сбрасывались с тяжелых бомбардировщиков.

В 1968 г. доктор Дж. Мюллер, в то время помощник директора NASA по пилотируемым космическим объектам, выступил в конгрессе с докладом о перспективах американской астронавтики. Он за-

явил, что предполагаемый среднемесячный объем перевозок с Земли на низкие орбиты в следующем десятилетии может составить 13...18 т, в связи с чем возникает проблема повышения экономичности средств доставки грузов на орбиты и возвращения экипажей орбитальных станций на Землю. По мнению Мюллера, проблема могла быть решена лишь на основе разработки и внедрения в эксплуатацию многоразовых транспортных космических кораблей (МТКК). Таким образом, в качестве важнейшей причины для создания будущих "челноков" выдвигалась экономическая предпосылка.

Рождение и жизнь Space Shuttle

В апреле 1969 г. в аппарате NASA была создана рабочая группа по МТКК, который по мере продвижения исследований все более приобретал черты воздушно-космического самолета. С самого начала глубокую заинтересованность в создании такого летательного аппарата продемонстрировали и американские ВВС, наладив тесное сотрудничество с NASA. Под влиянием военных в качестве предпочтительного варианта была выбрана двухступенчатая система с полностью многоразовыми пилотируемыми ступенями. Постепенно началась и обработка общественного мнения в поддержку программы создания МТКК. Сенаторы-лоббисты приступили к борьбе за выделение соответствующего финансирования "подшефным" компаниям, особенно выделились калифорнийцы, настаивавшие на выборе базы ВВС Ванденберг в качестве второй площадки для запуска будущих воздушно-космических самолетов.

Следует подчеркнуть, что создание МТКК замышлялось в комплексе с межорбитальным транспортным аппаратом с ЖРД и разгонным блоком с ядерным двигателем, предназначенным для запусков полезных нагрузок к Луне и планетам. Ввод в строй всей системы в зависимости от уровня финансирования ожидался в 1975-1977 гг.

В феврале 1970 г. был образован совместный комитет по космическому транспорту, состоявший из представителей NASA и ВВС США. Комитет немедленно организовал конкурс по созданию МТКК со сроком подачи заявок 30 марта 1970 г. В мае NASA заявило о решении заключить два параллельных контракта: с космическим отделением фирмы North American Rockwell и фирмой McDonnell Douglas. На первом этапе конкурентам предстояло вы-

брать компоновку МТКК, обосновать применение подсистем, произвести эскизное проектирование и экономический анализ своего варианта. Стартовую массу МТКК ограничили 1500 т, в качестве типовой операции было выбрано обеспечение 12-местной орбитальной станции. На этом же этапе NASA оговорило ресурс многоразового корабля - 100 полетов, применение водородно-кислородных маршевых ЖРД, а также состав экипажа обеих ступеней - по два человека.

В проекте фирмы North American Rockwell предусматривался вертикальный старт, разделение ступеней на высоте 67,5 км при скорости 2800 м/с, маневр разгонной ступени (начальной массой 1243 т) с посадкой ее на обычном аэродроме, дальнейший разгон орбитальной ступени (начальной массой 328 т) с выходом на базовую орбиту высотой 435 км. Конструкторы McDonnell Douglas не смогли удержаться в рамках установленной массы системы, особенно после изменения заказчиком технического задания. В начале 1971 г. NASA совместно с BBC потребовали обеспечить возможность вывода полезной нагрузки массой 29,5 т на орбиту высотой 185 км. В результате масса "дугласовской" разгонной ступени возросла до 1715 т, а орбитальной - до 370...390 т. Переработка проекта фирмой North American Rockwell привела к еще большей взлетной массе системы - 2275...2290 т. В поисках путей сокращения стартовой массы МТКК фирмы Grumman и Boeing предложили использовать сбрасываемые топливные баки, а McDonnell Douglas, North American Rockwell и Lockheed - разгонные реактивные твердотопливные двигатели (РДТТ). Это обещало упростить эксплуатацию системы и позволило использовать накопленный опыт создания смесевых топлив.

В марте 1972 г. NASA выбрало непилотируемый вариант разгонной ступени в виде двух спасаемых ускорителей с РДТТ, соединенных параллельно с топливным баком. На основании тщательного анализа откорректированных предложений победителем конкурса была объявлена фирма North American Rockwell, которая получила так называемый твердый контракт на разработку орбитальной ступени. Создание водородно-кислородных ЖРД с возможностью многократного запуска было поручено отделению той же фирмы - Rocketdyne. Общий расчетный ресурс ЖРД тягой 170 тс у земли первоначально составлял 7,5 ч и 55 запусков. Разработку топливного бака и разгонных РДТТ выделили в качестве самостоятельных задач и поручили фирмам Martin-Marietta (бак) и Thiokol Chemical (РДТТ). Каждый из РДТТ у земли развивал тягу 1250 тс, через 20 с полета она возрастала до 1450 тс. Внешний топливный бак стартовой массой 745 т разделялся на два объема: для жидкого водорода (1520 м³) и жидкого кислорода (552 м³).

Первый экземпляр многоразового космического корабля, названный Columbia стартовал в космос 12 апреля 1981 г. Его экипаж состоял из командира Дж. Янга, ветерана NASA (это был его пятый полет) и пилота Р. Криппена. Выбор даты старта на первый взгляд кажется своеобразной заявкой на начало новой эры в пилотируемой космонавтике. Однако по плану первый МТКК должен был взлететь 10 апреля, но в тот день произошел отказ датчика топливного элемента и за 16 минут до момента пуска всю подготовку пришлось приостановить. Далее выявились неполадки в вычислительном комплексе, старт пришлось перенести на двое суток. В результате дата 12 апреля и для американцев стала национальным праздником. Спустя 54 ч и 20 мин после запуска, совершив 36 витков, корабль благополучно приземлился на авиабазе Эдвардс в Калифорнии. После посадки обнаружилось, что 16 плиток теплоизолирующего покрытия были потеряны, а еще 148 - повреждены еще на этапе запуска из-за акустического воздействия, создаваемого РДТТ.

В свой второй полет Columbia отправилась 12 ноября 1981 г., вновь с экипажем из двух человек: командира Дж. Энгла и пилота Р. Трули. Как и в первом полете, основной задачей была проверка работоспособности всех систем орбитального корабля. Кроме того, на борту имелось оборудование для уточнения аэродинамических параметров "шаттла" на этапе входа в атмосферу, а также ряд научных приборов. Следует отметить, что первоначальный полет был запланирован на 9 октября, но отложен из-за техни-

ческих неполадок на старте. Доработка системы термозащиты принесла плоды - ни одна из плиток на этот раз не была потеряна, хотя 12 из них и получили повреждения. Стартовая масса Columbia во втором полете составила 103,8 т, в то время как при первом старте она была несколько меньше - 98,6 т. Намеченную продолжительность полета пришлось уменьшить с пяти до двух суток из-за отказа одного из топливных элементов, снабжавших орбитальный корабль электроэнергией.

В дальнейшем американская программа полетов "шаттлов" развивалась планомерно, хотя и с огромным отставанием от темпов, намеченных в 1975 г. В строй были введены все пять кораблей (последний - в мае 1992 г.), но 28 января 1986 г. мир потрясла трагедия, произошедшая при очередном запуске многоразового корабля Challenger. Этот "челнок" был ветераном, отправлявшимся в десятую по счету космическую экспедицию. Экипаж из семи человек (в том числе две женщины) возглавлял командир Ф. Скоби, для которого этот полет был вторым.

Старт неоднократно переносился, в последний раз на два часа из-за сбоя в программе заправки бака жидким водородом. Уже на первой секунде после отрыва корабля от стартового стола на лентах фоторегистраторов стало заметно облако серого дыма, выходящего из боковой стенки правого РДТТ. Направление возникшей неплотности оказалось наиболее опасным - струя огня угрожала прожечь стенку подвесного топливного бака. На 37-й секунде полета автоматика силовой установки Challenger начала парирование ветрового возмущения, при этом тяга маршевых ЖРД была доведена до 104 %. РДТТ с увеличением скорости также наращивали силу тяги, когда на 59-й секунде полета из боковой поверхности правого разгонного блока появился уже не дым, а пламя. На 65-й секунде боковая стенка бака прогорела, а на 73-й секунде корабль, летящий со скоростью $M=1,92$ на высоте 13,8 км, окутался огненным шаром горящего водорода. Спустя доли секунды из облака выбросило громадные обломки: хвостовую часть корабля с двигателями, правое крыло и часть кабины экипажа.

Гибель орбитального корабля Challenger стала тяжелым ударом для NASA и потребовала сделать перерыв в полетах, продолжавшийся свыше 2,5 лет. Она продемонстрировала всему миру важнейший недостаток американского "челнока" - отсутствие штатных средств спасения экипажа в экстремальной ситуации и поставила

ЧАСТОТА ПУСКОВ SPACE SHUTTLE		
Год	Число пусков	
	Запланированных по программе NASA	Реально состоявшихся
1979	3	
1980	5	
1981	15	2
1982	24	3
1983	48	4
1984	60	5
1985	60	9
1986	60	2
1987	60	-
1988	60	2
1989	60	5
1990	60	6
Всего по 1990 г.	515	37
1991	-	6
1992	-	8
1993	-	7
1994	-	7
1995	-	7
1996	-	7
1997	-	8
1998	-	5
1999	-	3
2000	-	5
Всего по 2000 г.		100



Shuttle (способность к боковому маневру на 2000...2500 км) ставила в исключительно сложное положение отечественную систему ПКО. Совершив "бросок на север", американский корабль мог внезапно оказаться над территорией СССР и "опустить" в нужную точку груз массой до 25 т. Доложив об этой перспективе сначала Д.Ф. Устинову, а затем и Л.И. Брежневу, М.В. Келдыш заставил их поверить в реальность угрозы из космоса. Высшее политическое руководство уверовало в необходимость собственного "челнока", в то время как специалисты-ракетчики из экс-королевского ОКБ-1 испытывали определенные сомнения.

В мае 1974 г. объединенную организацию в составе ОКБ-1 и двигательного ОКБ-456, получившую название Научно-производственное объединение "Энергия", возглавил В.П. Глушко. Первым делом, заручившись поддержкой у Д.Ф. Устинова, он поставил крест на "лунной" ракете-носителе Н1, объявив ее двигатели "гнилыми". На августовском совещании с участием Устинова и министра общего машиностроения Афанасьева вместо "лунника" Валентин Петрович предложил создать многоцелевое семейство ракет РЛА-120, РЛА-135 и РЛА-150, способных выводить на околоземную орбиту полезную нагрузку массой 30, 100 и 250 т, соответственно. Впоследствии из всей тройки была создана только одна - РЛА-135, ставшая известной как "Энергия", по наименованию организации-разработчика. "Средняя машина" (по терминологии В.П. Глушко) должна была обеспечить вывод в космос советского воздушно-космического самолета. Его создание Глушко предложил возложить на КБ авиапромышленности. Любопытно, что необходимостью создания многоэтажного космического корабля попытались прикрыть провал лунной программы, объявив последнюю менее важной по сравнению с разработкой собственного варианта "челнока".

В феврале 1976 г. вышло постановление ЦК КПСС и Совмина СССР "О создании МКС в составе разгонной ступени, орбитального самолета, межорбитального буксира-корабля, комплекса управления системой, стартово-посадочного и ремонтно-восстановительного комплекса...". Головным разработчиком орбитального корабля было определено НПО "Энергия", которому поручалось создание комплекса бортовых систем и агрегатов для решения задач космического полета, разработка программ полета и логики работы бортовых систем, окончательная сборка корабля и его испытания, увязка наземных комплексов для подготовки и проведения пуска и организация управления полетом.

На начальном этапе рассматривались два варианта схемы: первый - самолетная схема с горизонтальной посадкой и расположением маршевых двигателей второй ступени в хвостовой части; второй - схема "несущий корпус" с вертикальной посадкой. Основным преимуществом второго варианта считалось сокращение сроков разработки, поскольку появлялась возможность использования опыта и задела по кораблям "Союз". В результате дальнейших исследований (и не без влияния "заокеанского опыта") была принята самолетная схема с горизонтальной посадкой как наиболее отвечающая требованиям, предъявляемым к многоэтажным системам. Создание конструкции корабля, разработка всех средств спуска в атмосфере и посадки, в том числе тепловой защиты и бортовых систем были поручены специально созданному для этих целей НПО "Молния" и Тушинскому машиностроительному заводу Министерства авиапромышленности. Разработку корабля "Буран" возглавил генеральный директор и главный конструктор НПО "Молния" Г.Е. Лозинко-Лозинский.

В отличие от американцев, советские конструкторы разместили маршевые двигатели на центральном блоке второй ступени носителя. Энергетическая и конструктивная развязка ракетной системы выведения и орбитального корабля позволила проводить независимую отработку носителя и орбитального корабля, упростила организацию работ и обеспечила одновременную разработку универсальной сверхтяжелой отечественной ракеты-носителя "Энергия". Ее первую ступень составляли четыре блока, в каждом из которых устанавливалось по одному сверхмощному кислородно-керосиновому четырехкамерному двигателю РД-170 тягой у земли 740 тс. Эти ЖРД создавались в КБ "Энергомаш" под

под сомнение целесообразность управления стартом с борта взлетающего орбитального самолета. Экипаж корабля Challenger оказался не в состоянии адекватно оценить возникшую угрозу, а специалисты наземных служб не могли вмешаться в управление системой.

Очередной, двадцать шестой по счету полет "челнока", начался 29 сентября 1988 г. Для корабля Discovery он стал седьмым, а для командира экипажа Ф. Хаука - третьим. После модернизации и проверки эффективности мер, направленных на повышение безопасности полетов, орбитальные корабли вновь стали с завидной регулярностью стартовать в космос, принимая на борт интернациональные экипажи. Начиная с мая 1995 г. было выполнено девять стыковок с российской орбитальной станцией "Мир", а впоследствии осуществлялись экспедиции и на международную орбитальную станцию.

"Челноки" продемонстрировали миру способность не только доставлять грузы на орбиту, но и возвращать обратно отработавшее или неисправное оборудование. С помощью орбитального самолета был выполнен ремонт космического телескопа "Хаббл", позволившего, по мнению специалистов, получить больше информации о дальнем космосе, чем удалось собрать ученым всего мира за весь предшествующий период изучения.

Но наряду с положительными качествами у "челноков" обнаружались и несомненные слабые стороны. Некоторые противники орбитальных кораблей в США вообще называют концепцию Space Shuttle "самой большой ошибкой" в истории NASA. Прежде всего они подвергают критике не оправдавшиеся прогнозы об уровне экономичности системы, ведь стоимость выведения одного килограмма полезной нагрузки с помощью американского МТКК в последнее время оценивают в \$22 тыс., что в 3...5 раз превышает аналогичный показатель российских РН "Союзов" или французских Ariane.

Одинокий полет "Бурана"

Из воспоминаний Б.Е. Чертока известно, что, воспользовавшись опубликованной в американской печати информацией о "челноке", некие "молодые и ретивые ребята" из Института прикладной математики АН СССР просчитали его возможные орбиты и "перепугали Келдыша" потенциальными военными возможностями МТКК. Оказалось, что непредсказуемость траектории Space



руководством главного конструктора В. Радовского. На второй ступени устанавливались четыре водородно-кислородных однокамерных двигателя РД-0122 тягой по 200 тс. Их разработка была поручена воронежскому КБ "Химавтоматика", возглавлявшемуся А. Конопатовым. Увы, эта схема (в отличие от американской) не обеспечивала спасения двигателей РН.

Основными целями создания корабля "Буран" были названы:

- комплексное противодействие мероприятиям противника по расширению использования космического пространства в военных целях;

- решение целевых задач в интересах Министерства обороны, народного хозяйства и науки;

- проведение военно-прикладных исследований и экспериментов в обеспечение создания больших космических систем;

- выведение на орбиты, обслуживание на них и возвращение на Землю космических аппаратов, космонавтов и грузов.

Работы по созданию орбитального корабля находились под жестким контролем Минобщмаша и правительства СССР. В 1977 г. был выпущен его технический проект. В конце 1981 г. генеральный конструктор В.П. Глушко принял решение о передаче разработки будущего "Бурана" в службу, возглавлявшуюся его первым заместителем Ю.П. Семеновым. Планер первого летного орбитального корабля был доставлен на космодром Байконур в декабре 1985 г.

Создание ракеты-носителя "Энергия" по срокам опережало разработку орбитального корабля. Руководство решило "подстегнуть" создателей "Бурана". В январе 1986 г. министр О.Д. Бакланов подписал приказ о создании трех оперативных групп. Первая, во главе с главным конструктором корабля Ю.П. Семеновым, должна была обеспечить подготовку орбитального корабля и всех технических средств к запуску в третьем квартале 1987 г. Подготовка многогранной космической системы, руководителем которой был назначен главный конструктор комплекса "Энергия-Буран" Б.И. Губанов, входила в задачу второй группы. Третья группа, во главе с замминистра С.С. Ваниным, занималась вопросами подготовки наземного и стартового оборудования. В соответствии с приказом министра все члены групп должны находиться непосредственно на космодроме до решения основной задачи - запуска комплекса "Энергия-Буран".

Отечественный орбитальный корабль был рассчитан на 100 полетов и мог выполнять полеты как в пилотируемом, так и в автоматическом режиме. Максимальное количество членов экипажа 10, при этом основной экипаж состоял из 4 человека, остальные - космонавты-исследователи. При стартовой массе до 105 т корабль был способен выводить на орбиту полезный груз массой до 30 т и возвращать с орбиты на Землю груз массой до 20 т. Диапазон высот рабочих орбит 200...1000 км при наклонениях от 51° до 110°. Расчетная продолжительность полета составляла 7...30 суток. Обладая высоким аэродинамическим качеством, корабль мог совершать боковой маневр в атмосфере до 2000 км. Программа МКС "Буран" первоначально предусматривала постройку трех орбитальных кораблей. В 1983 г. их число увеличили до пяти. Три корабля были изготовлены, два последних остались "на бумаге", если не считать отдельных агрегатов.

При обсуждении программы первого полета "Бурана" рассматривались два варианта: трехсуточный и двухвитковый полеты. В ходе трехсуточного полета можно было решить больше задач, но при этом существенно увеличивался необходимый объем экспериментальной отработки. Для двухвиткового полета можно было не устанавливать ряд агрегатов, таких как система электропитания на электрохимических генераторах, система открытия створок, радиаторы и ряд других, еще не доведенных "до ума". В то же время двухвитковый полет позволял выполнить основную задачу - проверку работоспособности системы на участках выведения, спуска в атмосферу и посадки на посадочную полосу.

26 октября 1988 г. после докладов о готовности всех систем и о метеорологическом прогнозе на ближайшие дни Государственная комиссия под председательством министра общемаша В.Х. Догужиева приняла решение о запуске ОК "Буран" 29 октября 1988 г. в 6 ч 23 мин московского времени. Подготовка к запуску проходила успешно, метеословия были благоприятными. Все команды по цикло-

грамме предстартовой подготовки исполнялись нормально. Оставалось отвести от "Бурана" переходный стыковочный блок, но за 51 с до команды "контакт подъема" в систему управления кораблем поступила команда "аварийное прекращение подготовки РН", по которой системы "Бурана" были автоматически приведены в исходное состояние и выключены со снятием бортового питания.

Анализ показал, что отбой запуска произошел из-за несвоевременного отвода платы системы азимутального наведения РН. После устранения всех замечаний, имевших место при предстартовой подготовке, и докладов о готовности к повторному запуску было принято решение о проведении повторной предстартовой подготовки и запуске 15 ноября 1988 г.

Предстартовая подготовка орбитального корабля началась за 11 ч до старта. Подготовка проходила без замечаний, все системы корабля функционировали исправно. Но на этот раз прогноз метеословий был неблагоприятным. Сразу после полуночи увеличилась облачность, пошел снег, порывы ветра достигли 20 м/с ("Буран" рассчитывался на посадку при скорости ветра до 15 м/с). На экстренном заседании Государственная комиссия приняла решение продолжать подготовку к пуску, который состоялся 15 ноября 1988 г. в 6 ч 00 мин. Корабль был выведен на орбиту с апогеем 263 км и перигеем 251 км.

Все системы в ходе трехчасового полета работали нормально. Наконец, на экранах мониторов ЦУПа появился возвращающийся "Буран". Пролетав предпосадочные маневры, он вышел точно на посадочную полосу, приземлился, пробежал 1620 м и замер. Боковое отклонение точки касания составило всего 3 м, а продольное - 10 м при скорости встречного ветра 17 м/с. Время полета составило 206 мин. Полет подтвердил правильность проектных и конструктивных решений, а также обоснованность и достаточность разработанной программы наземной и летной отработки.

При втором пуске с использованием второго орбитального корабля планировалось осуществить семисуточный полет в автоматическом режиме. В ходе полета предусматривалась стыковка со орбитальной станцией "Мир" и проверка работоспособности бортового манипулятора для доставки сменных научных модулей. Третий корабль готовился для пилотируемого полета. На нем должны были ввести все усовершенствования в конструкцию и си-





стемы, а также устранить все замечания по первым пускам. В дальнейшем предполагалось завершить его летную отработку "Буран", в том числе при длительных полетах (до 30 суток), и приступить к эксплуатации корабля, включая транспортно-техническое обслуживание орбитальных комплексов и выведение на орбиту беспилотных космических аппаратов.

Как и вся космонавтика, в 90-х годах система "Энергия - Буран" подверглась жесткой критике со стороны дилетантов. Общий спад и развал промышленности самым губительным образом отразился на этом проекте. Финансирование космических исследований резко сократилось, с 1991 г. система "Энергия-Буран" была переведена из Программы вооружений в Государственную космическую программу решения народнохозяйственных задач. Дальнейшее сокращение финансирования привело к невозможности продолжения работ по орбитальным кораблям "Буран". В 1992 г. Российское космическое агентство приняло решение о консервации созданного задела. К этому времени был полностью собран второй экземпляр орбитального корабля, завершалась сборка третьего с улучшенными техническими характеристиками. Решение РКА стало подлинной трагедией для многих участников создания системы, посвятивших ей более десятка лет.

"Экономика должна быть экономной!"

Вполне адекватную оценку качества прогнозов, обосновавших экономическую целесообразность создания многоразовых космических кораблей в конце XX века, дал Б.Е. Черток: *"Экономические расчеты для больших систем в принципе будут ошибочными, если исходными параметрами являлись субъективные предположения, политическая ситуация или выполнение конъюнктурного социального заказа"*.

Необходимо подчеркнуть, что, скорее всего, ни американские, ни наши руководители космической отрасли и верхнего эшелона страны никогда и не заблуждались относительно "финансовой стороны дела". В американских публикациях тщательно затушевывалась военная составляющая программы МТКК, в то время как советские средства массовой информации твердили об "агрессивных замыслах американской военщины" и столь же последовательно умалчивали об военных программах и задачах "Бурана". Между тем совершенно очевидно, что и Space Shuttle, и советский орбитальный корабль являлись многоцелевыми аппаратами с изрядным милитаристским уклоном. Просто в связи с огромной стоимостью и отсутствием по этой причине возможности разработки "чисто боевой" системы военные и гражданские "потребители" пошли на компромисс.

Вместе с тем, сравнение эффективности различных ракетно-космических комплексов только по критерию удельной стоимости вывода полезной нагрузки страдает однобокостью. Действительно, МТКК неконкурентоспособен по сравнению с одноразовыми РН в качестве средства выведения, зато он имеет абсолютное превосходство по удельной стоимости возврата полезной нагрузки с орбиты. Для сравнения: стоимость килограмма груза, вернувшегося с орбиты на "Союзе-ТМ" составляет, ни много ни мало, \$60 тыс., приблизительно втрое больше, чем у Space Shuttle. Еще более важно то, что в спускаемых аппаратах "Союзов" можно вернуть на Землю лишь незначительные по массе полезные нагрузки, порядка сотни килограммов в случае, если возвращаются два космонавта, и всего 20...30 кг, если в корабле трое.

Эта проблема уже неоднократно ставила отечественную космонавтику в трудное положение. Так, по ряду причин, прежде всего экономических, было бы целесообразно возвращать с орбиты часть оборудования "Прогрессов", как известно, сгорающих в атмосфере после выполнения своей миссии. К числу "дорогостоящих дефицитов" относятся, например, блоки системы "Курс", обеспечивающей стыковку космического "грузовика" с орбитальной станцией. Система производится в Украине, каждый ее комплект обходится сегодня в \$5 млн. Увы, лишь с помощью Space Shuttle удалось вернуть на Землю несколько демонтированных перед стыковкой комплектов.

Еще более драматично сложилась ситуация с отказами установок "Электрон", обеспечивавшей разложение воды с целью получе-

ния кислорода. Космонавты не смогли устранить неисправность на борту орбитальной станции, причины отказов долгое время оставались загадками и для специалистов наземных служб. Пришлось вновь прибегнуть к помощи Space Shuttle, американцы пошли навстречу и доставили на Землю отказавшую установку. Только после этого удалось разобраться в механизме возникновения неисправности. А знаменитый пожар на "Мире"? Тогда самовоспламенились регенерационные патроны, причем авария снова оказалась неожиданной для специалистов-разработчиков. На станции работал американский астронавт, назревал международный скандал. И вновь разобраться в причинах возникновения неприятностей удалось только после того как очередной орбитальный корабль доставил "вещественные доказательства" на Землю.

Что касается эффективности многоразовых кораблей при доставке блоков орбитальных станций, то и в этом случае не все однозначно. Орбитальный самолет способен буквально "на блюдечке с голубой каемочкой" доставить блок к станции. Отпадает необходимость в оборудовании блока системой ориентации, двигательной установкой, системой сближения. Доля этих элементов, становящихся абсолютно ненужными после стыковки блока со станцией, достигает 30 % от общей массы груза, выводимого на орбиту с помощью "Протона". Таким образом, нагрузка на грузе разнь.

И, наконец, еще один аспект. Сегодня кажется абсурдным обсуждать, нужна человечеству авиационная техника или нет. Бесспорно, что, помимо непосредственного эффекта от применения самолетов и вертолетов, существует и эффект опосредованный, через внедрение новых технологий, материалов, устройств, разрабатываемых прежде всего для авиационных нужд, а затем находящих другие сферы применения. С космической техникой та же история. Помимо очевидных достоинств - связи, глобального телевидения, метеорологии и (из песни слова не выкинешь) военной разведки, ракетно-космическая отрасль служит мощнейшим катализатором национальной науки и техники. К чему способно привести прекращение работ по наиболее перспективным и сложным космическим программам, в том числе по орбитальным кораблям нового поколения сегодня, когда многие аспекты стали намного понятнее, нежели в середине семидесятых? Научно-оборонно-промышленный комплекс страны практически замер, покорно ждет своей участи, и что же произошло с нашей невоенной высокотехнологичной промышленностью?

Сегодня, когда политическая и экономическая ситуация изменилась до неузнаваемости, Россия уже не в состоянии поддерживать уровень присутствия в космосе на "солидном" уровне. Ушел в прошлое одинокий "Буран", следующим шагом стало прощание с "Миром". Постепенно перед Россией встает угроза утраты пилотируемой космонавтики вообще. В этих условиях и американцам все труднее обосновывать необходимость продолжения эксплуатации столь дорогой системы, как Space Shuttle. Пока NASA приняла решение продлить ресурс каждому из оставшихся четырех Space Shuttle до 300 полетов. Американцы, не без помощи российских ракетчиков, вновь ввели в эксплуатацию одноразовые РН, вот уже несколько лет они эксплуатируют и собственный вариант "воздушного старта", в нашей стране только проектируемый. На 2002 г. намечено завершение программы создания спасательного корабля для международной орбитальной станции, такого мини-"челнока", постоянно пристыкованного к МКС. Но куда сложнее оказалось "протолкнуть" через конгресс идею создания воздушно-космического самолета второго поколения, требующего вложения астрономических сумм.

Впрочем, кто знает: быть может, под флагом разработки "нестратегической противоракетной обороны" и с учетом потенциальной угрозы для США, которую несут быстро развивающиеся космические отрасли Китая, Индии, Японии, а также "горячо любимых" Соединенными Штатами "изгоев" Северной Кореи, Ирана и Ирака, американские конгрессмены и сенаторы вдруг пересмотрят свои взгляды. Увы, на сей раз отечественные ученые и конструкторы, скорее всего, будут наблюдать за разворачивающейся гонкой со стороны. ◀

ЖРД

КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Геннадий Самарин,

Военная академия РВСН им. Петра Великого

Создание надежных и эффективных средств выведения космических аппаратов (КА) невозможно без соответствующей двигателестроительной базы. Ракетные двигатели на жидком и твердом топливе (ЖРД и РДТТ), используемые сегодня в ракетах-носителях (РН) и космических аппаратах, во многом определяют их облик, характеристики и возможности.

Разработка первых "космических" ЖРД началась в СССР и США практически одновременно в конце 50-х - начале 60-х гг. В основном это были двигатели для верхних ступеней (разгонных блоков) первых носителей, созданных на базе боевых ракет. Как правило, все они представляли собой однокамерные ЖРД небольшой тяги (35...305 кН) с насосной (реже вытеснительной) подачей топлива. Выполнялись они по схеме без дожигания генераторного газа. Характерно, что по основным параметрам (тяге, удельному импульсу и массе) технический уровень однотипных двигателей этого периода в обеих странах был примерно одинаков.

Отличительными особенностями ЖРД космического назначения по сравнению с их "боевыми собратьями" стали, во-первых, многократность запуска или наличие нескольких режимов работы (уровней создаваемой тяги) и, во-вторых, применение более широкого спектра компонентов топлива, в том числе криогенных.

Так, отечественные конструкторы создали двигатели РД-219 (1962 г.) и Д-49 (1964 г.) на азотнокислотных окислителях и несимметричном диметилгидразине (НДМГ) для вторых ступеней РН "Циклон" и "Космос"; кислородно-керосиновые ЖРД РД-0109 (1959 г.), РД-0110 (1961 г.) и С1.5400 (1965 г.) для блоков "Е", "И" и "Л" РН "Восток" и "Молния"; ЖРД РД-119 (1962 г.) на кислороде и НДМГ для второй ступени начального варианта РН "Космос". При этом, двигатель С1.5400 выполнялся по схеме с дожиганием окислительного газа. В это же время конструкторы США создали ЖРД LR-81-BA (1958 г.) и AJ-10-110 (1961 г.) на азотной кислоте и НДМГ для ступеней Agena и Delta, ЖРД AJ-10-138 (1964 г.) на азотном тетроксиде (АТ) и "аэрозине-50" для ступени Transtage; кислородно-водородный ЖРД RL-10-A1 (1961 г.) для ступени Centaur-A. Отметим, что последний двигатель был выполнен по безгазогенераторной схеме с газификацией водорода в тракте охлаждения камеры, он обладал значительным ресурсом и являлся первым в мире кислородно-водородным ЖРД.

Следующий этап развития ЖРД космического назначения связан с разработкой в 60-х годах тяжелых и сверхтяжелых РН: Saturn-IB и Saturn-V в США, "Протон" и Н1 в СССР. Для этого этапа характерно существенное увеличение тяги "космических" ЖРД, особенно предназначенных для первых ступеней. К решению этой трудной задачи отечественные и американские конструкторы подошли по-разному.

В СССР победило стремление увеличить не только тягу, но и экономичность новых "космических" двигателей. Для этого в них по аналогии с "боевыми" ЖРД было форсировано внутрикамерное

давление до 12...15 МПа и широко применены схемы с дожиганием генераторного газа (замкнутые схемы). Выбор тяги двигателей в пределах 1000...2000 кН был обусловлен тем, что при этом обеспечивалось минимальное значение удельной массы ЖРД. Немалое значение в выборе тяги сыграло и то, что в то время в СССР отсутствовало технологическое оборудование для изготовления деталей двигателей большей размерности.

