

РАКЕТОНОСИТЕЛИ И КОСМИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ

LAUNCH VEHICLES AND SPACE ENGINES

Статья поступила в редакцию 06.03.2012. Ред. рег. № 018/12. УДК 621.453/457
Заключение совета рецензентов: 11.03.2012. Заключение совета экспертов: 16.03.2012. Принято к публикации 21.03.2012

Разработка КБХА жидкостных ракетных двигателей и установок в период 2001 – 2011 гг.

В.Д. Горохов, А.Ф. Ефимочкин, Г.И. Завизион, С.Д. Лобов, В.С. Рачук, А.В. Шостак

ОАО КБХА, д.20, ул.Ворошилова, г.Воронеж, Россия, 394006,
тел. (473) 234-65-65, 263-36-80; факс (473) 234-65-71, 276-84-40.
E-mail: cadb@comch.ru

КБХА является разработчиком жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) для перспективных космических РН и межконтинентальных баллистических ракет. В КБ создан целый ряд жидкостных ракетных двигателей для РН космического назначения. Эти двигатели используются на всемирно известных ракетах «Луна», «Восток», «Молния», «Восход», «Союз», «Протон», «Энергия». Кроме того, совместно с «ЦИАМ им. П.И. Баранова» проводились работы по созданию гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД). В КБХА, возглавляющем в качестве головного предприятия кооперацию, включающую более десяти организаций, ведутся работы по созданию мощного газоразрядного лазера авиационного базирования. Ведется разработка опытной водородной паротурбинной энергоустановки мощностью до 5 МВт. КБХА продолжает активно развивать внешнеэкономическую деятельность. Было выполнено более 20 контрактов с ведущими американскими, европейскими и азиатскими компаниями. Объем проводимых работ свидетельствует о том, что предприятие по-прежнему является одним из мировых лидеров по созданию ЖРД, а также проводит научно-технические работы по перспективным направлениям.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, ракета-носитель, экспериментальный двигатель, огневое испытание.

The article has entered in publishing office 06.03.2012. Ed. reg. № 018/12. УДК 621.453/457
Referred: 11.03.2012. Expertise: 16.03.2012. Accepted: 21.03.2012

KBKhA's development of LpRES and equipment in the time period of 2001-2011

V.D. Gorokhov, A.F. Efimochkin, G.I.Zavizion, S.D.Lobov, V.S.Rachuk, A.V.Shostak

OSC KBKhA, +7(473) 234-61-25, факс +7(473) 276-84-40, e-mail:cadb@comch.ru

KBKhA is a development company in the field of liquid propellant rocket engines (LpRES) for advanced LVs and intercontinental ballistic missiles. The design bureau (KBKhA) has developed a lot of LpRES for space LVs. These engines are applied on world-famous rockets «Luna», «Vostok», «Molniya», «Voskhod», «Soyuz», «Proton», «Energiya». Besides, KBKhA has performed the development activities related to scramjet engine in cooperation with Baranov TSIAM. KBKhA is performing the activities related to high-power space gas-discharge laser development, by taking a part as a head company in this cooperation consisting of more than ten companies. Now, the experimental hydrogen steam-turbine powerplant with up to 5 MW capacity is being developed. KBKhA is going on to develop foreign-economic relationships. The activities within more than 20 contracts with leading American, European and Asian companies have been performed. The scope of performed activities confirms that the company is one of the world leaders in the field of LpRES development as before, and also is carrying on the scientific and technical activities in the advanced fields.

Keywords: liquid propellant rocket engine, launch vehicle, experimental engine, hot fire testing.

Как известно, КБХА начало свою историю с разработки агрегатов непосредственного впрыска топлива для авиационных двигателей, широко эксплуатируемых на боевых самолетах. Начиная с 1958 года, КБХА создавало жидкостные ракетные двигатели для РН космического назначения. Установленные на всемирно известных ракетах «Луна», «Восток», «Молния», «Восход», «Союз», «Протон», «Энергия», они обеспечили выполнение целого ряда исторических задач по освоению человеком космоса, в том числе первые в мире полеты к Луне, фотографирование ее обратной стороны, запуск первого человека в космос, первые в мире групповые полеты космонавтов и т. п.

В настоящее время КБХА является одним из мировых лидеров по созданию жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) для перспективных космических РН и межконтинентальных баллистических ракет. В 2011 г. КБХА завершило создание четырехкамерного жидкостного ракетного двигателя РД0124 (14Д23) по ОКР «Русь» (рис. 1). Получены технические характеристики двигателя, заданные в ТЗ, проведено более 230 огневых испытаний. Суммарная наработка составила около 60000 с. Двигатель предназначен для III ступени РН «Союз-2-1б», «Союз-СТ-Б», «Союз-2-1в».

В настоящее время двигатель РД0124 находится на этапе подготовки и освоения серийного производства.



*Рис. 1. Двигатель РД0124
Fig. 1. RD0124 engine*

Работы, проведенные по ОКР «Русь», создали задел для разработки двигателя РД0124А для РН «Ангара». Двигатель РД0124А предназначен для II и III ступеней семейства РН «Ангара».

Огневое испытание двигателя РД0124 на стенде КБХА приведено на рис. 2.

