



ОБ ОПЫТЕ ОТРАБОТКИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК НА ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ И ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИХ БЕЗОПАСНОСТИ

А. Г. Галеев 

 Member of the International Editorial Board

ФГУП «НИИхиммаш»

г. Пересвет, Московская область, 141320, Россия

Тел.: (496) 546-34-75; факс (495) 221-62-82; e-mail: mail@niichimmach.ru



Галеев
Айвенго Гадыевич

Сведения об авторе: доктор техн. наук (1990 г.), профессор (1992 г.), лауреат премии Совета Министров СССР в области науки и техники (1983 г.), действительный член Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского (2000 г.), начальник лаборатории ФГУП «НИИхиммаш», профессор Московского авиационного института (государственного технического университета) и Сергиево-Посадского филиала Московского государственного индустриального университета.

Образование: Казанский авиационный институт (1961 г.).

Область научных интересов: теория и практика наземных испытаний ракетных двигателей и двигательных установок, гидро- и газодинамика процессов в энергоустановках, исследования в области водородной технологии.

Публикации: 140 научных работ, в том числе монографий — 2, учебных пособий — 5, авторских свидетельства и патентов на изобретения — 42.

Рассмотрены вопросы по обобщению опыта и особенностям отработки жидкостных ракетных двигателей 11Д56, 11Д57, РД-0120 и ряда энергетических установок, сравнение их отработки с зарубежными двигателями. Показаны роль модельных исследований и автономных испытаний агрегатов и систем; автономных испытаний двигателя, в том числе и с имитацией полетных условий эксплуатации, и комплексных испытаний двигательных установок. Приведены способы и устройства для обеспечения безопасности наземных испытаний ракетных двигателей и энергетических установок.

Введение

К числу проблемных вопросов при создании ракетных двигателей относятся:

– определение характеристик наиболее напряженных узлов и агрегатов ЖРД — насос-

ных агрегатов, турбин, подшипников, уплотнений, газогенераторов и камер сгорания;

– разработка эффективных каналов аварийной защиты и методов диагностирования технического состояния двигателя;



Лекция доктора технических наук, действительного члена Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского, начальника лаборатории ФГУП «НИИхиммаш», профессора Московского авиационного института (государственного технического университета) и Сергиево-Посадского филиала Московского государственного индустриального университета А. Г. Галеева будет представлена во время торжественной церемонии награждения в Государственной Думе РФ 29 ноября 2008 г. в 15⁰⁰. Галеев А. Г. награжден Медалью редколлегии Международного научного журнала «Альтернативная энергетика и экология» «За большой вклад в безопасность сложных технических систем».

Статья поступила в редакцию 15.08.2007 г. Ред. пер. № 117.

The article has entered in publishing office 15.08.2007. Ed. reg. No. 117.

- имитация полетных условий эксплуатации и послепусковой профилактики двигателя при многократных испытаниях на стенде;
- обеспечение их безопасности [1, 2].

1. Отработка кислородно-водородных двигателей 11Д56 и его модификаций, 11Д57 и РД-0120

Еще в 1893 г. К. Э. Циолковским была высказана мысль о возможности использования принципа реактивного движения в «межпланетных» летательных аппаратах. В 1903 г. он предложил проект космического аппарата, компонентами которого являлись жидкий кислород и жидкий водород. То есть Циолковский предвидел преимущества экологически чистой и высокоэффективной топливной пары — жидких кислорода и водорода в двигательных установках. В Германии во время Второй мировой войны В. фон Браун создал первую ракету Фау-2 с ЖРД тягой 250 кН на этиловом спирте и жидком кислороде. В СССР первые ракеты (Р1) создавались на основе ракеты Фау-2, а ракета Р-5 и ЖРД были уже собственной разработкой ОКБ С. П. Королева и В. П. Глушко.

В 1954–1957 гг. была создана 2-ступенчатая ракета-носитель (РН) «Восток» (Р-7) с кислородно-керосиновыми двигателями РД-107 и РД-108, с помощью которой был осуществлен запуск первого искусственного спутника Земли, а также первый полет человека в космос.

В это же время в ОКБ В. П. Глушко были созданы двигатели РД-216 (тяга 1470 кН), РД-251 (тяга 2410 кН) для баллистических ракет Р14, Р16 и Р36 и мощный однокамерный двигатель РД-253 (тяга 1500 кН), выполненный по схеме с дожиганием окислительного газа, для первой ступени РН «Протон». Эти двигатели работали на самовоспламеняющейся высокоэффективной топливной паре «азотный тетроксид – несимметричный диметилгидразин» (АТ-НДМГ). Также был создан двигатель РД-119 (тяга 107 кН в пустоте) на жидком кислороде и НДМГ с высоким удельным импульсом тяги для второй ступени РН легкого класса «Космос-1».

В ОКБ А. М. Исаева в 1962–1965 гг. был создан двигатель 11Д49 (тяга 157 кН в пустоте), работающий на компонентах НДМГ и АТ по схеме без дожигания восстановительного генераторного газа, для второй ступени РН легкого класса «Космос-3» («Космос-ЗМ»). РН «Космос-3» был предназначен для вывода спутников связи и метеонаблюдений массой до 1500 кг.

В 1961 г. после осуществления успешного полета Ю. А. Гагарина на корабле «Восток» президент США Джон Кеннеди поставил национальную задачу «догнать и перегнать русских» по созданию ракетного комплекса «Сатурн-5» с лунным кораблем «Аполлон» для обеспечения пилотируемых полетов на Луну. В результате

выполнения лунной программы «Аполлон» были созданы двух- и трехступенчатые ракеты-носители «Сатурн-1», «Сатурн-1В» и «Сатурн-5», на которых использовались экологически чистые компоненты топлива: кислородно-керосиновое топливо на первой ступени и кислородно-водородное топливо на второй и третьей ступенях РН «Сатурн-5».

Всего было осуществлено 7 запусков пилотируемых кораблей «Аполлон» на Луну (первый полет состоялся 16–24 июля 1969 г. с астронавтами Н. Армстронгом, Э. Олдрином и М. Коллинзом).

В СССР по пилотируемой лунной программе в 1962–1972 гг. создавалась ракета-носитель «Н1-Л3» [3]. При этом рассматривалась схема запуска двух ракет «Н1-Л3», после стыковки на орбите Земли и сборки лунного модуля предусматривался старт к Луне для высадки космонавта на планету. При создании РН «Н1-Л3» возникли разногласия в выборе компонентов топлива. В ОКБ С. П. Королева делали ставку на экологически чистые и более безопасные компоненты топлива — жидкий кислород и керосин для пилотируемой ракеты, а В. П. Глушко считал более приемлемым топливную пару АТ-НДМГ; к тому моменту у него были практически отработаны двигатели для РН «Протон» на компонентах АТ-НДМГ. В результате этих разногласий С. П. Королев выдает ТЗ на разработку двигателей для всех ступеней ракеты «Н1-Л3» в авиационное ОКБ Н. Д. Кузнецова, которое к тому времени не имело опыта создания ЖРД. Проведение летных испытаний РН «Н1-Л3» принимало затяжной характер, так как стартовый комплекс был готов к испытаниям только в конце 1969 г. Было проведено 4 пуска ракеты «Н1-Л3», которые завершились с аварийными исходами.

Отвечая на вопрос: «Почему мы не слетали на Луну?», академик В. П. Мишин, сменивший С. П. Королева на посту главного конструктора ОКБ-1 в 1966 г., высказался так: «Во-первых, США в то время обладали более высоким научно-техническим и экономическим потенциалом, чем наша страна. Во-вторых, в США программа «Сатурн-Аполлон» была общенациональной программой, которая должна была восстановить престиж страны. В-третьих, наряду с программой посадки человека на Луну у нас разрабатывался в ОКБ В. Н. Челомея проект облета Луны космическим кораблем «УР-700-ЛК-700» с двумя космонавтами на борту. Наличие двух программ распыляло силы».