Именно такую тягу имели однокамерные ЖРД РД-253 (1965 г.) на АТ и НДМГ для первой ступени РН "Протон" и НК-15 (1968 г.) на жидком кислороде и керосине для первой и второй ступеней РН Н1. Оба ЖРД отличаются высоким давлением в камере сгорания (15 МПа). В этих двигателях, выполненных по схеме с дожиганием окислительного газа, достигнуты наивысшие в мире для данного периода показатели конструктивного совершенства и экономичности - их удельные массы соответственно равны 0,72 и 0,81 кг/кН, а удельные импульсы у Земли составляют 2795 и 2970 Н·с/кг. Это несомненный успех отечественного двигателестроения.

Однако для создания надежной ДУ большой мощности, как показывает практика, силы тяги одного ЖРД в 1500 кН может оказаться недостаточно. Если двигатель РД-253 для тяжелой РН "Протон" (стартовая масса около 690 т) является почти оптимальным по тяге, и на ее первой ступени установлено лишь шесть таких ЖРД, то такого же количества НК-15 явно маловато для сверхтяжелой РН Н1 (стартовая масса более 2900 т). Для получения требуемой мощности ДУ на ее первой ступени конструкторы были вынуждены объединить уже 30 НК-15.

Американские специалисты в этот период сосредоточили все свои усилия только на наращивании тяги единичных ЖРД, сохраняя практически неизменными их остальные технические характеристики. Это позволило им очень быстро (к 1966 г.) создать самые мощные по тому времени однокамерные криогенные двигатели для РН Saturn-V - кислородно-керосиновый ЖРД F-1 (6770 кН) и кислородно-водородный ЖРД J-2 (1023 кН).

Оба двигателя выполнены по простой и хорошо освоенной схеме без дожигания генераторного газа, максимально конструктивно упрощены и имеют по сравнению с РД-253 и НК-15 низкие параметры рабочих процессов и экономичность. Так, у двигателя F-1 удельный импульс составляет лишь 2603 Н·с/кг против 2970 Н·с/кг у НК-15. Уступают американские F-1 и J-2 отечественным двигателям и по конструктивному совершенству. Их удельная масса соответственно равна

1,16 и 1,53 кг/кН, что значительно больше, чем у отечественных двигателей. Однако именно F-1 и J-2 обеспечили создание сверхтяжелой РН Saturn-V и успешные полеты американских астронавтов на Луну.

Третьим серийным американским кислородно-водородным двигателем стал мощный однокамерный ЖРД SSME - Space Shuttle Main Engine (главный двигатель космического челнока). Он был создан фирмой Rocketdyne, выбранной NASA после длительного и всестороннего изучения трех конкурсных проектов, представленных фирмами Aerojet (проект ЖРД AJ-550), Pratt-Whitney (проект форсированного варианта ЖРД RL-20) и Rocketdyne. К практической реализации данного проекта NASA привлекла также обе проигравшие фирмы в качестве соисполнителей. Поэтому SSME следует рассматривать как комплексную разработку всей американской двигателестроительной промышленности, хотя основная вклад, безусловно, был внесен фирмой Rocketdyne.

Для создания SSME понадобилось 10 лет (с 1972 по 1981 гг.). Однако и в последующие годы данный двигатель постоянно и успешно совершенствовался, особенно в направлении повышения его надежности и ресурса. Заметим, что в связи с многообразием использования в основу конструкции был положен принцип блочности - все основные узлы и агрегаты двигателя выполнены в виде отдельных, легко демонтируемых блоков с разъемными соединениями между ними. Эти блоки хорошо приспособлены для контроля за их техническим состоянием в ходе предполетной подготовки или межполетного обслуживания и могут быть при необходимости легко заменены без снятия самого ЖРД с орбитального корабля.

SSME построен по схеме с дожиганием в камере восстановительного генераторного газа, выработка которого производится в двух газогенераторах. Первый вырабатывает газ с температурой 950K и питает турбину автономного ТНА водорода, второй производит газ с температурой 800K для привода аналогичного ТНА кислорода. Отработав на соответствующих турбинах, газы направляются по газовадам в камеру сгорания, где дожигаются с оставшимися компонентами реактивного топлива. При этом в обоих газогенераторах газифицируется около 80 % водорода и 10 % кислорода.

Камера SSME состоит из блока смесительной головки и двух охлаждаемых съемных блоков корпуса - камеры сгорания с небольшим участком сопла (до степени расширения 5) и оставшейся части сопла. Все блоки соединяются фланцевыми соединениями. На охлаждение первого блока корпуса используется около 20 % жидкого водорода, который затем последовательно поступает на привод ТНА горючего, охлаждение корпусов турбин, газовадов и пори-

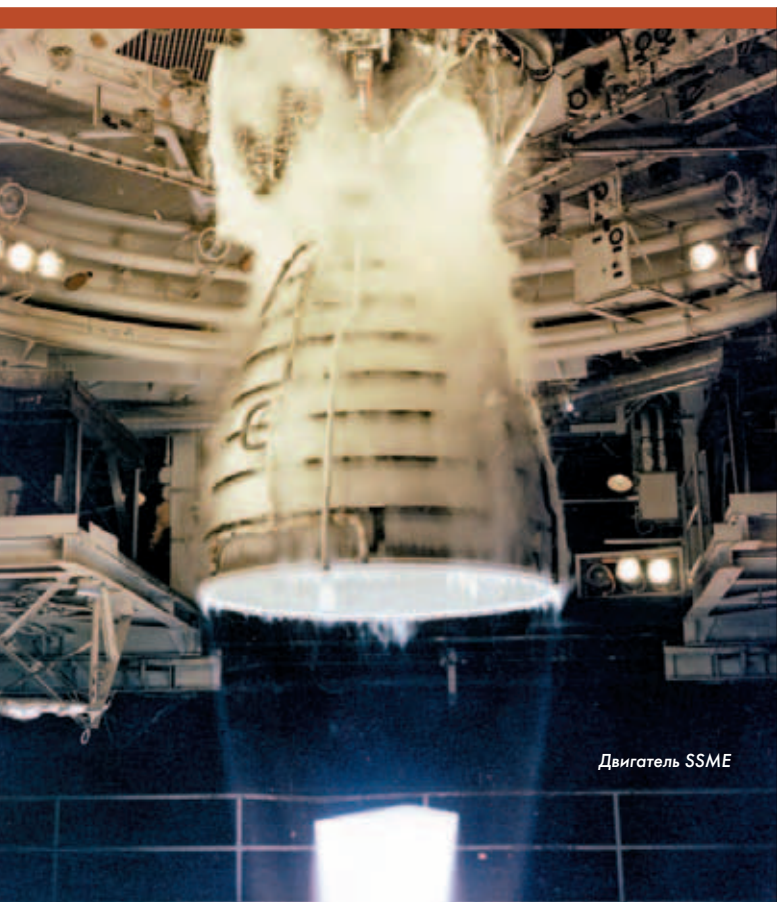
стых днищ смесительной головки. Охлаждение второго блока корпуса обеспечивается 25 % жидкого водорода, подмешиваемыми затем к основному 55-процентному потоку жидкого водорода, направляемому в газогенераторы сразу после ТНА.

Смесительная головка SSME - литая, стальная. У нее четыре днища - два вогнутых к центру конических (наружное и среднее) и два плоских, пористых (промежуточное и огневое). В полость между первой парой днищ поступает жидкий кислород, в полость между второй парой - чистый газообразный водород с температурой около 300K после охлаждения корпусов турбин и газовадов, а в полость между парами днищ - генераторный газ после турбины ТНА. Пористые днища охлаждаются водородом при его "выпотевании". На 13-ти концентрических окружностях расположено 600 двухкомпонентных коаксиальных струйных форсунок типа "трубка в трубке", аналогичных примененным в ЖРД J-2. Все трубки стальные, они соединяются с днищами путем сварки трением. По внутренним трубкам в камеру поступает жидкий кислород. 75 форсунок выступают внутрь камеры для создания антипульсационных перегородок в виде кольца с пятью радиальными расходящимися лучами. Через кольцевые межтрубчатые щели этих форсунок, а также через щели всех форсунок периферийного ряда в камеру из полости между пористыми днищами подается чистый газообразный водород. Он охлаждает выступающие форсунки и создает пристеночную газовую завесу. Через щели остальных форсунок в камеру поступает генераторный газ. В центре головки внутри сплошного цилиндрического медного стакана, пронизывающего все днища и припаяного к ним, размещается электросвеча. На внешней стороне головки расположен узел крепления камеры к карданному подвесу, обеспечивающему качание всего двигателя.

Первый блок корпуса (до степени расширения 5) имеет паяно-сварную оболочечную конструкцию. Его внутренняя стенка из сплава меди, серебра и циркония имеет 390 выфрезерованных продольных каналов прямоугольного сечения для прохода охладителя. Ширина и глубина этих каналов, а также толщина полученных при этом ребер и внутренней стенки переменны по длине камеры и составляют в критическом сечении соответственно: 1 мм, 2,5 мм, 1 мм и 0,71 мм. Температура внутренней стенки в критическом сечении не превышает 810K при удельном тепловом потоке около 164 МВт/м². После фрезерования каналы заполняются парафином, а на внутреннюю оболочку гальваническим методом осаждается медно-никелевый слой толщиной 1,5...2 мм. Он надежно скрепляется с вершинами ребер и после выплавки парафина герметично (кроме мест ввода и вывода охладителя) закрывает снаружи охлаждающие каналы. К медно-никелевому слою серебряным припоем по всей поверхности припаяется наружная оболочка, которая состоит из двух половин, изготовленных штамповкой из высокопрочного никелевого сплава. Оба стыка перед пайкой завариваются. Коллектор подвода водорода расположен в нижней (сопловой) части блока, а коллектор отвода - с противоположной стороны около фланца его крепления к газовадам и головке.

Второй блок корпуса выполнен из 1086 стальных нержавеющей трубок, имеющих увеличивающееся к срезу сопла прямоугольное поперечное сечение и стенки с толщиной около 0,2 мм. Трубки отпрофилированы, соединены между собой пайкой серебряным припоем и подкреплены снаружи припаянными стальными бандажными кольцами. Коллектор подвода водорода расположен на срезу сопла. Из него охладитель по трубкам движется к его началу и через коллектор отвода направляется в газогенераторы.

Оба газогенератора практически идентичны по конструкции. Они содержат смесительные головки, аналогичные примененным в камере с двухкомпонентными коаксиальными струйными форсунками и двухстенные оболочечные паяно-сварные цилиндрические корпуса из жаростойкого сплава на никель-кобальтовой основе. Корпуса имеют наружное регенеративное и внутреннее завесное охлаждение водородом от периферийного ряда форсунок. На смесительных головках со стороны зон горения установлены крестообразные плоские двухстенные антипульсационные перегородки, охлаждаемые водородом. По центру головок газогенераторов расположены электросвечи.



Двигатель SSME

ХАРАКТЕРИСТИКИ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫХ ЖРД ПЕРВЫХ И ВТОРЫХ СТУПЕНЕЙ РН

ЖРД Фирма, год создания	Страна, тип РН	Схема ЖРД	Тяга в пустоте, кН	Удельный импульс, Н·с/кг	Давление в камере сгорания, МПа	Удельная масса двигателя, кг/кН
J-2 Rocketdyne, 1966	США, Saturn-V	Без дожигания, 1 камера + 2 ТНА	1023	4168	5,4	1,53
SSME Rocketdyne, 1981	США, Space Shuttle	Замкнутая, 1 камера + 2 ТНА	2090	4464	20,7	1,52
RL-10-A1 Pratt-Whitney, 1960	США, Centaur	Без газогенератора, 1 камера + 1 ТНА	66,7	4227	2,07	1,99
РД-0120 КБХА, 1988	СССР, "Энергия", "Ангара"	Замкнутая, 1 камера + 1 ТНА	1900	4550	21,5	1,58
РД-56 КБХМ, 1974	СССР, "Шторм", КВРБ	Замкнутая, 1 камера + 1 ТНА	74	4306	5,9	2,01

ТНА кислорода и водорода приводятся одинаковыми осевыми двухступенчатыми реактивными газовыми турбинами. Однако центробежные насосы разные - двухступенчатый для подачи окислителя и трехступенчатый - горючего. Турбины и насосы обоих ТНА установлены соосно и вращаются с постоянной частотой: 465 рад/с в ТНА кислорода и 580 рад/с в ТНА водорода. В насосе окислителя через первую ступень с двухсторонней крыльчаткой закрытого типа проходит весь кислород. Давление на выходе первой ступени около 32 МПа. Вторая ступень данного насоса является малорасходной, обеспечивает дополнительное (до 53 МПа) повышение давления кислорода, направляемого в газогенераторы, и имеет одностороннюю крыльчатку закрытого типа. В насосе горючего все три ступени с одинаковыми односторонними крыльчатками закрытого типа обеспечивают результирующее повышение давления водорода до 43 МПа. Подшипники в обоих ТНА шариковые, сдвоенные. Они охлаждаются и смазываются основными компонентами. Важной особенностью турбин ТНА является охлаждение их корпусов газообразным водородом, для чего они выполнены двухстенными. Так же охлаждаются и оба газоведа двигателя.

Бустерные насосные агрегаты окислителя (БНАО) и горючего (БНАГ) содержат одноступенчатые осевые насосы и осевые турбины - гидравлическую шестиступенчатую турбину по кислороду и газовую двухступенчатую по водороду. БНАО имеет мощность около 1,1 МВт, вращается с частотой 85 рад/с и повышает давление кислорода с 0,7 до 3,2 МПа. Для питания его турбины расходуется около 20 % окислителя после первой ступени насоса соответствующего ТНА, сбрасываемого затем в перекачиваемый поток. БНАГ имеет мощность около 2,1 МВт, вращается с частотой 267 рад/с и повышает давление водорода с 0,2 до 1,9 МПа.

Запуск - плавный, бесступенчатый. Он производится по принципу "самозапуска" от давления на входе в двигатель и обеспечивается первоначальным воспламенителем в обоих газогенераторах от электросвеч. Управление запуском и выключением, а также регулирование тяги и соотношения компонентов в ходе работы ЖРД осуществляются пятью основными шаровыми клапан-регуляторами с гидроприводами. Они установлены в магистралях питания камеры и газогенераторов. Имеется развитая система контроля и диагностирования текущего технического состояния двигателя и протекающих в нем процессов, обеспечивающая предотвращение отказов и аварийных ситуаций.

Двигатель SSME монтируется на карданном подвесе, обеспечивающем (совместно с гидроприводами) отклонение двигателя на углы до 10,5° в вертикальной плоскости и до 7,5° в горизонтальной плоскости независимо от двух других двигателей маршевой ДУ. Бустерные насосные агрегаты установлены на подводющих магистралях орбитального корабля неподвижно и соединяются с остальной конструкцией двигателя трубопроводами с гибкими сильфонными участками.

Сегодня ЖРД SSME является самым совершенным американским "космическим" двигателем. Это единственный в мире ЖРД, реально обеспечивающий многократное (до 25 полетов) использование. Он практически доказал в ходе пятнадцатилетней эксплуатации свою высокую надежность и ресурс.

В последующие годы конструкторы США не создали ни одного нового мощного ЖРД, концентрируя все свои усилия только на модернизации существующих двигателей, а также на совершенствовании технологии их производства, снижении стоимости и повышении надежности. ◀



ДИСПЕРСНОСТЬ

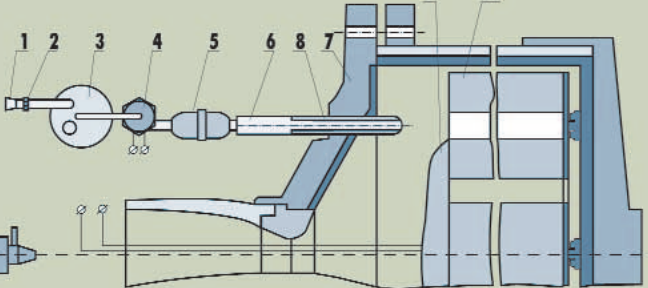
ЧАСТИЦ КОНДЕНСИРОВАННОЙ ФАЗЫ В ПРОДУКТАХ СГОРАНИЯ РДТТ

Юрий Кочетков, начальник отдела
ФГУП "Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша", д.т.н.

Наличие конденсированной фазы - жидких и твердых частиц окислов металла - является особенностью продуктов сгорания РДТТ. В смесевые ракетные топлива металлический порошок (чаще всего алюминий) добавляют для повышения энергетических характеристик двигателей. Но наряду с достоинствами такое решение порождает ряд проблем, связанных с повышенной эрозией, а также с недобором удельного импульса тяги из-за образования конденсированной фазы. Получение достаточно полной и надежной информации об уровне дисперсности частиц в ходе создания и испытания двигателей позволяет осуществить диагностику протекающих в них процессов и принять соответствующие меры. Показатели дисперсности используются разработчиками в качестве исходных данных при расчетах светимости факела, степени эрозийного разрушения стенок сопла и ряда энергетических характеристик и при определении параметров демпфирования акустических колебаний.

Наиболее надежным способом определения дисперсности является экспериментальный. В Центре Келдыша разработана экспериментальная установка (рис. 1), позволяющая проводить забор пробы из камеры сгорания и обеспечивающая представительный отбор в изокINETическом режиме. Она годится для любых РДТТ и прошла апробирование на модельных камерах с диаметрами критического сечения сопла $d_{кр} = 16$ и 50 мм. Эксперименты, проведенные с помощью этой установки, позволили получить необходимые для расчетов функции распределения, зависящие от давления, рецептуры топлива, содержания конденсированной фазы и габаритов камеры.

Рис. 1. Установка для отбора конденсированной фазы из камеры сгорания и из факела модельного РДТТ ($d_{кр} = 50$ мм). 1 - фильтр-элемент; 2 - дроссельная шайба; 3 - барботажная камера; 4 - циклон; 5 - обратный клапан; 6 - газоход; 7 - корпус; 8 - пробоотборник; 9 - воспламенитель; 10 - заряд



Установка включает в себя пробоотборник с прогорающей в процессе работы заслонкой, охлаждающий тракт, обратный клапан, циклон, барботажную камеру и фильтровальное устройство, которые обеспечивают практически стопроцентный захват частиц различных размеров. Мерная шайба обеспечивает изокINETические условия затекания в отборник. Заслонка на входе и обратный клапан перед циклоном отсекают начальный и конечный участки горения заряда для отбора пробы на установившемся ре-

В ноябре 2000 г. в Риме прошла практическая конференция, посвященная проблемам использования ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ). Наметившееся повышение интереса к РДТТ повлекло за собой разработку ряда перспективных ракет-носителей с двигателями этого типа. Вместе с тем, эффективное применение твердотопливных двигателей по-прежнему сопряжено с необходимостью решения проблем, связанных с наличием конденсированной фазы в продуктах сгорания двигателей.

жиме по давлению. Давление в отборнике примерно такое же, как в камере сгорания.

Для повышения точности и представительности изучаемых спектров частиц в рассматриваемой точке камеры сгорания взятая проба замораживается продуктами сублимации и транспортируется по тракту пробоотборника в твердом виде. Полученные в результате проведения экспериментов частицы конденсированной фазы, препарируются и подвергаются химическому и рентгеноструктурному анализу с целью определения состава и модификаций окислов.

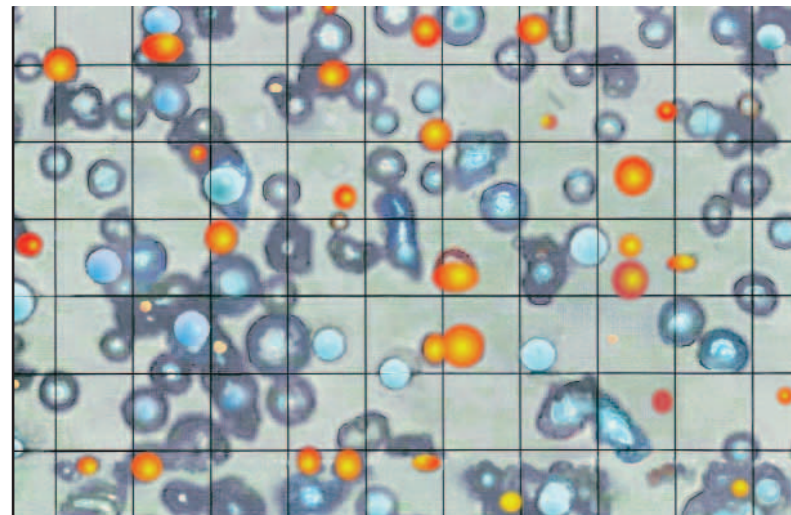


Рис. 2. Крупная фракция

Дисперсный анализ частиц осуществлялся по методу В.И. Шевцова и Е.И. Гусаченко (ОИХФ, г. Черноголовка). В основу метода положено седиментационное разделение пробы на две фракции (крупную и мелкую) с последующим прямым подсчетом частиц соответственно под оптическим (увеличение 1000 \times) и электронным (10 000 \times) микроскопами. Граница разделения (3...4 мкм) теоретически обоснована и соответствует двум механизмам образования окислов. Для крупной фазы таким механизмом является гетерогенное окисление с последующим накоплением окиси на горячей поверхности исходного металла, как правило, алюминия. Для мелкой - парофазный механизм с образованием ядер конденсации (Al_2O_3) на некотором расстоянии от поверхности горячей частицы и дальнейшим их ростом вследствие броуновской коагуляции. Полученные функции распределения обеих фракций "сшивались" пропорционально их массам, определенным с большой точностью на аналитических весах.

Микроскопический анализ конденсированной фазы показал, что частицы мелкой фракции имеют, в основном, правильную сферическую форму. Крупные частицы в большинстве своем также сферические, но они несколько деформированы. При этом отдельные из них (рис. 2) имеют эллипсоидную или близкую к ней

форму, что связано с эволюцией по мере перемещения частиц в камере сгорания (процессы коагуляции, дробления).

При подробном рассмотрении мелкой фракции в продуктах сгорания некоторых видов топлив были обнаружены частицы весьма незначительных размеров (сотни ангстрем) и очень узкого спектра. Среди частиц мелкой фракции они выглядят как "снежок" (рис. 3). Анализ показал, что причина возникновения "снежка" свя-



Рис. 3. Мелкая фракция

зана с местной концентрацией паров метана при резком снижении температуры и замораживании частиц, а также с физико-химическими превращениями газообразных соединений металла (AlH_x , AlO , Al_2O и др.) в конденсированную окись (Al_2O_3).

Количественный анализ проводился в ОИХФ по результатам обмера частиц (с использованием трафарета) под электронным и оптическим микроскопами. В результате исследований были получены массовые плотности распределений и средние размеры частиц (среднемассовый - d_{43} , поверхностно-объемный - d_{32} , и др.). Полученные кривые имели бимодальный характер, отражающий два основных физико-химических процесса спектрообразования. При изучении влияния на спектр различных параметров была введена интегральная характеристика - среднемассовый размер $d_{43} = \sum d_i g_i / \sum g_i$, где d_i - размер i -ой частицы; g_i - массовая доля частиц d_i -го размера в общей совокупности всех частиц.

Анализ, выполненный с привлечением данных ОИХФ, показал, что наибольшее влияние на размер и форму частиц оказывает давление в камере сгорания РДТТ (рис. 4). Зависимость $d_{43}(p_k)$ имеет немонотонный характер с ярко выраженным минимумом при давлении около 20 атм. Увеличение среднемассового размера частиц при повышенных давлениях связано с ростом концентрации частиц в единице объема и активизацией процессов коагуляции. При малых величинах давления скорость горения топлива внутри агломерата уменьшается. Следовательно, увеличивается время, необходимое для слияния отдельных частиц металла в более крупные.

При расчете двухфазного течения можно пользоваться эмпирической зависимостью, связывающей среднемассовый размер частиц с величиной давления:

$$d_{43} = \exp\{A + B \cdot \ln(p_k) + C \cdot \ln^2(p_k)\},$$

где $A = 1,2038722$, $B = -0,069493473$, $C = 0,17513870$.

Существенное влияние на размер частиц оказывает исходный спектр. При этом формирование крупной фракции определяется размерами горячих частиц металла в агломерате. Диаметр частиц агломерата пропорционален диаметру частиц исходного порошка металла. Размер частиц мелкой фракции зависит от количества металла, испарившегося с поверхности. Наиболее вероятный размер частиц мелкой фракции находится в интервале 1...2 мкм, а крупной - может колебаться вблизи 5...7 мкм. Некоторые вариации размеров (до 10 %) связаны с конкретной рецептурой топлива.

Важным моментом при анализе эволюции диаметра частиц является учет влияния размеров камеры РДТТ, определяющих время пребывания частиц в потоке $\tau_{пр}$ и число столкновений между частицами, приводящих к их коагуляции и дроблению.

Для конкретных двигательных установок можно получить частные зависимости $d_{43}(\tau_{пр})$. Большой интерес представляет обобщенная универсальная корреляционная зависимость, полученная путем анализа результатов экспериментов, выполненных отечественными и зарубежными исследователями, в том числе и на натуральных двигателях. Анализ подтвердил, что с ростом диаметра D камеры сгорания РДТТ среднемассовый размер частиц увеличивается. Соответствующая зависимость может быть аппроксимирована формулой $d_{43} = 1,6 \cdot D^{0,2}$, с помощью которой можно прогнозировать уровень дисперсности конденсированной фазы для натуральных двигателей.

Дисперсность в камере сгорания определяет всю последующую эволюцию частиц при движении по соплу. Для изучения взаимосвязей были проведены одновременные отборы частиц из камеры сгорания и со среза сопла. Полученные данные сравнивались с результатами расчетов двухфазного течения продуктов сгорания в профилированном сверхзвуковом сопле по методике А.П. Тишина. Результаты расчетов показывают хорошее совпадение с экспериментальными данными.

В настоящее время в Центре Келдыша накоплен значительный объем информации о параметрах дисперсности продуктов сгорания основных смесевых твердых топлив. Центр располагает всем необходимым для проведения соответствующих исследований применительно к топливам любого типа. ◀

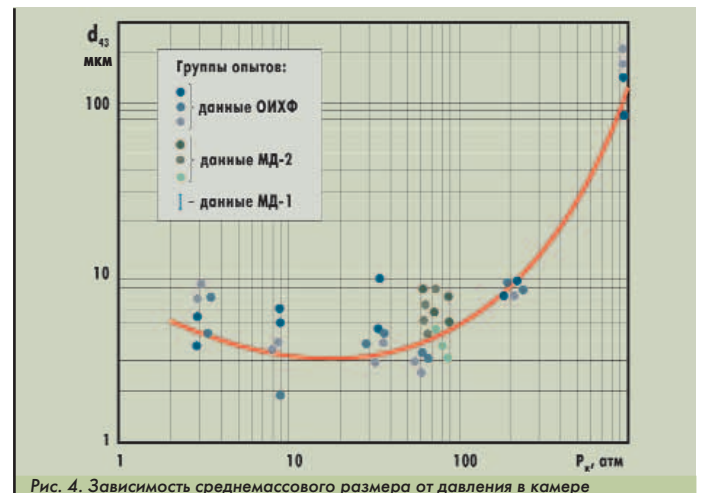


Рис. 4. Зависимость среднемассового размера от давления в камере

DIGEST

DISPERSIVITY OF THE CONDENSED PHASE IN COMBUSTION PRODUCTS OF SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINES (SPRE)

The efficient operation of solid-propellant engines entails the necessity to solve problems caused by the presence of the condensed phase in engine combustion products. Keldysh Center developed an experimental installation intended for SPRE of any type. The installation makes possible to sample combustion products out of the combustor in isokinetic mode of operation. The microscopic analysis of the condensed phase showed that small-size particles have, typically, a spherical shape. Large particles in the majority are also spherical, but they are deformed a little (like an ellipse). The quantitative analysis made possible to get particle-size distribution and average sizes of particles. The resulting curves had a bimodal pattern. The dependence of average particle sizes has minimum at 20-atm pressure in SPRE combustion chamber. For bi-phase flow the empirical relation between the average size of particles and pressure was derived. Calculation results of bi-phase flow of combustion products in the shaped supersonic nozzle showed good agreement with the experimental data. Nowadays, Keldysh Centre accumulated a great volume of data relating to dispersivity of combustion products of basic solid heterogeneous propellants. The Centre has all capabilities for appropriate studies of fuels.

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА



США

В КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММАХ США

ФГУП "Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша":

Михаил Куранов, нач. отдела, к.т.н., **Павел Курсков**, гл. специалист по РДТТ, к.т.н., **Вадим Миронов**, нач. отделения, д.т.н.

Ракетное вооружение США различного назначения создавалось преимущественно на базе ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ). Отечественные ракеты стратегического назначения, некоторые зенитные системы длительное время создавались на базе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Примерно к 1985 г. был достигнут паритет в части уровня передовых технических решений, производственных мощностей, разработки новых материалов, перспективных топлив, по уровню энергомассовых характеристик маршевых РДТТ для ракет стратегического назначения СССР и США. Более того, отечественные разработки по схемно-конструкторским решениям, твердым топливам, материалам различного назначения приводили, как правило, к оригинальным и столь же эффективным решениям. Поэтому при надлежащем финансировании стала возможной разработка и производство отечественных РДТТ для боевых систем любого назначения, не уступающих зарубежным аналогам. Но достигнутый паритет ограничен только военной сферой применения РДТТ. В отношении масштабов использования РДТТ в космических программах для средств выведения или межорбитальной транспортировки различие огромно.

Если автоматический перенос положительного опыта США в создании и использовании твердотопливных ускорителей (в том числе многосекционных) применительно к российским условиям (климат, внутриконтинентальное расположение космодромов) далеко не бесспорен, то американский опыт двойного применения лучших образцов боевой ракетной техники и сопутствующих технологий достоин самого внимательного изучения и освоения. По широте использования РДТТ в космических программах Россию превосходят также Франция и Япония.

Следует отметить, что:

- все важнейшие разработки (новые схемные решения, топлива и материалы) осуществлялись при создании боевых систем и в их интересах. Многие из этих разработок не используются (или пока не используются) в РДТТ, предназначенных для космических программ. Например, топливо НТРВ, разработанное для МБР

Minuteman, широко используется во многих РДТТ космического назначения, а более эффективное топливо NEPE применяется только в БРПЛ Trident-2. Углеродные волокна для изготовления корпуса РДТТ впервые применены в БРПЛ Trident-2, а затем при изготовлении корпусов навесных CY GEM-40, -46, -60 в РН Delta IV;

- объемы производства топлива и материалов РДТТ космического назначения в настоящее время значительно превосходят предназначавшиеся для изготовления "боевых" РДТТ даже в годы их максимального производства.

Структура твердотопливного двигателестроения США несколько отличается от отечественной. В США, как и в России, существует ряд крупных ракетных фирм - Boeing, McDonnell Douglas, Lockheed Martin, Orbital Sciences Corporation, однако производством РДТТ занимаются специализирующиеся на этом компании - Thiokol Corporation, United Technologies Corporation, Aerojet General. Так, фирма Thiokol Corporation разрабатывает рецептуры твердого топлива, корпуса и сопловые блоки, проводит формование корпуса снаряженного, выполняет окончательную сборку двигателя. Более того, фирма Thiokol Corporation разрабатывает и изготавливает необходимое технологическое оборудование (смесители топливной массы, дозаторы и др.), занимается утилизацией РДТТ с закончившимся гарантийным сроком, производит необходимые теплозащитные материалы и полуфабрикаты для них. Исключением является фирма Alliant Techsystems Inc., которая является двигательной фирмой в нашем, российском понимании: она изготавливает сопловые блоки (в том числе поворотные управляющие), корпуса, а заполнение топливом осуществляется "топливными" фирмами (Thiokol и др.).