Двигатели выполнены по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа. Основными функциями двигателей являются следующие:

Виктор Дмитриевич Горохов Viktor Dmitrievich Gorokhov

Сведения об авторе: заместитель генерального конструктора по ЖРД, главный конструктор по направлению кислородно-керосиновых двигателей ОАО КБХА. Доктор технических наук, профессор, член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, участвовал в отработке двигателей по ракетно-космическим программам «Энергия-Буран», «Союз-2», «Ангара», «Ястреб».

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

Публикации: 135 научных работ, 65 патентов и авторских свидетельств.

Author's personal data: Doctor of Technical Sciences, Professor, Corresponding Member of Tsiolkovsky Russian Academy of Astronautics, Deputy General Designer for LPRE, Chief Designer in the field of LOX-kerosene engines. Has taken part in final development of the engines for rocket and space programs: «Energiya-Buran», «Soyuz-2», «Angara», «Yastreb».

Professional experience and field of researches: theory and practice of engines and propulsion systems development, hydro- and gas-dynamics in power plants, researches in hydrogen technology field.

Publications: 135 scientific publications, 65 patents and author's certificates.



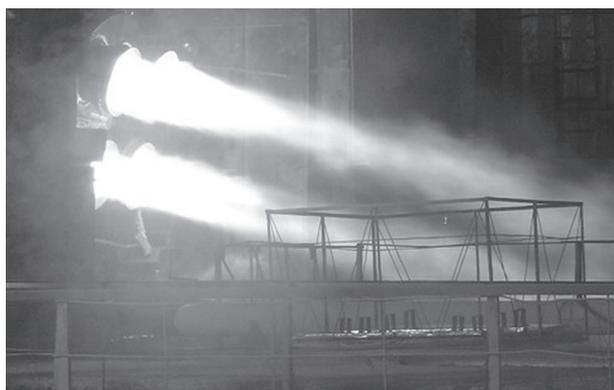


Рис. 2. Огневое испытание двигателя РД0124
Fig. 2. Hot fire testing of RD0124 engine

– создание тяги 300 кН (30 тс) на основном режиме и 180 кН (18 тс) на режиме конечной ступени тяги (КСТ) в течение заданного ресурса (300 с – РД0124 и 424 с – РД0124А);

– управление вектором тяги по каналам тангажа, рыскания и крена путем качания камер на угол до $\pm 4,25^\circ$ в одной плоскости;

– обеспечение и поддержание массового соотношения компонентов топлива – 2,5;

– обеспечение заданных параметров газов наддува баков окислителя и горючего РН.

Удельный импульс тяги в пустоте на основном режиме – 359 ± 3 кгс•с/кг, количество включений в полете – 1, высота двигателей – 1575 мм, максимальный поперечный размер – 2400 мм.

Контроль качества изготовления двигателей при товарных поставках выполняется проведением огневых контрольно-технологических испытаний (КТИ) каждого двигателя без последующей переборки с заменой после КТИ агрегатов одноразового использования, а также проведением подтверждающих и специальных периодических испытаний двигателей, отбираемых от партии.

Успешно проведены семь летных испытаний двигателей РД0124 в составе РН «Союз–2–1б», в том числе запуск с космодрома во Французской Гвиане.

В марте–апреле 2011 г. успешно проведены государственные межведомственные испытания (МВИ), подтвердившие завершение опытно-конструкторских работ (ОКР) «Русь».

В ходе отработки двигателя РД0124 (РД0124А) были подтверждены его технические характеристики. Одной из основных проблем при создании двигателя РД0124 была разработка камеры, к которой были предъявлены очень высокие технические требования по обеспечению удельного импульса тяги, что вызвало необходимость внедрения в ее конструкцию самых передовых конструктивных и технологических решений (рис. 3):

– высокого давления в камере сгорания;

– большой степени расширения сопла;

– струйных форсунок с соплом Лавала по газовому каналу и центробежных форсунок по линии горючего, обеспечивающих начальное взаимодействие компонентов внутри форсунки;

Александр Фролович Ефимочкин Alexandr Frolovich Efimochkin

Сведения об авторе: главный конструктор ОАО КБХА, доктор технических наук, профессор. Участник создания ряда маршевых двигателей для ракет-носителей «Протон», «Энергия», «Синева», «Рокот» и др. Награжден правительственными наградами.

Область научных интересов: разработка принципиальных схем и оптимизация рабочих параметров жидкостных ракетных двигателей, динамика топливных систем, нестационарные кавитационные явления в лопастных насосах, математическое моделирование функционирования и компьютерная диагностика жидкостных ракетных двигателей.

Публикации: 95 научных работ, 45 патентов и авторских свидетельств.

Author's personal data: Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Designer of OSC KBKhA.

Professional experience and field of researches: development of concepts and optimization of operating parameters of liquid rocket engines, fuel systems dynamics, unsteady cavitation phenomena in vane pumps, mathematical modeling, and operation of computer-assisted diagnosis of liquid rocket engines.

Publications: 95 scientific publications, 45 patents and author's certificates.



– установки оптимальной выравнивающей решетки по газовой линии перед смесительной головкой.

Высокие тепловые потоки в камере и в то же время небольшой расход горючего на охлаждение огневой стенки потребовали использования таких способов организации надежного охлаждения:

- подвода горючего к минимальному сечению сопла;
- использования никель-хромового покрытия огневой поверхности внутренней стенки блока камеры;
- высоких скоростей горючего в охлаждающем тракте;
- искусственной шероховатости по дну каналов охлаждающего тракта;
- закрутки каналов охлаждения;
- трех автономных поясов завесы.