К этому можно добавить [3]:

– американцы, создавая ракету «Сатурн-5», на второй и третьей ступенях применили более эффективную топливную пару — жидкие кислород и водород, которая превосходила кислородно-керосиновое топливо на ~30 % по удельному импульсу. В те годы в нашей стране применение



кислородно-водородного топлива на четвертой и пятой ступенях ракеты «Н1-Л3» рассматривалось только на втором этапе при последующей модернизации ракетного комплекса (кислородно-водородные ЖРД 11Д56 тягой 73,5 кН и ЖРД 11Д57 тягой 392 кН разработки ОКБ А. М. Исаева и ОКБ А. М. Люльки, соответственно);

– ступени ракеты «Сатурн-5» имели более оптимальную схему ДУ с меньшим количеством двигателей, что обеспечило более высокую надежность всей системы;

– в США была создана мощная стендовая база, позволившая провести эффективную отработку двигателей, ступеней ракет на стенде с имитацией полетных (натурных) условий эксплуатации: четыре стенда обеспечивали стендовые испытания двигателей F-1 и первой ступени РН «Сатурн-5» с пятью ЖРД F-1 (суммарная тяга 33850 кН).

А при отработке РН «Н1-Л3» первая ступень не подвергалась стендовым испытаниям ввиду отсутствия у нас такого стенда, и, по сути, все четыре проведенные летные испытания РН были посвящены совместной отработке двигателей в составе систем питания ДУ первой ступени.

В мае 1974 г. работы по теме «Н1-Л3» были прекращены. После закрытия темы «Н1-Л3» в ОКБ академика Н. Д. Кузнецова двигатели НК-33 (тяга 1470 кН), которые устанавливались на первой ступени, были доведены до совершенства по надежности путем многократных испытаний. В настоящее время остался задел ~90 двигателей НК-33, которые после 25-летнего хранения при демонстрационных испытаниях на стендах США и России показали хорошую работоспособность.

В 1970 г. американцы приступили к созданию многоразовой транспортно-космической системы (МТКС) «Спейс Шаттл» для доставки на околоземную орбиту полезных грузов орбитальным самолетом (челноком), рассчитанным на 55 полетов. Первый полет «Шаттл» состоялся в 1981 г. Маршевый кислородно-водородный двигатель SSME орбитального корабля «Шаттл» (время непрерывной работы в полете 8 мин, общий ресурс работы 7,5 ч) отработывался на стенде 12 лет (по плану — 8 лет). Полная стоимость разработки МТКС составила около 20 млрд. долл. (в ценах 1983 г.), из них около 10 млрд. долл. пошли на разработку и более 9 млрд. — на изготовление пяти орбитальных кораблей по программе «Спейс Шаттл».

В СССР была создана многоразовая космическая система (МКС) с ракетой «Энергия» и орбитальным кораблем «Буран». Для отработки ракетного комплекса «Энергия» был создан универсальный комплекс стенд-старт (УКСС), который позволял проводить как стендовые испытания, так и летные испытания ракетных комплексов (класса «Энергия»). На УКСС были проведены стендовые отработочные испытания

ДУ блока «Ц» с четырьмя кислородно-водородными двигателями РД-0120 и стендовое испытание РН «Энергия» (блока «Ц» и четырех блоков «А») перед проведением первого летного испытания РН «Энергия» с космическим аппаратом «Полюс» (с УКСС). Первый полет комплекса «Энергия–Буран» состоялся со стартового комплекса (СК) в мае 1988 г., посадка космического корабля «Буран» при этом происходила в автоматическом режиме.

«НИИхиммаш» располагает испытательными стендами для отработки двигателей и двигательных установок (ДУ) на водородном топливе. Указанные стенды были созданы в 1960-х годах по инициативе академика С. П. Королева для отработки двигателей 11Д56, 11Д57 и их систем по лунной пилотируемой программе «Н1-Л3». В последующем на указанных стендах отработывались модификации двигателя 11Д56 (КВД1 и др.), двигатель РД-0120 и системы двигательных установок ракетных блоков КРБ и «Ц» РН «GSLV» и «Энергия», соответственно [2].

Наземная отработка двигателей и ДУ включает следующие этапы:

- модельные испытания элементов, агрегатов и систем;
- автономные испытания агрегатов и систем;
- автономные испытания двигателя;
- комплексные холодные и огневые испытания ДУ.

Испытания ЖРД проводятся в следующей последовательности:

- предварительные испытания (сравнительные, уточняющие, доводочные, завершающие доводочные, стендовые в составе ДУ, бросковые и летные);
- приемочные испытания (межведомственные испытания ЖРД и в составе ДУ);
- проверочные и сдаточные испытания (контрольно-технологические, установочные и контрольно-выборочные);
- периодические и типовые испытания.

При разработке программ отработки ЖРД рекомендуются на этапы сравнительных и уточняющих испытаний (СИ и УИ) планировать 10–15 %, на этап доводочных испытаний (ДИ) – 60–65 % и на этап завершающих доводочных испытаний (ЗДИ) — 20–30 % от суммарного объема испытаний.

Сравнительный анализ результатов стендовой отработки двигателей 11Д56 и его модификаций (КВД1), 11Д57, РД-0120 и двигательных установок блоков «Р», «Ц» и КРБ приведен в таблице.

Если рассматривать отработку двигателей 11Д56 и 11Д57 (давление в камере 6 и 11 МПа, соответственно), то они проходили по классической схеме с соблюдением вышеуказанных этапов, так как стендовая база обеспечивала все виды испытаний двигателя, агрегатов и систем.

Вид ДУ	Испытания элементов на моделях	Автономные испытания агрегатов и систем	Автономные испытания двигателя	Комплексные испытания ДУ	
				Холодные	Огневые
Блок «Р» с двигателем 11Д56 ($R \sim 75$ кН)	Модель топливного бака с водородом; модель ГГ и КС	Насосы; агрегаты автоматики и регулирования; пластиковые трубы; системы питания с БНА; ТНА; ТНА-ГГ; ГГ-КС; система наддува и питания; теплоизоляция бака; двигатель по «разомкнутой» схеме	976 ОИ, $\tau_{\Sigma} = 268000$ с	34	8
Блок «С» с двигателем 11Д57 ($R \sim 392$ кН)	Модель ГГ; модель КС; модель системы зажигания	Насосы; ГГ; турбина; БНА; ТНА; ТНА-ГГ; агрегаты автоматики и регулирования; ГГ-КС; имитатор двигателя	446 ОИ, $\tau_{\Sigma} = 53000$ с	—	—
Блок «Ц» с двигателями РД-0120 ($R \sim 7600$ кН)	Модели: ГГ; КС; узлов систем зажигания; системы уплотнения; теплоизоляции баков и магистралей; баков «Г» и «О»; системы заправки и питания	Насосы; узлы уплотнения и качения с имитацией осевых и радиальных усилий; крыльчатка насоса «Г»; агрегаты автоматики и регулирования; система зажигания; система наддува и питания. Испытания агрегатов и систем в составе стендового варианта двигателя на 20, 50, 75 и 100 % режимах по тяге (74 испытания)	761 ОИ, $\tau_{\Sigma} = 160000$ с	18	2
Блок КРБ с двигателем КВД1 ($R \sim 75$ кН)	—	Система теплоизоляции; система питания с БНГ; система питания и наддува; система заправки; агрегаты автоматики двигателя и ДУ	95 ОИ, $\tau_{\Sigma} = 30000$ с	6	2

Вначале было много проблем с освоением водородного топлива, которые мы решали постепенно. Даже работа с взрывоопасным газообразным водородом требовала решения многих задач, которые не встречались раньше. Например, некоторые из них:

- обеспечение герметичности разъемных соединений в трубопроводах подачи и арматуре при давлениях 35 МПа;

- подготовка систем к заполнению водородом потребовала внедрения специальной технологии вначале азотных, а затем водородных «полосканий» с анализом остаточных газов в коммуникациях систем;

- азотные подувы дренажей водорода;

- введение демпфирующих устройств в системах редуцирования газообразного водорода для подавления высокочастотной неустойчивости работы редукторов;

- внедрение дожигателей выбросов водорода в свободной струе вместо традиционных «елочных» устройств, которые применялись для дожигания углеводородных топлив;

- использование дозированной продувки форсуночных полостей камер сгорания и газогенераторов инертным газом на запуске и останове и др.