Твердотопливные ускорители

При создании и проектировании в США твердотопливных ускорителей (ТУ) прослеживаются следующие тенденции:

- стремление к унификации, которая позволяет создавать гибкие, универсальные и многофункциональные системы ракетносителей;

ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РДТТ В СРЕДСТВАХ ВЫВЕДЕНИЯ США И РОССИИ

Класс средства выведения	Область применения		
		США	Россия
Стартовые ускорители	Навесные, массой до 50 т	Семейство РН Delta с ТТУ Castor и GEM	-
	Многосекционные, массой 100...500 т	МТКК Space Shuttle, РН Titan	-
РН легкого и среднего класса	Стационарные РКК	РН Athena, Taurus	-
	Мобильные РКК	РН Pegasus	РН "Старт"
Средства межорбитальной транспортировки	Перигейные, апогейные РДТТ	Семейство STAR	-
	Разгонные блоки	Burner-2, PAM, IUS	-

- поэтапность модернизации систем, блоков, модулей и т.п., основная направленность которой - снижение стоимости, постепенное освоение новых технических решений, материалов и технологий;

- разделение ТТУ на две группы - навесные, число которых доходит до девяти, а масса не превышает 16 т, и многосекционные - числом не более двух и массой до 500 т.

Установка навесных стартовых ускорителей является одним из способов повышения начальной тяговооруженности ракет-носителей (РН). Примерами унификации и поэтапной модернизации являются навесные ТТУ семейств Castor и GEM. Так, в ТТУ GEM используется корпуса из графитового волокна с эпоксидным связующим вместо традиционных стальных, которые ранее применялись в ТТУ Castor.

Примерами многосекционных стартовых ускорителей являются ТТУ МТКК Space Shuttle и РН Titan-4. Корпус крупногабаритного многосекционного ТТУ используется в качестве силового элемента, на который опирается РН на стартовом сооружении, что позволяет облегчить силовую раму и корпус РН с ЖРД. Применение многосекционных ТТУ стало характерной чертой большинства зарубежных тяжелых носителей.

Возникающие при применении ТТУ проблемы, связанные с неодинаковой тягой секций и одновременным окончанием работы РДТТ, обычно устраняются путем увеличения продолжительности спада давления до 10...15 с вместо обычных 3...4 с.

Маршевые РДТТ РН легкого и среднего класса

Для РН легкого и среднего класса, характерным является следующее:

- применение в качестве маршевых двигателей исключительно РДТТ;
- все такие РН являются примерами реализации концепции РДТТ двойного назначения.

Почему США в РН с полезной нагрузкой до 1,5 т и стартовой массой до 120 т используют в качестве маршевых двигателей исключительно РДТТ несмотря на более низкий, чем у ЖРД, удельный импульс тяги и, соответственно, большую стартовую массу?

Ответ на этот вопрос заключается в простоте обслуживания и подготовки к пуску, меньшей стоимости отработки, в возможности подвижного старта, высокой надежности. Кроме того, возможны унификация проектируемых РН с РДТТ и использование принципа двойного назначения. Наиболее яркими примерами унификации являются:

- РН Pegasus воздушного базирования, которая с самого начала разрабатывалась как боевое средство доставки и средство выведения на орбиту (с апреля 1990 г. по октябрь 2000 г. осуществлено 27 пусков, из них шесть с самолета-носителя B-52, остальные - с L-1011);

- в РН Taurus используется первая ступень МБР МХ (либо ее модификация - Castor-120) и все три ступени РН Pegasus (в 1998 г. были запущены две РН Taurus - одна с 1-ой ступенью МБР МХ, другая - с Castor-120);

- модифицированная первая ступень МБР МХ (Castor-120) используется в целом ряде американских РН (LLV - Athena-I, -II, Delta light), а также предполагается к использованию в качестве первой ступени европейской РН Vega K3.

В апреле 1987 г. фирма Orbital Sciences Corporation приступила к разработке РН авиационного базирования Pegasus. Первоначально ракета Pegasus создавалась как носитель ядерных или высочоточных неядерных боезарядов. Использование РН Pegasus в качестве средства выведения на орбиту дает возможность либо полностью избавиться от зон падения, либо обеспечить большую

свободу в выборе трасс пусков и наклонений орбит, возможность запуска на экваториальные или приполярные орбиты с минимальными потерями баллистической эффективности.

В первоначальном варианте РН Pegasus имела длину 14,8 м, диаметр 1,27 м, массу 18,3 т без полезной нагрузки. Запуск производится с самолета-носителя (B-52 или L-1011) на высоте 12 000 м при числе Маха 0,8. Маршевые РДТТ изготавливает фирма Hercules. РДТТ первой ступени Orion 50S имеет стационарное сопло. Управление полетом после отделения от самолета-носителя и на этапе работы первой ступени осуществляется аэродинамическими рулями. РДТТ первой ступени развивает тягу 49,6 тс в течение 71 с. РДТТ второй ступени Orion 50 имеет поворотное управляющее сопло и развивает тягу 12,5 тс в течение 72 с. РДТТ третьей ступени Orion 38 также имеет поворотное управляющее сопло и развивает тягу 4,4 тс в течение 72 с. Управление по крену на этапе работы второй и третьей ступеней, а также во время баллистических пауз производится двигателями ориентации и стабилизации, которые используются также для ориентации и закрутки полезной космического аппарата.

Фирма Orbital Sciences Corporation провела модернизацию РН Pegasus, которая включала в себя:

- ввод дополнительной четвертой ступени (на ЖРД) HAPS (Hydrazine Auxiliary Propulsion System);
- увеличение длины двух первых ступеней (+24 % топлива на первой ступени, +30 % - на второй).

Этот вариант РН, названный Pegasus XL, имеет длину 16,5 м и массу 22,7 т. Его грузоподъемность на 60 % больше, чем у первоначального варианта. Начиная с 1996 г. в серийном производстве находится только версия Pegasus XL.

Следует особо отметить высокую степень интеграции компонентов РН Pegasus XL с другими средствами выведения. Так, все три ступени РН Pegasus XL используются в РН Taurus, Taurus 2 и Minotaur. В четырехступенчатой РН Taurus применяется первая ступень МБР МХ и все три ступени Pegasus XL. В РН Taurus 2 дополнительно используются стартовые ускорители Castor-4. В качестве первой ступени четырехступенчатой РН Minotaur применяется первая ступень МБР Minuteman 2. Во всех перечисленных РН используются три ступени от РН Pegasus.

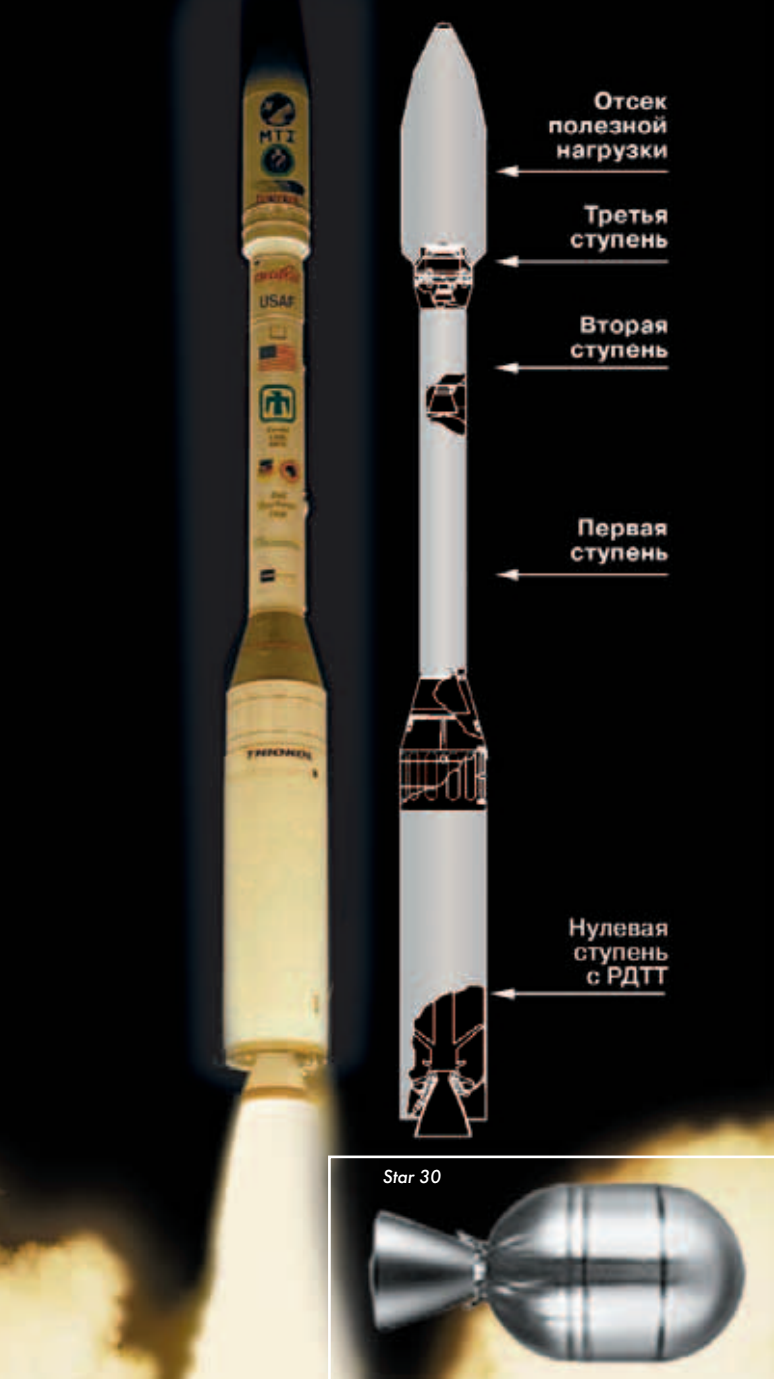
Работы по программе Athena (ранее называлась LLV - Lockheed Launch Vehicle) были начаты в январе 1993 г. Важными этапами на пути ее реализации явились:

- успешные огневые стендовые испытания РДТТ первой ступени Castor120 в апреле 1992 г. и марте 1993 г.;
- испытания системы разделения ступеней в мае 1994 г.;
- успешное огневое стендовое испытание РДТТ второй ступени Orbus 21D;
- демонстрационные летные испытания в 1994-1995 г.

В августе 1997 г. с авиабазы Ванденберг (Калифорния) РН Athena I был запущен спутник NASA, а в январе 1998 г. с мыса Канаверал (Флорида) РН Athena II - спутник NASA для изучения Луны. Три запуска РН Athena состоялись в 1999 г. На всю предстартовую подготовку требуется не более 14 суток.

Как отмечалось выше, РДТТ первой ступени МХ или его модернизированный вариант Castor 120 находят широкое применение в РН легкого и среднего класса. Основные отличия Castor 120 от РДТТ первой ступени МХ заключаются в увеличении времени работы с 52 до 83 с. Кроме того, предусмотрена возможность повышения степени расширения сопла с 17:1 до 24:1 при использовании РДТТ Castor 120 в качестве второй ступени РН.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ УСКОРИТЕЛЕЙ					
Параметр	Castor IVA	GEM-40	GEM-46	SRM Shuttle	Titan IV SRMU
Длина, мм	9758	10 028	11 237	38 176	34 265
Диаметр, мм	1018	1016	1168	3708	3200
Масса топлива, кг	10 100	11 767	16 864	503 551	312 069
Общая масса, кг	11 595	12 930	18 950	569 523	348 810
Массовая доля топлива	0,87	0,91	0,89	0,884	0,895
Время работы, с	52,5	63	68	123	138
Максимальная тяга, тс	44,66	-	-	1174,8	861,8
Максимальное давление, атм	48,6	-	-	64	88,6
Удельный импульс в пустоте, с	265,6	273,8	274	267,3	285,6



($n_x < 4$ g), что может быть достигнуто снижением скорости горения путем ввода ингибиторов и изменения дисперсности компонентов топлива. Если полезная нагрузка допускает большие перегрузки ($n_x > 10$ g), то обеспечение оптимального времени выведения возможно путем введения баллистических пауз, на время которых требуются средства стабилизации РН на траектории.

РДТТ для средств межорбитальной транспортировки

Задачи межорбитальной транспортировки большинства зарубежных космических аппаратов успешно решаются применением РДТТ, что обусловлено более эффективным использованием объема головного обтекателя. Преимущества РДТТ по сравнению с ЖРД по критериям объемного импульса, удобства компоновки, размещения неоспоримы.

Первыми разгонными блоками США являлись Burner-2 и Burner-2a, разработанные фирмой Boeing. Эти блоки использовались в качестве верхней ступени РН Tor-Burner-2, Torad-Delta, Atlas-Burner-2.

В качестве маршевого двигателя в разгонном блоке (РБ) Burner-2 и первой ступени РБ Burner-2a использовался РДТТ TE-M-364-2, а на второй ступени Burner-2a - РДТТ TE-M-442-1 (STAR-26), разработанные фирмой Thiokol. Более поздние модификации этого двигателя TE-M-364-3, TE-M-364-4 (STAR-37).

Семейство РДТТ STAR, разработанное фирмой Thiokol, обеспечивает безотказность средств межорбитальной транспортировки (СМТ) в течении более чем 20 лет. Преемственность основных технических решений по РДТТ семейства STAR позволила минимизировать потребный объем отработки каждого последующего нового образца и, следовательно, стоимость и риск программы.

Для межорбитальных операций при летной эксплуатации орбитального корабля Space Shuttle были разработаны два семейства разгонных блоков:

- вспомогательный модуль PAM (Payload Assist Module), изготовленный фирмой McDonnell Douglas,
- инерционный разгонный блок IUS (Inertial Upper Stage), изготовленный фирмой Boeing.

Вспомогательный модуль PAM выпускался в нескольких вариантах. Первый из них был PAM-D, предназначенный для перевода полезной нагрузки массой до 1225 кг с низкой круговой орбиты на переходную эллиптическую с высотой апогея ~ 36 000 км. Впервые PAM-D был выведен РН Delta в 1980 г., а в ноябре 1982 г. - в составе орбитального корабля Space Shuttle. PAM-D использует РДТТ Star-48, разработанный фирмой Thiokol.

Следующая модернизация PAM-D-2 обладает более высокими энергетическими характеристиками. Повышение характеристик РБ PAM-D-2 по сравнению с РБ PAM-D достигнуто благодаря применению более мощного РДТТ - IPSM (Improved Performance Space Motor - космический двигатель с улучшенными характеристиками). Впервые PAM-D-2 был опробован в ходе 23-го полета корабля Space Shuttle в ноябре 1985 г. Разгонный блок PAM стабилизируется вращением.

Двигатель IPSM разработан фирмой Thiokol. Корпус РДТТ выполнен из кевлара, в качестве исполнительного органа системы

Программа РН Taurus была начата в январе 1993 г. фирмой Orbital Sciences Corporation. Характерной особенностью РН является наличие баллистической паузы (порядка 205 с) после работы первых двух ступеней. На всю предстартовую подготовку требуется не более 20 суток.

Для РН с РДТТ необходимо уменьшение секундного расхода продуктов сгорания для обеспечения оптимального времени выведения ($t_s > 250...300$ с) и ограничения полетных перегрузок

ХАРАКТЕРИСТИКИ АМЕРИКАНСКИХ РН ЛЕГКОГО И СРЕДНЕГО КЛАССА НА БАЗЕ РДТТ

Название РН	Delta-light	Pegas-XL	Taurus	Taurus-2	LLV-1	LLV-2	LLV-3
Число ступеней	3	3	4	2-3	2	3	3-4
Полезная нагрузка, кг	1300	400	1300	5000	800	2000	3600
Высота орбиты, км	200	200	200	200	185	185	185
Стартовая масса, т	-	18,5...22,5	72,5	-	66,3	120,1	-
Стоимость выведения, тыс. \$/кг	<10,0	10,0	-	2,2...11,0	9,0	12,5	11,4
Первая ступень	Castor 120	Orion 50S	Castor 120	Castor 120 и 8 Castor 4	Castor 120	Castor 120	Castor 120 и 6 Castor 4
Длина, м	9,017	-	9,017	9,017	9,017	9,017	9,017
Диаметр, м	2,363	1,27	2,363	2,363	2,363	2,363	2,363
Время работы, с	81	-	81	81	81	81	81
Вторая ступень	Castor 120	Orion-50	Orion-50	Castor 120	Orbus 21	Castor 120	Castor 120
Длина, м	9,017	9,017	9,017	9,017	3,175	9,017	9,017
Диаметр, м	2,363	1,27	1,27	2,363	2,311	2,363	2,363
Время работы, с	81	-	-	81	158	81	81
Третья ступень	-	Orion 38	Orion 50	Star 48	-	Orbus 21	Orbus 21
Длина, м	-	-	9,017	-	-	3,175	3,175
Диаметр, м	-	-	1,27	-	-	2,311	2,311
Время работы, с	-	-	-	-	-	158	158

управления вектором тяги применено поворотное сопло с узлом подвески в виде шарового шарнира, частично утопленное в камеру сгорания. Закрытая часть сопла выполнена из графито-фенольного материала, сопло имеет раздвижные насадки.

Межорбитальные буксиры семейства IUS (Inertial Upper Stage), разработанные фирмой Boeing, предназначены для перевода спутников на геостационарную орбиту и рассчитаны на использование в составе орбитального корабля Space Shuttle, а также РН Titan-34D и Titan-4 в качестве третьей ступени. Основными элементами транспортного аппарата IUS являются РДТТ SRM-1 и SRM-2, разработчиком которых является фирма United Technologies Corporation (Chemical Systems Division).

РДТТ SRM-1 и SRM-2 имеют аналогичные конструкции, в них применены одинаковые материалы и состав топлива. Конструкция заряда и рецептура топлива подобраны с таким расчетом, чтобы перегрузка КА не превышала 5 g. Для каждого двигателя предусмотрена заправка топливной массой от 50 до 100 %, что значительно расширяет возможности РБ IUS по выведению полезного груза различной массы.

Корпус РДТТ SRM-2 представляет собой уменьшенную модель корпуса SRM-1. Корпус SRM-1 является силовым элементом всего разгонного блока. В соответствии с ТЗ максимально допустимые разрушающие нагрузки должны в 1,4 раза превышать ожидаемые полетные перегрузки. Корпуса двигателей выполнены из кевлара с пропиткой эпоксидной смолой. Для обеспечения требуемой прочности и устойчивости юбок при их намотке чередуются слои из продольных диагональных и поперечных слоев волокон. В РДТТ используется топливо марки ТР-1926А. Заряды с гладким цилиндрическим каналом имеют разгрузочные компенсаторы на обоих торцах для снятия напряжений в заряде. Управление вектором тяги осуществляется поворотным устройством, допускающим отклонение сопла на угол 7° в любой плоскости.

В последние годы повышенное внимание уделяется экологическим аспектам ракетно-космической деятельности. Особенно актуальными эти вопросы являются для тяжелых РН США и Франции, твердотопливные ускорители которых выбрасывают за один запуск от 90 до 180 т HCl и от 200 до 300 т Al₂O₃.

Проводилось специальное наблюдение за местной концентрацией озона при стартах тяжелых РН с твердотопливными бустерами. Большой выброс хлорсодержащих соединений непосредственно в стратосферу с учетом фотохимических реакций с окружающим воздухом может существенно уменьшить концентрацию озона. Чтобы ответить на этот вопрос, были проанализированы данные программы Глобальной спектрометрической картографии озона (TOMS) в течение 30 дней до пуска. Определялись тенденции и естественная изменчивость озона, проводился линейный регрессионный анализ для вычисления ожидаемого диапазона концентрации озона в день запуска. Этот анализ не выявил никакого существенного уменьшения концентрации озона после старта космического челнока или ракеты Titan как с мыса Канаверал, так и с авиабазы Вандерберг.

Назовем несколько причин широкого использования РДТТ в космических программах США.

1. Разработка крупногабаритных РДТТ с большим временем работы началась в США на 10-15 лет раньше, чем в СССР, что позволило быстрее выявить преимущества таких двигателей.

2. Явными преимуществами РДТТ являются:

- структурная простота и надежность;
- малая трудоемкость изготовления (возможна автоматизация производства основных составных частей);
- простота эксплуатации и подготовки к пуску.



3. Заимствование разработок конструкций, материалов, топлив, технологий вплоть до полного использования РДТТ боевого назначения.

4. Сокращение стоимости РДТТ с ростом объемов производства.

Незначительное использование РДТТ в отечественных космических программах обусловлено, помимо других причин, отставанием в разработке РДТТ от совершенных отечественных ЖРД. Это, в свою очередь, предопределило создание наземной инфраструктуры подготовки и проведения запуска носителей, предназначенной преимущественно для РН с ЖРД.

Таким образом, комплексное использование РДТТ, как видно на примере США, не приводит к завышению стоимости доставки грузов в космос и обеспечивает устойчивое функционирование промышленных комплексов по РДТТ различного назначения. Отечественный потенциал по разработке и производству высокоэффективных РДТТ используется недостаточно, что создает предпосылки нарастающего технологического отставания как в военной области, так на мировом рынке космических коммерческих услуг. ◀

ХАРАКТЕРИСТИКИ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ УСКОРИТЕЛЕЙ

Двигатель	SRM 1	SRM 2	SRM 3	STAR 30	STAR 37	STAR 48	IPSM-2	STAR 63
Длина, мм	3073	1885	-	1506	-	1830	-	-
Диаметр, мм	2227	1608	1610	762	945	1240	1600	1590
Масса ДУ, кг	10 385	2990	2972	542	718	2118	3495	4591
Масса заряда, кг	9709	2723	2730	505	653	2009	3245	4265
Время работы, с	138	94,6	94,6	57	65	85	115	125
Удельный импульс тяги в пустоте, с	293,9	289	303,8	293	291	297	297	297

ВЫДАЮЩИЙСЯ СПЕЦИАЛИСТ ПО АВИАЦИОННЫМ И РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЯМ

Валентин Шерстянников, д.т.н.

Начало инженерной и научной деятельности Валериана Романовича Левина совпало со становлением авиационной промышленности. Окончив в 1932 г. Московский авиационный институт, он был зачислен в аспирантуру по кафедре "Теория авиационных двигателей", где работал под руководством академика Б.С. Стечкина. В 1938 г. Валериан Романович защитил кандидатскую диссертацию, и в том же году его назначили заместителем начальника ЦИАМ по научной части. Им был внесен большой вклад в создание отечественных поршневых двигателей. В предвоенные годы он участвовал в проведении высотных испытаний авиационных моторов М-25, АМ-34, М-100 и др. В то время специальные стенды, способные имитировать высотные условия работы двигателей еще не были разработаны, и местом проведения испытаний пришлось выбрать Памир. Полученные результаты легли в основу монографии по теории рабочего процесса в высотных авиационных поршневых двигателях.

Более поздние работы В.Р. Левина по изучению антидетонационных свойств топлив имели не только научное, но и практическое значение: большинство видов горючего (в том числе и импортного) было допущено к эксплуатации. Что это значило для авиации в годы Второй мировой войны - переоценить невозможно. Не менее важными стали проведенные в те же годы исследования масляной системы поршневых двигателей и разработка путей ее совершенствования.

В послевоенные годы основные силы были направлены на научные исследования газотурбинных двигателей. Валериан Романович внес большой вклад в создание мощных турбовинтовых двигателей (ТВД). В пятидесятые-шестидесятые годы нашей авиационной промышленности удалось захватить мировое лидерство в разработке двигателя этого типа, чему в немалой степени способствовали выполненные под руководством Левина теоретические и эксперименталь-

История отечественного авиационного двигателестроения помнит немало имен крупных ученых, превосходных конструкторов и великолепных инженеров, технологов, испытателей. Но лишь немногие из них обладают талантом, позволяющим охватить все стороны проблемы создания новых, революционных по замыслу и исполнению двигателей. К числу таких специалистов "первой величины", несомненно, относились А.А. Микулин и Н.Д. Кузнецов. Выдающимся специалистом, ученым сравнимым с ними по таланту, по масштабу личности был Валериан Романович Левин.

ные исследования по определению технического облика и перспектив развития турбовинтовых и двухконтурных двигателей. Подтверждением лидерства отечественной техники в отношении ТВД стал перелет из Москвы в Нью-Йорк и обратно в 1959 г. самолета Ту-114 с двигателями НК-12 разработки ОКБ Н.Д. Кузнецова. Особенность данного перелета в том, что самолет в Америке не дозаправлялся, что явилось настоящей сенсацией в кругах авиационных специалистов всего мира.

Спустя десятилетия после высотных экспериментов с поршневыми моторами на Памире Валериан Романович вновь обратился к проведению подобных работ, но уже с ГТД. Вместе с другими научными работниками он стал инициатором создания в ЦИАМ научно-экспериментальной базы - лабораторных и натурных стендов для исследования и отработки авиационных двигателей в высотных условиях. Некоторые из этих стендов являются уникальными, на них и сегодня проводятся исследования, в том числе для смежных отраслей промышленности и по контрактам зарубежных заказчиков.

В пятидесятых годах под руководством В.Р. Левина проводились широкомасштабные исследования процессов в высокоэкономичных ГТД. Для поиска эффективных способов охлаждения авиационных турбин был организован специализированный отдел. Изданная по результатам научных исследований четырехтомная монография помогла конструкторам найти способы реализации высоких температур в авиадвигателестроении.

В 1958 г. на коллектив ЦИАМ была возложена задача по исследованию и совершенствованию ракетных двигателей, работающих на жидком и твердом топливах. К 1962 г. была создана новая экспериментальная база, позволяющая проводить физические исследования рабочих процессов в ракетных двигателях и их агрегатах. Богатый опыт помог институту быстро и эффективно решать поставленные за-

В.Р. Левин среди сотрудников отдела 012
(фото из семейного архива В.Р. Левина)



дачи под непосредственным руководством В.Р. Левина, бывшим в то время заместителем начальника института по ракетной тематике.

В начале 60-х ЦИАМ совместно с НИИТП (ныне Центр Келдыша) и ОКБ С.А. Косберга (КБ "Химавтоматики") проводил исследования двигателей третьей ступени ракеты-носителя "Восток", позволившие обеспечить устойчивость рабочего процесса в камере сгорания на режиме запуска, выбрать рациональную схему регулирования и повесить к.п.д. турбины. На высотном стенде впервые в отечественной практике была экспериментально определена удельная тяга двигателей. Эти исследования позволили уточнить методику определения ожидаемой удельной тяги в полете и оценить возможность выполнения новых программ космических полетов. Работы, проведенные более 40 лет тому назад, обеспечили высокую надежность двигателей верхних ступеней ракет-носителей "Восток" и их модификаций, которые эксплуатируются и сейчас.

В последующие годы под руководством В.Р. Левина был проведен большой комплекс исследований различных схем и параметров ракетных двигателей, по результатам которых выданы рекомендации, способствовавшие развитию мощных ЖРД закрытой схемы, включая выбор расходонапряженности и давления в камере сгорания, обеспечение требуемых параметров и надежности ТНА, а также организацию процесса запуска двигателей.

В 1963 г. Валериан Романович защитил диссертацию на соискание ученой степени доктора технических наук. Ряд выполненных им работ относится к вопросам организации научных исследований по повышению устойчивости рабочего процесса в ЖРД, созданию методов стендовой отработки двигателей больших тяг, разработке основных направлений исследования водородных ЖРД и др.

Когда перед Генеральным конструктором С.П. Королевым встала задача создания ракетно-космического комплекса Н-1, то разработка кислородно-керосиновых двигателей большой тяги, выполненных по закрытой схеме с уникальными для того времени показателями по экономичности и удельной массе, была поручена ОКБ генерального конструктора академика Н.Д. Кузнецова. Функция головной научной организации по созданию и доводке



1981 г. Слева направо: А.П. Ваничев (зам. нач. НИИТП), В.М. Акимов (зам. нач. ЦИАМ), В.Н. Разумовский (зам. нач. З ГУ МАП), В.Я. Лихущин (нач. НИИТП), В.А. Иванов (ведущий инженер НИИТП), В.М. Толоконников (нач. З ГУ МАП), В.Р. Левин (зам. нач. ЦИАМ), Н.А. Дондуков (зам. министра авиационной промышленности), В.А. Шерстянников (зам. нач. отдела ЦИАМ), К.Н. Шестаков (зам. нач. отдела ЦИАМ)

двигателей была возложена на ЦИАМ. Профессор Левин был назначен председателем Государственных комиссий по стендовым испытаниям двигателей всех ступеней этой ракеты.

В семидесятых-восьмидесятых годах под руководством Левина с участием ЦИАМ активно проводились работы по созданию ЖРД нового поколения для многоразовых авиационно-космических систем и ракетных комплексов оборонного назначения.

Характерной чертой Валериана Романовича Левина было сочетание огромной интуиции и опыта в постановке и решении сложнейших проблем доводки двигателей. Он никогда не допускал общих, необоснованных рассуждений без детального рассмотрения чертежей и материальной части испытываемых двигателей.

Научная и инженерная деятельность В.Р. Левина получила высокую оценку: он награжден пятью орденами, ему присуждена Государственная премия СССР и присвоено почетное звание "Заслуженный деятель науки и техники РСФСР". На Валериане Романовиче, как крупном специалисте и принципиальном ученом, в значительной степени держался авторитет ЦИАМ. ◀

► ИНФОРМАЦИЯ

В конце 2000 г. к 70-летию юбилею Центрального ордена Ленина и ордена Октябрьской революции института авиационного моторостроения им. П.И. Баранова вышла в свет книга "Разработка криогенных турбонасосов" авторов В.И. Гурова и К.Н. Шестакова (М.: Информконверсия, 2000, с. 132. Научн. библ. журн. "Конверсия в машиностроении", вып. № 4).

В книге обобщен многолетний опыт разработки криогенных ЖРД и ВРД. Как известно, турбонасосный агрегат является ключевым агрегатом современных и перспективных жидкостных ракетных двигателей. Стремление повысить надежность ЖРД входит в противоречие с требованием обеспечения высоких массовых показателей двигателя. Действительно, повышение частоты вращения ротора ТНА при заданных уровнях расхода и давления рабочей среды, как направле-

ние уменьшения массы ЖРД, неизбежно сопровождается снижением его надежности. В первую очередь это связано с ограничениями, обусловленными кавитацией. Попытка разрешения этого противоречия при создании все более совершенных образцов ракетных и авиационных систем привела к достаточному полному (по сравнению с другими отраслями народного хозяйства) постижению особенностей кавитационного течения различных жидкостей, в том числе криогенных. Особый интерес представляло изучение кавитационного течения криогенных жидкостей в разнообразных агрегатах, главным образом в системах подачи топлива. Сравнение результатов огневых испытаний американского двигателя J-2 (при температуре жидкого водорода 21К и средней скорости вращения бустерного насоса, равной 209 м/с), и теоретических расчетов, выпол-

ненных по изложенной в книге методике, показало сходимость в пределах 6 %.

Высокая точность расчета кавитационных характеристик криогенной системы подачи позволила разработать совершенный метод оценки массы ТНА, которая может составлять 25...40 % от массы ЖРД. Метод, основанный на оригинальном подходе расчета массы отдельных узлов и элементов ТНА, показал удовлетворительное согласие с прогнозируемой массой реальных агрегатов, различных как по конструктивному выполнению, так и по техническим показателям.

Книга ценна также и тем, что в ней проведен перечень разработанных авторами мероприятий, направленных на устранение неблагоприятного влияния кавитации на эффективность и надежность ТНА.

Книга может быть полезна разработчикам систем подачи различных жидкостей, включая

жидкий водород, а также конструкторам наземного криогенного оборудования. К сожалению, тираж книги ограничен (всего 400 экземпляров) и ныне она практически недоступна массовому читателю.