Большие усилия были потрачены на обеспечение работоспособности высотного сопла камеры (геометрическая степень расширения сопла – $\bar{f} = 198$) при его работе в земных условиях.

При работе такой камеры на Земле возникает отрыв потока продуктов сгорания от стенок сопла, приводящий к возрастанию вибронагрузок на конструкцию камеры и двигателя в 2–3 раза по сравнению с ее работой

в вакууме, а следовательно, к разрушению элементов камеры и двигателя. С целью обеспечения работоспособности двигателя при его работе в земных условиях и снижения вибронагрузок выполнено раскрепление сопла камеры на стендовой раме (рис. 4).

В КБХА проводятся работы по дальнейшему повышению характеристик ранее разработанных двигателей.

Замена четырехкамерного двигателя РД0124 (РД0124А) на однокамерный вариант с аналогичными характеристиками позволит решить ряд технических и экономических проблем. Были рассмотрены следующие варианты однокамерного двигателя:

- без выдвигного неохлаждаемого насадка (ВНН) с «холодным» разделением ступеней тягой 300 кН (30 тс), удельным импульсом тяги 353 кгс•с/кг, с сохранением линейного габарита (рис. 5);
- с выдвигным неохлаждаемым насадком с «холодным» разделением ступеней тягой 300 кН (30 тс), удельным импульсом 359 кгс•с/кг, длиной 1575 мм (с убраным ВНН), как у двигателя РД0124А, без изменения хвостового отсека, с сохранением компоновки РН «Ангара» (рис. 5).

Остальные параметры и условия работы двигателя аналогичны двигателю РД0124А. В однокамерном

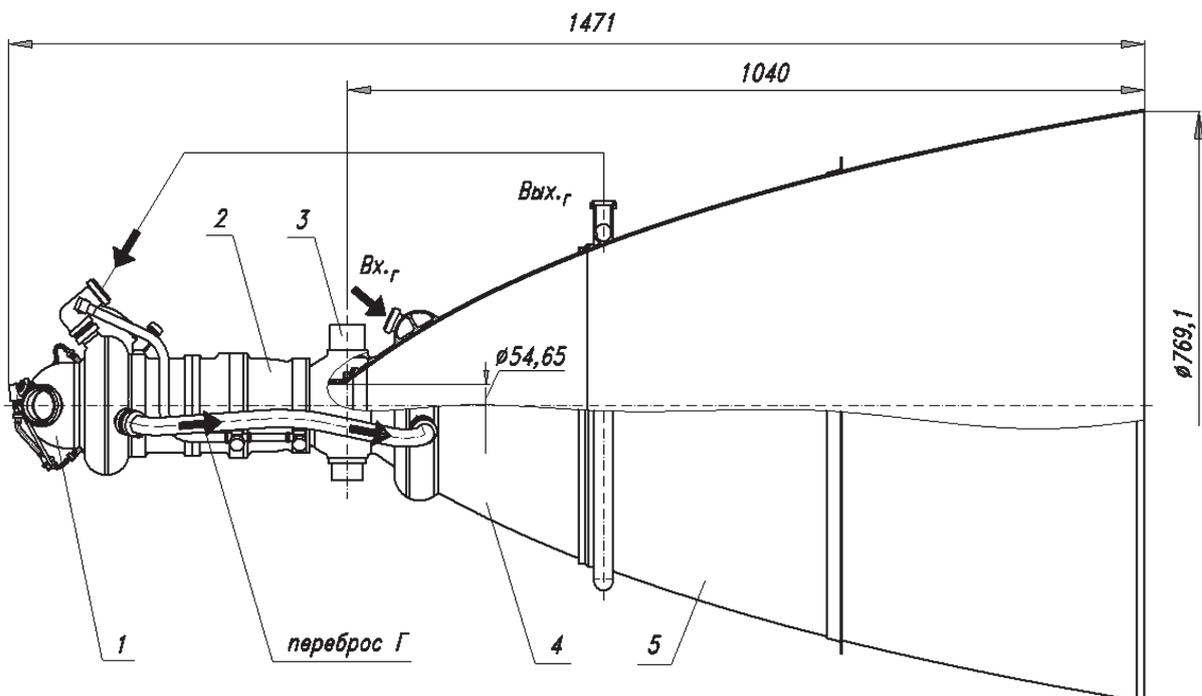


Рис. 3. Камера двигателя РД0124: 1 – головка смесительная с газоводом; 2 – блок камеры; 3 – бандаж с цапфами; 4 – сопло верхнее; 5 – сопло нижнее

Fig. 3. RD0124 thrust chamber: 1 – injector head with gas duct; 2 – CC unit; 3 – shroud with pins; 4 – upper nozzle; 5 – lower nozzle

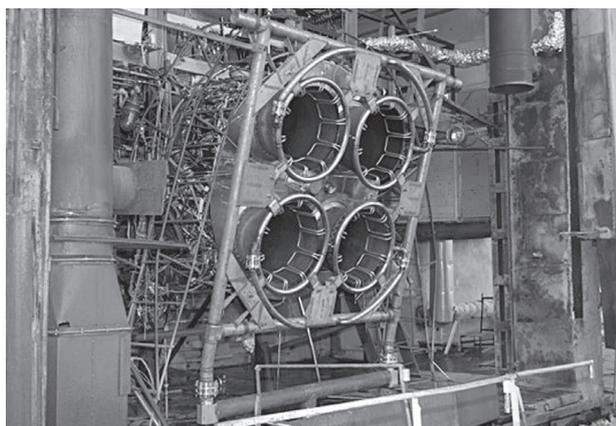


Рис. 4. Раскрепление сопла камеры на стендовой раме
Fig. 4. Detachment of chamber nozzle on test bench frame

двигателе возможно увеличение массового соотношения компонентов топлива с 2,5 до 2,6, что приведет к увеличению удельного импульса тяги на 0,8 с.