Схемы автономных испытаний систем двигателей 11Д56 и 11Д57 представлены ниже:

- на рис. 1 — схема испытаний газогенератора (ГГ) с камерой сгорания (КС) с подачей газообразного водорода и жидкого кислорода из баллонных систем стенда высокого давления;

- на рис. 2 — схема испытаний турбонасосного агрегата (ТНА) с газогенератором для отработки ТНА или газогенератора (например, равномерности температурного поля газогенераторного газа). В данной схеме ТНА или бустерный насосный агрегат (БНА) может приводиться во вращение газообразным водородом высокого давления или стендовым газогенератором;

- на рис. 3,а — схема испытаний двигателя 11Д56 по «разомкнутой схеме», в которой водород после охлаждающего тракта камеры выбрасывался на стендовый дожигатель, а газогенератор двигателя питался кислородом и водородом от стенда высокого давления;

- на рис. 3,б — схема испытаний имитатора двигателя 11Д57, в которой гидравлические сопротивления трактов камеры сгорания имитировались дроссельными устройствами.

После завершения автономных испытаний агрегатов и систем была проведена отработка двигателей 11Д56 и 11Д57 при изменении давления в камере (P_K) и соотношения секундных расходов компонентов топлива (K_T) в диапазоне $\pm 10\%$.

Указанные комплексные испытания двигателей проводились на первом этапе без имитации условий эксплуатации на входе в двигатель по магистралям окислителя и горючего, а также высотных условий в выходном сечении сопла двигателя. На заключительном этапе испытаний условия эксплуатации имитировались специальными устройствами: пусковыми баками в системе питания компонентами топлива и выхлопными диффузорами с откачивающими установками в выхлопном тракте двигателя.

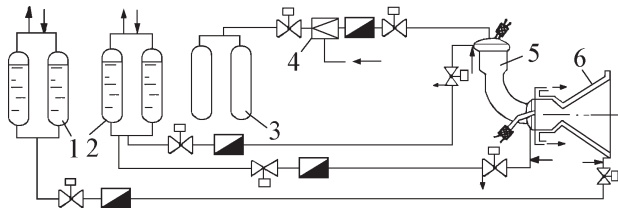


Рис. 1. Схема испытаний газогенератора и камеры сгорания: 1, 2 — вытеснительная система подачи воды и окислителя; 3 — система подачи горючего; 4 — газовый редуктор; 5 — газогенератор; 6 — камера сгорания

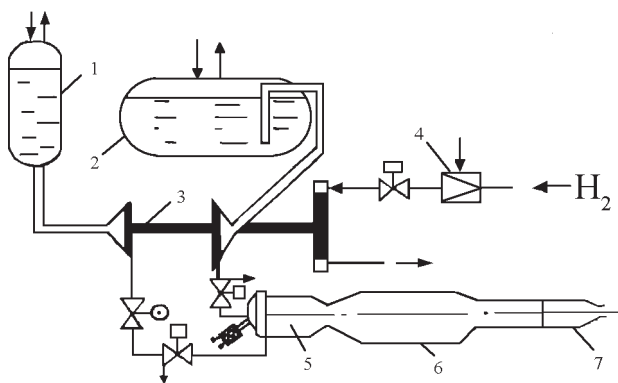
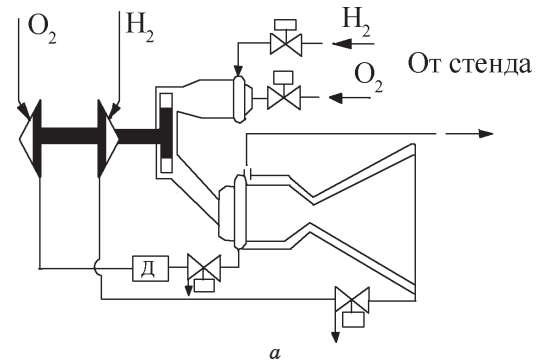


Рис. 2. Схема испытаний турбонасосного агрегата с газогенератором: 1, 2 — емкости окислителя и горючего; 3 — ТНА; 4 — газовый редуктор; 5 — газогенератор; 6 — имитатор камеры; 7 — стендовый дожигатель

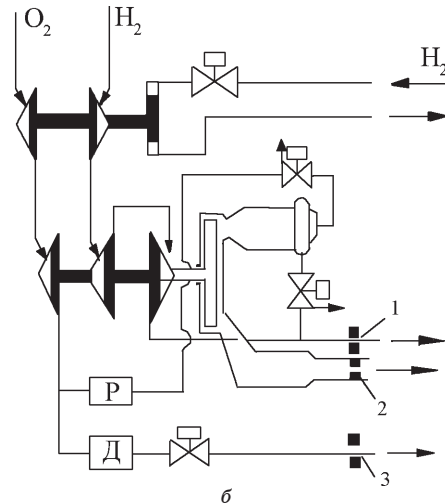
На рис. 4 представлены схемы имитации высотных условий эксплуатации с выхлопным диффузором (а) и барокамерой и парожеторной установкой (б), которые использовались при стендовой отработке двигателей 11Д56, 11Д57 и их модификаций.

Следует также отметить, что при комплексных стендовых испытаниях двигателей в составе ДУ, как правило, высотные условия в выходном сечении сопла не имитируются, поэтому для обеспечения их работы в условиях отрыва потока газа от стенок сопла применяются специальные устройства для дополнительного охлаждения зоны отрыва потока и усиления стенок сопла.

Комплексным огневым испытаниям двигателя в составе ДУ предшествуют холодные испытания ДУ с целью отработки и проверки ре-

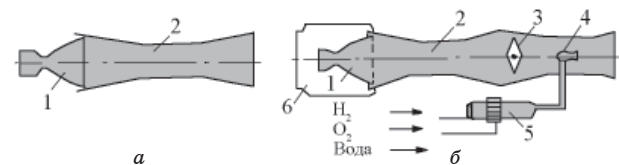


а



б

Рис. 3. Схемы испытаний двигателя 11Д56 по «разомкнутой схеме» (а) и имитатора двигателя 11Д57 (б): 1 — шайба расхода горючего на охлаждение камеры; 2, 3 — шайбы, имитирующие сопротивление камеры по магистралям восстановительного газа и окислителя



а

б

Рис. 4. Схема имитации высотных условий при испытаниях двигателей: а — с выхлопным диффузором; б — с барокамерой и парожеторной установкой; 1 — двигатель; 2 — выхлопной диффузор; 3 — клапан-заслонка; 4 — эжектор; 5 — парогенератор; 6 — барокамера

жимов заправки, наддува и слива криогенных компонентов топлива (кислорода и водорода) из баков ракеты, проверки работы систем теплоизоляции баков, опорожнения и регулирования соотношения компонентов топлива, захолаживания магистралей питания двигателя.

Двигатель РД-0120 имеет высокие параметры по давлению в камере и расходу компонентов топлива ($P_k = 21$ МПа, $\dot{m}_Г \sim 64$ кг/с, $\dot{m}_0 \sim 380$ кг/с). Поэтому из-за ограниченных возможностей существующих кислородно-водородных стендов на начальном этапе были проведены модельные испытания элементов двигателя (узлов уплотнения и качения насосов, смеси-

тельных элементов камер и газогенераторов), автономные испытания агрегатов и систем двигателя (ГГ, КС, насосов ЗУ и др.) на существующих стендах и экспериментальных установках. Указанные испытания проводились на пониженных режимах с моделирующими и реальными компонентами топлива.

Автономная отработка агрегатов и систем в основном была проведена при огневых испытаниях двигателя последовательно на режимах 20, 50, 75 и 100 % тяги. Для указанных целей было проведено 74 испытания стендового варианта двигателя.

Ввиду отсутствия полноразмерного стенда на начальном этапе комплексные испытания двигателя РД-0120 с целью отработки конструкции по давлению в камере и соотношению расходов компонентов топлива проводились также с последовательным увеличением уровня тяги, что увеличило несколько сроки отработки и общее количество двигателей для этапа доводочных испытаний.

При создании двигателя SSME по программе «Спейс Шаттл» в испытательном центре в Санта-Сюзанна были предусмотрены специальные стенды для автономной отработки ТНА горючего на жидком водороде и ТНА окислителя на жидком кислороде с газогенераторным приводом. Были проведены 24 испытания ТНА окислителя и 27 испытаний ТНА горючего с суммарной наработкой всего лишь 161 и 111 с, соответственно. Технология проведения испытаний ТНА оказалась сложной и малоэффективной. Поэтому из-за сложности технологии испытаний и регулирования стендовых систем подачи компонентов в газогенератор ($P_{\text{раб}} = 98 \text{ МПа}$), фирма «Рокетдейн» была вынуждена отказаться от автономной отработки агрегатов систем подачи. Основная отработка агрегатов систем подачи SSME была проведена в составе двигателя на стадии доводочных испытаний.