Несколько слов об авторах. Валерий Игнатьевич Гуров (д.т.н., начальник сектора ЦИАМ, в 1993 г. награжден медалью им. академика М.К. Янгеля за существенный личный вклад в области космонавтики и ракетной техники) и Константин Николаевич Шестаков в течение тридцати лет осуществляют руководство сектором турбонасосных агрегатов ЦИАМ. Специалисты этого сектора в сотрудничестве с учеными и конструкторами НИИ и ОКБ принимали активное участие в разработке практически всех мощных отечественных ракетных и авиационных двигателей (НК-33, НК-88, НК-89, РД-0120, РД-170 и др.), работающих на криогенных топливах. ◀



Около 300 лет назад великий философ Роджер Бэкон подарил миру "Новый Органон", где все заблуждения, присущие человеческому роду, сгруппировал и назвал эти группы "...идолами, которым человечество поклоняется и приносит жертвы." Так, убеждение, что надо все и всегда делать так, как делали всегда и все он назвал "идолом толпы", иные - "идолами театра", "идолами рынка". А аксиома: "авторитет всегда прав, а по-сему следует ему безоглядно верить и поступать только так, как он советует" у английского философа именовалась "идолом пещеры". Увы, мало что изменилось в этом направлении. Мы все в тех же пещерах.

кая! Вы же инженеры, так и прикиньте, какая тяга у этого "горшка". А если вы посадите его на ось и попытаете повернуть, даже и на небольшой угол, то момент потребует преодолеть совершенно дикий. Чем проворачивать-то будете: второй такой же по мощности двигатель ставить?.."

Ну, не одобрять-то не одобрял, а экспериментировать не мешал. В результате, на одном из "огневых" стендов, где проверяли параметры двигателей в работе, смонтировали на оси маленький ЖРДинный движок, тонны на две тяги.

Честно (как наказал Генеральный) посчитали возможный момент и в качестве приво-

Это, впрочем, не такой уже и редкий случай. Любой, кто хотя бы раз участвовал в подготовке и проведении натурных испытаний, со мною согласится. У нас был случай еще смешнее, когда только начиналась ракетная техника. Мы тогда наблюдали за пуском небольшого двигателя на открытой площадке метрах с десяти из-за бруствера, сложенного из толстых бревен над защитной траншеей. Никаких тебе боксов, никаких стекол - вольный воздух, свобода! Со стороны "поля" это наверное хорошо смотрелось: ровно-ровно-ровно, и - головы торчат. Кто в фуражках, кто в шлемофонах, кто в трухе (с "ушами", завязанными у подбородка на предмет шумоглушения). Так вот, как только двигатель все-таки взрывался (увы, с завидной регулярностью), все дружно ныряли под защиту барьера. И лишь потом приходило в голову, что если бы осколки действительно полетели в нашу сторону, при скорости их полета выныривать из-за бревен было бы уже некому. И, хотя перископ свой был у каждого, все равно - как следующий пуск, опять та же картина: ровно-ровно-ровно...

Здесь тоже: народ все тертый - мигом попадали на пол. Однако дело свое помнили: Ведущий эксперимента, лежа на полу, нащупывал на пульте кнопку "стоп". Нашупал, конечно. И очень быстро. Двигатель выключили без потерь и аварий, посидели, отдышались, в себя пришли и стали думать - как это так могло все интересно получиться. Перво-наперво стали грешить на действующие усилия. И не зря: когда после померили, оказалось, что момент на оси, который следовало преодолеть при повороте, был и всего-то ... в 2 килограммометра: иначе - переразмерен привод был аж в 12 раз! А поскольку всерьез никто не верил, что повернуть удастся (как предрекал Великий Моторист!), то не удосужились поставить ни концевых выключателей, ни упоров, ограничивающих поворот.

...И вот теперь уже и у нас и у "супостатов" никаких газовых рулей на мощных двигателях более не наблюдается: если не основной двигатель поворачивают, так качают рулевые.

Ошибаются, оказывается, и те, кто знает все (как представляется окружающим). Не зря ведь было сказано одним не слабым исследователем перед компанией тогдашних научных авторитетов: "А все-таки она вертится!" И ведь вертится же! Несмотря на слепую веру и любые тормозящие эффекты. ◀

А все-таки она...

Юрий Кириллов
Рисунок Владимира Романова



...На двигателях первых баллистических ракет ставили газовые рули: такие профили, сделанные из чего-то весьма тугоплавкого (обычно - графита), которые стояли прямо в струе двигателя. Поворот этих рулей создавал кренящий момент, изменяющий направление полета ракеты. Однако тугоплавкие - не тугоплавкие, а срабатывались такие рули достаточно быстро и иногда довольно неожиданно для стартовой команды. Результат бывал, как говорится, и непредсказуем. Потому давно уже в головах специалистов бродила мысль - убрать эти рули из потока и управлять главным двигателем как вентилятором: куда захотел, туда и повернул.

Генеральный Конструктор нашего ОКБ, слышавший в то время "законодателем двигательных мод" в ракетостроении, очень этих исканий не одобрял: "Чушь ка-

да пристыковали к этой оси электромотор, развивающий расчетные 24 килограммометра. Без особой, впрочем, надежды, что он вообще что-то повернуть сможет. Ну, и запустили всю эту конструкцию.

Пока на режим выходили, да тяга была в обычном направлении - "на зрителя", иначе говоря - газовый поток от двигателя уходил в противоположном направлении от смотровой амбразуры стенда, все было нормально. А вот когда подали команду на поворот работающего двигателя, сразу стало очень нескучно: система изменения положения двигателя моментально повернула последний на 180°, так, что струя раскаленных газов (на две тонны тяги, напомню!) стала бить прямо в защитное стекло окна, из-за которого с любопытством смотрела в бокс команда экспериментаторов.



РЕГЛАМЕНТАЦИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ СРЕДСТВ МАЛОЙ МЕХАНИЗАЦИИ

А.Р. Кульчицкий, зав. лабораторией НИКИД, к.т.н.,
В.Е. Тимофеев, зам. директора НИКИД по научной работе, к.т.н.
В.П. Иванов, зав. лабораторией ОАО "Мотопром"
Ю.Л. Мариенбах, зав. отделом ВНИИИИММШ

С 1 июля 1999 г. в России впервые введен в действие ОСТ 23.3.25-98Р "Двигатели внутреннего сгорания для средств малой механизации. Нормы и методы измерения состава отработавших газов". Указанный стандарт распространяется на дизели и двигатели с принудительным воспламенением мощностью до 16,0 кВт включительно, регламентируя удельный выброс газообразных вредных веществ (оксидов азота NO_x , оксида углерода СО и суммарных углеводородов C_nH_m) с отработавшими газами (ОГ), а также дымность ОГ (только для дизелей).

Опыт работ по данному отраслевому стандарту позволил подготовить введение в действие государственного стандарта ГОСТ Р "Поршневые двигатели внутреннего сгорания для мало-

При определении удельных выбросов вредных веществ с ОГ двигатели проходят испытания по 13-ступенчатому циклу (при различных сочетаниях скоростных и нагрузочных режимов), а при измерении дымности ОГ дизелей - на режимах внешней скоростной характеристики в диапазоне частот вращения коленчатого вала, соответствующих максимальной мощности и максимальному крутящему моменту

Требования к средствам измерения содержания вредных веществ в ОГ максимально согласованы с требованиями международных стандартов (таких, например, как Правила ЕЭК ООН № 49-02 и 96 - в части газообразных компонентов). Требования к средствам измерения дымности ОГ также согласованы с требованиями международного стандарта - Правил ЕЭК ООН № 24-03.

При расчете удельных выбросов вредных веществ коэффициенты весомости режимов для дизелей изменяются в зависимости от скоростного и нагрузочного режимов, а для двигателей с искровым воспламенением - еще и от величины рабочего объема цилиндров.

Введение ГОСТ Р "Поршневые двигатели внутреннего сгорания для малогабаритных тракторов и средств малой механизации. Нормы и методы измерения выбросов вредных веществ с отработавшими газами и дымности отработавших газов" поз-

НОРМЫ ВЫБРОСОВ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ			
Вещество	Двигатели с искровым воспламенением		
	Дизели	Двигатели с искровым воспламенением	
		Четырехтактные	Двухтактные
СО	11,0	190,0	120,0
C_nH_m	6,0	4,0	20,0
NO_x	18,0	10,0	7,5

Примечания:

1. Для двигателей с искровым зажиганием нормы удельных выбросов суммарных углеводородов установлены в пересчете на углерод С, а для дизелей - в пересчете на условный состав $C_1H_{1,85}$.

2. Удельные выбросы оксидов азота для обоих типов двигателей - в пересчете на диоксид азота NO_2 .

габаритных тракторов и средств малой механизации. Нормы и методы измерения выбросов вредных веществ с отработавшими газами и дымности отработавших газов (Engines for mini-tractors and object of minimechanical. Rates and testing methods of exhaust emission and smoke)". Этот стандарт заменит ОСТ 23.3.25-98Р.

Данный ГОСТ распространяется на изготовленные и капитально отремонтированные на ремонтных предприятиях поршневые двигатели внутреннего сгорания: дизели и двигатели с искровым воспламенением мощностью до 16,0 кВт включительно, предназначенные для малогабаритных тракторов (включая мотоблоки), мотокультиваторов, мотопомп, средств малой механизации сельскохозяйственного, строительно-дорожного и коммунального применения. Стандарт устанавливает нормы и методы определения вышеуказанных вредных веществ в ОГ двигателей, а также дымности ОГ дизелей. Стандарт пригоден для целей сертификации.

Испытаниям подвергают двигатели, прошедшие обкатку в течение не менее 55 моточасов. Двигатели испытывают в комплектации, соответствующей эксплуатационной мощности, согласно техническим условиям (ТУ). При этом сопротивление воздуха на впуске в двигатель и избыточное давление на выпуске из двигателя при испытаниях должны соответствовать максимальным значениям, оговоренным в ТУ на двигатель.

НОРМЫ ДЫМНОСТИ ОТРАБОТАВШИХ ГАЗОВ ДИЗЕЛЕЙ		
Условный объемный расход воздуха через цилиндры двигателя $Q_{в,л}$, dm^3/c	Показатель ослабления светового потока по основной шкале К, m^{-1}	Коэффициент ослабления светового потока по вспомогательной шкале N, %
До 10 включительно	2,76	69,5
От 10 до 15	2,69	68,5
От 15 до 20	2,58	67,0
От 20 до 25	2,485	65,6
От 25 до 30	2,4	64,4
От 30 до 35	2,34	63,4
От 35 до 42	2,26	62,2

Примечания:

1. Показатель ослабления светового потока - величина, обратная толщине слоя отработавших газов, проходя который поток излучения от источника света дымомера ослабляется в е раз.

2. Коэффициент ослабления светового потока - степень ослабления светового потока вследствие поглощения и (или) рассеивания света отработавшими газами при прохождении ими рабочей трубы дымомера.

волит нацелить российских производителей на создание двигателей для средств малой механизации, конкурентоспособных по отношению к аналогичной зарубежной технике. Кроме того, введение ГОСТа позволит поставить преграду для поставки на внутренний рынок низкокачественной экологически опасной продукции. ◀



ВКЛАД НАУЧНО Н.Д. КУЗНЕЦОВА В ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ



ОАО "СНТК имени Н.Д. Кузнецова":
Евгений Гриценко, генеральный директор -
генеральный конструктор,
академик АНАиВ, д.т.н.
Владимир Орлов, советник ОАО

В течение 45 лет, с 1949 по 1994 г., нашим предприятием (его наименования менялись: опытный завод № 2, завод № 276, Куйбышевский моторный завод, Куйбышевское научно-производственное объединение "Труд", ныне это ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова") руководил всемирно известный, выдающийся конструктор нашего времени академик Николай Дмитриевич Кузнецов. Под его руководством оно превратилось в одну из ведущих авиадвигательных фирм СНГ, создал 57 оригинальных и модифицированных газотурбинных двигателей для самолетов различного назначения и экранопланов, жидкостных реактивных двигателей для ракетно-космических комплексов, а также двигателей для привода нагнетателей газоперекачивающих агрегатов и электрогенераторов.

Большинство созданных Н.Д. Кузнецовым двигателей отмечено эпитетами "впервые в мире" или "впервые в СССР":

- первый в СССР и самый мощный в мире турбовинтовой двигатель;
- первый в СССР и самый мощный в мире двухконтурный двигатель с форсажной камерой для сверхзвуковых самолетов;
- первый в мире ЖРД большой тяги, работающий по замкнутой схеме;
- первый в СССР трехвальный двухконтурный двигатель;
- первые в мире двигатели, использующие в качестве топлива жидкий водород, сжиженный природный газ и др.

Многогранность Николая Дмитриевича в его работе как генерального конструктора была просто потрясающей. Вот простое перечисление принципиальных направлений, которыми он занимался лично:

- авиационные газотурбинные двигатели (ГТД);
- авиационные атомные двигатели и реакторы;
- жидкостные реактивные двигатели (ЖРД);
- лазерные установки на основе авиационных ГТД и ЖРД;
- авиационные двигатели на криогенном топливе;
- ГТД для экранопланов;
- наземные ГТД для привода нагнетателей газоперекачивающих агрегатов и электрогенераторов.

Ни в отечественной, ни в зарубежной практике двигателестроения нет ни одного руководителя-конструктора, который был способен охватить такой объем работ. При этом, начиная заниматься новым делом, Николай Дмитриевич всегда глубоко вникал в самую суть поставленной задачи, направления. Благодаря своим огромным способностям, глубокому аналитическому уму, феноменальной работоспособности Николай Дмитриевич быстро схватывал основную идею нового направления, анализировал ее с учетом накопленного опыта и знаний по другим направлениям, которыми он уже занимался, находил общие точки соприкосновения, выявлял преемственность и оп-

ределяя рациональные и оптимальные пути решения новых задач.

Разрабатывая новые направления в развитии газотурбинных и ракетных двигателей различного назначения, Н.Д. Кузнецов создал свою школу конструирования этих двигателей. Для этой школы характерными отличительными особенностями являются:

- выбор параметров двигателя нового поколения по предельным данным;
- глубокое изучение и овладение процессами, протекающими в узлах, системах и агрегатах двигателя и внедрение новых методик расчетов и конструирования;
- разработка и внедрение новых передовых технологических методов изготовления узлов и деталей для повышения коэффициента использования материала, снижения трудоемкости и повышения надежности и ресурса. Особое внимание уделяется устранению вредной технологической наследственности при обработке деталей;
- внедрение передовых перспективных материалов и сплавов, способствующее повышению конструкционной прочности и надежности деталей и узлов;
- внедрение термобарьерных и других покрытий, увеличивающих износостойкость деталей;
- максимальное внедрение мероприятий, направленных на увеличение надежности и ресурса двигателей;
- проверка внедряемых мероприятий по увеличению надежности и выносливости методами ускоренных испытаний (эквивалентно-циклические и резонансные испытания).

В личности Н.Д. Кузнецова, дополняя друг друга в высшей степени удачно, на грани гениальности, сочетались разносторонние качества ученого, конструктора, технолога, металлурга и инженера-практика. Будучи исключительно скромным человеком, Н.Д. Кузнецов никогда и нигде не упоминал о своих предложениях, теоретических разработках, относя достижения руководимого им предприятия к заслугам всего коллектива. Поэтому многое в развитии отечественного авиадвигателестроения осталось как бы безымянным, разработанным либо в научных институтах, либо авторами, написавшими книги или статьи.

Восстанавливая справедливость, напомним читателям о том, что именно впервые было разработано либо самим Николаем Дмитриевичем, либо на основе его идей и под его руководством.

Турбовинтовые двигатели

В конце 40-х и начале 50-х годов все зарубежные и отечественные авиадвигательные ОКБ занимались разработкой реактивных газотурбинных двигателей. В 1950 г. Николай Дмитриевич предложил разработать для стратегической авиации турбовинто-

- КОНСТРУКТОРСКОЙ ШКОЛЫ РАЗВИТИЕ ОТЕЧЕСТВЕННОГО

вые двигатели с удельным расходом топлива 230...260 г/л.с.ч на взлетном режиме. Как известно, в то время лучшие поршневые двигатели имели расход порядка 290 г/л.с.ч. Предложение Н.Д. Кузнецова не нашло понимания ни со стороны научно-исследовательских институтов, ни со стороны главных конструкторов - разработчиков авиадвигателей и самолетов. Дело в том, что в 30-40-е годы турбовинтовыми двигателями занимался профессор В.В. Уваров. Первый ТВД он создал еще в 1938-1941 годах. По результатам этих работ В.В. Уваров и специалисты ЦИАМ пришли к выводу, что на ТВД при температуре цикла 1000...1100К невозможно получить удельный расход топлива ниже, чем у поршневых авиадвигателей, в основном из-за невозможности добиться к.п.д. турбины выше 84...85 %.

Николай Дмитриевич подверг сомнению это утверждение и, глубоко изучив газодинамические процессы в ГТД, увлек работой по совершенствованию процессов в газовой турбине коллектив турбинистов ОКБ. В результате была разработана новая методика расчета газовых турбин. Серия проведенных экспериментов показала, что практически достижимый к.п.д. газовых турбин может превышать 90 %. Эта работа позволила Николаю Дмитриевичу с коллективом ОКБ разработать и предложить самолетчикам турбовинтовой двигатель с невиданно низким удельным расходом топлива для полета на дальность без посадки и заправки топливом до 15 000 км. Даже наш великий конструктор самолетов А.Н. Туполев не сразу понял и оценил исключительную значимость идеи Н.Д. Кузнецова. Первоначально А.Н. Туполев рассчитывал создать межконтинентальный бомбардировщик с поршневыми моторами и только через три месяца был вынужден вернуться к рассмотрению предложения Николая Дмитриевича, серьезно его изучил и принял ре-

шение о создании теперь уже легендарного самолета Ту-95 с двигателями "НК".

В коллектив ОКБ, руководимый Н.Д. Кузнецовым, нередко приезжали ученые из учебных институтов и НИИ. Постепенно разработки теории газовых турбин и турбовинтовых двигателей, проведенные Н.Д. Кузнецовым и сотрудниками ОКБ, стали достоянием авиамоторостроителей без упоминания, что разработка теории и методов расчета газовых турбин и турбовинтовых двигателей начиналась по идеям и инициативе Н.Д. Кузнецова. На базе этих разработок был создан уникальный до сего времени турбовинтовой двигатель НК-12 первоначальной мощностью 12 000 л.с., который серийно выпускается в течение 45 лет в разных модификациях. В США попытка создания подобного двигателя не увенчалась успехом.

Двухконтурные двигатели

Н.Д. Кузнецов был очень глубоким и разносторонним ученым и конструктором, не замыкавшимся в рамках авиадвигателестроения. Он также внимательно следил за развитием самолетостроения. И уже в 1953 г., т.е. в период завершения работ по турбовинтовому двигателю НК-12, Николай Дмитриевич пришел к выводу, что в недалеком будущем стратегическая авиация будет стремиться к полету на сверхзвуковой скорости, а значит турбовинтовые двигатели из-за резкого уменьшения к.п.д. винтов при приближении скорости звука станут неприменимыми на стратегических самолетах будущего. Как быть? Идея пришла довольно быстро - вместо воздушного винта установить вентилятор в обочлке. С начала 1953 г. при непосредственном участии Николая Дмитриевича и под его руководством группа инженеров ОКБ приступила к разработке теории двухконтурного турбореактивного двигателя

Руководство ОАО
"СНТК им. Н.Д. Кузнецова":

сидят, слева направо:

В.С. Анисимов,
С.М. Игначков,
Е.А. Гриценко,
А.В. Зуев,
П.Л. Бакаушин

стоят, слева направо:

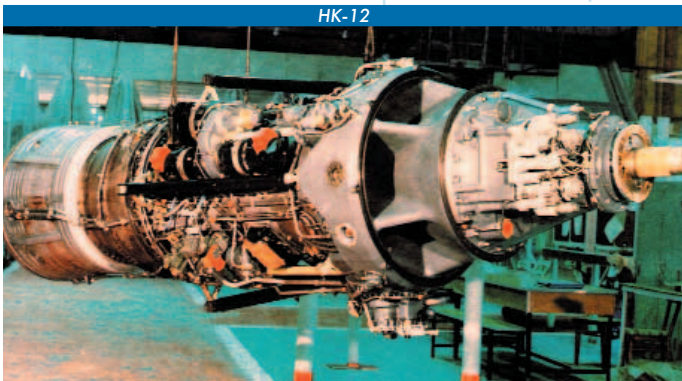
В.Н. Орлов,
Л.М. Ширкин,
В.И. Чернышев,
В.И. Павлов,
Р.В. Харламов,
В.И. Бузняков,
Е.Н. Субботин



ля (ТРДД) и принципов его конструирования. Эта работа была начата впервые в мире. Идею и первые разработки по ТРДД Николай Дмитриевич вынес на обсуждение научно-технического совета Минавиапрома. А.Н. Туполев, который уже полностью доверял Николаю Дмитриевичу, поддержал идею двухконтурных двигателей, но еще долго после этого сохранялось сопротивление и НИИ, и ответственных работников министерства, и даже самолетчиков. Правда, ведущие двигателисты - А.А. Микулин, А.Д. Швецов - поддержали Николая Дмитриевича и тоже начали разрабатывать подобные двигатели.

Можно смело сказать, что теория двухконтурных двигателей была в основном разработана под руководством Николая Дмитриевича. В период разработки этой теории в ОКБ часто приезжал профессор А.Л. Клячкин из Рижского института инженеров Гражданской авиации, которому Н.Д. Кузнецов дал возможность знакомиться с соответствующими разработками. В результате первая книга по теории двухконтурных двигателей была издана А.Л. Клячкиным без ссылки на работы Н.Д. Кузнецова.

Николай Дмитриевич не придавал значения тому, кто первым высказал идею или разработал теорию, считая гораздо более важным быстро создать новый двигатель. Увы, сегодня даже в современных учебниках по теории авиационных газотурбинных двигателей не упоминается, что истинным пионером в области создания работоспособных конструкций ТРДД и разработки теоретических предпосылок по двухконтурным двигателям является Н.Д. Кузнецов.



НК-12



Ту-95МС

Форсирование двигателей для сверхзвукового полета

При разработке двухконтурных двигателей для сверхзвуковых полетов Николай Дмитриевич предложил осуществить форсирование двигателя для перехода через звуковой барьер и при сверхзвуковом полете самолета во втором, наружном контуре. Под руководством Н.Д. Кузнецова была разработана теория такого двухконтурного двигателя с форсажной камерой и создан первый в мировой практике двухконтурный двигатель НК-6 тягой 17 тс на форсажном режиме. Впервые он начал работать на стенде в 1956 г. Подобные двигатели в США появились только через 15 лет. Затем Николай Дмитриевич предложил идею форсажной камеры сгорания, на вход которой подается смешанный поток воздуха второго (внешнего) контура с газом внутреннего контура. Работы по созданию такой камеры сгорания были проведены впервые в мире.

В дальнейшем, развивая направление, нацеленное на большое форсирование ГТД для сверхзвукового самолета, Николай Дмитриевич предложил во втором контуре двухконтурного двигателя располагать несколько (7-9) небольших реактивных двигателей, что позволило бы увеличить эффективность двигателя на форсажном режиме. Но эта идея полностью отработана не была.

Замкнутая схема ЖРД

Замкнутая схема ЖРД была известна с середины 50-х годов, т.е. еще до того, как Н.Д. Кузнецов занялся разработкой ракетных двигателей. Однако высказывалась лишь идея, серьезные работы по этой схеме отсутствовали. Наиболее опытный конструктор ЖРД в СССР академик В.П. Глушко в 1958 г. на совещании раз-

работчиков ракет сформулировал на ближайшие десятилетия направления работ по ЖРД в таком виде:

- в 60-х годах заниматься усовершенствованием открытой схемы ЖРД и новые ЖРД создавать только по открытой схеме. Начать экспериментальные работы по исследованию замкнутой схемы ЖРД,

- в 70-х годах начать разработку экспериментального двигателя замкнутой схемы.

Он также заявил, что замкнутая схема - это еще "кот в мешке", она недостаточно разработана, и нужно большое время для того, чтобы начать создание ЖРД по замкнутой схеме. Аналогичного мнения придерживались и ракетчики в США, которые только в 70-х годах начали создавать такие ЖРД.

Начав заниматься жидкостными двигателями в 1959 г., Николай Дмитриевич изучил состояние работ по открытой и замкнутой схемам ЖРД и принял решение разрабатывать ЖРД именно по замкнутой схеме. Он посчитал, что, несмотря на недостаточную освоенность и многие неясности с практическим осуществлением, замкнутая схема по удельному импульсу (удельный импульс можно условно считать аналогом удельного расхода топлива ГТД) существенно превосходит открытые схемы и позволяет создать качественно новый тип ЖРД. Обладая обостренным чувством новизны и не боясь трудностей, обычно возникающих при разработке перспективных идей, Николай Дмитриевич не стал прислушиваться к мнению отговаривавших его крупных специалистов по ЖРД и сразу подключил большой коллектив инженеров ОКБ к созданию ЖРД замкнутой схемы.

Нужно отметить, что С.П. Королев, для ракет которого создавались двигатели, полностью поддержал Кузнецова.

Конечно, встретившись при создании ЖРД замкнутой схемы трудности были огромными, ведь многие вопросы теории и конструирования таких двигателей являлись "белыми пятнами". Н.Д. Кузнецову вместе с коллективом приходилось быстро находить новые решения в ходе создания двигателей. Уже через 2-3 года после начала проектирования удалось устранить основные преграды на пути к созданию ЖРД замкнутой схемы. Огромную роль при разработке ЖРД - этого нового для коллектива ОКБ и завода изделия - сыграло то, что Николай Дмитриевич воспользовался уже освоенной методологией создания ГТД. Такое революционное решение привело к пересмотру многих применявшихся у ракетчиков-двигателистов теоретических взглядов и методов конструирования. Были созданы новые узлы и агрегаты для ЖРД, существенно отличавшиеся от прежних по массе, надежности и даже по принципу работы. Созданные в 60-х годах кислородно-керосиновые двигатели НК-33, НК-39, НК-43, НК-31, предназначенные для "лунного" комплекса Н1, до сих пор остаются непревзойденными по параметрам и надежности для своего класса тяги и состава компонентов топлива.

Необходимо отметить, что опыт Н.Д. Кузнецова по созданию ЖРД замкнутой схемы оказался поистине бесценным для разработчиков космической техники. Впоследствии все новые ЖРД других главных конструкторов проектировались только по замкнутой схеме. Многие неизвестные ранее вопросы теории и конструирования ЖРД замкнутой схемы были разработаны под руководством и при непосредственном участии Н.Д. Кузнецова, но, как уже



было сказано, Николай Дмитриевич не придавал значения своему приоритету. В учебниках по теории ЖРД отсутствуют упоминания о том, что очень многие разработки по двигателям замкнутых схем были осуществлены в теоретическом и конструкторском плане Н.Д. Кузнецовым или под его руководством.

Многофорсунчатая камера сгорания ТРД

Приступив к разработке ЖРД, Н.Д. Кузнецов сумел как бы интегрировать в себе вопросы теории и практического конструирования ГТД и ЖРД, перенося из этих смежных областей многие принципиальные конструкторские решения по родственным узлам и агрегатам.

К концу 50-х годов при создании мощных высокотемпературных ГТД с высокими степенями повышения давления почти все ОКБ в СССР и за рубежом столкнулись с проблемой, связанной с работой камер сгорания ГТД - неравномерностью температуры на входе в турбину. Такая неравномерность приводила к прогарам лопаток турбины и появлению большого количества выбрасываемого дыма. Николай Дмитриевич предложил устранить эту проблему, увеличив количество топливных форсунок в камерах сгорания ГТД с обычных 12...24 до 130...140, как было принято на камерах сгорания ЖРД. Такое решение произвело коренную ломку теоретических и конструкторских принципов создания камер сгорания ГТД.

Ученые НИИ не поддержали эту идею. Но Николай Дмитриевич, невзирая на отрицательные отзывы, довел работу по многофорсунчатым камерам сгорания до логического конца, и такие камеры сгорания вот уже в течение 35 лет являются традиционными для всех

двигателей на 15 %, что обеспечивает новое качество авиадвигателя. По состоянию на середину 90-х годов НК-93 опережал аналогичные зарубежные разработки на 5 лет. К сожалению, длительное отсутствие финансирования может привести к утрате приоритета в создании двигателя такого типа. Делом чести для нашего коллектива является завершение создания двигателя НК-93, работы, которую завещал нам Николай Дмитриевич.

Двигатели на криогенном топливе

В 1974 г. Н.Д. Кузнецов приступил к изучению возможности создания авиационного ГТД, работающего на криогенном топливе. В этот же период начала заниматься этой проблемой фирма "Пратт-Уитни". Благодаря настойчивости и целеустремленности Н.Д. Кузнецова были проведены работы по применению жидкого водорода и сжиженного природного газа и созданы двигатели НК-88 и НК-89, работающие на этих топливах. В апреле 1988 г. состоялся первый полет самолета Ту-155 с двигателем НК-88, топливом для которого служил жидкий водород, а в январе 1989 г. в первый полет отправился тот же самолет с НК-89, работавшим на сжиженном природном газе. Зарубежные авиационные специалисты после этих полетов сделали заключение, что в этой области конструкторы ОКБ Н.Д. Кузнецова опередили западные проработки на несколько лет.

Все, за что брался Николай Дмитриевич, опережало работы других родственных отечественных и зарубежных фирм. Таков был стиль работы Н.Д. Кузнецова.



Ил-86



НК-87

двигателей семейства "НК", созданных под руководством Н.Д. Кузнецова. Американские конструкторы к идее многофорсунчатых камер сгорания ГТД пришли только в середине 70-х годов.

Винтовентиляторный ГТД

В конце 80-х годов Н.Д. Кузнецов приступил к созданию ГТД со сверхвысокой степенью двухконтурности, предназначенного для самолетов гражданской авиации. В то время наиболее распространенные существовавшие и разрабатываемые двигатели для пассажирских самолетов, как отечественные, так и зарубежные, имели степень двухконтурности до 6 (GE-90-9). Николай Дмитриевич предложил создать двигатель с двухконтурностью 16. Нельзя сказать, что сама по себе идея сверхвысокой двухконтурности была выдвинута Н.Д. Кузнецовым. Теоретические статьи имелись и в СССР, и за рубежом. Но, берясь за что-то новое, Николай Дмитриевич всегда ставил перед коллективом ОКБ задачу с большим размахом, чувствуя всю многогранность работ по новому проекту не только с точки зрения теоретической и конструкторской проработки, но охватывая проблемы технологические, металлургические и чисто производственные. Создаваемый двигатель НК-93 со степенью двухконтурности 16,7 рассматривался им как новый качественный скачок в теории и практике авиационного двигателестроения.

Из отечественной и мировой практики известно, что поколения авиационных ГТД сменяют друг друга с периодичностью 7...10 лет. Каждое новое поколение двигателей характеризуется, в основном, уменьшением удельного расхода топлива примерно на 5 %. При переходе от степени двухконтурности 6 к 16,7 удельный расход топлива уменьшается гораздо существеннее - приблизи-

Наземные силовые приводы

Еще в 1957 г. Николай Дмитриевич предложил использовать снятые с самолета отработавшие ресурс авиационные ГТД в качестве силовых приводов наземных энергетических установок. Предварительно была проведена глубокая проработка этого вопроса, показавшая, что при снижении рабочей температуры газов перед турбиной на 150...200° и частоты вращения роторов на 5...7 % по сравнению с номинальными условиями работы авиадвигателя, можно на десятки тысяч часов продлить ресурс двигателя. Кроме того, проработка показала, что в "наземных" двигателях можно сохранить до 70 % деталей и узлов от снятых с самолета авиадвигателей, что существенно снижает трудозатраты и удешевляет производство. Предложение по такому способу конвертирования авиадвигателей в 1957 г. было направлено в Правительство, но осталось без ответа. Что делать - в своем отечестве пророков нет!