В отличие от четырехкамерного двигателя РД0124А, однокамерный двигатель РД0125А имеет массу, уменьшенную с 550 кг до 480 кг (без ВНН) и до 520 кг (с ВНН). Кроме того, конструкция двигателя дает возможность упростить решение проблем охлаждения и повысить надежность двигателя, особенно при работе на длительном режиме конечной ступени тяги (КСТ), уменьшить трудоемкость изготовления.

Это позволит увеличить годовую программу изготовления двигателей, снизить стоимость изготовления двигателя.

В 1998 году КБХА согласно требованиям ТЗ ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (г. Москва) выполнило работы по проектированию безгазогенераторного кислородно-водородного двигателя РД0146У (рис. 6) тягой 100 кН (10 тс) для верхних ступеней РН «Протон» и «Ангара». В 2002 году по ТЗ РКК «Энергия» выполнено эскизное проектирование двигателя РД0146Э тягой 100 кН (10 тс) для РН «Онега».

Разработка в России безгазогенераторного двигателя нового поколения вызвала интерес Пратт энд Уитни, который впоследствии привел к заключению между КБХА и Пратт энд Уитни контракта по двигателю РД0146.

В 2008 году ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, исходя из уточненных требований к РН, выдал КБХА ТЗ на разработку дросселированного варианта двигателя РД0146У – двигателя РД0146Д (рис. 7) тягой 75 кН (7,5 тс) для разгонного блока кислородно-водородной РН «Ангара-А5» тяжелого класса (ОКР «Двина-КВТК»).

В 2009 году КБХА завершило этап эскизного проектирования двигателя РД0146Д и приступило к разработке конструкторской документации.

Отличительными особенностями двигателя РД0146Д являются применение выдвигного соплового насадка из углерод-углеродного композиционного материала, установка в баки компонентов бустерных турбонасосных агрегатов и перенос узла качания с головки камеры в район минимального сечения камеры.

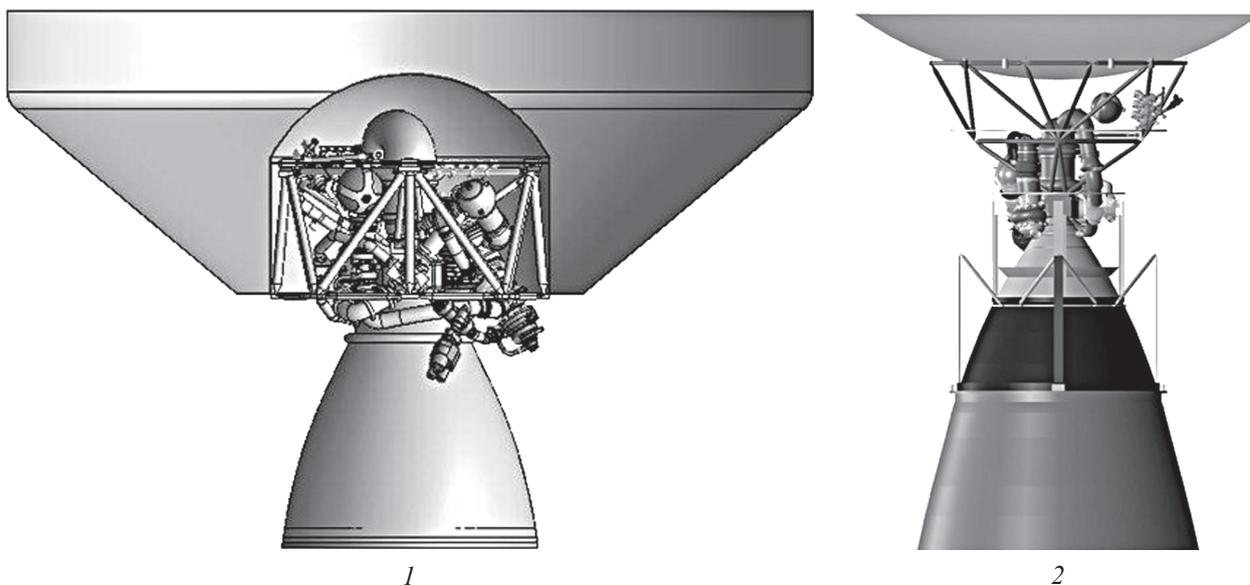


Рис. 5. Двигатель РД0125А: 1) без ВНН, 2) с ВНН
Fig. 5. RD0125A engine: 1) without uncooled extension, 2) with uncooled extension

Эти решения вызваны требованиями обеспечения установки двигателя в разгонный блок ограниченных габаритов. По кооперации конструкцию выдвигного насадка разрабатывает НПО «Искра», конструкцию бустерных блоков – «КБХиммаш им. А.М. Исаева».

В 2009 году в КБХА поступило ТЗ от ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ–Прогресс» на выполнение эскизного проекта по двигателю РД0146 (рис. 8) тягой 100 кН (10 тс) для перспективной РН «Русь–М».