В целом выбор тех или иных видов модельных и автономных испытаний в процессе отработки двигателя зависит от параметров и схемного исполнения двигателя, от возможностей стендового комплекса и оборудования, а также от опыта и конструктивного задела разработчика по системам двигателя.

В практике создания двигателей известны два метода стендовой доводки, которые можно кратко характеризовать как последовательный (консервативный) и параллельный (ускоренный) методы.

Основное различие этих методов в том, что в случае последовательного метода доводки при выявлении дефекта двигателя испытания прекращаются до разработки и внедрения на двигателях мероприятий по устранению этого дефекта. В случае параллельного метода доводочные испытания не прерываются, и мероприятия по

устранению дефекта разрабатываются и внедряются в процессе продолжения ДИ двигателя.

Так, при создании кислородно-керосинового двигателя F-1 (тяга 6770 кН) и кислородно-водородного двигателя J-2 (тяга 1020 кН), предназначенных для ступеней РН «Сатурн-5», и двигателей 11Д56, 11Д57, РД-0120 в основном был применен параллельный метод доводки, а при создании двигателя многократного использования SSME (тяга 2090 кН, $P_{\text{к}} = 23 \text{ МПа}$) — последовательный метод.

Для доводки двигателей F-1 и J-2 было затрачено 59 и 43 двигателей при суммарной наработке двигателей 127000 и 153200 с, соответственно. На доводку двигателя SSME было затрачено 13 двигателей (по другим источникам — 20) и 20 комплектов ТНА для замены дефектных. Такое малое количество двигателей, затраченных на доводку SSME фирмой «Рокетдайн», можно объяснить следующими факторами:

- использованием накопленного опыта при отработке экспериментального кислородно-водородного двигателя с тягой 2090 кН ($P_{\text{к}} = 23 \text{ МПа}$);
- применением последовательного метода доводки двигателя;
- применением испытательных стендов для испытаний двигателя и ДУ на номинальной тяге;
- повышенным значением средней наработки одиночного двигателя (8000 с), полученным к первому полету и обеспечиваемым за счет ремонтпригодности и восстанавливаемости конструкции и применения эффективных систем диагностики и аварийной защиты двигателя при испытаниях [3].

Можно выделить следующие основные дефекты, которые были выявлены при стендовой отработке кислородно-водородных двигателей и их агрегатов.

Отработка камер сгорания и газогенераторов. Основные дефекты были связаны с подгарами смесительных элементов и огневой стенки камеры, которые устранялись в процессе отработки изменением конструкции форсунок и их расположением, введением завесного охлаждения стенок камеры и покрытия огневой стенки камеры двуокисью циркония.

Кроме того, на запуске при опережающей подаче горючего происходила «напрессовка» водорода в форсуночные полости окислителя в камере и газогенераторе, что приводило при воспламенении компонентов в камере к образованию «бочкообразности» в полостях форсунок окислителя. Этот дефект был основным при сравнительных испытаниях различных вариантов форсуночных головок камер двигателей 11Д56 и 11Д57. Дефект был устранен введением «интенсивной» и «вялой» продувок полостей форсунок окислителя газогенератора и камеры инертным газом — азотом (гелием) в процессе запуска и остановки, соответственно.

Отработка насосов и ТНА. Основные дефекты были связаны с возгораниями трактов окислительного насоса и разделительных полостей ТНА при износе подшипников или уплотнительных элементов в начальной стадии отработки из-за ограниченного ресурса работоспособности указанных элементов.

Отработка агрегатов автоматики. Основные дефекты связаны с потерей герметичности агрегатов автоматики по месту посадки «седло – клапан» после определенного количества срабатываний. Дефекты устранялись в основном доработкой конструкции и применением новых уплотнительных материалов.

Отработка двигателя. Основные дефекты и отказы были связаны:

а) с появлением негерметичности и утечек водорода в связи с разгерметизацией разъемных соединений (стыков), с появлением трещин по сварным швам или по целому металлу в коммуникациях двигателя. Например, при автономных испытаниях ТНА с газогенератором двигателя 11Д57 появлялась негерметичность «горячего» разъемного соединения газогенератора с газоводом турбинного узла. Дефект был устранен конструктивной доработкой узла соединения;

б) с возгоранием разделительной полости ТНА при нарушении условий испытаний из-за неудовлетворительной работы систем подачи, например, гелия в разделительную полость насосов или из-за отсутствия необходимого разрежения в дренажных полостях окислителя и горячего ТНА;

в) с недостаточной очисткой систем с водородом от газов (азот, кислород) или попаданием их в системы при испытаниях, что может привести к их кристаллизации и отказу клапанов при функционировании или взрыву в полостях или коммуникациях испытуемого изделия. Указанные отказы проявились при испытаниях блока «Р» на стенде ВЗ и приводили к неоткрытию разделительного клапана в тракте подачи водорода на двигатель из-за повышенного содержания азота в газообразном гелии, используемом в управляющей полости клапана.

Также при комплексном огневом стендовом испытании блока КРБ на ~10 с второго включения двигателя из-за попадания кислорода в тракт горячего через турбинную полость произошло взрывное разрушение выходной полости насоса горячего, что привело к невыполнению заданной программы испытания. В последующем при автономном испытании двигателя КВД1 были внедрены мероприятия для исключения указанного дефекта — попадания кислорода в тракты двигателя при имитации разрежения в дренажных полостях;

г) с возгораниями лопаток турбины из-за забросов температуры на входе в турбину при отклонениях в функционировании систем двига-

теля в процессе останова и основной работы. При этом следует отметить, что системы аварийной защиты двигателя не всегда способны в этом случае защитить двигатель от последствий возгораний из-за быстротечности процессов разрушения.

2. Эффективность применения систем диагностики и аварийной защиты

Безаварийность ЖРД и проблема обеспечения сохранности дорогостоящих наземных сооружений (стендов и стартовых устройств) при испытаниях является одной из важнейших задач. Безаварийность функционирования ЖРД во многом определяется надежностью двигателя, которая, в свою очередь, обеспечивается многократными испытаниями двигателя на стенде в процессе отработки и эффективностью применяемых систем аварийной защиты.

Технология подготовки повторных стендовых испытаний криогенного двигателя предусматривает проведение термовакуумной сушки полостей двигателя и эффективной диагностики систем и элементов двигателя (смесительных элементов и огневой стенки камеры и газогенератора, опор вращения и уплотнения ТНА и др.) после проведения огневого испытания.

Эффективность применения систем диагностики и аварийной защиты (САЗ) подтверждается опытом испытаний многих ракетно-космических комплексов. Например, система аварийной защиты ракетно-космического комплекса по нештатным ситуациям отключала неисправные двигатели J-2 на ступенях ракеты «Сатурн-5» с космическими аппаратами «Аполлон-6» и «Аполлон-13», отключала также двигатель SSME при старте «Спейс Шаттл» в четырех случаях.

Также при наземных испытаниях второй ступени РН «Энергия» № 5С САЗ обеспечила отключение двигателя РД0120 из-за выявленного дефекта бустерного ТНА горячего в одном из двигателей в процессе запуска, в результате чего был предотвращен большой материальный ущерб на стенде и проведено повторное успешное испытание блока после ремонта и проверок двигателя.

В частности, в САЗ двигателей РД-0120 и КВД1 применяется, как правило, отбой по:

- превышению частоты вращения ротора ТНА;
- превышению температуры газогенераторного газа на входе в турбину (по показаниям двух из трех термомпар);
- контролю функционирования системы зажигания (температуры или давления);
- контролю давления в разделительной полости насосов;
- давлению на входе в насосы;
- давлению в камере сгорания, газогенераторе [3].

Известно, что применяемые САЗ двигателя охватывают около 50 % отказов. Это обусловлено, в первую очередь, неспособностью приме-

няемых систем парировать быстроразвивающиеся отказы со временем развития дефекта до разрушения двигателя менее 0,02–0,07 с. Другая причина недостаточной эффективности САЗ — использование в качестве основных контролируемых параметров рабочего процесса (давление, обороты, температура рабочего тела в агрегатах), реагирующих на возникающие дефекты с большим запаздыванием.

Анализ статистики отказов при испытаниях ЖРД показывает, что ~60 % отказов приходится на ТНА и камеру сгорания и связаны они в основном с возгоранием, прогарам и износом вращающихся узлов (узлы качения и уплотнения), на которые параметры рабочего процесса реагируют слабо либо с большим запаздыванием.