В то время ни у нас, ни за рубежом никто из двигателистов не занимался этой проблемой. Впоследствии мы узнали, что в 1960 г. конвертированием начала заниматься фирма "Роллс-Ройс", а затем и другие ведущие зарубежные авиадвигательные фирмы. Николай Дмитриевич настойчиво продолжал пропаганду своей идеи, но только в 1969 г. ему удалось добиться выхода постановления Совмина СССР о создании наземного двигателя НК-12СТ на базе авиадвигателя НК-12М для газоперекачивающего агрегата. Затем, в 1979 г., при поддержке Председателя Госплана Н.К. Байбакова Николай Дмитриевич пробил, в полном смысле этого слова, еще одно постановление о создании наземного двигателя НК-16СТ. Таким образом, Н.Д. Кузнецову удалось осуще-

ствить давнюю идею и фактически открыть новое направление в авиадвигателестроении - конвертирование авиационных ГТД в наземные приводы энергетических установок. Прозорливость Николая Дмитриевича была просто потрясающей, ведь применение легких, компактных наземных двигателей авиационного типа позволило не только быстро создать так необходимый стране новый блочно-модульный газоперекачивающий агрегат, но и обеспечить огромный экономический эффект по сравнению со стационарными агрегатами старого типа. Доктор экономических наук А.А. Аверьянов, в 80-е годы - начальник отдела авиационной промышленности Госплана, подсчитал, что применение двигателя НК-16СТ в период с 1983 по 1990 г. обеспечило экономию в 964 млн рублей (в ценах 80-х годов).

Отметим необычайно широкий и глубокий охват Николаем Дмитриевичем всех отраслей науки, которые органически входят в теорию и практику проектирования и доводки газотурбинных и ракетных двигателей: аэродинамики, газовой динамики, термодинамики, теплопередачи, теории горения, теории регулирования и информатики, теории прочности и пластичности. Причем все знания в области этих наук, образно выражаясь, находились у него не на отдельных полочках, а в тесной взаимосвязи, что позволяло Николаю Дмитриевичу при решении частной проблемы осмысливать ее со всех сторон.



Развитие науки о надежности машин

Н.Д. Кузнецов внес большой вклад в создание современной науки о надежности. Для обеспечения требуемого уровня надежности в процессе экспериментальной отработки авиационных двигателей им были разработаны:

- методика выявления, анализа и устранения недостатков конструкции ("система дефектов");
- комплекс целенаправленных программ специальных испытаний для различных этапов отработки изделий, основанных на оптимальном планировании экспериментов;

- методика выявления недостатков конструкции, в основу которой положены исследования, позволяющие определить соотношения между нагрузками и несущей способностью элементов конструкции.

С целью сохранения достигнутого уровня надежности при серийном производстве изделий Н.Д. Кузнецов разработал методику обеспечения производственно-технологической надежности ("система КЭПОНов"). Сущностью методики является исследование соответствия свойств деталей требованиям технической документации при всех возможных сочетаниях значений режимов технологических процессов.

Для обеспечения надежности и ресурса при напряженных весовых параметрах в ходе проектирования всесторонне изучается сложное напряженное состояние различных узлов и деталей. В первую очередь внимание обращается на критические узлы: диски, лопатки, валы и т.п., где специальными видами испытаний обеспечивается проверка соответствия реальных условий эксплуатации нагрузкам, заложенным в расчет. Проведением специальных видов испытаний обеспечивается проверка работоспособности двигателя в особых, крайних условиях эксплуатации двигателя.

Предложенная Н.Д. Кузнецовым методика эквивалентных ускоренных испытаний позволяет решить проблему определения пределов работоспособности изделий при очень большом ресурсе (более 10 000 ч) за приемлемо короткие сроки (несколько месяцев вместо нескольких лет). Эта методика заключается в моделировании факторов нагружения, влияющих на исчерпание ресурса отдельных узлов и деталей.

Комплекс программ эквивалентных и специальных испытаний, предложенный Н.Д. Кузнецовым, обеспечивает большой народнохозяйственный эффект. Он нашел широкое применение в авиационной промышленности и блестяще подтвердился на опыте обеспечения эксплуатационного ресурса двигателя семейства НК-8 и двигателя НК-86.

В последние годы жизни Н.Д. Кузнецов занимался созданием и внедрением в практику проектирования:

- сложных комплексных математических моделей высокого уровня для ГТД, позволяющих учитывать термодинамику, газодинамику и прочность основных узлов двигателя;
- системы обеспечения надежности в условиях серийного производства и при эксплуатации.

Последние 15 лет жизни Н.Д. Кузнецов был председателем научного Совета по надежности АН СССР.

Технология

Глубоко и постоянно занимаясь изучением вопросов совершенствования технологии и металлургии изготовления деталей и узлов двигателя, Н.Д. Кузнецов впервые в отечественной практике, а быть может и в зарубежной (как известно, информация о технологии изготовления иностранных двигателей и достижениях в области соответствующих разделов металлургии была более закрытой по сравнению с информацией об особенностях конструкции, она публиковалась спустя много лет после внедрения в производство), внедрил при изготовлении авиационных ГТД и ЖРД:

- точное литье турбинных лопаток последовательно равноосной кристаллизации, направленной кристаллизации и литье монокристаллических турбинных лопаток сложной внешней и внутренней конструкции;
- титановые сплавы. В 50-е годы многие отечественные и зарубежные ученые-металлурги считали титановые сплавы (более легкие по сравнению со сплавами на основе никеля и хрома) бесперспективными для применения в авиадвигателестроении из-за анизотропности прочностных характеристик и большой чувствительности к способам обработки. Благодаря инициативе, настойчивости и целеустремленности Н.Д. Кузнецову удалось объединить усилия ряда ученых и НИИ и найти способы обеспечения нужных прочностных свойств деталей из титановых сплавов;
- новые технологические методы поверхностного упрочнения деталей и узлов двигателя, позволяющие на 20...30 % повысить усталостную прочность деталей и существенно увеличить надеж-



ность двигателей в эксплуатации. По идеям Н.Д. Кузнецова были разработаны гидродробеструйный метод упрочнения, а также метод упрочнения микро- и стеклошариками. Под руководством Николая Дмитриевича был разработан метод виброшлифования и виброупрочнения, а также создано технологическое оборудование, позволившее резко уменьшить применение ручного труда при изготовлении деталей двигателей.

В качестве примера, характеризующего новаторство Н.Д. Кузнецова в применении методов обработки деталей, можно привести камеру сгорания ЖРД НК-33. Когда в 1992 г. американские специалисты по ракетным двигателям увидели на выставке в Москве камеру сгорания этого двигателя, то были удивлены, что уже в начале 60-х годов она обработана таким методом, как в США начали пользоваться только в 70-е годы.

Наследие

После Николая Дмитриевича нам, его соратникам, осталось большое наследие. Это, во-первых, созданная им школа конструирования двигателей и, во-вторых, большой задел новых двигателей и тем, которые Николай Дмитриевич не успел закончить:

- принципиально новый двигатель - винтовентиляторный НК-93, двигатель XXI века;
- двигатель НК-89, работающий на сжиженном природном газе;

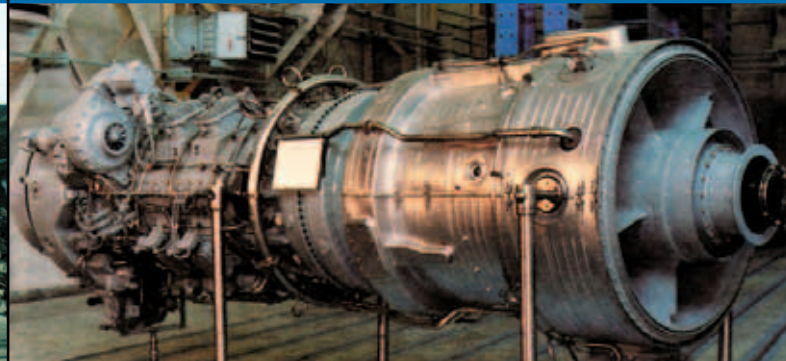
умел разговаривать с подчиненными, не напоминая им, что он начальник. Кузнецов умел создавать в ходе бесед и совещаний обстановку, способствующую раскованному и непринужденному обсуждению проблемы, но в то же время заставлявшую собеседников постоянно чувствовать, что они общаются с руководителем исключительно высокой квалификации, обладающим глубоким умом, огромными знаниями, опытом, эрудицией и интуицией.

Одним из основополагающих принципов жизни и работы Николая Дмитриевича был личный пример. Он всегда был бодр и энергичен, никогда не предавался унынию, даже когда он сам и руководимый им коллектив находились в крайне тяжелом состоянии. В жизни каждого ОКБ бывают периоды, когда доводка двигателя как бы заходит в тупик: идут недели, а ни одно мероприятие не дает эффекта. Сдают нервы у сотрудников, складывается очень нервная обстановка в коллективе. Эти невеселые периоды как лакмусовая бумажка проверяют человеческие качества генерального конструктора. В таких ситуациях Николай Дмитриевич не размахивал дубинкой, был предельно собран, никого не ругал даже за явные ошибки, спокойно, по-деловому обсуждал создавшееся положение. В эти дни, недели он концентрировал свою волю, ум, характер, все свои душевные силы так, чтобы его волнение, а оно, безусловно, было, не передавалось коллективу. Только за одно это качество Николая Дмитриевича - умение в сложной обстановке создать условия в коллективе для

Ту-22М3



НК-12СТ



- жидкостные реактивные двигатели НК-33, НК-43, НК-31, НК-39. Хочется еще раз подчеркнуть прозорливость Николая Дмитриевича, сохранявшего эти двигатели на протяжении 20 лет несмотря на указание сверху об их списании в металлолом;

- наземные двигатели НК-36СТ, НК-37, НК-38СТ. Уже после смерти Николая Дмитриевича, в конце 1995 г., двигатель НК-36СТ мощностью 25 МВт (к.п.д. 36 %) успешно закончил межведомственные испытания. Сегодня такие двигатели успешно эксплуатируются в составе газоперекачивающих агрегатов. Двигатель НК-38СТ мощностью 16 МВт (к.п.д. 38 %), межведомственные испытания которого должны быть проведены в первой половине 2001 г., также начал эксплуатацию в составе газоперекачивающих агрегатов на Толятинской и Помарской компрессорных станциях. Закончена работа по двигателю НК-37 мощностью 25 МВт (к.п.д. 36,4 %). На его базе создана первая в стране теплостанция с двигателем авиационного типа большой мощности, работающая на Безьянской ТЭЦ в Самаре.

Вклад Николая Дмитриевича в успехи отечественной авиации и газовой промышленности весьма весом. Было время, когда 47 % авиапассажиров в нашей стране перевозилось на самолетах с двигателями "НК". Ныне все российские тяжелые и дальние ракетно-бомбардировщики стратегической авиации оснащены двигателями "НК", свыше 34 % добываемого в СНГ природного газа перекачивается по трубопроводам с помощью двигателей "НК".

Н.Д. Кузнецов как личность

Николай Дмитриевич хорошо понимал, что один в поле не воин, поэтому он уделял огромное внимание воспитанию коллектива, работе со специалистами, созданию в коллективе обстановки творчества, дерзания, увлеченности. Он был необыкновенно терпелив и терпим при выслушивании мнения любого человека, будь то молодой специалист или крупный ученый. Как никто другой он

спокойной, слаженной работы - только за одно это его можно считать выдающимся руководителем нашего времени.

Николай Дмитриевич был скромным человеком. Никогда, нигде, ни в нашем коллективе, ни во внешних организациях он не говорил: "я решил", "я предложил", "я применил", всегда: "наш коллектив предложил", "наш коллектив разработал". Во главу угла он ставил коллектив. Это было его сутью и как генерального конструктора, и как человека. В общении с людьми Николай Дмитриевич был настоящим интеллигентом. В период, когда многие руководители не стеснялись бранных слов и в быту, и на совещаниях употребляли нецензурные выражения, от Николая Дмитриевича никто, никогда не слышал этого "общепринятого" мата. Это не значит, что он никого не ругал. Нет, конечно, кое-кого он по заслугам распекал за различные упущения в работе, но делал это корректно, не унижая человека, указывая на суть проступка или неверного решения. В моменты выражения своей величайшей досады за допущенные сотрудниками очевидные ошибки он мог сказать: "Эх, вы, курносые" или "Ну что же ты, курносый, сделал".

Все вышесказанное лишь в малой степени характеризует личность генерального конструктора Николая Дмитриевича Кузнецова. Разумеется, он более многогранен, более сложен и как человек, и как конструктор, и о нем можно сказать еще многое. Необходимо только добавить, что, несмотря на огромную нагрузку основной работой, Николай Дмитриевич был еще и крупным государственным и общественным деятелем. В течение 30 лет он являлся депутатом Верховного Совета РСФСР и членом Президиума Верховного Совета РСФСР. Заслуги Николая Дмитриевича были отмечены правительством, присвоившим ему звание Дважды Героя Социалистического Труда и наградившим Николая Дмитриевича 11-ю орденами СССР. Н.Д. Кузнецов являлся лауреатом Ленинской премии. Академия наук СССР в 1974 г. избрала Николая Дмитриевича действительным членом. ◀

Работы по СПВРД

В конце пятидесятых - начале шестидесятых годов в рамках своей традиционной тематики коллектив М.М. Бондарюка проектировал прямоточные двигатели для ЗУР и противоракет (см. "Двигатель" № 3-2000), ряда крылатых ракет (КР), беспилотных летательных аппаратов, воздушных мишеней, противолодочных ракет и МБР. Так, создавался двигатель РД-013 с камерой сгорания (КС) диаметром 1300 мм. Он предназначался для самолета "РС", разрабатывавшегося в ОКБ-256 МАП главного конструктора П.В. Цибина. Согласно эскизному проекту самолет должен был иметь на концах крыльев два СПВРД, обеспечивающие скорость крейсерского полета самолета до 3000 км/ч при тяге каждого по 4400...4500 кгс. Планировалось получить дальность полета 12 500...13 500 км. РД-013 не был востребован по причине свертывания работ по созданию самолета.

В соответствии с постановлением ЦК и Совмина СССР № 714-295 от 23.06.1960 г. в ОКБ разрабатывался СПВРД РД-016 для межконтинентальной баллистической ракеты "УБР" (конструкции ОКБ-52 ГКАТ). Рассматривались различные компоновки, оценивались параметры изделия, проводились расчеты, но дальше предэскизного проектирования дело не пошло.

Проводились расчеты и исследования возможности оснащения существующих КР новыми двигателями - СПВРД. Одна из таких работ предусматривала создание двигателя РД-04 (РД-04-670) для противорадиолокационной ракеты Х-22П (конструктор А.Я. Березняк). Проектирование проводилось в 1962-1964 гг. в соответствии с постановлением ЦК и СМ СССР № 893-384 от 24.08.1962 г. Позже, в 1965 г., готовился проект СПВРД для ракеты П-500П (ОКБ-52 МАП конструктора В.Н. Челомея), а в 1966-1967 гг. - проект двигателя 4Д-04 оригинальной схемы для КР "Гранит" (ОКБ-52 МАП), рассчитанной на скорость $M=4,0$. В дальнейшем для этой ракеты был выбран серийный ТРД на $M=2,2$. В 1962 г. прорабатывались проек-



Бондарюк М.М.

ты оснащения крылатых ракет П-120 и П-700 сверхзвуковыми ПВРД.

По предложению филиала ОКБ-155 МАП с 1964 г. для объекта "Метель" (противолодочная ракета) под руководством ведущего конструктора В.Д. Хохлачева проводились предварительные расчеты характеристик дозвукового маршевого ПВРД, обеспечивающего полет на высоте 1000 м со скоростью, соответствующей $M=0,9$.

В 1968 г. проводились предварительные расчеты двигательной установки (ДУ) для крылатой ракеты Х-30 (ОКБ А.Я. Березняка). ДУ состояла из двух двигателей: маршевого прямоточного и разгонного ракетного, расположенного в КС первого. ПВРД (диаметр 650 мм) должен был обеспечивать полет ракеты массой около 3,5 т при скорости $M=2,0...2,5$ на дальность до 200 км. В конусе центрального тела диффузора ДУ, выполненного из радиопрозрачного материала, планировалось установить РЛС наведения. Рассматривалась возможность установки регулируемого сопла. Ведущий конструктор проекта - И.Б. Леванов.

Для опытной высотной мишени разработки СКБ Калининградского машиностроительного завода (ОКБ "Звезда"), имевшей обозначение ИЦ-59В, в ОКБ создавался СПВРД типа РД-600. Двигатель размещался в гондоле под фюзеляжем. Старт с самолета-носителя Ту-16 и разгон до $M=3,0...3,2$ и высоты 11 км выполнялся с помощью пороховых ускорителей. Далее, в зависимости от заданной на земле программы, СПВРД мог обеспечивать полет мишени при скорости $M=1,8...4,0$ на высотах от 15 до 35 км. Несколько позже компоновку мишени пересмотрели, установив два СПВРД на торцах крыльев. В конце 1969 г. началось эскизное проектирование нового маршевого СПВРД с камерой сгорания диаметром 450 мм. Проект не был реализован из-за закрытия темы.

В 1969 г. на территории СССР был найден удачно "севший" по причине выработки топлива американский беспилотный высотный

ПВРД — ЗАДАНИЕ НА ЗАВТРА



Евгений Ерохин

Как известно, в шестидесятые годы отечественное ракетостроение получило бурное развитие. К "ракетизации" подключались все новые и новые коллективы разработчиков, в том числе крупные самолетостроительные, двигателестроительные и приборостроительные ОКБ. В этом десятилетии деятельность ОКБ-670, возглавлявшегося М.М. Бондарюком, была связана как с главной тематикой - СПВРД, разнообразными по конструкции, области применения и характеристикам, так и с новыми сферами деятельности. Среди них работы по бортовым источникам электропитания, гиперзвуковым ПВРД, ядерным реактивным двигателям и ядерным энергетическим установкам для космических аппаратов.

Столь сложные задачи были доверены ОКБ-670 потому, что к началу 60-х годов оно показало себя зрелым и работоспособным коллективом, в багаже которого имелись такие серьезные разработки, как СПВРД для межконтинентальных крылатых ракет "Буря" и "Буран", зенитных управляемых ракет (ЗУР) ЗМ8 и "400". Высокие летно-технические характеристики этих ракет обеспечивались передовыми технологиями (часто не имеющими аналогов за рубежом), разработанными коллективом этого ОКБ.

самолет-разведчик D-21 фирмы "Локхид", на котором в качестве двигателя использовался СПВРД. Самолет (получивший обозначение "изд. "Р") был тщательно изучен в авиационных организациях. Сохранившийся в работоспособном состоянии СПВРД (КС диаметром 950 мм) фирмы "Марквард" с осесимметричным воздухозаборником передали в ОКБ-670. В результате его обследования в 1970 г. были выпущены отчеты с описанием конструкции и характеристик двигателя. Наши специалисты не обнаружили принципиальных новшеств в конструкции американского СПВРД, спроектированного, как выяснилось, на основе "прямоточки" от беспилотного перехватчика "Бомарк". Однако это не помешало постановке вопроса о необходимости создания у нас аналогичного разведчика с СПВРД, стартового с носителя.

Разработку конструкции двухступенчатого разведчика (ДБВР) поручили ММЗ "Опыт" главного конструктора А.Н. Туполева. Согласно предварительному ТЗ маршевый СПВРД для ДБВР должен был обеспечивать полет со скоростями, соответствующими числам $M=3,3...3,6$ на высотах 23...27 км. За основу для разработки взяли теоретические и практические результаты по РД-012, конструктивные принципы - от ЗЦ4 (РД-07К). Была принята двухконтурная схема двигателя с КС диаметром 712 мм. Руководил темой ведущий конструктор Ю.К. Ефимов. Работы остановились на этапе аванпроекта.

В 1968 г. ОКБ приступило к разработке маловысотной крылатой ракеты-мишени (МКРМ) для отработки новых комплексов ПВО С-155 и С-300. Мишень предназначалась для полета на высотах 25...5000 м со скоростями, соответствующими $M=1,15...2,3$, на дальность 150...250 км и имитации целей с ЭПР до 20 м² (типа Ту-22М) в радиолокационном диапазоне. Одновременно шло создание ракет - ложных целей (РЛЦ "Ноготок") нескольких типов для защиты бомбардировщика Ту-22М. Предполагалось, что при полете параллельным курсом РЛЦ будет способна имитировать сопровождаемый самолет в радиолокационном (с помощью линз Люнеберга) и инфракрасном (трассеры) диапазонах, создавать ложные засветки на индикаторах РЛС систем ПВО противника и дезориентировать системы наведения атакующих ракет. В течение 1969 г. были проведены расчеты характеристик СПВРД, работающих на скоростях $M=1,5...2,5$ и высотах 9...17 км. Рассматривались РЛЦ с лобовым и подфюзеляжным воздухозаборниками и СПВРД с КС диаметром 470 и 354 мм. Разработка ракет велась под общим руко-



Леванов И.Б.

водством заместителя главного конструктора И.Б. Леванова, ответственными ведущими конструкторами были В.Д. Хохлачев (по МКРМ) и Ю.К. Ефимов (РЛЦ). Оба типа изделий были доведены до стадии разработки эскизного проекта (выпущены в 1970 г.), но эти перспективные и нужные работы по указке "сверху" закрыли.

ГПВРД

Еще в пятидесятых годах ОКБ приступило к изучению гиперзвуковых ПВРД (ГПВРД) со сверхзвуковой скоростью потока в КС. Проектные разработки экспериментальной модели ГПВРД проводились по плану совместных работ ОКБ-679, НИИ-1 и ЛИИ, утвержденному ГКАТ в сентябре 1961 г. Конструктивно ГПВРД принципиально отличаются как от ПВРД, так и от СПВРД. Диффузор ГПВРД строится так, чтобы торможение набегающего потока происходило только при обтекании иглы диффузора. Скорость потока после торможения остается сверхзвуковой, а дозвуковая расширяющаяся часть диффузора, характерная для других типов ПВРД, отсутствует. Камера сгорания ГПВРД представляет собой свободный канал, подача горючего в который происходит непосредственно со стенок. В ней, в отличие от СПВРД, нет форкамеры, стабилизаторов горения и топливного коллектора, так как любые препятствия в сверхзвуковом потоке приводят к падению скорости потока ниже скорости звука.

С 1962-1963 гг. начались стендовые исследования горения в модели КС такого ГПВРД с диаметром входа 200 мм на присоединенном воздухопроводе. Испытания шли на базе ОКБ в Тураево. Отрабатывалась плоская охлаждаемая графитовая модель КС. Первые испытания показали, что процесс горения на сверхзвуке осуществим, но до полностью работоспособного изделия было еще далеко. В 1966 г. рассматривались возможные тягово-экономические характеристики ЛА, получившего обозначение "Эра", с гиперзвуковым режимом работы диффузора на $M=6,0...10,0$ и высотах 14...30 км. Диаметр ГПВРД (ведущий конструктор В.С. Панкратов) превышал 2500 мм.

Ядерная энергетика

С конца 50-х годов в работах по ПВРД намечился кризис. Преимущества ПВРД становились явными при большой дальности, нереализуемой в то время средствами наведения, а потому руководство МАП считало, что данный класс двигателей не имеет перспективы ни для тактических КР, ни для стратегических КР (поскольку де-

ЗУР ЗМВ



лалась ставка на МБР). Из-за недостатка заказов ОКБ пришлось браться за новую, более "перспективную" деятельность. Именно во второй половине пятидесятых годов ОКБ-670 включилось в исследования, связанные с созданием реактивных двигателей нового типа - атомных (АРД), а также ядерных энергетических установок (ЯЭУ) для космических аппаратов. В этом направлении был проведен большой объем НИР во взаимодействии с НИИ-1, ЦИАМ и институтами ГКИАЭ СССР. Тематика ядерной энергетики занимала заметное место в деятельности ОКБ и была представлена тремя крупными темами - РД-021, РД-022 и БЭС-5. В целом в этом направлении коллектив трудился около 10 лет и достиг больших результатов.

В соответствии с Постановлением ЦК и СМ СССР № 711-339 от 30.06.1958 г. и приказом № 280 от 21.07.1958 г. коллектив ОКБ-670 получил задание на предварительные работы по созданию ядерного реактивного двигателя для перспективных космических ракет и МБР. В 1958-1960 гг. по тактико-техническим требованиям ОКБ-1 Государственного комитета оборонной техники (ГКОТ) велись расчетно-теоретические, конструкторские и экспериментальные проработки, в результате которых показана возможность создания АРД с заданными характеристиками. В 1960 г. был выпущен эскизный проект, предусматривавший два варианта (наземного и высотного старта) атомного двигателя с тягой 150 тс. В качестве рабочего тела применялся аммиак.

В июне 1960 г. постановлением ЦК и Совмина СССР технические требования были изменены, и ОКБ-670 поручена разработка эскизного проекта АРД с тягой 300...400 тс, использующего в качестве рабочего тела жидкий водород. В 1960-1961 гг. проведенные исследования дали положительные результаты, положенные в основу эскизного проекта двигателя АРД-200 (шифр "021") для ракеты-носителя Н-1 ("лунная" программа). Проект был выпущен и передан "королевскому" ОКБ-1 в конце 1961 г. В том же году начались экспериментальные работы совместно с ИАЭ АН СССР по исследованию принципов удержания делящегося вещества в графитовых образцах и с НИИ-88 - по изготовлению испытательных камер АРК 2-3. В январе 1962 г. техническая готовность проекта составила 40 %. Летом того же года в Госкомитете по использованию атомной энергии состоялась защита эскизного проекта атомного РД. Он получил положительную оценку. Было решено продолжать работы по АРД с тягой 30-40 тс (двигатель получил наименование АРД-3). Работы по теме РД-021, продолжавшиеся еще несколько лет, не были реализованы, однако выполненные коллективом ОКБ-670 исследования имели большое значение для развития науки и техники.

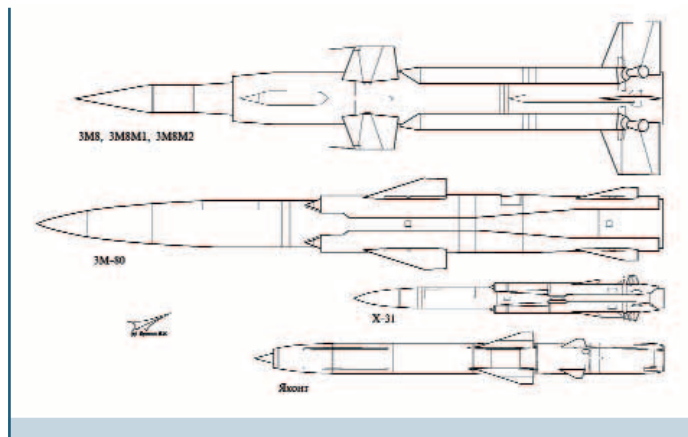
В рамках темы РД-022 велись исследования в области электроядерной энергетики: создание бортового источника электропитания (это направление далее выделено в отдельную тему БЭС-5), электроядерных двигательных установок для космических аппаратов, в том числе плазменного и ядерного электроракетного двигателя. Основанием для начала работ по теме послужило постановление ЦК КПСС и СМ № 1080-522 от 25.09.1958 г., предусматривавшее проведение исследований, связанной с электроядерной энергетикой в целом. Круг работ конкретизировался постановлением № 715-296 от 23.06.1960 г. и заданием от ОКБ-1 ГКОТ. Главным стержнем темы стало создание электроядерного двигателя.

В 1961 г. работы по двигателю, получившему наименование ЭЯРД-6 (шифр "022"), шли в двух направлениях. Один вариант создавался с эмиссионным, другой - с магнитогидродинамическим (с эвтектикой в качестве рабочего тела) преобразователем тепла в электроэнергию. Совместно с ОКБ-670 работали такие ведущие организации страны, как ЛФТИ АН СССР, ФЭИ, НИИ-5 ГКИАЭ. К концу 1961 г. на установке ТЭП-1,5 были получены первые положительные результаты, однако поначалу к.п.д. и мощность были очень малы. Работы велись с размахом, но их подкосило свертывание "хрущевской космической эры" в конце шестидесятых годов.

ОКБ-670 принадлежит заслуга в создании уникальной ядерной энергоустановки БЭС-5 для ИСЗ морской космической системы разведки и целеуказания (системы "УС"). Разработка проводилась в сотрудничестве с ведущими организациями страны, такими как ОКБ-52 ГКАТ (головной исполнитель), КБ-1 ГРЭ, ФЭИ, ОКБ-12, Сухумский

ФТИ, ИЛВАР и др. Ведущими конструкторами по ЯЭУ в ОКБ-670 были Ю.Н. Глазунов и И.М. Вышнепольский.

Создание БЭС-5 было задано постановлением ЦК и Совмина СССР № 1080-522 от 25.09.1958 г. Задание уточнялось дважды, в 1960 и 1961 г. Изначально расчетные, конструкторские и экспериментальные работы велись по газовому и жидкометаллическому вариантам установки. Проекты получили положительные оценки с рекомендацией в дальнейшем разрабатывать вариант ЯЭУ с жидкометаллическим (калийево-натриевым) теплоносителем мощностью 5 кВт. В 1960-1961 гг. проводились расчеты схем и режимов работы энергоустановки. Был разработан аванпроект с двумя вариан-



тами преобразования энергии: паротурбинным (механическим) и термоэлектрическим (прямым полупроводниковым). Для дальнейшего эскизного проектирования выбрали второй вариант.

В 1961-1965 гг. проводились испытания реактора БР-5А, а на стенде в ИЛВАРе - натурные (физические) испытания самой установки БЭС-5. В результате успешно завершившихся к концу 60-х годов работ первая отечественная бортовая ЯЭУ "Бук" полностью прошла испытания и была сдана в эксплуатацию. ОКБ явилось несомненным пионером в этой области. Авторский коллектив разработчиков бортовой ядерной электростанции был удостоен Государственной премии СССР. Для сравнения можно отметить, что эскизный проект ЯЭУ, разработанный в КБ "Энергомаш", был закончен только в 1971 г. Ныне широко разрекламированная ЯЭУ "Топаз", создание которой началось также, как и ЯЭУ "Бук" в 1960 г., была построена на термоэмиссионном принципе, и ее испытания на ИСЗ прошли лишь 20 годами спустя после испытаний "Бука" - в феврале 1987 г.

Помимо трех основных тем в ОКБ шли исследовательские и конструкторские работы по другим ЯРД. Первый проект прорабатывался для экспериментальной крылатой атомной ракеты (КАР) в конце пятидесятых годов. Создание самой ракеты "375" производилось в ОКБ-301 в 1955-1957 гг. Но тогда реализовать задуманное не удалось - КАР получилась огромной. Позже рассматривался ядерный прямоточный двигатель для одной из КР конструкции ОКБ-52. В 1958-1961 гг. рассматривался целый ряд проектов ЯРД для вторых ступеней межконтинентальных баллистических ракет с подводным и наземным стартом с дальностью 1500-2500 км.

В числе других новых направлений деятельности со второй половины 60-х годов ОКБ-670 занялось бортовыми источниками электропитания (БИП) для зенитных управляемых ракет (ЗУР). В 1964-1966 гг. ОКБ формально входило вместе с ОКБ-165 А.М. Люльки в объединенное ОКБ-165-670 ГКАТ. Но потом КБ М.М. Бондарюка вновь выделилось в самостоятельное, получив в свой штат коллектив под руководством Л.С. Душкина с тематикой по БИП. Опытными работами по БИПам ОКБ занималось на протяжении 6 лет. За это время были сданы заказчику два типа источника электропитания - 5И47, работающий на жидком топливе, и 5И48 на твердом топливе. Их доводка осуществлялась на испытательной базе в Жуковском.