Анализ требований головных предприятий по созданию двигателей РД0146Д и РД0146 позволил КБХА принять ряд решений, направленных на унификацию конструкций агрегатов и схемных решений для двух двигателей. Это значительно ускорило работы по выпуску конструкторской документации, изготовлению матчасти и позволило уже в конце 2011 года провести несколько огневых доводочных испытаний двигателей РД0146 и РД0146Д.

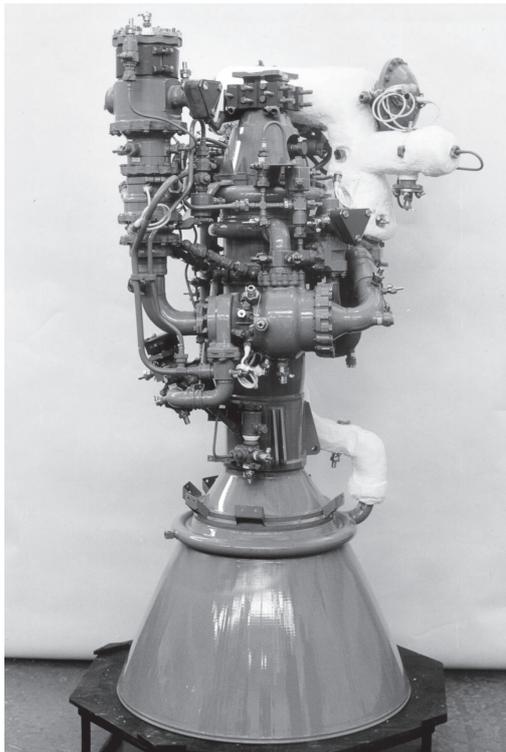


Рис. 6. Двигатель РД0146У
Fig. 6. RD0146U engine

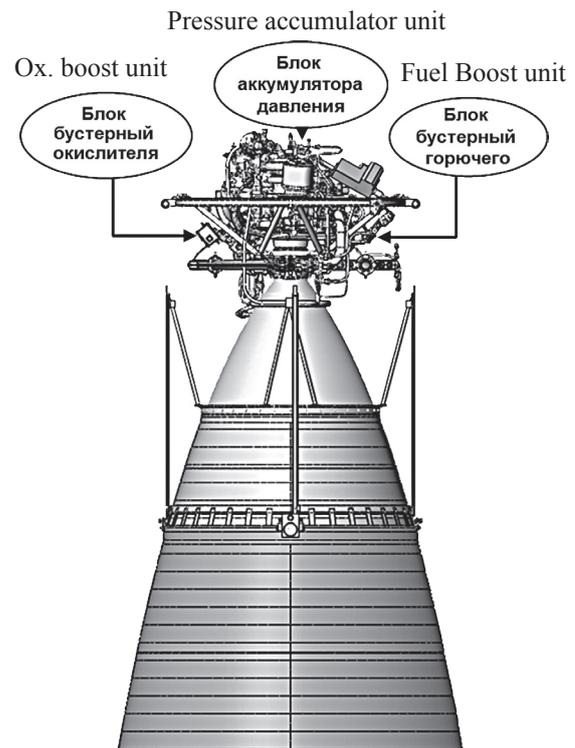


Рис. 7. Компьютерная модель двигателя РД0146Д
Fig. 7. RD0146D engine computer mockup

Геннадий Иванович Завизион Gennadiy Ivanovich Zavizion

Сведения об авторе: главный конструктор ОАО КБХА, доктор физико-математических наук.

Область научных интересов: общедвигательные проблемы ЖРД, мощные газодинамические и электроразрядные газовые лазеры.

Публикации: 115 научных работ, 35 патентов и авторских свидетельств.

Author's personal data: Doctor of physical and mathematical sciences, Chief Designer of OSC KBKhA.

Professional experience and field of researches: LPRE common issues, high-power gas-discharge and electric-discharge gas lasers.

Publications: 115 scientific publications, 35 patents and author's certificates.



В таблице 1 приведены основные технические характеристики двигателей семейства РД0146.

Двигатели выполнены с отдельными турбонасосными агрегатами подачи компонентов топлива в камеру. Привод турбин осуществляется газифицированным водородом, поступающим из тракта охлаждения камеры последовательно на турбины турбонасосного

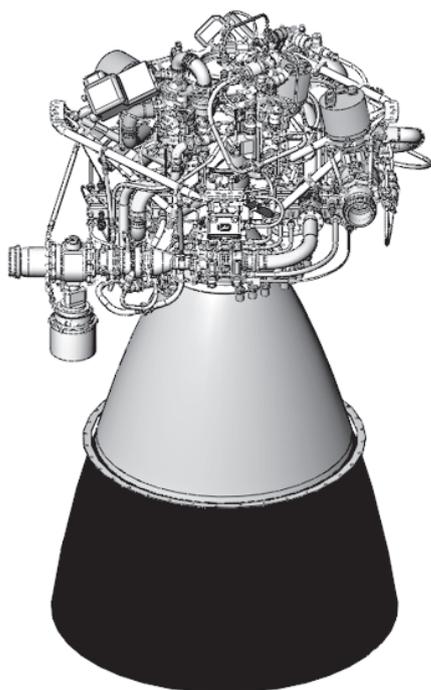


Рис. 8. Двигатель РД0146Д
Fig. 8. RD0146D engine

агрегата окислителя, турбонасосного агрегата горючего и далее в смесительную головку камеры сгорания.