Следует также отметить, что в зарубежной практике, например, при испытаниях SSME, параллельно с САЗ для принятия решения о прекращении испытания или о переводе на «щадящий» режим широко используется информация по дополнительным параметрам работы двигателя, поступающая с первичных преобразователей (датчиков) на бортовые компьютеры.

Поэтому для повышения эффективности САЗ наибольший интерес представляет проблема диагностики технического состояния двигателя на основе методов раннего обнаружения отказов с использованием быстродействующей аппаратуры и новых методов диагностики.

В этом плане заслуживают внимания:

- контроль и анализ вибросостояния двигателя (в области низких и высоких частот);
- применение изотопных и опико-волоконных датчиков для контроля, например, износа беговых дорожек узлов качения (подшипников) и контроля состояния лопаток турбины ТНА;
- применение методов контроля утечек водорода с инерционностью не более 1 с;
- применение аппаратуры САЗ двигателя с инерционностью до 0,02 с.

Внедрение указанных мер в САЗ двигателя позволит значительно увеличить коэффициент охвата и предотвращения аварийных ситуаций в процессе испытаний [4].

3. Проблемы обеспечения безопасности испытаний на водородном топливе

Аварийные ситуации при испытаниях двигательных установок (ДУ) на водородном топливе могут быть вызваны:

- конденсацией и накоплением кристаллов твердого воздуха или кислорода в жидком водороде;
- образованием взрыво- или пожароопасных смесей при утечках или выбросах водорода в окружающее пространство.

Аварийная ситуация в первом случае возникает, как правило, при многократном использовании системы с водородом или во втором слу-

чае при одновременном разрушении водородного и кислородного баков и выбросах компонентов в процессе проведения испытаний. В качестве примера можно привести взрыв, происшедший на одном из стендов при исследовании процесса сверхзвукового истечения водорода из сопла двигателя с расходом 27 кг/с. В этом случае во взрыве участвовало только 10 % из 900 кг выброшенного водорода, но системам стенда были нанесены значительные повреждения.

Безопасность испытаний обеспечивается различными методами, основанными на повышенных требованиях к герметичности систем, контроле опасных накоплений водорода, исключении контакта водорода с воздухом или окислителем в коммуникациях и применении систем дожигания водородных выбросов.

В обычных условиях смеси водорода с воздухом и кислородом являются смесями квазиравновесного состава, для воспламенения которых необходим внешний источник энергии. Минимальная энергия и температура тела, приводящая к самовоспламенению смеси, определенная экспериментально, составляет 0,02 мДж и 700 К, соответственно [5].

Более опасным по своим последствиям является детонация (взрыв) водородных смесей, для возникновения которой, помимо наличия горючей смеси, необходим соответствующий источник инициирования. Было установлено [6, 7], что в водородно-воздушных смесях, близких к стехиометрическим, ударные волны могут возникать и в свободном пространстве при наличии достаточно мощного источника воспламенения.

Направление исследований

В начальной стадии работ с водородом не было единого мнения о целесообразности дожигания выбросов водорода. Так, фирма «Pratt & Whitney» (США) придерживалась мнения, что сжигание выбрасываемого водорода гарантирует полную безопасность испытаний. Фирма «Douglas Aircraft Company» (США) считала достаточным выпускать газообразный водород в малых количествах без его дожигания.

На российских стендах в процессе испытаний дожигаются выбросы водорода с расходами более 0,5 кг/с, при меньших расходах водород выбрасывается в атмосферу с балластировкой инертным газом — азотом.

Метод воспламенения выбирается исходя из продолжительности испытания и многократности включения. При этом должна быть обеспечена надежность воспламенения, безопасность и простота эксплуатации устройства.

Исследования распределения концентраций водорода в затопленной сверхзвуковой струе, истекающей из сопла, показали, что для воспламенения выбросов водорода за соплом двигателя необходим источник с длиной факела не



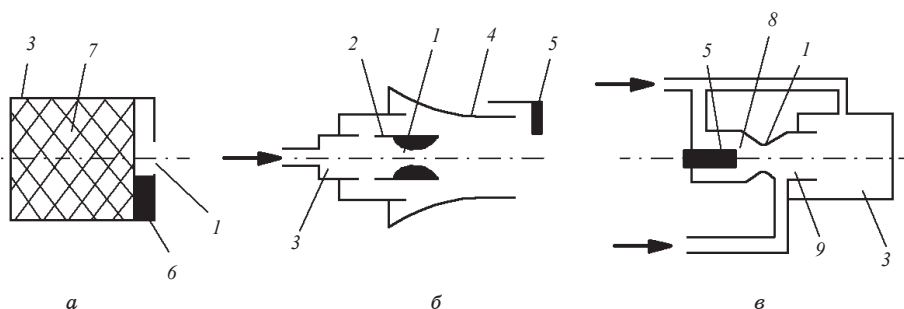


Рис. 5. Схемы ПУ: а — с пирозапалом; б — эжекторного типа; в — двухкомпонентного типа: 1 — сопло; 2 — боковые отверстия; 3 — камера; 4 — насадка; 5, 6 — электрическая свеча, воспламенитель; 7 — пирозапал; 8 — камера разогрева; 9 — форкамера

менее 0,3 м [5]. Конструктивные схемы некоторых поджигающих устройств (ПУ) представлены на рис. 5.

Так, согласно [6], рекомендуются при испытании двигателей:

– однократного включения ПУ с пороховым зарядом (см. рис. 5,а);

– многократного включения струйные ПУ с электроискровым зажиганием, работающие на водороде и эжектируемом воздухе (см. рис. 5,б);

– с истечением газов в замкнутый объем или в среду с повышенным содержанием инертного газа ПУ двухкомпонентного типа с подачей водорода и воздуха от стендовых систем (см. рис. 5,в).

На рис. 6 представлены схемы установки ПУ для воспламенения выбросов из сопла камеры сгорания, внедренные при испытаниях ряда двигателей и энергетических установок (КВД1, 11Д57, РД-0120, МГД-генератор ИМ-2 и др.).

Оптимизация воспламенения выбросов водорода при испытаниях

При запуске камеры сгорания на стенде с вытеснительной системой подачи компонентов воспламенение выбросов водорода за соплом

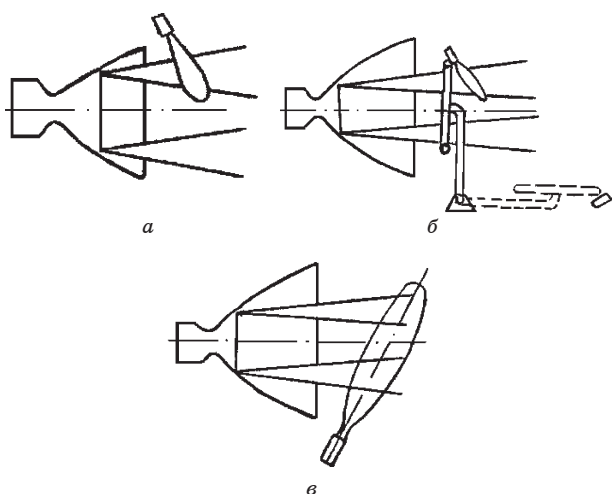


Рис. 6. Схемы установки ПУ для воспламенения выбросов: а, б — однократного; в — многократного включения; 1 — камера; 2 — пирозапалы; 3 — кольцо со штапиком; 4 — ПУ многократного включения

может происходить с взрывом. Это во многом зависит от протекания переходных режимов в системе подачи газообразного водорода.

Так, при нерегулируемом запуске процесс смесеобразования водорода с воздухом устанавливается с колебаниями и наблюдаются задержки воспламенения с $\tau_3 = 0,5-0,9$ с. Это приводит к тому, что в воспламенении участвует большой объем смеси водорода с воздухом и, как следствие, к повышенной величине ударной волны при воспламенении выбросов из камеры ($\Delta P = 40-60$ кПа).

При регулируемом запуске обеспечивалось устойчивое воспламенение выбросов водорода за соплом с $\tau_3 = 0,12-0,25$ с ($\Delta P = 5-20$ кПа).