Таким образом, в конце шестидесятых годов МКБ "Красная Звезда" (в 1967 г. ОКБ М.М. Бондарюка получило это наименование) являлось многопрофильной организацией и вело разработки по трем основным тематикам. Руководство этими направлениями



осуществляли заместители главного конструктора: Н.И. Михневич - по ЯЭУ, И.Б. Леванов - по ПВРД, С.А. Дубинец (ранее был заместителем Л.С. Душкина) - по БИП.

Уход из жизни М.М. Бондарюка и дальнейшая судьба коллектива

Михаил Макарович Бондарюк скончался 14 октября 1969 г. после тяжелой и продолжительной болезни. Вся деятельность коллектива, долгие годы строившаяся на энтузиазме и организационных качествах его руководителя, пошатнулась. Более того, с этого момента судьба МКБ была предрешена.

Исполняющим обязанности главного конструктора временно стал Н.И. Михневич. Несмотря на успехи МКБ "Красная Звезда", в МАП сложилось предвзятое отрицательное мнение о перспективах ЯЭУ и образцах ракетной техники (МКРМ и РЛЦ), создававшихся коллективом. Среди заместителей главного конструктора, ведавших указанными направлениями, в министерстве не видели "послушного" преемника на посту руководителя МКБ. В итоге, в 1970 г. главным конструктором "Красной Звезды" был назначен человек из министерства - Е.А. Терешков. Работы по МКРМ и РЛЦ тут же "прикрыли", да и создание ПВРД новый руководитель стремился свернуть. Это было начало краха старейшего и единственного в стране ОКБ, специализировавшегося на ПВРД.

Предприятие стало терять кадры; люди уходили из-за отсутствия работы и нездоровой обстановки в коллективе. Разработки по ЯЭУ по-прежнему вызывали раздражение у П.В. Дементьева, которому в 1972 г., наконец, удалось от них отделаться. Для этого на базе МКБ "Красная Звезда" и еще одного КБ (проводившего подобные работы) было создано и передано в Министерство среднего машиностроения (МСМ) специализированное предприятие вместе с частью прежнего коллектива. Задел по ПВРД и группу сотрудников "Красной Звезды", работавших в этом направлении, отправили в Тураевское МКБ "Союз". Кроме того, "Союзу" отошла и производственно-экспериментальная база на тураевской промплощадке. Главным конструктором МКБ "Красная Звезда" (уже в системе МСМ) вместо Терешкова назначили В.И. Сербина. Таким образом, КБ, долгое время руководимое М.М. Бондарюком, было фактически ликвидировано.

После преобразования коллектив, переведенный в ТМКБ "Союз", продолжил начатые работы под руководством И.Б. Леванова (ставшего заместителем главного конструктора "Союза"). Тематика ПВРД сначала была встречена как чужеродная - с сопротивлением со стороны главного конструктора ТМКБ В.Г. Степанова. Однако впоследствии руководство ТМКБ "Союз" изменило отношение к "прямоточкам".

Еще при жизни М.М. Бондарюка, в 1968-1969 гг., под руководством ведущего конструктора В.Д. Хохлачева началась разработка СПВРД ЗД-80 с КС диаметром 800 мм. Этот двигатель предназначался для морской крылатой ракеты ЗМ-80 комплекса "Москит" с маловысотным режимом полета при скоростях до $M=2,0$. С большим трудом удалось отстоять и продолжить разработку двигателя ЗД-80 в новых условиях. Было рассмотрено множество компоновочных схем КС и диффузоров, на стенде отработана камера сгорания. Из-за долгих проволочек и "холодного" отношения МАП к ракете и двигателю государственные испытания завершились лишь в 1982 г.

Позднее ТМКБ "Союз" разработало несколько вариантов этого СПВРД (ЗД-81, ЗД-82 и ЗД-83). Там же, в Тураево, с 1976 г. при уча-

стии группы бондарюковцев были начаты и проводились вплоть до 1978 г. работы, направленные на создание СПВРД (ПВРД-52) для УР класса "воздух-поверхность" Х-31 с КС диаметром 360 мм. Двигатель обеспечил ракете возможность полета при скоростях до $M=3,0...4,0$.

Организация НПВО "Пламя"

Более пяти лет в СССР отсутствовало специализированное ОКБ по ПВРД, резко сузился фронт работ, терялись школа и разработки, накопленные в результате многолетних усилий. Однако костяк коллектива бондарюковцев сохранил работоспособность, и в 1978 г. по приказу Минобщемаша на территории НИИ тепловых процессов (НИИТП) было образовано новое КБ для разработки ПВРД (с 1991 г. - НПВО "Пламя"). Ядро нового КБ составил все тот же коллектив, почти полностью вернувшийся из ТМКБ "Союз". Главным конструктором и руководителем возрожденного предприятия назначили И.Б. Леванова. Поскольку авторские права на двигатели для Х-31 и ЗД-80 были оставлены за "Союзом", то на новой базе началось конструирование новых ПВРД.

В конце 70-х годов прорабатывался ядерный ПВРД для низколетящей, относительно легкой по сравнению с КАР, крылатой ракеты (масса КР 15...20 т, масса боевой части - 1 т). Предполагалось получить практически неограниченную дальность полета. Проведенные исследования показали принципиальную возможность реализации проекта, однако от создания КР с ЯРД отказались из-за невозможности проведения испытаний на полную дальность, а также по экологическим причинам.

В тот же период в КБ приступили к созданию СПВРД для перспективной противокорабельной КР "Яхонт". В 1983 г. был подготовлен эскизный проект, а с 1987 г. начались летные испытания двигателя в составе ракеты. Новые технологии, использованные при создании СПВРД, позволили получить заданные характеристики: высоту до 20 км, максимальную тягу 4 тс, скорость полета $M=2,0...3,5$ при массе КС всего 200 кг. В камере сгорания устанавливается разгонный ПРД первой ступени. СПВРД оборудован системой изменения тяги с регулируемым соплом. В удлиненном центральном теле диффузора размещается РЛС наведения КР.

Впоследствии НПВО принимало участие в различных перспективных проектах, в том числе в проработках (совместно с ЦИАМ для НПО "Энергия") двигательной установки гиперзвукового воздушно-космического ЛА, в экспериментах с ГПВРД по программе "Орел" (ТМКБ "Союз", ЦИАМ), теоретические и практические основы построения которого были заложены еще в ОКБ-670. Совместные планы НПВО и МКБ "Новатор" предусматривали переоборудование практически исчерпавших свой срок хранения ЗУР типа ЗМ8 в ракеты-мишени.

К сожалению, дальнейшая судьба коллектива сложилась нелегко. Весной 1994 г. ввиду трудного финансового положения руководство НИИТП, на территории которого НПВО "Пламя" арендовало помещения, приняло решение преобразовать НПВО в ОКБ, структурно входящее в состав НИИТП. Позднее приказом начальника НИИТП в апреле 1994 г. НПВО было вообще ликвидировано. В связи с этим коллектив "бондарюковцев" был вынужден перебраться на другую производственную базу, образовав ЗАО ОКБ "Пламя". В феврале 1998 г. предприятие вошло в состав ГНПЦ "Звезда-Стрела" под наименованием ОКБ ДУ "Пламя". ◀

ПВРД и СПВРД, созданные коллективом М.М. Бондарюка

Место проведения работ	Годы	Тип двигателя (назначение)
· ЭКБ-3 ГВФ, · Группа в ОКБ-293 НКАП, · КБ-2 в НИИ-1 НКАП	40-е	РД-430 (ускоритель самолетов), РД-007 (ракета 10Х), РД-700 (снаряд "Шторм"), РД-1А (снаряд "Шторм"), РД-800 (самолет-мишень Ла-17), РД-165 (вертолет Б-13), РД-350 (экспериментальный), РД-550 (летающая модель ЛМ-15).
· ОКБ-670 МАП	50-е	РД-900 (самолет-мишень Ла-17), РД-040 (ЭКР), РД-065 (исследования КС больших диаметров), РД-012У (КР "Буря"), РД-018А (КР "Буран"), РД-025 (БР "025" и ЗУР "КМ"), РД-034 (БР "034"), РД-036, РД-036А, РД-036М (БР "036"), ЯРД (КР "КАР"), РД-021 (ЯРД для МБР), РД-07, РД-07К (ЗЦ4) (ЗУР ЗМ8), РД-08, РД-08А, РД-08Б (ЗУР дальнего действия), РД-085 (ЗУР Р-500), 1-ДА (экспериментальный).
	60-е	ЗЦ4М1, ЗЦ4М2 (модификации ЗУР ЗМ8), 4Д-04 (КР "Гранит"), РД-09 (морской вариант ЗУР ЗМ8), РД-04 (КР Х-22П), РД-600 (воздушная мишень ИЦ-59), РД-013 (изд. "РС"), СПВРД (УР Х-30), СПВРД (воздушная мишень "МКРМ"), СПВРД (ложная воздушная цель "РЛЦ"), РД-06 (РД-014) (ЗУР "Даль-М"), РД-046 (ЗУР В-758), РД-015 (противоракета В-1100), РД-016 (система "УБР").
· МКБ "Красная Звезда" МАП, · Коллектив в составе Тураевского МКБ "Союз" МАП	70-е	ЗД131 (ЗУР ЯМ38), ЗД-80 (КР ЗМ-80, выполнена основная часть работ), СПВРД (УР Х-31, выполнена основная часть работ), СПВРД (БЛА-разведчик "ДБВР"), СПВРД (перспективная КР), ЯРД (перспективная КР).
· КБ (НПВО) "Пламя" МОМ	80-е	СПВРД (КР "Яхонт"), ГПВРД (программа "Орел")



Станислав Рыкевич, заместитель генерального директора
Российского авиационно-космического агентства

ОТРАСЛЬ ГОСУДАРСТВЕННОГО ЗНАЧЕНИЯ

Уровень развития авиации всегда являлся одним из показателей научно-технического потенциала, характеризующих состояние и возможности промышленности, место государства в ряду индустриально развитых стран мира. Авиационное двигателестроение, наиболее наукоемкая область авиации, опирается на самые последние достижения науки, воплощение в жизнь которых требует развития многих смежных наук и отраслей производства: аэродинамики, электроники, станкостроения, металлургии и металлообработки, математического моделирования и систем управления, производства новых композиционных и жаростойких материалов, а также многого другого. Сегодня только несколько стран в мире, включая Россию, владеют всем комплексом возможностей, позволяющих создать современный авиационный двигатель любого назначения. При этом технологии, разработанные для авиационного двигателестроения, находят широкое применение при создании энергетических, газоперекачивающих, судовых и иных силовых установок общепромышленного назначения.

В начале нового тысячелетия перед российскими двигателями поставлен целый ряд задач, наиболее значимыми из которых являются создание перспективных двигателей нового поколения и обеспечение эксплуатации двигателей существующего парка самолетов и вертолетов. Необходимость сохранения конкурентоспособности Российской авиационной промышленности на мировом рынке и гарантии национальной безопасности России требуют незамедлительного развертывания работ по созданию удовлетворяющих перспективным требованиям по экологии, топливной эффективности, ресурсу и эксплуатационной пригодности авиодвигателей нового поколения.

Проект Федеральной целевой программы "Развитие гражданской авиационной техники России до 2015 года" направлен на сохранение стратегического потенциала авиационной промышленности, обеспечение воздушного транспорта России конкурентоспособной авиационной техникой с двигателями отечественного производства нового поколения. В этой программе определяются приоритеты в создании новейших образцов авиационных двигателей при разработке перспективных самолетов и вертолетов гражданского назначения. Финансирование работ на начавшийся год будет сохранено в объеме 2000 г. Нужно сказать, что только последние два года, при работе в рамках Президентской "Программы развития гражданской авиационной техники России (1993-2001 годы)", впервые после 1993 г. шло финансирование в полном объеме. Я этим хотел бы подчеркнуть ту общезвестную мысль, что развитие будет только в том случае, если будет финансирование.

Авиация в России - отрасль государственного значения. Однако условия взаимодействия отдельных элементов государственной машины в последнее время сильно отличаются от того, что было 15-20 лет назад. Нужно отметить, что наши генеральные конструкторы и директора в конце концов научились зарабатывать денежные средства в рыночных условиях. Так, если в Президентской программе по гражданской авиационной технике было заложено, что 70 % привлекаемых средств - бюджетные и 30 % - внебюджетные, то во вновь разработанной "Программе ...до 2015 года" по источникам - обратная ситуация. Для обеспечения работ по реновации выпускаемой техники и созданию научного задела сейчас готовится еще ряд документов, по которым с каждого контракта будут отчисляться определенные проценты на новые разработки, на новые двигатели. Разрабатывается в инициативном порядке программа сотрудничества по гражданской авиации с иностранными фирмами.

При реформировании авиационной промышленности, когда весь Авиапром вошел в министерство экономики, предполагалось, видимо, что мотористы со всеми своими проблемами будут справляться в основном самостоятельно. В результате такого предположения непосредственно авиационными двигателями занимался... 1 человек. Однако, сколько не приватизируй авиамоторные заводы и объединения, продукция, которая ими производится, будет востребована в основном государством, а значит - вся их жизнь связана с государственным заказом. А это уже система, которая требует контроля и управления. Понимая это, Росавиакосмос создал полноценное управление авиационного моторостроения, призванное решать проблемы моторостроителей. И результаты - налицо. Так, если в предыдущие 10 лет сертификат типа был получен на 4 изделия: ПС-90 в 1992 г., ВСУ ТА12-60 в 1996 г. и ТВ7-117С и воздушный винт СВ-34 в 1997 г., то за один только 2000 г. такой сертификат получили 8 изделий: ТВД-20, ТВ3-117-ВМА-СБМ, Д-436(Т1/Т2), ВК-2500, ВСУ АИ-9-3Б, два винта - АВ-17 и АВ-140 и поршневого авиадвигатель М-14В1. А без такого сертификата дорога в небо (в особенности - за границы России) любому изделию заказана.

Не будет ошибкой сказать, что XXI столетие невозможно себе представить без интеграции в мировом масштабе и авиадвигателестроения, и авиационной промышленности. Такие программы разработаны совместно с Европейским Космическим Агентством (EADS, это - 7 стран Европы) и нашими партнерами в США, в первую очередь - фирмой "Боинг". Мы ищем партнеров, которые будут реально поддерживать совместные разработки; наши международные договоры должны позволять нам использовать отечественные производственные мощности и научные наработки, создавать у нас новые рабочие места, иначе средства уходят из нашей экономики.

Сегодня мы работаем в условиях рынка, и заказчик вправе определять, какую технику использовать. Мы испробовали большое количество иностранной техники: самолетов, вертолетов, двигателей и авионики. Нужно сказать, что после кризиса 1998 г. использование иностранной техники для наших перевозчиков стало окончательно невыгодным. Цена двигателей, например, отличается где-то в 4 раза, и это соотношение дополнительно возрастает с учетом эксплуатационных расходов.

Нельзя не отметить лидирующее положение России в области использования в авиации криогенного топлива. Растет интерес организаций-перевозчиков к использованию альтернативного, более дешевого, экологически чистого топлива - сжиженного природного газа. Сегодня Россия является единственной страной в мире, сумевшей создать летающие самолет и вертолет, использующие вместо керосина сжиженный природный газ. В этой области работают ведущие зарубежные авиационные фирмы, и, чтобы не потерять свой приоритет в этой области, мы должны развивать этот успех.

Наряду с решением актуальных научно-технических задач, авиадвигателестроение, как, впрочем, и все авиастроение, столкнулось с проблемой использования интеллектуальной собственности организаций и предприятий, созданной за счет средств федерального бюджета. После разделения СССР эта проблема приобрела международное значение. Так, завершаются совместные с Украиной работы по разделу интеллектуальной собственности на двигатель Д-436Т1/Т2. Вовлечение объектов интеллектуальной собственности в хозяйственный оборот требует объединения усилий Министерства промышленности, науки и технологий России, Минюста России и Росавиакосмоса.

Решение всего комплекса задач, стоящих перед отечественным двигателестроением, возможно только при усилении государственной поддержки и предоставлении преференций программам создания авиадвигателей. Во всех странах, имеющих развитую авиастроительную, в том числе двигателестроительную индустрию, государство постоянно оказывает законодательную, налоговую, тарифную и финансовую поддержку своей авиационной промышленности.

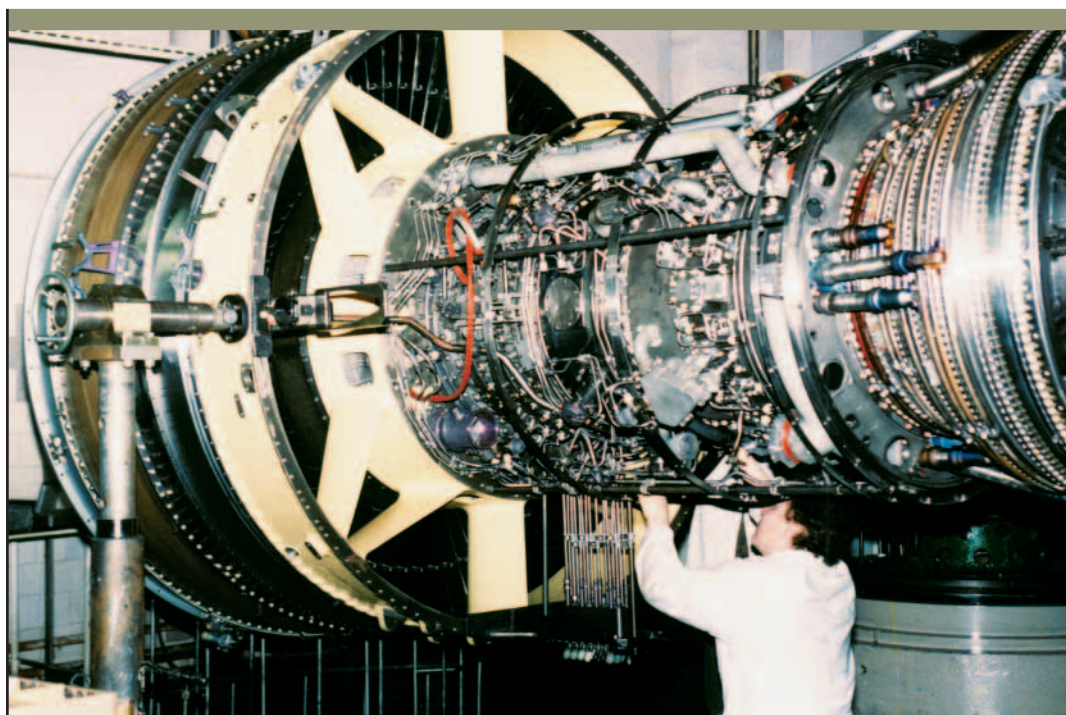
Один из основных доходов отрасли - экспорт готовых авиационных двигателей и запасных частей и комплектующих к ним. На этом поле организовалось большое число каких-то посредников и коммерческих структур, которые порой оказывались более динамичными в решении тактических вопросов экспортных поставок по сравнению с громоздкими государственными структурами, пусть даже и собранными в единую систему. Большие доходы собраны были коммерческими структурами (нашими и иностранными) с этого поля, на котором нас, пользуясь нашей неповоротливостью, уже начали довольно основательно теснить. При этом нас чуть было самих не убедили в несостоятельности и неконкурентоспособности нашей техники. Государство тоже решало проблемы экспорта через две экспортные организации, административно совершенно не связанные и даже конкурирующие. Сложилась уникальная ситуация, когда за иностранного потребителя боролись две структуры, выступающие от лица одного хозяина - государства. Не так давно, как вы знаете, был подписан указ Президента об объединении "Росвооружения" и "Промэкспорта". Это решение позволяет расширить перспективы предприятий, убирает ненужный параллелизм и "чиновничью конкуренцию" внутри родственных государственных структур одной страны. По тому же президентскому Указу сами предприятия получили право самостоятельно решать вопросы постгарантийного обслуживания поставляемой на экспорт тех-

ники, в том числе и авиационной. Это достаточно революционный шаг в области военно-технического сотрудничества.

Предположение о сложности, более того, почти невозможности для наших компаний с нашими высокотехнологичными товарами (например, авиационными двигателями) самостоятельно работать на Западном рынке является не более чем мифом, выгодным только посредникам, существующим на обеспечении такой работы, да нашим конкурентам. Само по себе то, что, к примеру, United Technology и Pratt&Whitney взаимодействуют с ОАО "Пермские Моторы" или General Electric и Snesta активно и с выгодой для себя сотрудничают с московским заводом "Салют" и "Рыбинскими моторами", показывает, что мы умеем делать авиадвигатели мирового уровня, сотрудничество на международной арене возможно и сертификация наших двигателей за рубежом вполне реальна.

Единственное, что нам нужно будет провести совершенно безотлагательно, - это реформирование оборонной промышленности. При изменении системы управления экономикой, а также целей и задач оборонного комплекса, его структура не может оставаться в прежнем виде. Несмотря на наши недавние попытки конверсионного изменения "оборонки", общий вид связей в этой сфере промышленности остались практически неизменными.

Сегодня наша промышленность ориентируется на объединение разработчиков и производителей для того, чтобы путь от стола конструктора до станка серийного предприятия был возможно короче. Хотелось бы также минимизировать время, необходимое для внесения изменений в выпускаемые изделия при сохранении жесткого конструкторского надзора. Такие комплексы, например, образованы на базе туловского ОКБ, Ульяновского авиазавода и Казанского авиазавода, а также на базе ОАО им. Ильюшина и Ташкентского авиазавода. Такого же рода реструктуризация произведена в авиационном приборостроении, где собрано три объединения: "Авиаприборхолдинг" - "Технокомплекс" - Раменское КБ. По такому же принципу будет проводиться реформирование авиадвигателестроительной промышленности. Окончательное мнение о том, кого с кем следует объединять, сложится после внимательной оценки того, что у кого есть, с чем складая из организаций может вступить в это объединение. После серии заседаний комиссии по авиационной промышленности, начавшихся в конце января, у нас, надеюсь, появится полная ясность, что именно нам следует делать в области реструктуризации оборонной промышленности. Без такой ясности невозможно что-либо производить. Тем более, производить прибыльно, в условиях нормального товарного рынка. ◀



РОССИЙСКОЕ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ НА ПОРОГЕ ТРЕТЬЕГО ТЫСЯЧЕЛЕТИЯ

Вячеслав Калачанов, заместитель директора ГосНИЦ ЦАГИ;

Екатерина Джамай, ученый секретарь ЦИАМ;

Институт технико-экономических проблем;

Максим Филатов, с.н.с.

Борис Шапиро, с.н.с.

О степени готовности авиационной (как и любой другой) техники к эксплуатации можно говорить только после проведения определенных испытаний и получения сертификата. В последний год столетия, положившего начало эре авиации, в России предприятиями и организациями авиационной отрасли проводились сертификационные испытания самолетов (Ил-96-300, Ту-214, Ил-114Т, Бе-200, Як-42Д-90) и авиадвигателей (ТВ7-117С, Д-436, ТВД-20, М14В26В1). В настоящее время продолжают сертификационные испытания самолетов (Ту-334, Ан-38-200, Бе-103, М-101), вертолетов (Ка-62, Ми-14ПЖ, Ка-226), двигателей (ТВД-1500, РД-600, НК-93) и вспомогательных силовых установок (ВГД-2, ТА-14, ТА-18). Завершается строительство летного образца для проведения сертификационных испытаний вертолета Ми-38, а также среднемагистрального самолета умеренной пассажироплощности Ту-234, сертификация базового варианта которого намечена на 2001 г. В настоящее время в завершающей стадии находится подготовка контракта стоимостью примерно 50 млн руб. на поставку "Газпрому" в течение трех лет самолета Ту-156 с двигателями, работающими на сжиженном природном газе. Несмотря на то, что Ту-156 оценивается на 15 % дороже базового Ту-154М, ожидается существенная экономия при его эксплуатации.

За истекший год в России были изготовлены (как для отечественных потребителей, так и на экспорт) 25 самолетов и 45 вертолетов, а также необходимые для их выпуска двигатели, агрегаты, приборы и др. Конечно, для развития авиации России этого крайне мало. Но всем известно, что и в промышленности, и в экономике в целом продолжается относительное падение объемов финансирования научной сферы.

Следует заметить, что даже в крайне неблагоприятном для российской экономики 1992 г. расходы по этой статье бюджета достигали 1 % ВВП, а в СССР максимальный уровень наукоемкости ВВП в 1990 г. составлял 3,67 %. Однако, несмотря на то, что принципиальной особенностью этой сферы деятельности во всем мире является ведущая и доминирующая роль государства в обеспечении фундаментальных и большей части прикладных исследований всем необходимым, тем не менее, в силу различных нестационарных процессов, свойственных переходной экономике, государство не всегда способно к полномасштабному финансовому обеспечению наукоемкого производства, в том числе и авиационного. Так, например, в 1999 г. на НИОКР выделялось менее 0,5 % ВВП.

Финансирование работ в рамках программы осуществлялось в 2000 г. по следующим основным направлениям: серийное производство самолетов, вертолетов, двигателей; исследования и разработки в области авиаприборостроения, бортового оборудования и агрегатостроения; создание научно-технического задела по всем направлениям.

В 2000 г. предполагалось завершить финансирование 13 из 42 направлений федеральной целевой "Программы реструктуризации и конверсии оборонной промышленности на 1998-2000 гг.". Только одно из этих направлений относилось к авиационной промышленности и, по данным Росавиакосмоса, в 2000 г. реально было профинансировано на 87,2 %.

Несмотря на то, что до 1998 г. включительно потребность в финансировании работ отечественной авиационной промышленности в рамках "Программы..." не удовлетворялась в требуемых объе-

Несмотря на сложное экономическое положение, Россия продолжает оставаться одной из немногих в мире стран, способных разрабатывать и производить широкую гамму авиационных двигателей. Все это благодаря тому, что двигателестроение – экономически эффективная отрасль государства. Для обеспечения сохранения достигнутых рубежей в общегосударственном масштабе была разработана федеральная целевая "Программа развития гражданской авиационной техники России (1993–2001 годы)". Наступил последний год ее выполнения.

мах, в 1999-2000 гг. благодаря умелой концентрации средств федерального бюджета на приоритетных направлениях удалось выполнить большой объем НИОКР. В 2000 г. была осуществлена поддержка функционирования и развития уникальной опытно-экспериментальной базы ГНЦ РФ: ЦАГИ, ЦИАМ, ВИАМ, ЛИИ, ГосНИИАС, а также других головных институтов авиационной промышленности.

В рамках "Программы..." в 2000 г. был проведен гидроавиасалон "Геленджик - 2000". На авиасалоне свою продукцию представили 147 российских и 30 зарубежных авиастроительных фирм. Росавиакосмос провел переговоры с представителями Франции о закупке самолетов Бе-200. Авиационные компании Китая, Ко-

ПРОИЗВОДСТВО ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ В 2000 г.

Название изделия	Завод-изготовитель	Произведено	Поставлено	
			в Россию	на экспорт
Самолеты				
Ил-62М	Казанское АПО	1	-	-
Ил-96Т	Воронежское АПО	1	1	-
Ту-204	АПК "Авиастар"	3	2	1
Ан-124	АПК "Авиастар"	1	1	-
Як-42	ОАО "САЗ"	5	3	-
Ан-38	НАПО	5	2	-
Бе-200	ИАПО	3	1	1
С-80	КНААПО	2	1	-
Бе-103	КНААПО	2	1	-
Ил-103	РСК "МиГ"	9	7	-
Як-18Т	ОАО "СмАЗ"	4	2	-
СМ-92	ОАО "СмАЗ"	3	1	-
Меркурий	РСК "МиГ"	2	1	-
Гжель	НАЗ "Сокол"	5	-	-
МАИ-890У	РСК "МиГ"	100	34	64
Модернизация				
Як-40	ОАО "СмАЗ"	-	2	-
Поставка в комплектах				
F-15 (Италия)	НАЗ "Сокол"	6	-	4
Вертолеты				
Ми-17	Казанский вертолетный завод	18	-	18
Ми-8МТВ		5	2	2
Ми-17-1В	завод	4	-	4
Ми-8 (-Т, -АМТ)	УУАЗ	20	-	13
Ми-34	Арсеньевское АК	2	2	-
Ка-32	КумАПО	4	-	4

реи, Ирака и Индии подписали протоколы о намерениях по закупке гидросамолетов Бе-200 и Бе-103. Кроме того, с запорожским объединением "Мотор Сич" были подписаны соглашения о поставке 16 двигателей для Бе-200.

В 2000 г. в авиационной промышленности были проведены конкурсы по размещению заказов на закупку товаров, работ и услуг. Среди лотов, выставляемых на конкурс по Программе в области двигателестроения, следует выделить два основных: разработка и испытание бортовых систем контроля и диагностики двигателей в моноблочном исполнении (БСКДМ и БСКД-90М) для модификаций двигателей ТВ7-117 и ПС-90, а также разработка систем автоматического управления газотурбинными двигателями.

В ЦИАМ совместно с головными институтами был выполнен комплекс мероприятий по разработке авиационных двигателей нового поколения. В рамках этих мероприятий разработана "Концепция развития авиационных двигателей в направлении создания улучшенных модификаций серийных двигателей, разработки

новых двигателей и создания промышленных газотурбинных установок". Основанием для разработки Концепции явились: Федеральный закон "О государственном регулировании развития авиации", "Концепции создания и развития двигателей военной авиации и разработки новых конструкционных материалов" (утверждена Минобороны и Минэкономики России в 1998 г.), проекты федеральной целевой программы "Развитие гражданской авиационной техники России на период до 2015 года" (разработчик - Росавиакосмос) и "Программы создания модификаций по ресурсу и характеристикам двигателей, находящихся в эксплуатации" (разработчик - Минобороны России). Данная концепция содержит анализ современного состояния авиадвигателестроения, основные цели государственной политики в области авиадвигателестроения, приоритетные направления и этапы развития авиационных двигателей и ГТУ, а также предложения по совершенствованию направлений государственного регулирования развития

частности, будут широко использоваться "интеллектуальные" датчики, волоконно-оптические линии связи, обеспечена интеграция с системами ЛА и др.) и разработаны новые структуры систем запуска перспективных ТРДД и ВГТД.

На основе разработанной методологии исследований уровня шума БСМС и оптимизации траектории набора высоты определены рациональные значения степени двухконтурности и степени повышения давления вентилятора двигателя типа ТРДД-2005. Одновременно разработаны конкретные рекомендации по обеспечению обязательных экологических требований ИКАО применительно к эксплуатируемым самолетам Ту-154М, Ил-86, Ил-76, в т.ч. по снижению шума двигателей Д-30КУ, которые используются на этих самолетах.

В ВИАМ был разработан и освоен на ММПП "Салют" не имеющий аналогов в мировой практике новый способ изготовления охлаждаемых турбинных лопаток с проникающей системой охлаждения

ФИНАНСИРОВАНИЕ "ПРОГРАММЫ РАЗВИТИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ РОССИИ" В 1992-2000 гг.

Показатель	1992	1993	1994	1995	1996	1997	1998	1999	2000
Индекс-дефлятор ежегодный	1,0	9,730	4,070	2,970	1,477	1,147	1,277	1,857	1,210
Утвержденный бюджет в действующих ценах по отношению к 1992 г., %	100	686,2	3817,5	5931,1	5233,7	8241,6	5926,0	7507,4	10838,1
Утвержденный бюджет в сопоставимых ценах по отношению к 1992 г., %	100	70,5	96,4	50,4	30,1	41,4	23,3	15,9	19,0
Исполнение бюджета, %	100	100	60,9	76,9	61,7	66,2	43,2	84,5	93,1

подотрасли. В настоящий момент Концепция находится на утверждении в Росавиакосмосе.