Огневые испытания двигателя РД0146У начаты в 2001 году (рис. 9). По состоянию на 7 ноября 2011 г. проведено 53 огневых испытания двигателя с работающей камерой, в том числе шесть испытаний с использованием в качестве горючего жидкого метана. Суммарная наработка двигателя составила 2629,7 с (в том числе 198,2 с на метане).

Система подачи топлива разработанного безгенераторного кислородно-водородного ЖРД РД0146 состоит из четырех турбонасосных агрегатов: двух бустерных (БТНАО и БТНАГ) и двух главных (ТНАО и ТНАГ).

Таблица 1
Table 1

Двигатель	РД0146У	РД0146Д	РД0146
Параметр			
Тяга, кН (тс)	100 кН (10)	75 (7,5)	100 (10)
Удельный импульс тяги, кгс·с/кг	463	470	463
Давление в камере, МПа (кгс/см ²)	8 (80)	6 (60)	8 (80)
Диаметр среза сопла, мм	1250	1950	1250

Сергей Дмитриевич Лобов Sergey Dmitrievich Lobov

Сведения об авторе: гл. конструктор ОАО КБХА.

Область научных интересов: анализ рабочих процессов ЖРД, надежность и отказоустойчивость ЖРД. Награжден Почетной грамотой Федерального космического агентства и медалями Федерации космонавтики.

Публикации: более 10 научных работ, 9 патентов и авторских свидетельств.

Author's personal data: chief designer of OSC KBKhA.

Professional experience and field of researches: analysis of LPRE processes, LPRE reliability and fail-safety. Has been awarded with Certificate of Honour of Federal Space Agency and with medals of Astronautics Federation.

Publications: more than 10 scientific publications 9 patents and author's certificates.





Рис. 9. Огневые испытания двигателя РД0146У
Fig. 9. Hot fire testing of RD0146U engine

По уровню параметров и конструктивному исполнению наиболее сложным из них является главный турбонасосный агрегат водорода (рис. 10).

Конструкция ТНАГ состоит из двухступенчатого шнекоцентробежного насоса и осевой двухступенчатой турбины.

Турбина работает на газообразном водороде, поступающем с выхода турбины ТНАО.

Для обеспечения работоспособности и энергомассовых характеристик двигателя в конструкции ТНАГ применены следующие новые технические решения:

- «гибкий» ротор, работающий между второй и третьей критическими частотами вращения;
- метод балансировки ротора на высокооборотном разгонно-балансирующем стенде по перемещению контрольных поверхностей;
- метод высокочастотных испытаний ротора на разгонно-балансирующем стенде в диапазоне рабочих частот вращения (до 120000 об/мин) с контролем нагрузок на опоры и перемещений контрольных поверхностей;
- малогабаритные упругодемпферные элементы для опор ротора;
- высокооборотные малогабаритные подшипники специальной конструкции с параметром быстроходности $d_{cp} \cdot n = 3,125 - 3,375 \cdot 10^6$ мм•об/мин;
- автономные испытания подшипников в имитаторах в среде «холодного» газообразного азота и жидкого водорода.

Владимир Сергеевич Рачук Vladimir Sergeevich Rachuk

Сведения об авторе: генеральный директор - генеральный конструктор ОАО КБХА, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» ВГТУ, заслуженный конструктор РФ, лауреат Государственной премии и дважды премии Правительства РФ в области науки и техники. Академик Международной академии астронавтики, академик Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. В.С. Рачук удостоен звания Почетного гражданина г. Воронежа и Воронежской области. Награжден орденами «За заслуги перед Отечеством III и IV степени», медалями.

Область научных интересов: создание жидкостных ракетных двигателей космических ракет-носителей и межконтинентальных баллистических ракет РВСН и ВМФ. В ракетно-космической технике работает более 48 лет.

Публикации: 220 научных работ, 60 патентов и авторских свидетельств.

Author's personal data: General Director–General Designer of OSC «KBKhA», Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Rocket engines department of Voronezh State Technical University, RF Honoured Designer, laureate of RF State Prize and RF Government Prize in the field of science and technology.

Professional experience and field of researches: expert in the field of LPRE development for space LVs and intercontinental ballistic missiles for rocket forces and navy. Has a more than 48 years' experience in space and rocketry.

Publications: 220 scientific publications, 60 patents and author's certificates.



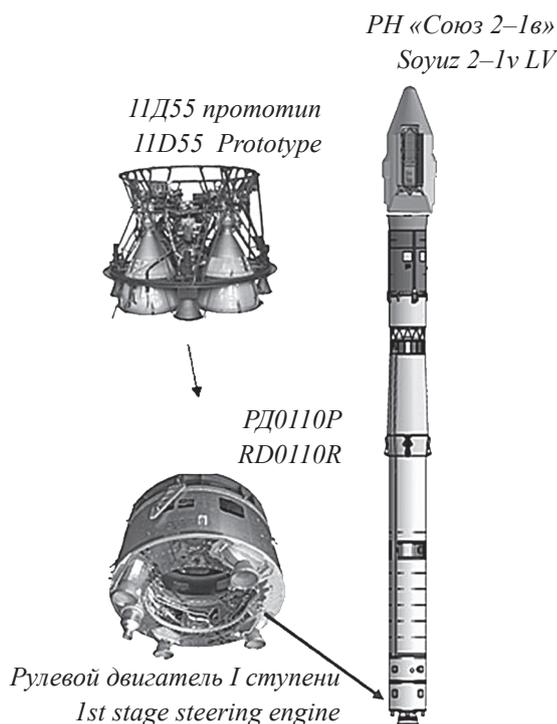


Рис. 11. РН «Союз 2-1в» и рулевой двигатель РД0110Р с прототипом 11Д55
Fig. 11. Soyuz 2-1v LV and RD0110R steering engine with 11D55 prototype