Величина ударной волны при взрыве на поверхности земли может быть оценена по формуле М. А. Садовского:

$$\Delta P = \left(\frac{1,06}{R} + \frac{4,3\sqrt[3]{B}}{R^2} + \frac{14\sqrt[3]{B^2}}{R^3} \right) \sqrt[3]{B}, \quad (1)$$

где R (м) — расстояние от центра взрыва; B — масса заряда тротила, определяемая соотношением $B = z \cdot C_3 \cdot m_b$; z — коэффициент использования водорода во взрыве для случая истечения и смешения с $Re \gg Re_{кр}$, ($z_{max} = 0,42$); Re — критерий Рейнольдса; C_3 — тротильный эквивалент водородно-воздушной смеси в стехиометрическом соотношении; m_b — масса выброшенного водорода при опережающей подаче.

Формула (1) справедлива для значений приведенного расстояния от центра взрыва:

$$\bar{R} = \frac{R}{\sqrt[3]{B}} = 1 \div 15. \quad (2)$$

Было выявлено, что с увеличением градиента нарастания расхода (q) задержка воспламенения выбросов уменьшается. Вполне очевидно, что уменьшение времени задержки воспламенения уменьшает величину ударной волны при воспламенении выбросов.

Экспериментальные зависимости $\Delta P = f(m_b)$

и $\tau_3 = f\left(\frac{dm}{d\tau}\right)$ приведены на рис. 7 и 8, послед-

няя из которой может быть аппроксимирована уравнением:

$$\tau_3 = \frac{0,77}{q} - 0,075, \quad (3)$$

где $q = \frac{dm}{d\tau} \cdot 10^{-1}$ (кг/с)/с.

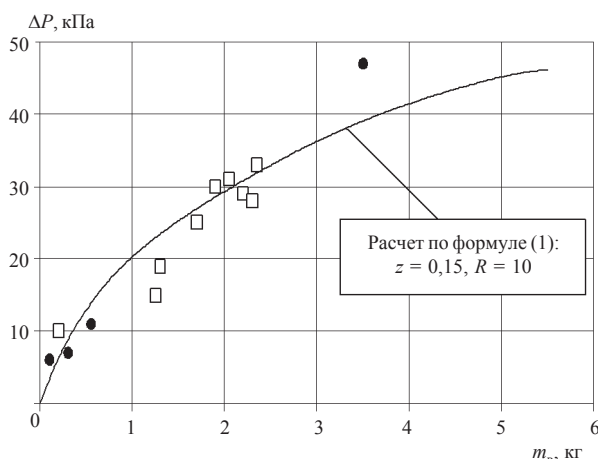


Рис. 7. Зависимость $\Delta P = f(m_b)$: • — запуск регулируемый; □ — запуск нерегулируемый

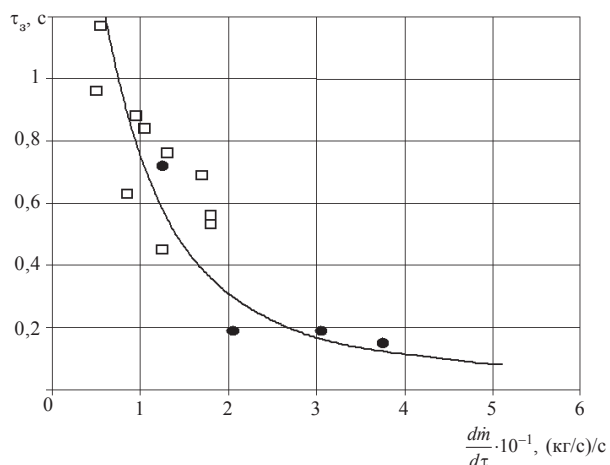


Рис. 8. Зависимость $\tau_3 = f\left(\frac{dm}{d\tau}\right)$: • — запуск регулируемый; □ — запуск нерегулируемый

Если принять за допустимую величину $\Delta P_{\text{доп}} = 40\text{--}50$ кПа, то можно получить величину максимального выброса водорода, при которой обеспечивается безопасность запуска (3–5 кг).

На основании исследований для класса двигателей с расходом водорода до 14 кг/с установлено, что оптимальным режимом выхода редуктора подачи является градиент нарастания расхода $\frac{dm}{d\tau} = 20\text{--}40$ (кг/с)/с.

Предложенная схема запуска с регулируемым выводом редуктора подачи горючего на ре-

жим была реализована при испытаниях камеры двигателя 11Д57 и позволила уменьшить величину ударной волны в процессе воспламенения выбросов водорода за сопловым устройством на 30–40 % [6].

Обеспечение безопасности испытаний ДУ на стенде

Наиболее опасными являются испытания ДУ на водородном топливе, так как возможна разгерметизация топливной системы при отказе двигателя и взрыв проливов водорода и кислорода.

Поэтому огневое испытание кислородно-водородной ДУ проводится с выполнением специальных мероприятий по безопасности:

- на первые испытания ДУ выполняется с более упрочненными баками;
- до начала испытаний в составе ДУ двигатель должен иметь коэффициент надежности не ниже 0,985, подтвержденный автономными испытаниями;
- агрегаты и системы ДУ должны быть испытаны автономно на натуральных компонентах.

Огневые испытания должны предшествовать холодным испытаниям ДУ для проверки совместного функционирования систем. В баках ДУ должны быть установлены системы аварийного слива компонентов и дополнительного наддува баков. ДУ должна быть оснащена системами пожаровзрывопредупреждения (СПВП) и аварийной защиты (САЗ), предусматривающими контроль определенных параметров двигателя, ДУ и систем стенда и прекращение испытания при их отклонениях от заданных величин. Предусматривается постепенное усложнение программ испытаний. На рис. 9 представлена схема установки криогенного разгонного блока КРБ на стенде НИИхиммаш для проведения комплексных холодных и огневых испытаний.

Момент аварии носит случайный характер, а процесс ее развития практически неуправляем. Поэтому при испытаниях рассматривают предельную модель с мгновенным разрушением баков, испарением и смешением всей массы пролитого топлива и взрывом облака стехиометрической горючей смеси.

Для расчетов опасных зон были использованы значения коэффициента участия во взрыве массы выброшенного водорода $z = 0,3\text{--}0,5$. В нормативных требованиях по взрывобезопасности химических и металлургических производств рекомендованы значения $z = 0,1\text{--}0,3$, а в методиках МЧС $z = 0,02\text{--}0,1$. В то же время, статистика аварий, произошедших при взрыве смесей водорода с воздухом или кислородом, показывает, что события, предшествующие взрыву, происходят достаточно медленно. Это позволяет парировать развитие аварийной ситуации, а коэффициент использования водорода во взрыве в большинстве случаев не превышает $z = 0,1$.

С учетом изложенного можно принять $z = 0,02-0,1$ для открытых стендов и $z = 0,3-0,5$ для закрытых стендов.

В соответствии с моделью мгновенного развития событий проведены расчеты опасных зон для испытаний кислородно-водородных ракетных блоков, имеющих в топливных баках от 1000 до 10000 кг жидкого водорода, результаты которых приведены на рис. 10 для полностью открытого ($z = 0,02...0,1$) и для замкнутого ($z = 0,3...0,5$) рабочего объема стенда. В указанных расчетах на расстоянии 1100 м от стенда (зона расположения жилых зон) допускалось избыточное давление во фронте ударной волны, равное 2 кПа, при котором реализуется вторая степень безопасности с частичным разрушением (менее 50 %) остеклений зданий и сооружений.

С учетом внедрения разработанных мер безопасности по стенду и ДУ и проведенных расчетов, в частности, в 1991 г. межотраслевой экспертной комиссией по безопасности было принято решение о возможности проведения холодных и огневых испытаний ДУ ракетных блоков на стенде НИИХиммаш с заправкой топливного бака ДУ жидким водородом в количестве 2700 кг. При этом, со степенью риска, равной 10^{-4} (1 отказ на 10000 испытаний), обеспечивалась вторая степень безопасности на расстоянии 1100 м от стенда, в районе расположения жилых зон [7].