В рамках создания базового ТРДД определены пути и методы создания семейства двигателей с тягой 9...15 тс на основе единого газогенератора для ближне- и среднемагистральных самолетов (БСМС) на 130...170 пассажиров. В ЦИАМ в рамках "Программы..." в 2000 г. проведены исследования по созданию для магистральных самолетов базового ТРДД нового поколения (ТРДД-2005) в классе тяги 12 тс и совместно с СНТК им. Н.Д. Кузнецова, ЗМКБ "Прогресс" и ОАО "Авиадвигатель" разработаны предварительные рекомендации по техническому облику этого двигателя.

Сформирована структура построения систем автоматического управления для перспективных ТРДД магистральных самолетов (в

Применение таких лопаток позволяет повысить температуру газа перед турбиной на 150...200 °С и сократить на 20...25 % расход охлаждающего воздуха.

В заключение отметим, что, на наш взгляд, авиационное двигателестроение хотя и находится далеко не в лучшей форме, но пока не утратило возможности создавать конкурентоспособную продукцию. Несмотря на то, что общий объем продукции авиационной отрасли составил в 1997 г. около 20 % по сравнению с 1991 г. в сопоставимых ценах, с 1998 г. в основном за счет экспортных поставок начался рост продукции. В 1998-2000 гг. общий объем продукции вырос на 43,3 %. Поэтому мы уверены, что авиационное двигателестроение при необходимой поддержке государства имеет хорошие перспективы развития. ◀

ICEF



МЕЖДУНАРОДНЫЙ НАУЧНО-ПРОМЫШЛЕННЫЙ ФОРУМ
"ВЕЛИКИЕ РЕКИ"
РОССИЯ, НИЖНИЙ НОВГОРОД, МАЙ 2001

ПРОЕКТ МЕЖДУНАРОДНОГО НАУЧНО-ПРОМЫШЛЕННОГО ФОРУМА "ВЕЛИКИЕ РЕКИ" / ICEF
СПЕЦИАЛИЗИРОВАННАЯ ВЫСТАВКА



"РЕКА"

ОРГАНИЗАТОРЫ:

Правительство Российской Федерации;
ЮНЕСКО;
Министерство транспорта Российской Федерации;
Служба Речного транспорта России;
Центральное бюро научно-технической информации Минтранса РФ;
Администрация Представителя Президента Российской Федерации в Приволжском федеральном округе;
Администрация Нижегородской области;
ВАО "Нижегородская ярмарка"

НАУЧНО-ПРОМЫШЛЕННАЯ ВЫСТАВКА

НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ И ДАЛЬНЕЙШЕЕ РАЗВИТИЕ ВНУТРЕННИХ ВОДНЫХ ПУТЕЙ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНЫЙ КОНКУРС ИНВЕСТИЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ И ПРЕДЛОЖЕНИЙ

15-18
мая 2001 года

ВАО "НИЖЕГОРОДСКАЯ ЯРМАРКА"
603086, г. Нижний Новгород, ул. Совнаркомовская, 13
Тел.: (08312) 77-54-87
Факсы: (08312) 77-55-68, 77-56-65
e-mail: ryzhov@yarmarka.ru
http://www.yarmarka.ru/index_icef.htm

МОСКОВСКОЕ ПРЕДСТАВИТЕЛЬСТВО:
Тел./факсы: (095) 209-37-21, 209-37-95
e-mail: yarmarka@4unet.ru

ПРЕДСТАВИТЕЛЬСТВО В САНКТ-ПЕТЕРБУРГЕ:
Тел./факсы: +007-(812) 325-54-25, 110-10-82
e-mail: csca@mail.wplus.net

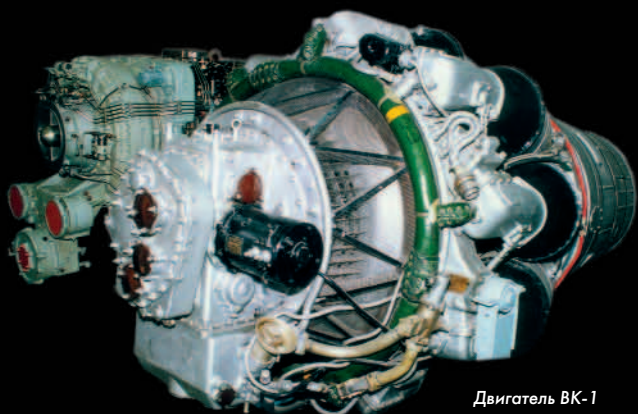


ДВИГАТЕЛИ

ВК:



ГУП "Завод им. В.Я. Климova":
Петр Изотов, главный конструктор
Данила Изотов, менеджер по рекламе



Двигатель ВК-1

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

Создание двигателя ВК-1 совпало с большими переменами в коллективе, возглавляемом главным конструктором Владимиром Яковлевичем Климовым. Согласно постановлению Совета министров и приказу министра авиационной промышленности в 1947 г. ОКБ-117 при заводе № 466 было выделено в самостоятельное предприятие - завод № 117, а 466-й завод был полностью переведен на площадку на Кушелевке (ныне ОАО "Красный Октябрь").

В отличие от прежнего "военного" положения в Уфе, на заводе № 117 было организовано собственное производство, способное полностью изготавливать двигатели, построены хорошая экспериментальная база, барокамера и испытательная станция. Большое внимание было уделено созданию испытательной лаборатории, в задачу которой входили комплексные испытания газотурбинной техники и выдача заключений о работе как отдельных систем, так и двигателей в целом. Для этого были организованы экспериментальные исследовательские группы камер сгорания, компрессоров, турбин, топливомасляной аппаратуры и трансмиссии, тензометрирования, электроприборов, несколько вспомогательных и технических служб. Все группы были оснащены соответствующими экспериментальными установками вплоть до стендов для испытания полноразмерных двигателей как в земных, так и в высотных условиях. Конструированием двигателей занялись на качественно новом уровне - того требовала реактивная авиация.

Первый советский крупносерийный турбореактивный двигатель ВК-1 начали проектировать в середине 1946 г. За прототип был взят английский двигатель Nene (подробнее см. Двигатель № 5-6, 2000 г.). При разработке ВК-1 тяга двигателя была запроектирована большей

ОТ ВК-1

ДО ВК-10

на 30 %, чем у Nene. Для получения заданных характеристик в конструкцию двигателя были внесены усовершенствования (в том числе и по результатам войсковой эксплуатации двигателей РД-45), главным образом выразившиеся в увеличении камеры сгорания, лопаток турбины, в установке выходного устройства трубного вида и пр.

Доводка ВК-1 проходила достаточно быстро и, что самое главное, успешно. В 1949 г. двигатель завершил Государственные испытания. Конструкторам удалось получить на ВК-1 более высокие технические данные по сравнению с прототипом РД-45: тягу 2700 кгс (2040), удельный расход топлива 1,07 кг/кгс·ч (1,06), расход воздуха 48,2 кг/с (40), степень повышения давления - 4,2 (4,0), температуру газов перед турбиной - 1170К (1140), при незначительном увеличившихся массе - 870 кг (808) и габаритах. В мае того же года Совет Министров СССР выпустил постановление о запуске в серию двигателя ВК-1 со 100-часовым ресурсом.

В то время самолетный парк ВВС СССР был весьма "разношерстным", включал множество типов как поршневых, так и реактивных машин, что вызывало большие трудности в материально-техническом снабжении ВВС. Возникла заманчивая концепция "единого истребителя", сулившая значительную экономическую выгоду.

Заводы, строившие Ла-15 и Як-23, должны были свернуть их производство и с июня 1950 г. полностью перейти на выпуск "МиГов". Кроме того, правительство обязало В.Я. Климова в течение года увеличить ресурс двигателя ВК-1 до 250 ч. После проведения испытаний двигатель модификации ВК-1А выпускался первоначально со 150-часовым, с 6-й серии (1950 г.) - с 200-часовым, а с 1952 г. - с 250-часовым ресурсом. В 1951 г. начался серийный выпуск двигателя ВК-1Ф с дожиганием топлива за турбиной в форсажной камере. Продолжительность включения форсированного режима тягой 3380 кгс ограничивалась тремя минутами.

Истребитель МиГ-15 с двигателем ВК-1 получил добавление "бис" и был запущен в серию летом 1950 г. Этому предшествовали довольно непростые испытания, которые проводились в 1950-1952 гг. в не-

сколько этапов. Основные проблемы при доводке были связаны с помпажными явлениями (на высотах более 8000 м) и "зудом" двигателя. В полной мере эти недостатки устранить не удалось, но на четвертом экземпляре двигателя их все же свели к минимуму. Трудно было избавиться от "валежки" самолета и обратной реакции по крену, которые с увеличением максимальной скорости полета стали еще более выраженными по сравнению с аналогичными проявлениями на МиГ-15 с РД-45Ф. До устранения этих недостатков приказом Главкома ВВС максимальную скорость МиГ-15бис на высотах до 2500 м ограничили 1040 км/ч (через некоторое время "валежка" и кренение самолета были устранены внедрением крыла повышенной жесткости).

Испытания показали значительное улучшение практически всех характеристик самолета по сравнению с "простым" МиГ-15 за исключением дальности, которая уменьшилась на 180 км из-за уменьшения запаса топлива и увеличения его удельного расхода. Максимальная скорость, которую смог достичь самолет, составила 1076 км/ч у земли, на высоте 10 000 м максимальная скорость равнялась 987 км/ч. Время набора высоты 10 000 м уменьшилась до 4,9 мин, потолок увеличился до 15 500 м. Управляемость самолета улучшилась по всем трем осям.

По результатам испытаний было рекомендовано "опытный фронтальной истребитель с двигателем ВК-1 принять на вооружение и серийную постройку". Правильность ставки на МиГ-15бис вскоре доказали результаты воздушных боев в небе Кореи. Этому самолету была уготована лавра победителя американских истребителей F-5 Mustang, F-80 Shooting Star, F-84 Thunderjet и наиболее совершенного F-86 Sabre. С высокой эффективностью МиГ-15бис боролся с бомбардировщиками В-29.

Один из героев Корейской войны и кавалер многих боевых орденов Б.С. Абакумов такими словами вспоминал об этом истребителе: "Опыт боев показал, что наши летчики на МиГ-15 при смелых и слаженных действиях могут прорвать любое истребительное прикрытие и нанести удар по главной цели - тяжелым стратегическим бомбардировщикам, основным носителям ядерного оружия, а также не допустить абсолютного господства в воздухе численно превосходящего противника". А вот так Б.С. Абакумов отзывался о супернадежности двигателя ВК-1: "Надо сказать, что при резком маневрировании в группе очень трудно держаться ведомым в строю, когда у всех двигатели работают на максимале, а тем более, если допустишь малейший "зевок" в маневре. Тут могли выручить или маневр скоростью без увеличения тяги двигателя за счет незначительного снижения по вертикали, или мощь безотказного двигателя. Особенно это относится к ВК-1, установленному на МиГ-15бис. На максимальном режиме он мог работать почти весь полет. И чем дольше работал, тем лучше тянул. Даже когда по 8 лопаток турбины выбивало осколками или пулями, "Владимир Климов-1" продолжал надежно и устойчиво работать. Так было у Г.И. Гесья, прошедшего почти весь бой с разбитыми лопатками турбины и только на выравнивании при посадке почувствовавшего, что двигатель заклинило".

За создание двигателя ВК-1 в 1949 г. руководителям завода - В.Я. Климову, С.П. Изотову и Н.Г. Костюку - была присуждена Сталинская премия 1-й степени.

Двигатель ВК-1А устанавливался также на самолет МиГ-17 с углом стреловидности крыла 45°, который являлся непосредственным развитием МиГ-15. Скорость возросла на 40...50 км/ч, улучшилась маневренность на больших высотах, возросла скороподъемность. В 1952-1953 гг. истребитель МиГ-17 и перехватчик МиГ-17П были испытаны с двигателями ВК-1Ф и запущены в серийное производство под названиями МиГ-17Ф и МиГ-17ПФ, соответственно. Одновременно с ними был выпущен фоторазведчик МиГ-17Р.

Истребители МиГ-15 и МиГ-17, которые строились в десятках модификаций, пользовались заслуженной любовью летчиков как простые и очень надежные машины. Они состояли на вооружении более чем 30 стран мира, а в Китае, Польше и Чехословакии производились по лицензии.

Двигатели ВК-1 также были выбраны для установки на "единый фронтальной бомбардировщик", которым стал Ил-28. Эта машина проходила испытания одновременно с конкурентом Ту-14. Оба

самолета получились удачными, каждый обладал своими достоинствами и недостатками. Решение по "единому бомбардировщику" принял лично Сталин на заседании госкомиссии в мае 1949 г.

Ил-28 сразу же был запущен в серийное производство на нескольких заводах и строился в огромных количествах (более 6000 единиц). Он стал самым массовым реактивным бомбардировщиком и составлял основу ударных сил фронтовой авиации не только СССР, но и его союзников (более 20 стран). На протяжении 50-х годов летные качества Ил-28 оставались на высоте требований к данному классу бомбардировщиков. До сих пор эта машина состоит на вооружении ВВС ряда стран. Ил-28 принимал участие во многих войнах и локальных конфликтах, в том числе в Корейской войне, в Карибском кризисе, в нескольких ближневосточных конфликтах, в войнах в Йемене, Вьетнаме, Нигерии и даже в Афганистане.

Впервые появившись в полках в 1950 г., Ил-28 сразу завоевал симпатии летного и технического состава. В. Гладков, один из летчиков того времени, вспоминал: "Новый самолет нам показался просто фантастическим и удивил не только своими замечательными характеристиками, но и высочайшим качеством технического исполнения". Летчики, привыкшие к шуму и холоду в кабинах поршневых бомбардировщиков, поражались комфортным условиям Ил-28. Особую славу заслужили двигатели ВК-1. Очень часто полеты совершались на предельно малых высотах, в воздухозаборники попадали ветки деревьев, птицы, но двигатели всегда работали безотказно.

Несмотря на "победу" Ил-28, вскоре в серийное производство запустили и Ту-14 в варианте торпедоносца для авиации ВМФ. Грузотсек Ту-14Т был более приспособлен для подвески мин и торпед, а большая дальность полета и расширенный состав навигационно-пилотажного оборудования делали Ту-14Т более подходящим для ведения боевых действий над морем. Надо сказать, что летчики любили эту машину, прежде всего за потрясающую "летучесть" и высокую надежность.

Помимо вышеперечисленных самолетов двигателями ВК-1 оснащались многие опытные самолеты: "176" и "200" в КБ Лавочки-



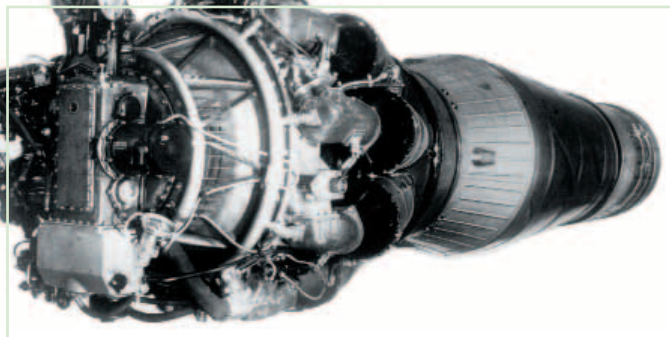
Регламентные работы на двигателе ВК-1. Середина 50-х гг



Полк МиГ-15. Середина 50-х гг



Двигатель ВК-5Ф



Ил-28



УТИ МиГ-15 чехословацких ВВС



Ту-14

на, Як-50 в КБ Яковлева, Р-1 у Бериева, И-320 у Микояна, многочисленные бомбардировщики Туполева и др. Особенно стоит отметить истребитель "176", на котором впервые в нашей стране была достигнута скорость звука.

В продолжение работ по совершенствованию параметров и увеличению тяги двигателя ВК-1 были разработаны двигатель ВК-5 с увеличенной взлетной тягой до 3100 кгс и его модификация ВК-5Ф. Увеличение тяги ВК-5 было достигнуто главным образом за счет повышения расхода воздуха через компрессор до 52 кг/с. Доводка

двигателя осуществлялась на серийном истребителе МиГ-15бис, специально переоборудованном в мае 1952 г.

Под двигатели ВК-5 в 1951-1952 гг. в ОКБ Туполева был разработан проект торпедоносца-бомбардировщика "93". Этот самолет стал последним в семействе Ту-14 и сохранил в себе его общую компоновку и конструкцию. Работы по нему не вышли за стадию эскизного проекта. В ОКБ Ильюшина двигателями ВК-5 снабдили опытный образец самолета Ил-28С, имевший стреловидное крыло. Однако дальнейшие проработки показали, что Ил-28С решающих преимуществ перед серийным Ил-28 с ВК-1 не получил, и этот проект закрыли.

Двигатель ВК-5Ф имел тягу 3800 кгс на форсаже. Впервые в отечественной практике была разработана и доведена форсажная камера с регулируемым створчатым соплом, получившая впоследствии самое широкое распространение. Дожигание топлива в форсажной камере позволяло наиболее полно использовать воздух, выходящий из камеры вместе с газами. Форсирование тяги, несмотря на резкое возрастание расхода топлива, было очень эффективным средством кратковременного повышения скорости полета самолетов, особенно истребителей-перехватчиков. На ВК-5Ф впервые в СССР был применен электронный регулятор температуры в форсажной камере.

Двигатель ВК-5Ф прошел госиспытания в 1953 г. и летные испытания на опытном фоторазведчике МиГ-17Р, который при включенном форсаже достиг самой большой в то время высоты полета - 18 000 м. Однако в серию ВК-5Ф не пошел, так как несмотря на большую тягу, он обеспечил лишь незначительный прирост скорости полета. Не нашел применения и созданный в 1952 г. двигатель ВК-7 максимальной тягой 5250 кгс, разработанный в развитии ВК-5Ф.

Двигатели семейства ВК-1 серийно выпускались в СССР, Польше, Чехословакии и Китае; всего было изготовлено около 20 000 двигателей. В Советском Союзе производство ВК-1 было налажено на шести авиационных заводах: №№ 16, 19, 24, 26, 45, 500. С сожалением приходится отметить, что ВК-1 стали последними серийными двигателями ОКБ в период руководства Владимира Яковлевича Климова до его ухода на пенсию в 1960 г.

За это десятилетие В.Я. Климову удалось создать организацию, которая полностью обеспечила турбореактивными двигателями фронтальные истребители и бомбардировщики того времени. Поэтому разработка и производственное освоение турбореактивных двигателей с центробежными компрессорами явились важным этапом в развитии отечественной авиационной техники, а конструкторское бюро В.Я. Климова сыграло в этом главенствующую роль.

(Продолжение следует)

DIGEST

In 1947, V. Ya. Klimov's Design Bureau was restructured and transformed into an independent enterprise - Plant # 117 having all capabilities for engine manufacturing and fully equipped with test facilities. The designing of the VK-1, the first Soviet series turbojet engine, was launched in the middle of 1946. The designers succeeded to get higher technical performances as compared with RD-45 prototype engine with a slight increase in weight and overall dimensions. In May, 1949, VK-1 engine was put into commercial production.

VK-1 engine and its modifications found a wide application in MiG-15bis and MiG-17 fighters, MiG-17P interceptors, Il-28 bombers and Tu-14 torpedo-carrying planes. In 1950s, these planes were the backbone of the Soviet Air Force. VK-1, VK-1A and VK-1F engines were distinguished by high reliability, survivability in battles, and maintainability.

Unfortunately, the VK-1 was the last series engine developed at the design bureau within working years of V. Klimov who retired on pension in 1960. Development and manufacturing of turbojet engines with centrifugal compressors was an important stage in the progress of Russia aeronautical engineering, and Klimov's Design Bureau played a leading part in this process.

VK ENGINES: FROM VK-1 TO VK-10

Известный еще в дореволюционные времена завод "Гном", первым в России приступивший к серийному производству авиационных моторов (ныне Федеральный научный производственный центр "Московское машиностроительное производственное предприятие "Салют"), сегодня выпускает ГТД для современных многофункциональных истребителей семейства "Су". Одновременно осваивается производство двигателей для гражданской авиации, энергетических и газоперекачивающих установок. Продукция завода поставляется во многие страны мира. Но прежде чем добиться мирового признания следовало решить проблемы, связанные с подготовкой работников предприятия, причем на всех уровнях. О решении кадровых вопросов на предприятии рассказывает генеральный директор ММПП "Салют" Юрий Сергеевич Елисеев, почетный авиастроитель, кандидат технических наук, член-корреспондент Российской инженерной академии, заведующий кафедрой РГТУ - МАТИ им. К.Э. Циолковского.

ЧТОБЫ РЕШАЛИ ВСЕ

Институт целевой подготовки ММПП "Салют".
Выступление руководителя авиакосмического комплекса
РГТУ-МАТИ им. К.Э. Циолковского, д.т.н., профессора
В.П. Соколова на заседании кафедры по вопросу
повышения качества подготовки специалистов и ученых



РГТУ-МАТИ им. К.Э. Циолковского.
Заведующий кафедрой ТПДЛА
Ю.С. Елисеев проводит
очередное заседание
в ИЦП ММПП "Салют"



В 1996 г. объем выпуска продукции "Салюта" составлял всего 10 % соответствующего показателя дореформенного периода. За последние три года в результате активных действий руководства с помощью государственной компании "Росвооружение" предприятию удалось наладить экспорт изделий. Более чем в 3,5 раза увеличился объем производства, число работающих возросло с 4 до 10 тысяч. Распоряжением правительства России заводу в июне прошлого года присвоен статус Федерального научно-производственного центра.

В Москве сосредоточен мощный научный и технический потенциал НИИ, КБ, академических институтов, и мы старались использовать их возможности для повышения эффективности производства. Усовершенствовали структуру предприятия, создали специальное КБ газотурбинных авиационных двигателей и энергетических стационарных установок. Вместе с отраслевыми институтами началась большая работа по разработке и совершенствованию новой техники и технологий, во многих цехах стали внедряться новые процессы химико-термической обработки, оборудование с числовым программным управлением.

В настоящее время мы ощущаем острый недостаток в специалистах. Чтобы его восполнить, работаем с институтами, которые готовят кадры по нашему профилю. Завод не просто принимает выпускников, а включается в учебный процесс нашего базового вуза - Государственного авиационно-технологического университета им. К.Э. Циолковского и ведет целевую подготовку студентов. Начиная с четвертого курса, мы заключаем с молодежью контракты, закрепляем за ней рабочие места. Здесь студенты выполняют проекты, проходят практику. Завод выплачивает стипендии от 300 до 450 рублей в зависимости от успеваемости. За два последних года учебы студенты осваивают производство и приходят на предприятие полноценными инженерами.

При заводе организован институт целевой подготовки специалистов по двигателестроению - филиал МАТИ. Отрадно отметить, что в последние два года у молодежи появилась тяга к получению высшего и среднего специального образования. В этом году мы приняли на вечернее отделение две группы студентов (65



Занятия в компьютерном классе

человек), а всего на вечернем отделении обучается пять групп. На будущий год вновь планируем принять две группы. Для подготовки высококвалифицированных специалистов используем не только широкие возможности МАТИ - его лаборатории, преподавателей, научных сотрудников, но и приглашаем ведущих ученых по различным направлениям из других ВУЗов. Например, по процессам химико-термической обработки руководств завода приглашает преподавателей из МГТУ им. Н.Э. Баумана.



Создав научно-производственный учебный центр, мы получили возможность обобщать передовой опыт и оформлять его в виде монографий. Дело в том, что сегодня по профилирующей дисциплине "Технология производства ГТД" практически отсутствует современная литература. Единственная книга издана в 1994 г., она не освещает в полной мере все технологии, а ныне применяемые в ней упоминаются, естественно, только в общих чертах. Поэтому специалисты завода совместно с ведущими учеными института по соответствующим направлениям подготовили и выпустили шесть учебников, в том числе по теории проектирования ГТД и технологиям их изготовления. Они определяют уровень производства сейчас, и еще больше будут определять облик производства в будущем.

Большим спросом пользуется книга "Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок". Она подготовлена преподавателями МГТУ им. Н.Э. Баумана и используется для обеспечения учебного процесса во многих ведущих авиационных высших учебных заведениях. А монографию "Современные технологии в производстве газотурбинных двигателей" написали в основном специалисты завода. Здесь фрагментами даны основные технологические процессы по разным направлениям: литье, механическая обработка, сварка и т.д.

Академия имени Н.Е. Жуковского выпустила ряд печатных трудов, и, в частности, монографии "Химико-термическая обработка и защитные покрытия в авиадвигателестроении" и "Авиационное металловедение и технология обработки металлов". Примечательно, что инициатором издания целого ряда книг стал наш завод. Так, была выпущена книга "Технологии CALS". В ее подготовке приняли участие ведущие специалисты авиационной промышленности России.

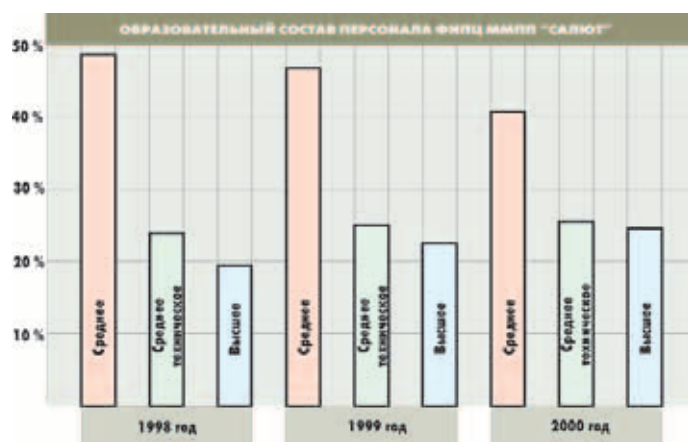
Специалисты завода в совершенстве освоили изготовление зубчатых колес, которые поставляются на экспорт, в том числе и в Швейцарию. Поэтому вполне обоснованно появление книги "Производство зубчатых колес для ГТД", в написании которой приняли участие ученые МГТУ.

В книгу включены описания таких технологических процессов, которые сейчас еще нигде не применяются. Большое будущее, несомненно, за такими способами соединения деталей, как сварка и пайка, этим технологиям посвящена отдельная книга "Неразъемные соединения".

Сейчас идет подготовка седьмой монографии "Технология производства лопаток". В ней описаны технологические приемы изготовления лопаток компрессоров и турбин. В издательстве МАИ готовится к изданию книга "Обработка титановых сплавов". Таким образом, в течение полутора лет предполагается сформировать техническую библиотеку, которая будет способствовать подготовке высококвалифицированных специалистов по производству ГТД. По нашим представлениям, такая библиотека должна насчитывать 12 - 14 книг.

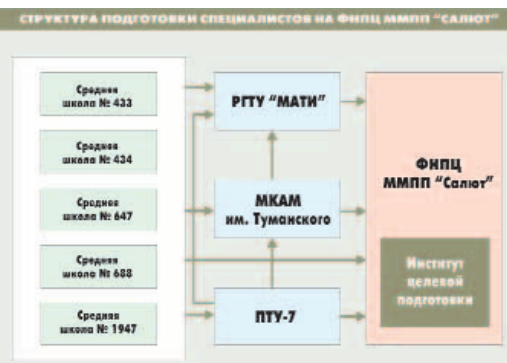
Теперь, в условиях конкуренции, предприятиям приходится бороться за заказы. А успеха в этой борьбе можно добиться только при наличии специалистов высочайшей квалификации. Мы хотим, чтобы качество производства постоянно повышалось, и поэтому заботимся о подготовке кадров. Простым наращиванием численности работников решить проблему качества невозможно. Поэтому наша основная задача - повышение уровня подготовки сотрудников.

Мы занимаемся профориентацией, начиная с самой ранней стадии. У завода шесть подшефных школ. Специалисты цехов встречаются с ребятами, приобщая их к авиационным проблемам еще со школьной скамьи. Следующий этап - заводское профессионально-техническое училище и базовый авиационный моторостроительный колледж. Здесь готовят квалифицированных рабочих и специалистов среднего звена. Лучшие выпускники ПТУ и техникума на льготных условиях поступают в МАТИ или на вечернее отделение заводского института целевой подготовки (ИЦП), где проходят обучение по ускоренной программе. За последние три года завод существенно помолодел, средний возраст персонала сегодня 42 года. Высшее и среднее образование имеет 91 % специалистов "Салюта".



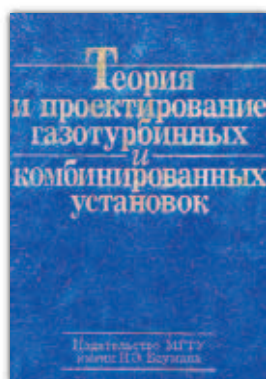
В заводском институте целевой подготовки мы повысили качество обучения до уровня современных требований: увеличено количество часов по основным дисциплинам, в компьютерных классах все студенты обучаются проектированию авиационной техники и разработке технологических процессов. Завод расширяет контакты с иносфирмами, поэтому нам нужны специалисты, в совершенстве владеющие иностранными языками. В связи с этим организованы занятия по английскому языку. В то же время руководство завода считает, что каждый специалист с высшим образованием должен иметь рабочую профессию. Тогда он будет осознанно подходить к принимаемым решениям и разрабатываемым технологиям. В течение ближайших трех лет мы планируем решить проблему и количества, и качества инженерно-технического состава.

Сегодня ведется много разговоров о коммерческой тайне. Многие предприятия стараются скрыть свои "ноу-хау". Но мы живем в одной стране, и чем острее будет у нас конкуренция, тем интенсивнее будут темпы технического прогресса. Поэтому мы принимаем участие и сами организуем различного рода конференции и встречи. Участвуют специалисты ММПП "Салют" и в



международных симпозиумах, выступая там с сообщениями по новым технологиям.

Мы хотим, чтобы завод стал настоящим научным центром. Такая политика, проводимая в течение последних лет, уже принесла результаты. На "Салюте" работают восемь докторов наук, более 35 кандидатов наук, а ведь всего три года назад был только один кандидат наук. Введены у нас материальные стимулы: 20-процентная надбавка к окладу кандидата технических наук, 40-процентная - к окладу доктора наук. Сейчас у нас 15 человек продолжают обучение в аспирантуре. Это наиболее целеустремленные молодые ученые. Они занимаются в МАТИ, "Станкине" и других ВУЗах. Темы, над которыми они работают, очень полезны для завода. Мы заинтересованы в том, чтобы за три года обучения наши аспиранты помимо повышения собственной квалификации сумели разработать что-то новое в технологиях производства нашей продукции.



Следует признать, что завод испытывает определенные трудности с пополнением рабочего звена. Опыт показал, что в Москве очень сложно набрать высококвалифицированных рабочих даже на приличную зарплату. Сегодня основным стимулом для хорошей работы является высокий заработок. Его можно выплачивать только исполнителю, обладающим соответствующей квалификацией. В результате у нас 85 % рабочих формально имеют пятый или шестой разряд. Но такое положение не радует, поскольку оно не соответствует фактической квалификации исполнителей. Завышение квалификации рабочего нередко приводит к увеличению брака и, в конце концов, к неудовлетворенности самого рабочего. Возникает нестабильность - рабочие приходят и уходят. Вот всего один пример: пришел токарь шестого разряда из депо "Москва - сортировочная". Дали ему обработать диск, он попробовал, не получилось, и - только мы его и видели. Такие эксперименты накладны для завода, ведь заготовка диска стоит 150 тыс. рублей.