Подтверждена работоспособность подшипников в среде жидкого водорода в течение $\tau_{\Sigma} = 5105$ с в диапазоне частот вращения 125000 – 135000 об/мин;

– технологический процесс изготовления крыльчаток насоса, рабочих колес турбины и направляющего аппарата между первой и второй ступенями насоса методом порошковой металлургии гранул из титановых сплавов с формированием малогабаритной проточной части.

В марте 2010 г. в соответствии с техническим заданием ФГУП «ГНПРКЦ ЦСКБ-Прогресс» в КБХА разработан эскизный проект четырехкамерного кислородно-керосинового рулевого ЖРД РД0110Р для первой ступени РН легкого класса «Союз-2-1в». Выпущена пояснительная записка, в которой рассмотрена и подтверждена возможность создания двигателя РД0110Р на базе РД0110 (11Д55).

Большинство агрегатов рулевого двигателя РД0110Р заимствованы без изменения или с несущественными изменениями с прототипа 11Д55 – одного из наиболее отработанных серийных двигателей (рис. 11).

Основные отличия двигателей РД0110РС (для стендовых испытаний и ОСИ) и РД0110Р (для ЗДИ, МВИ, ЛИ) от двигателя 11Д55:

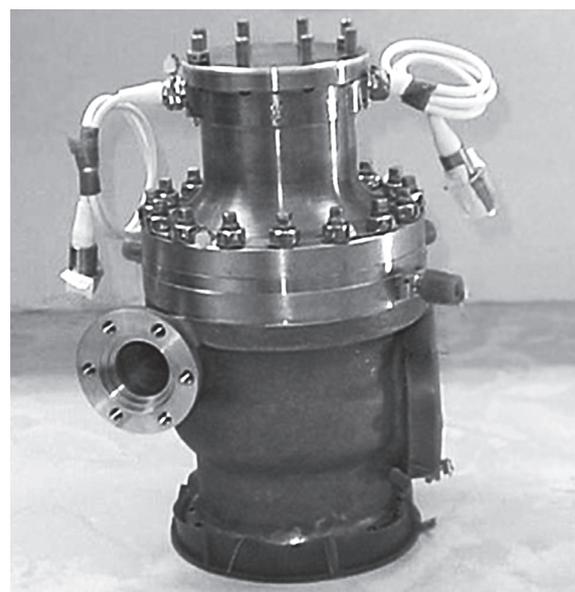


Рис. 10. Внешний вид ТНАГ двигателя РД0146
Fig. 10. FTPA of RD0146 engine

– изменена конструкция камер, которые разнесены вокруг маршевого двигателя по периферийным зонам силового кольца хвостового отсека блока РН;

– введены узлы подвеса и гибкие элементы для качания камер в одной плоскости на углы $\pm 45^\circ$;

– введены разделительные клапаны окислителя и горючего на входах в двигатель;

– введены теплообменники нагрева гелия, смеситель для наддува баков блока РН;

– изменена циклограмма запуска двигателя;

– исключены требования по регулированию тяги и соотношению компонентов топлива.

Проведенная проектно-конструкторская разработка двигателя РД0110Р показала, что основные требования ТЗ на его разработку могут быть выполнены. Полученные проектные характеристики двигателя позволяют сделать следующие выводы о выполнении требований ТЗ:

– выбранные номинальные параметры двигателя обеспечивают заданные требования по тяге и удельному импульсу тяги –

$$R_3 = 238,1 \text{ кН (24,28 тс)},$$

$$R_{II} = 272,7 \text{ кН (27,81 тс)},$$

$$J_y^3 = 2554,2 \text{ Н.с/кг (260,46 кгс.с/кг)},$$

$$J_y^n = 2925,3 \text{ Н.с/кг (298,3 кгс.с/кг)};$$

– характеристики агрегатов подачи компонентов топлива обеспечивают необходимые запасы по работоспособности во всем диапазоне изменения



Экспериментальный двигатель 11Д55Э
11D55E experimental engine



Двигатель РД0110Р в составе хвостового отсека РН RD0110R engine at LV aft section level

Рис. 12. Экспериментальный двигатель 11Д55Э на стенде и двигатель РД0110Р в составе хвостового отсека РН

Fig. 12. 11D55E experimental engine at test stand and RD0110R engine at LV aft section level

параметров компонентов топлива на входах двигателя в процессе запуска и работы на основном режиме,

– примененные в конструкции металлические и неметаллические материалы обеспечивают гарантийный срок хранения двигателя семь лет в заданных условиях эксплуатации.

Основной отличительной особенностью двигателя РД0110Р является его размещение на силовом кольце хвостового отсека РН, которое для сборки двигателя представляется предприятием-изготовителем РН (рис. 12).