Следует отметить, что расчеты проводились с использованием гипотетической модели развития аварийной ситуации, которая не учитывает динамику и кинетику процессов от начала разгерметизации до взрыва, а также уменьшение тротилового эквивалента при неполучении стехиометрической смеси. Как упоминалось выше, на практике коэффициент использования водорода во взрыве в большинстве случаев не превышает $z = 0,1$. Это позволяет рассматривать вопрос о проведении испытаний на вышеуказанном стенде ДУ перспективных ракетных блоков с полной заправкой топливного бака водородом (до 6500 кг) при выполнении дополнительных мер безопасности и парировании нештатных ситуаций:

- внедрение малоинерционных датчиков контроля утечек водорода;

- оснащение САЗ двигателя высокочувствительными преобразователями, основанными на оптико-волоконной и изотопной технике и обеспечивающими контроль наиболее напряженных параметров криогенного двигателя — износа беговых дорожек узлов качения (подшипников) турбонасосного агрегата (ТНА), температуры лопаток турбины и др.;

- оснащение САЗ двигателя каналами контроля виброперегрузок в системах ТНА и камеры сгорания двигателя;

- применение активных средств флегматизации взрывоопасных смесей в отсеках ДУ и стенда [7, 8].



Рис. 9. Ракетный блок КРБ на стенде

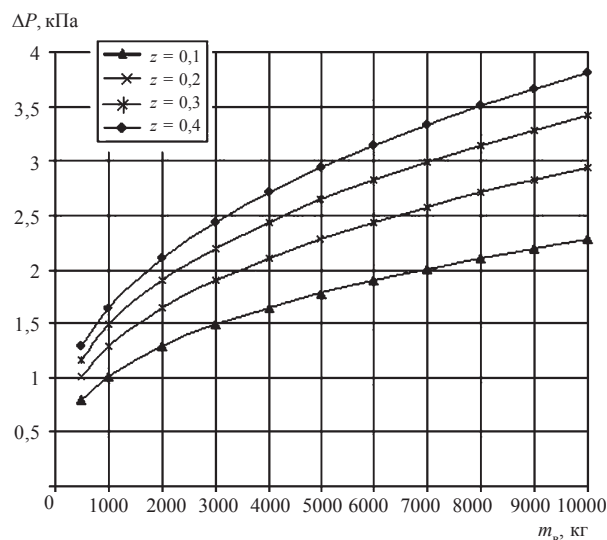


Рис. 10. Зависимость ударной волны ΔP от взрыва выброса водорода (m_g) при различных z

4. Отработка энергетических установок систем электропитания космических аппаратов с кислородно-водородными топливными элементами

В НИИХиммаш проводилась отработка ряда энергетических установок (ЭУ) с использованием водородного топлива:

- на стенде В1 МГД-генератора ИМ-2, работающего на кислородно-водородном топливе с ионизирующей присадкой (калий-натриевой эвтектики);

- на стендах В3 и В5 электрохимических генераторов (ЭХГ) «Волна» и «Фотон» с кислородно-водородными топливными элементами (ТЭ) для лунного корабля РН «Н1-Л3» и орбитального корабля «Буран», соответственно.

В 1972 г. был введен в эксплуатацию стенд В5 на 4 рабочих места для отработки энергетических установок ракетно-космических комплек-

сов на базе кислородно-водородных электрохимических генераторов (ЭХГ) с топливными элементами (ТЭ) и блоков хранения жидких водорода и кислорода. На стенде В5 были проведены циклы испытаний по отработке систем электропитания (СЭП) на базе кислородно-водородных ЭХГ «Волна» и «Фотон» мощностью до 10 кВт. Стенд оборудован системами хранения и подачи водорода и кислорода с концентрацией 99,999 и 99,99 %, соответственно, инертных газов (гелия и аргона) для обеспечения испытаний ЭХГ с ТЭ и системами обеспечения жидкими водородом и кислородом от автомобильных заправщиков (ТРЖВ-20 и ТРЖК-1 соответственно) для испытания блоков хранения криогенных водорода и кислорода, системами контроля жидкостей и газов, системами дожигания газов, управления и регистрации параметров ЭУ.

5. Перспективы использования водородной базы НИИхиммаш в решении задач ракетно-космической техники и внедрения водородных технологий в отрасли народного хозяйства

Уникальность водородной базы НИИхиммаш состоит в том, что:

- стенды и водородное производство расположены на одной производственной площадке и имеют развитую инженерную инфраструктуру, что позволяет уменьшить потери компонентов при транспортировке и хранении;
- испытательные стенды обеспечивают отработку изделий и их систем с имитацией различных воздействующих факторов (высотность, температурные условия, гидродинамика, положение объекта испытания и др.).

Кроме того, на водородном комплексе созданы системы утилизации паров компонента из емкостей хранилища и возврата остатков компонентов из стендовых емкостей в резервуары хранилища. Все это позволило за счет оптимизации процессов испытаний, захлаживания и заправки, усовершенствования систем и внедрения технологии возврата довести коэффициент использования жидкого водорода при эксплуатации систем с 0,2–0,3 до 0,6–0,7.

Водородное производство НИИхиммаш с производительностью до 1000 т водорода в год обеспечивало выработку жидкого водорода и полностью закрывало потребности экспериментальной отработки водородных двигателей и ракетных блоков по российским программам, а также поставку жидкого водорода для выполнения программ отработки двигателей РД-0120 и блока «Ц» РН «Энергия» на стендах НИИмаш и УКСС, запусков РН «Энергия» с УКСС и СК на космодроме Байконур.

В 1990–2003 гг. проведена частичная модернизация систем испытательного комплекса

и водородного производства, однако возросшие требования к параметрам и качеству испытаний и износ испытательного оборудования требуют реконструкции испытательных стендов и водородного производства.

На базе водородной экспериментальной базы НИИхиммаш выполнен целый ряд научно-исследовательских работ, направленных на создание водородных технологий:

- по испытаниям ЖРД, ДУ и их систем, обеспечению безопасности испытаний и работ с водородом;
- процессов переохлаждения жидкого водорода в крупноразмерных системах. Результаты исследований легли в основу создания систем и технологии заправки жидким водородом РКК «Энергия – Буран» на УКСС и СК;
- получения шугообразного водорода в системе;
- по отработке технологии бездренажного хранения и транспортировки жидкого водорода по трубопроводам и в транспортных резервуарах;
- по испытаниям образцов турбодетандера в системах ожижения водорода, внедрение которых на Чирчикском химкомбинате позволило увеличить производительность агрегатов ожижения 501М в 2 раза;
- по заправке автомобилей газообразным водородом [9].

Перспективность работ по водородным технологиям в XXI веке видна из широкого использования водорода в аэрокосмических программах США, Европы, Китая, Японии и Индии [11].

Помимо этого, в последние годы все более остро ставятся вопросы перехода к использованию экологически чистых возобновляемых источников энергии и водородных технологий в энергетике, на транспорте, в металлургии, нефтепереработке и других отраслях.

Указанные проблемы обсуждались на международном форуме «Водородные технологии для производства энергии» (г. Москва, Президент-отель, февраль 2006 г.) и I Всемирном конгрессе «Альтернативная энергетика и экология» (р. Волга, август 2006 г.), которые проводились в рамках мероприятий председательства России в Саммите стран большой восьмерки (G8). На форуме и конгрессе НИИхиммаш был представлен докладами «Развитие водородной испытательной базы для отработки ракетных двигателей, двигательных и энергетических установок» и «Проблемы обеспечения безопасности стендовых испытаний на водородном топливе».

С учетом перспектив применения водорода в ракетно-космической технике, рассмотренных на заседании Президиума НТС Роскосмоса 9 ноября 2005 г., предусматривается:

- дальнейшее совершенствование и развитие водородной экспериментальной базы



НИИХиммаш для выполнения Федеральной космической программы России до 2015 г;

– проведение реконструкции стендов для обеспечения экспериментальных работ по созданию разгонного блока РБ КВТК и его систем;

– отработка модернизированного двигателя и ракетного разгонного блока РБ КВТК для РН тяжелого класса «Ангара-А5»;

– модернизация водородного производства без его остановки, обеспечивающая замену физически устаревшего оборудования и совершенствование технологического цикла получения водорода из природного газа с уменьшением в 1,5–2 раза удельных затрат электроэнергии и стоимости продукта;

– отработка и внедрение технологии обеспечения жидким водородом космодромов с использованием железнодорожных цистерн типа ЖВЦ-100 и др.