Мы стремимся не переаттестовывать работников с целью снижения разряда, ведь в противном случае мы неизбежно потеряем многих рабочих. Вместо этого было решено ввести на предприятии 10-балльную разрядную сетку и присваивать соответствующие разряды только после обучения в учебном центре. Поставлена задача, чтобы в течение двух лет каждый сотрудник предприятия прошел эти курсы. Сегодня на "Салюте" имеются 600 компьютеризированных рабочих мест, которые требуют соответствующей подготовки обслуживающего персонала. Нам удалось за полтора года обучить работе на компьютерах более 600 человек.

Наши специалисты должны быть, конечно, культурными и образованными людьми. Многие предприятия отказались от соц-



культсектора, но мы его сохранили. У завода свой дом культуры "Чайка", в нем занимаются 2500 человек, в том числе 1500 ребят-тишек. Есть хорошие вокальный и хореографический коллективы, народный театр. На нашем стадионе работают 22 секции, которые посещают около 2000 человек. Есть на предприятии дома отдыха, детские лагеря, народный музей.

Результаты научной, технической и организационной работы, как говорят, налицо. В частности, нашими конструкторами ведется модернизация авиадвигателя четвертого поколения АЛ-31Ф, который устанавливается на истребителях семейства Су-27. Разрабатываем новый компрессор низкого давления, совместно с ВИАМ занимаемся проблемой повышения температуры газов перед турбиной, ведь температура определяет тягу и возможности двигателя. Путем использования лумилоидной лопатки, полученной методом монокристаллического литья, намечаем довести температуру газов до 1900 К. При участии канадской фирмы "Пратт-Уитни" мы создаем компактный вертолетный двигатель мощностью 500 л.с. Словом, спектр работ очень широкий.

Среди первоочередных задач ММПП "Салют" - увеличение объемов выпуска продукции, в том числе на экспорт, а также освоение новых видов сложных изделий, например, газотурбинных двигателей для гражданской авиации и энергетических турбин, модернизация серийной продукции, повышение ее конкурентоспособности, расширение номенклатуры товаров народного потребления. И все это требует, конечно, высококвалифицированного персонала, слаженной работы, умелого управления. ◀



Московские школьники в заводском музее

DIGEST

Nowadays, Moscow Machine-Building Industrial Enterprise "Salute" (Federal R&D and Production Centre), the oldest Russia engine-building company, is persistently improving its training system of the personnel. The training system engaged the following institutions of higher education: МАТИ, Bauman's MGTU, as well as the factory institute of task-oriented training which is МАТИ branch institute. The factory trade school and the aircraft motor-building college provide secondary-level special education. The enterprise is training its potential employees starting from the beginners. The enterprise sponsors schools. Experts of the enterprise meet with teenagers attracting their attention to aviation problems from schooldays. Among immediate tasks of the company are growth of deliveries, including export products, introducing new sophisticated technologies, e.g. GTEs for civil aviation and power turbines. Moreover, "Salute" is upgrading its series products, strengthening its competitiveness, expanding range of consumer goods. And all these factors are demanding highly skilled personnel, harmonious work, and astute management policy.

PERSONNEL PLAYS A DECISIVE ROLE

АЛЕКСАНДР МИКУЛИН, ЧЕЛОВЕК - ЛЕГЕНДА

"Талант - это страсть". Г. Нейгауз



Лев Берне,
Владимир Перов

Опираясь на вполне успешные результаты создания и внедрения в серию мотора АМ-34 и его модификаций, главным образом АМ-34ФРН, в 1938 г. конструкторский коллектив А.А. Микулина разработал еще более мощные варианты двигателей, получившие наименования АМ-35 и АМ-35А.

Первым в апреле 1939 г. прошел государственные испытания мотор АМ-35, который первоначально предназначался для установки на самолеты ТБ-7 вместо АМ-34ФРНВ. Расчетная высота АМ-35 была увеличена до 4500 м, номинальная мощность на этой высоте - до 1200 л.с., а взлетная мощность была доведена до 1350 л.с. Параллельно с государственными испытаниями мотор АМ-35 проходил 100-часовые испытания на повышенных режимах с целью определения возможности повышения высотности до 6000 м. Эти испытания закончились удовлетворительно, в результате в декабре 1939 г. появился форсированный по наддуву мотор АМ-35А, который пришел на смену мотору АМ-35.

Для получения большой мощности и высотности А.А. Микулин применил на АМ-35А нагнетатель с весьма высоким наддувом. Давление за нагнетателем на взлетном режиме достигало 1240 мм.рт.ст., а на номинальном - 1040 мм.рт.ст. В то время столь высокие степени наддува не применялись ни на одном из серийных зарубежных моторов. АМ-35А являлся наиболее мощным мотором V-образной схемы, которым располагала отечественная авиация. Это предопределило его широкое использование на самолетах самого различного назначения. Так, начиная с весны 1941 г. серийные тяжелые бомбардировщики ТБ-7 стали оснащаться АМ-35А (наряду с дизелями М-40Ф и М-30).

В течение 1940 г. производилась доводка мотора АМ-35А, в мае он поступил на совместные испытания, а в сентябре с удовлетворительными результатами закончились его государственные испытания. Правительственная комиссия в своем заключении от 23

ноября 1940 г. установила ресурс мотора в 100 ч. В том же году мотор АМ-35А был установлен на опытный бронированный штурмовик БШ-2 конструкции С.В. Ильюшина.

Отметим, что при создании первых бронированных штурмовиков ТШ-2 и ТШ-3 конструкторы Н.Н. Поликарпов и С.А. Кочеригин столкнулись с серьезными проблемами охлаждения моторов, помещенных в бронированную "скорлупу" самолетов. Эти же проблемы еще более остро встали при создании самолета БШ-2. Практически в том же объеме бронекорпуса необходимо было разместить почти вдвое более мощный мотор, к тому же и сама "скорлупа" прикрывала его со всех сторон, затрудняя теплоотвод. Положение усугублялось тем, что, несмотря на наличие к этому времени специализированной организации, занимавшейся разработкой и производством радиаторов, а также на развертывание исследовательских работ по охлаждению авиамоторов в ЦИАМ и ЦАГИ, ОКБ Ильюшина продолжительное время пыталось решать эту проблему без участия этих организаций и игнорировало опыт моторного ОКБ.

Очень эмоционально и выпукло обрисовал сложившуюся ситуацию Микулин в выступлении на совещании в НКАП в сентябре 1940 г.: "...Больше того, я, к сожалению, должен говорить в отсутствие тов. Ильюшина, но за каждое слово, которое здесь говорю, я отвечаю... О ЦКБ-55... Что сделал Сергей Владимирович? Вся винтомоторная группа представляет собой сплошные его изобретения, абсолютно не опирающиеся на предыдущий опыт. Когда мой очень ответственный представитель пришел и сказал, что мотор не может работать без единой дырочки для продувки винтомоторной группы, он сказал: "Идите, Вам тут ничем не помочь"... Он пришел на другой день, когда запустили мотор для опробования. Провода свечные превратились в сосульки, резина поплавила, и мотор не работал. Это же издевательство. На это составлен акт. После этого в броневику начали конфорки сверлить, по месяцу на дырку. Мы указали ему, какая площадь нужна для этого. Нет, делает дырку, в которую только палец можно просунуть..."

Вместо того, чтобы обратиться к специалисту по радиаторам, был сделан самодельный радиатор. Какое имеет право Ильюшин изобретать радиаторы, когда для этого есть соответствующие компетентные люди, которых можно призвать на завод для консультации... Потом сменили, все заработало. Но на это ушло больше года. А мотор ждет, пока происходят изобретения со стороны этого конструктора, который ни одного нормального требования к винтомоторной группе не соблюдал... Я считаю, что это чванство, вреднейшее с государственной точки зрения... Мною был сделан большой доклад Михаилу Моисеевичу [Кагановичу, нарком авиационной промышленности - прим. авт.], была организована специальная комиссия при 11-м Главке, которой надлежало, во главе с тов. Поликовским, создать нормы винтомоторных установок..."

Моторы АМ-35А устанавливались также на опытные истребители И-200 (впоследствии получившие название МиГ-1 и МиГ-3). В



Бронированный штурмовик БШ-2

эскизном проекте истребителя "К", разработанном Н.Н. Поликарповым, предусматривалась установка более совершенного мотора АМ-37, а в последующем и его модификации, получившей название АМ-39. Но АМ-37 не был доведен до серии, а по мотору АМ-39 работы в 1940 г. только начинались. Кстати, в эскизном проекте Поликарпов сделал оценку максимальной скорости самолета "К" с АМ-35А. При передаче темы И-200 в ОКО А.И. Микояна было подтверждено решение использовать мотор АМ-35А с последующей заменой его на АМ-37.

Мотор АМ-35А в конце 1940 г. был запущен в серию. Государственная комиссия ограничила партию выпускаемых серийных моторов 200 экземплярами до получения результатов войсковых испытаний самолета И-200. И хотя АМ-35А не отличался выдающимися удельными показателями, но он имел высокую взлетную мощность (на госиспытаниях была получена приведенная взлетная мощность 1403 л.с., но официально она считалась равной 1350 л.с.) и обладал хорошими высотными характеристиками, заметно лучше, чем у большинства серийных зарубежных моторов. На расчетной высоте он имел номинальную мощность 1200 л.с., а максимальная мощность в течение 20 мин. на высоте 4750 м составляла 1400 л.с. Этот результат был выдающимся для 1940 г. В выводах комиссии отмечалось: "...мотор АМ-35А с данными, полученными при государственных испытаниях, представляет интерес для ВВС Красной Армии при условии быстрого его внедрения в серийное производство и устранения наиболее серьезных из оставшихся его дефектов к началу серийного производства".

Большая высотность мотора АМ-35А позволила опытному самолету И-200 достичь скорости полета 656 км/ч на высоте 7000 м. В последующем серийные самолеты МиГ-3 на этой высоте обладали максимальной скоростью более 610 км/час, легко обгоняя истребители других типов, причем как отечественные, так и зарубежные. А ведь поначалу бытовало мнение, что АМ-35А не является "истребительным" мотором. Вообще такое деление моторов на истребительные и бомбардировочные оказалось не вполне оправданным. Возьмите, например, двигатели "Мерлин" и "Аллисон" V-1710. Они применялись как на истребителях, так и на бомбардировщиках. Немецкими моторами фирмы "Юнкерс" оснащались самолеты самых разных назначений. Так, Junker 210 устанавливался на истребители Bf 109 и пикировщики Ju 87, а моторы Junker 213 - на истребители FW 190D и бомбардировщики Ju 188. В 1942 г. профессор И.В. Остославский провел специальные исследования по подбору моторов для истребителей, бомбардировщиков и штурмовиков, из которых следовало, что в то время, исходя из условий обеспечения наилучших летных характеристик, мотор АМ-35А был более предпочтительным для самолетов-истребителей, чем мотор М-82А. А уж последний-то обычно считают именно "истребительным" мотором.

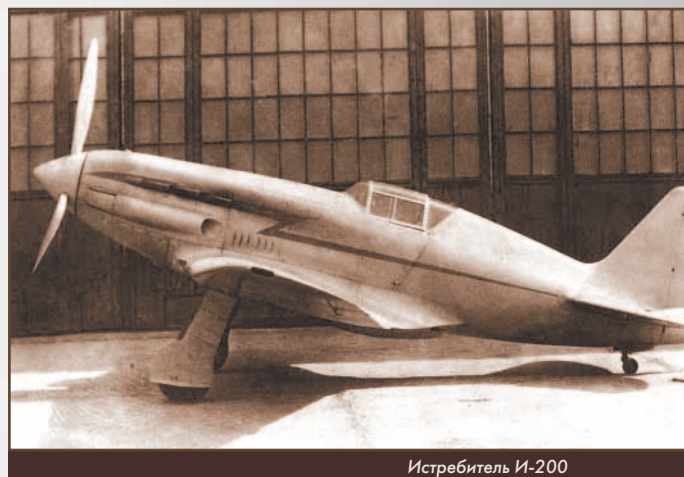
30 августа 1940 г. Микulin представил мотор АМ-35А на соискание премии им. В.П. Чкалова. Премия ему не была присуждена, но вскоре за создание этого мотора он был отмечен званием Лауреата Сталинской премии.

При внедрении мотора АМ-35А пришлось столкнуться с решением ряда проблем. Часть из них была связана с конструктивными, а часть - с производственными недостатками. К конструктивным дефектам, в частности, относилась недоведенность нагнетателя и автоматики регулирования наддува. Отмечались и недостатки, связанные с недостаточно высоким качеством подшипников и уплотнительных материалов. Следствием этого являлось падение давления масла, особенно на больших высотах. В свою очередь, представители подшипникового завода указывали, что дефект обусловлен недостатками конструкции масляного насоса. Отмечалась также недоведенность карбюраторов. Так, начальник летно-технической службы НКАП М.М. Громов докладывал: "...мотор М-35 не доведен в части карбюрации, останавливается на крутом подъеме (И-200) и глохнет на планировании (БШ)". Справедливости ради следует подчеркнуть, что количество неприятностей при испытаниях опытных самолетов И-200, связанных с недоведенностью мотора АМ-35А и комплекующих его агрегатов, было значительно меньше, чем при испытаниях самолетов И-26 и И-301 с моторами М-105.

Весной 1941 г. у мотора АМ-35А выявился серьезный дефект - отказ устройств электромеханического управления лопатками Поликовского. В строевых частях произошло несколько катастроф, которые связывали с этим дефектом. На поиск способов устранения отказа ушел месяц. В течение этого времени были запрещены полеты самолетов МиГ-3, ТБ-7 с АМ-35А, а также опытных машин. Вскоре вместо электромеханических моторы оборудовали чисто механическим управлением лопатками Поликовского.

В конце 1940 г. моторами АМ-35А оборудовали опытный бомбардировщик ДБ-240 конструкции В.Г. Ермолаева, однако более перспективным сочли вариант этой машины с двигателями АМ-37. Прорабатывалась возможность применения АМ-35А и на новом пикирующем бомбардировщике "103" конструкции А.Н. Туполева, но реально этот самолет строился с АМ-37, считавшимся более перспективным.

В ходе серийного выпуска мотора АМ-35А решался вопрос о выборе наиболее рациональной степени редукиции мотора применительно к конкретным типам самолетов и применяемым воздушным винтам. В 1941 г. завод № 24 выпускал моторы АМ-35А с ре-



Истребитель И-200

дукторами, обеспечивавшими передаточные числа 0,902; 0,732 и 0,59. Вопрос о рациональности тех или иных значений передаточного числа в то время теоретически был недостаточно исследован. Так, весьма авторитетный ЦАГИ предлагал использовать редукицию 0,9 в качестве единственно целесообразной для истребителей типа И-200, но в результате испытаний, проведенных в ЛИИ, оказалось, что более целесообразным для И-200 оказалось передаточное число 0,732. На самолетах именно с такими моторами (и редукторами) достигалась максимальная скорость полета.

Решением ЦК ВКП(б) и СНК СССР от 26 декабря 1940 г. завод № 24 обязывался с апреля 1941 г. выпускать моторы АМ-35А с карбюраторами беспоплавкового типа. Такие карбюраторы были изготовлены, проверены в наземных и летных условиях. Но двигатели с беспоплавковыми карбюраторами были невзаимозаменяемыми с моторами прежнего варианта; их внедрение потребовало переделки некоторых узлов как на двигателе, так и на самолете. Несмотря на определенные преимущества беспоплавковых карбюраторов в силу отмеченных причин они не были внедрены в серию.

Производились и другие опытно-экспериментальные работы. Так, на самолете И-200 с мотором АМ-35А успешно прошел испытания винт ВЭМ с электрическим приводом угла установки лопастей, но начавшаяся война не дала возможности внедрить эти винты в серию.

Совместно с ЦИАМ конструкторский коллектив Микулина создавал автомат единого управления мотором АМ-35А. Эта работа также не увенчалась успехом, автомат не был внедрен в серию.

Серийное производство мотора АМ-35А было прекращено в конце 1941 г. В качестве основной причины выдвигалось снятие с производства основного потребителя - самолета МиГ-3, который, как выяснилось из опыта боевого применения, не удовлетворял требованиям, предъявляемым к фронтовому истребителю. На малых высотах он уступал в скорости и маневренности истребителям противника, а на больших высотах бои с неприятельской авиацией велись лишь эпизодически. Второй причиной явилась необходимость расширения выпуска моторов АМ-38.

Перед войной Микулин работал над созданием трехблочного Y-образного 18-цилиндрового мотора АМ-36 с взлетной мощностью 2000 л.с., скомпонованного из трех блоков мотора М-34. Но



Тяжелый бомбардировщик ТБ-7 с моторами АМ-35А

двигатель не получился, также как и подобный по конструкции трехблочный М-120, создававшийся под руководством В.Я. Климова из блоков мотора М-103А.

В 1939 г. параллельно с доводкой моторов АМ-35А Микулин приступил к проектированию более мощного высотного мотора на базе "тридцать пятого", форсируя его по наддуву. Некоторые конструктивные узлы двигателя пришлось усилить, был увеличен диаметр крыльчатки нагнетателя, а также введен дополнительный контур охлаждения воздуха за компрессором.

В своем письме В.М. Молотову от 24 декабря 1940 г. Микулин отмечал, что разработка этого мотора, получившего наименование АМ-37, велась конструкторами завода № 24 сверх плана. Чертежи мотора были разработаны досрочно, а в мае 1940 г. успешно закончились 50-часовые совместные испытания мотора. Микулин представил мотор АМ-37 на соискание премии им. В.П. Чкалова. В представлении он подчеркивал, что мотор АМ-37 "...по своим техническим и тактико-техническим данным... стоит на первом месте мирового моторостроения, одновременно работая на топливе 93-94 октан вместо 100-октанового топлива, обязательно требующегося для соревнующихся с ним лучших зарубежных моторов ("Аллисон", "Мерлин" и др.). Это достигнуто благодаря изобретенному мною и внедренному впервые в мировом моторостроении воздушному радиатору особой конструкции, установленному на трубопроводе

всасывающей системы". Речь шла о водо-воздушном радиаторе для охлаждения воздуха за нагнетателем. Прокачка воды через радиатор осуществлялась дополнительным водяным насосом. Охлаждение воздуха на всасывании позволяло повисить наполнение цилиндров и благодаря этому увеличить литровую мощность мотора.

Далее в представлении следовала фраза, характерная для того времени: "АМ-37 является целиком мотором отечественной конструкции и сделан весь из советских материалов". По данным Микулина, при непрерывной работе в течение 60 мин. у земли и при непрерывной работе в течение 30 мин. на высоте 6000 м максимальная мощность мотора достигала 1400 л.с. Номинальная мощность составляла 1200 л.с. на высоте 7000 м, более того, в течение 20 мин. максимальную мощность на расчетной высоте 5500 м разрешалось доводить до 1500 л.с. На этом режиме удельная масса мотора АМ-37 составляла всего 0,59 кг/л.с., следовательно, по указанному показателю "тридцать седьмой" был близок к немецкому двигателю DB 605.

Нарком М.М. Каганович специально под "внеплановый" мотор предложил Н.Н. Поликарпову разработать проект нового истребителя. Вскоре Поликарпов предложил вариант самолета И-200, который по своим летно-тактическим характеристикам превосходил не только немецкий истребитель Вф 109Е, но и в значительной мере появившийся позднее Вф 109F-2. Применив модификацию мотора АМ-37П, Поликарпов позднее спроектировал весьма эффективный тяжелый пушечный истребитель (ИТП), предназначенный для борьбы с бомбардировщиками и бронированными наземными целями.

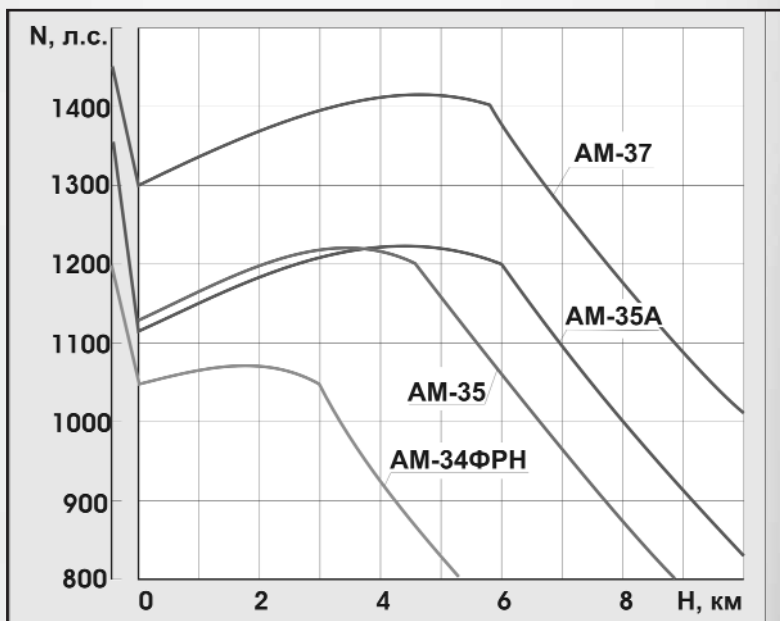
Конструктор М.И. Гудков, ориентируясь на данные двигателя АМ-37, начал разработку истребителя Гу-1 (типа американской "Аэрокобры"). Для него понадобился вариант мотора с удлиненным валом и выносным редуктором. Гудков договорился с Микулиным, и тот взялся за его создание. Работы по "удлиненному" АМ-37 велись в соответствии с постановлением Комитета Обороны (КО) № 418 от 31 октября 1940 г. В связи с невыполнением установленных сроков постановлением СНК и ЦК ВКП(б) "О постройке в 1941 г. мотора АМ-37у/в (мотор с удлиненным валом с выносным редуктором) на заводе № 24" предлагалось "обязать директора завода тов. Жезлова и главного конструктора тов. Микулина:

а) поставить ОКБ-1 два мотора АМ-37 с удлиненным валом с 25-часовым ресурсом к 1 августа 1941 г.;

б) закончить официальные 50-часовые испытания мотора на станке к 1 сентября 1941 г.;

в) закончить государственные испытания к 1 ноября 1941 г."

Реализация этого постановления началась уже в ходе войны. Изготовление самолета и доводку мотора закончили к лету 1943 г., когда целесообразность создания такого истребителя стала сомнительной. "Удлиненный" мотор к этому времени разрабатывался



в развитие мотора АМ-39 и получил название АМ-41. Катастрофа Ту-1 положила конец усилиям в этом направлении.

Проект истребителя ЛаГГ-3 с мотором АМ-37 предъявлял С.А. Лавочкин, а В.П. Горбунов спроектировал одномоторный пикирующий бомбардировщик с АМ-37. В феврале 1941 г. Поликарпов разработал оригинальный проект одномоторного дневного пикирующего бомбардировщика с мотором АМ-37 (или АМ-38), размещенным в средней части фюзеляжа. Примерно в это же время С.А. Кочеригин представил вариант пикирующего бомбардировщика ОПБ с мотором АМ-37. НИИ ВВС одобрил проект и предложил рассмотреть также возможность использования двигателя АМ-38. Наконец, и П.О. Сухой разработал проект ближнего бомбардировщика ББ-3, также с мотором АМ-37.

Казалось бы, наибольшего успеха следовало ожидать в направлении совершенствования серийных МиГов, однако все попытки А.И. Микояна "довести до ума" силовую установку с АМ-37 на самолетах МиГ-1 (опытная машина № 02) и МиГ-3 (он получил название МиГ-7) провалились, поскольку самолетное ОКБ так и не смогло решить проблему эффективного охлаждения мотора.

Помимо упомянутых выше машин под мотор АМ-37 разрабатывались: тяжелый истребитель сопровождения Н.Н. Поликарпова (ТИС-А), истребитель сопровождения П.Д. Грушина (Гр-1), дальние истребители сопровождения С.А. Кочеригина (ДИС), А.И. Микояна (ДИС-200), В.В. Никитина, истребитель обороны пунктов П.О. Сухого (ИОП). Истребители Поликарпова, Грушина и Микояна были построены и проходили испытания.

Самолет ТИС-А впервые поднялся в небо 30 августа 1941 г., но дальнейшие испытания его затянулись в связи с эвакуацией и недоведенностью моторов. Позже при предъявлении эскизного проекта самолета ТИС-МА Поликарпов с горечью отметил, что его коллектив в течение трех лет занимался "модернизацией самолета "ТИС", спроектированного и построенного в 1940-1941 гг., но не оконченного до сих пор летных и даже заводских испытаний вследствие неудовлетворительной работы моторов АМ-37". Убедившись в безуспешности всех попыток и "учитывая отказ от доводки АМ-37 конструктором Микулиным А.А.", Поликарпов решил поставить на ТИС моторы АМ-39, работавшие, как ему тогда представлялось, надежнее. Заметим, что и ОКБ Микояна предъявляло претензии к моторам АМ-37.

Несколько лучше сложилась ситуация с бомбардировочными самолетами, оснащенными АМ-37. Таких машин было четыре:

опытные двухмоторные бомбардировщики С.В. Ильюшина (ДБ-4), В.Г. Ермолаева (ДБ-240, Ер-2) и А.Н. Туполева ("103" и "103У"), да еще у Поликарпова имелся проект установки АМ-37 на бомбардировщик СБП.

Что касается машины Ильюшина, то у нее были проблемы с моторами, но главным образом был не доведен сам самолет и вся силовая установка. Доводку машины прекратили в 1941 г. Первый полет ДБ-240 с моторами АМ-37 состоялся 25 октября

1940 г., но в силу целого ряда причин положительных результатов удалось достичь лишь летом 1941 г. при испытаниях самолета Ер-2 2АМ-37 (Ер-4) в ЛИИ НКАП. Для запуска в серию наряду с устранением недостатков самолета специалисты ЛИИ потребовали увеличить эффективность основной и дополнительной охлаждающих систем мотора. К сожалению, при бомбежке немцами Москвы самолет получил повреждения.

Позднее моторами АМ-37 был оборудован серийный самолет Ер-2, побывавший до этого в аварии. 20 сентября 1941 г., после ремонта и доработки, его передали на госиспытания. Несмотря на недостатки самолет получил высокую оценку специалистов НИИ ВВС. По комплексу летно-тактических данных он являлся в то время лучшим в мире дальним бомбардировщиком, способным доставить бомбовый груз массой 1000 кг на расстояние 3000 км при средней скорости полета 408 км/ч. Ер-2 с моторами АМ-37 продемонстрировал максимальную скорость 519 км/ч, что на 70...80 км/ч превышало аналогичный показатель основного советского дальнего бомбардировщика ДБ-3Ф. Самолет имел довольно эффективное оборонительное вооружение и бронирование. В качестве основного недостатка называлась большая взлетная и посадочная дистанция, но в принципе с этим можно было примириться.

Исключительно высокие летные данные были получены при госиспытаниях самолетов "103" и "103У", разработанных в ОКБ А.Н. Туполева. Эти машины являлись прототипами широко известного фронтового бомбардировщика Ту-2. Первый вылет самолет "103" совершил 29 января 1941 г., а самолет "103У" - 15 мая 1941 г. По комплексу летно-тактических характеристик эти машины не уступали знаменитому английскому бомбардировщику "Москито". Хотя с некоторыми неполадками моторов "туполевцы" и столкнулись, это не помешало принятию решения о запуске в серию самолета "103У".

Если бы Микулину в начале войны удалось довести моторы АМ-37 до массового производства, то наши ВВС получили бы на вооружение прекрасный фронтовой и дальний бомбардировщик. Бесспорно, что хорошие результаты в этом случае могли быть достигнуты и при доводке тяжелого истребителя сопровождения ТИС-А. Таким образом, именно с мотором АМ-37 связывались большие надежды нашей авиации. Увы, эта возможность была упущена...

(Продолжение следует)



Дальний бомбардировщик Ер-2 с моторами АМ-35А

DIGEST

Days before the Great Patriotic War the working team headed by Alexander Mikulin developed new aircraft engines - AM-35, AM-35A and AM-37. To increase engine power and flight altitude, the designer applied an original single-stage geared supercharger with blades, so-called "Polikovskiy blades", making possible smooth control of supercharging. In 1940, AM-35 powered MiG-3 fighter was put into series manufacturing. The fighter had apparent advantages over German fighters at high altitudes. One year later, a heavyweight bomber dubbed as TB-7 powered by the AM-35A was put into series production. As to AM-37, its fate was less successful: for a number of reasons this engine powered only development aircraft.

ALEXANDER MIKULIN - A LEGENDARY PERSON



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

Производим:

газотурбинные двигатели для
военной авиации;

узлы и детали к двигателям
самолетов и вертолетов для
гражданской авиации;

стационарные энергетические
установки и узлы к ним;

мусоросжигающие заводы;

специальное и нестандартное
оборудование;

товары народного
потребления

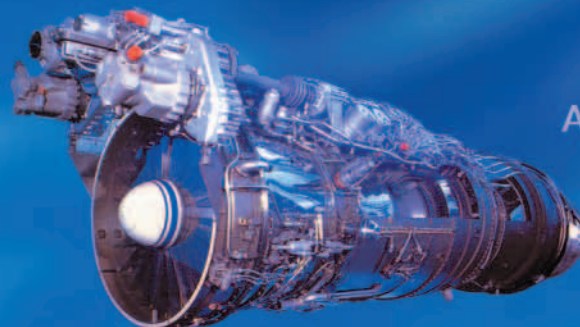
Проектируем:

энергетические и
газоперекачивающие
установки;

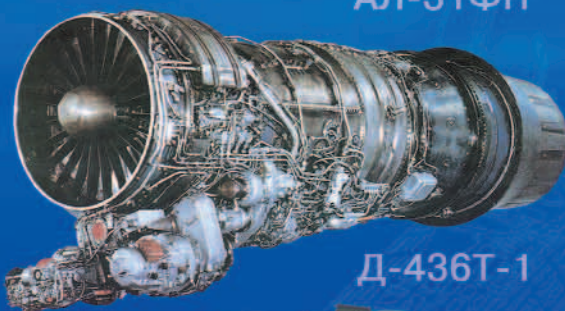
двигатели малой мощности
для вертолетов;

модернизированные
газотурбинные двигатели;

средства
технологического
оснащения

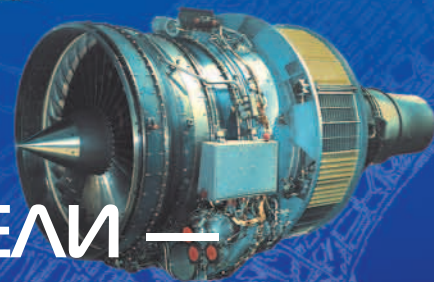


АЛ-31Ф



АЛ-31ФН

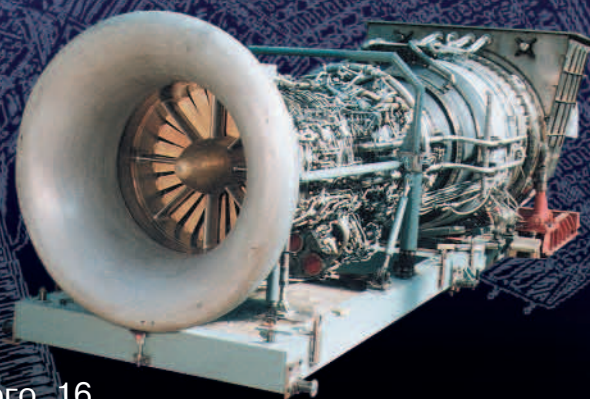
Д-436Т-1



НАШИ ДВИГАТЕЛИ —

ЭТО НАДЕЖНОСТЬ И КАЧЕСТВО

ГТУ89-СТ-20



Россия, 105118, Москва, пр-т Буденного, 16
тел.: +7 (095) 369-8001, факс: +7 (095) 365-4006
www.salut.ru