В перспективе (2012–2018 гг.) предусматривается использование водородной экспериментальной базы НИИХиммаш для отработки:

– водородных ступеней многофазовой ракетно-космической системы «МРКС-1» с заправкой в топливные баки до 6500 кг водорода (в настоящее время по нормам безопасности допускается безопасное проведение испытаний ракетных блоков на стенде ВЗ с заправкой до 2700 кг водорода);

– комбинированных энергоустановок на основе кислородно-водородных ЭХГ проточного типа и ЖРД с едиными блоками хранения компонентов топлива применительно к разгонным блокам типа «Ястреб-М»;

– транспортных модулей на основе водородных двигательных установок, использующих солнечную энергию (ТМ СТДУ), энергоустановок на основе кислородно-водородного ЭХГ для многофазовых космических аппаратов типа «Клипер» и других систем.

Научно-технический и производственный потенциал НИИХиммаш наряду с выполнением задач по отработке ракетно-космической техники с использованием водородного топлива позволяет обеспечить решение задач внедрения водородных технологий в отрасли народного хозяйства (энергетика, транспорт, металлургия и др.).

Заключение

1. Наземная отработка ракетных двигателей на криогенных компонентах топлива может быть построена на проведении модельных и автономных испытаний агрегатов и систем и комплексных испытаний двигателя с учетом схемных особенностей и параметров двигателя и стендового испытательного оборудования.

2. Определение характеристик двигателя по условиям на входе в двигатель и на выходе из сопла камеры требует применения специальных имитирующих установок: пусковых баков по

магистральям питания окислителя и горючего и выхлопных диффузоров с откачивающими средствами в выхлопном тракте стенда.

3. Системы диагностики и аварийной защиты двигателя с применением усовершенствованных методов и средств контроля вибросостояния двигателя, степени износа трущихся пар в ТНА, температуры на входе в турбину ТНА, утечек водорода из систем двигателя и стенда и аппаратуры САЗ позволят увеличить коэффициент охвата и предотвращения аварийных ситуаций в процессе испытаний.

4. Проведено обоснование параметров поджигающих устройств, и даны примеры использования систем воспламенения и дожигания выбросов водорода для обеспечения безопасности стендовых испытаний ракетных двигателей, ДУ и их агрегатов.

5. Предложенная схема запуска с регулируемым выводом редуктора подачи горючего на режим при испытаниях камеры двигателя 11Д57 позволила уменьшить величину ударной волны в процессе воспламенения выбросов водорода на 30–40 %.

6. Внедрение метода уменьшения риска испытаний двигательной установки обеспечило безопасное проведение комплексной стендовой отработки ракетных блоков КРБ и «Ц» ракетносителей «GSLV» и «Энергия».

7. Рассмотренные принципы, методы и устройства обеспечения безопасности испытаний могут быть использованы при создании и отработке энергетических установок и внедрении водородных технологий в отраслях народного хозяйства.

Список литературы

1. Galeev A. G. Research of Safe Starting of Hydrogen-Oxygen Engines and Power Units // 11th Int. Aerospace Congress, Moscow, IAG-1997. P. 300–303.

2. Galeev A. G., Makarov A. A. On experience in development testing of current cryogenic-propellant engines // 4th Int. conf. on launcher technology «Space Launcher Liquid Propulsion». Liege (Belgium). 3–6 December 2002.

3. Галеев А. Г. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей: Учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 2006.

4. Галеев А. Г., Лисейкин В. А., Милютин В. В. Об опыте разработки систем аварийной защиты для стендовых испытаний кислородно-водородных ЖРД // Международ. космическая конф. Москва, 2001. С. 144.

5. Щетинков Е. С. Физика горения газов. М.: Наука, 1965.

6. Галеев А. Г. Исследование безопасных условий воспламенения и дожигания выбросов водорода при стендовых огневых испытаниях ЖРД и их агрегатов. Автореф. дис. ... канд. техн. наук. М., 1974.

7. Галеев А. Г. Методы повышения безопасности испытаний ракетных двигателей, связанные с выбросами водорода // *Альтернативная энергетика и экология*. 2005. № 2. С. 9–14.

8. Бершадский В. А., Галеев А. Г. Стратегия уменьшения опасности стендовых испытаний ракетных двигательных установок // *Авиакосмическая техника и технология*. 2004. № 2. С. 38–45.

9. Макаров А. А., Галеев А. Г., Афанасьев Н. А. Развитие водородной испытательной базы НИИХиммаш для обработки ракетных двигате-

лей, ступеней ракет и энергетических установок ракетно-космической техники с использованием водородного топлива // *Альтернативная энергетика и экология*. 2006. № 4. С. 30–34.

10. Галеев А. Г. Проблемы обеспечения безопасности стендовых испытаний двигательных и энергетических установок на водородном топливе // *Альтернативная энергетика и экология*. 2006. № 11. С. 23–27.

11. Перминов А. Н. Водородная энергетика и космонавтика // *Альтернативная энергетика и экология*. 2006. № 5. С. 101.



We are going to organize a symposium “Composites and Nanocomposites prepared by the Super Keep Penetration Method”, in the “International Conference on “Multi-functional Materials and Structures” on 28–31 July 2008, in Hong Kong SAR China.

Superdeep penetration is the unusual physical phenomenon which was revealed in 1974 at explorations in the field of a nonconventional powder metallurgy. The brightest result of superdeep penetration (SKP) is the increase in depth of penetration of powder particles in a solid body in 10-1000 times. Naturally SKP it is realized at impact of clots of space dust with space stations. The most appreciable result SKP of operation is damages of control systems of space vehicles.

SKP there is a complex of the physical effects occurring at driving in a material of a barrier of the flow micro-strikers. At the insertion of a matrix material it is realized processes of an additional doping and synthesis. In some conditions SKP penetration is accompanied by intensive radiation. Streams of ions of high energy, a high pressure in zones of penetration, the intensive strain, a doping allow rebuilding in pulse regime structure of metal preform in a composite material. In volume of metal massive preforms there are skeletons from micro- and nanostructures.

Thus, superdeep penetration is the effective scientific tool and an effective technological path of impulse reorganization of structure and manufacture of massive metal materials. Now there is a great many of models of process SKP. Process of superdeep penetration is successfully tested at processing metals, alloys, silicates and plastic. It is obvious, a practical opportunity of creation in volume of materials of reinforcing zones nano and microstructures in a pulse regime. Massive nanomaterials can be made, and the process of sintering that it hinders, can be removed. These materials have unusual physical, mechanical and chemical properties. It allows receiving now already new types of materials which earlier were considered as possible only theoretically.

For those who are interested to submit paper to this symposium, please send your abstract to the symposium chairman directly. Retail information about the conference can be found in <http://www.a-tech.hk/MFMS2008/Index.htm>.

In this conference, we will have a special session for idea exchange between delegations from European Academy of Sciences (EAS) and Chinese Academy of Sciences (CAS). This aim is to establish strong linkage between scientists and scholars from Western and Eastern countries,

and possibly to establish any concrete collaborations in the future. In our tentative schedule, we are also planning to have a technical visit at the last day if possible, to a famous science and technology centre in Hong Kong or PRK.

Key dates of the Conference

Abstract Submission Deadline	02 Jan 2008
Acceptance Notification	31 Jan 2008
Full-length Paper Submission Deadline	30 April 2008
Early Registration Deadline	30 April 2008
Final Program Published	10 July 2008

Registration Fee

Full Registration:	
US \$450 (or HK\$ 3,500)	Before 30 April 2008
US \$500 (or HK\$ 3,900)	After 30 April 2008
US \$520 (or HK\$ 4,050)	On-site Registration
Student Registration:	
US \$240 (or HK\$ 1,900)	Before 30 April 2008
US \$260 (or HK\$ 2,030)	After 30 April

Scientific Committee member of the symposium

Professor, Kr. Sc. S. Usherenko (INRC Polymate, Israel)
Kr. Sc. Evgenie Marukovich (Institute of metals NASc of Belarus, Republic Belarus)

Professor Kr. Sc. Valery Sobolev (National Mining University of Ukraine)

Professor, Kr. Sc. Jan kwsik (Institute of kptoelectronics Military University of Technology, Republic of Poland).

Professor, Kr. Sc. Genady Cherepanov, (Miami University, Miami, USA)

Professor Kr. Sc. Vitaly Zeldovich (Institute of physics of metals the Ural branch of the Russian Academy of Science. Ekaterinburg, Russian Federation).

Symposium Chair
Professor Kr. Sc. k. Figovsky
Member of European Academy of Sciences, INRC Polymate) – Israel
<http://figovsky.borfig.com>
e-mail: figovsky@netvision.net.il, olf@borfig.com