Конструкция двигателя обеспечивает качание каждой камеры в одной тангенциальной плоскости на угол $\pm 45^\circ$ рулевыми машинами, которые устанавливаются на двигатель по документации головного разработчика РН.

Создание рулевого двигателя потребует проведения автономных доводочных испытаний вновь разработанных агрегатов, сравнительных и уточняющих испытаний по отработке запуска на экспериментальных двигателях 11Д55Э и РД0110Р № 1, доводочных испытаний двух двигателей РД0110Р штатной комплектации, ЗДИ и МВИ двух двигателей РД0110Р окончательного варианта конструкции (рис. 13).

Изготовление двигателя проводится на ВМЗ – филиале ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, огневые испытания – на экспериментальной базе КБХА.

Огневая стендовая отработка двигателя начата в феврале 2011 г. проведением испытаний по исследованию циклограммы запуска. Первое успешное ОИ по программе КТИ (длительность 60 с) проведено 18 апреля 2011 г.

12 марта 2011 г. собран и отправлен в «ЦСКБ–



Двигатель РД0110Р RD0110R engine



Огневое испытание РД0110Р Hot fire testing of RD0110R

Рис. 13. Доводочный двигатель РД0110Р и его испытание

Fig. 13. RD0110R engine and its testing

Прогресс» динамический макет двигателя для проведения вибродинамических испытаний блока РН.

5 мая 2011 г. проведено ОИ длительностью 280 с по штатной циклограмме запуска с измерением величин подогрева гелия в секциях блока теплообменников по линиям наддува баков горючего и окислителя (НБГ и НБО). Отработочные вибропрочностные испытания (ВИ) двигателя № 1 проведены на вибростенде КБХА в период с 16 июля по 11 августа 2011 г.

По результатам ВИ в конструкцию двигателя введен усиленный кронштейн регулятора и дополнительный держатель клапана горючего газогенератора.

Во второй половине 2011 г. КБХА и ВМЗ поставили двигатель РД0110РС для ОСИ блока.

До конца текущего года предприятиям предстоит изготовление, проведение КТИ и поставка двигателя РД0110Р для ЛКИ № 1, переборка и проведение испытаний доводочных двигателей № 1, 2, а в 2012 г. – изготовление и проведение испытаний двигателя № 3, а также двигателей для ЗДИ и МВИ.

В КБХА ведутся работы по созданию перспективных двигателей. Наиболее сложным представляется создание кислородно-метанового многоразового ЖРД как двигателя, не имеющего отечественного аналога и значительного конструктивного и технологического задела.

С целью минимизации рисков при создании двигателя РД0162 при выборе принципиальной схемы и основных внутренних параметров (см. таблицу 2) в основу был положен принцип умеренного уровня термомеханической (прочностной) напряженности основных деталей и исключения (по возможности)

проблемных вопросов (например, сажеобразования в турбинном тракте при использовании восстановительного газа; опасности возгорания конструктивных элементов турбины, работающей на окислительном газе; разрушения лопаток турбин от потери прочности при малоцикловом нагружении; разрушения паяных оболочек камеры от чрезмерного статического давления горячего в охлаждающем тракте). Приоритетами данного двигателя являются повышенная надежность и безопасность использования, экологичность, а также низкая стоимость создания и эксплуатации, что является определяющим для двигателя проекта многофазовой космической системы (МРКС).

В штатном варианте выбрано давление в камере сгорания 175 кгс/см^2 и разработана новая принципиальная схема двигателя с дожиганием (рис. 14).

Особенностью нового схемного решения является использование на валу ТНА двух турбин, одна из которых работает на газе с избытком кислорода, а вторая – на газифицированном в охлаждающем тракте горючем – метане.

Данная схема, относящаяся к классу схем с дожиганием по типу «газ-газ», позволяет реализовать необходимую мощность на валу ТНА при низких температурах газов перед турбинами 588 К ($315 \text{ }^\circ\text{C}$). Это создает хорошие предпосылки для достижения требуемой долговечности турбин и одновременно позволяет свести к минимуму для окислительного газового тракта опасность возгорания элементов конструкции,

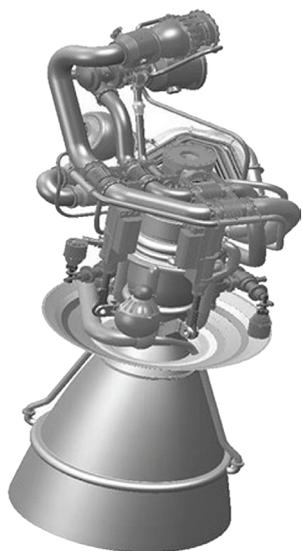


Рис. 14. Компьютерный макет двигателя РД0162 с дожиганием генераторного газа

Fig. 14. Computer mockup of RD0162 staged combustion engine

поскольку температура газа значительно ниже порога поджига даже простой конструкционной стали.

Двигатель РД0162 может рассматриваться применительно к использованию в составе перспективной МРКС и рассчитан на 50, 100 и большее количество полетов.

Отсутствие продуктов сгорания по линии восстановительного газа турбины полностью исключает проблемы, связанные с образованием сажи. Наличие избыточного запаса суммарной мощности двух турбин на валу ТНА позволяет уверенно реализовывать форсированные режимы двигателя (вплоть до 35%) без превышения допустимого уровня температур газов перед турбинами.

Последнее в сочетании с эффективной системой аварийной защиты обеспечивает возможность реализации логики «горячего» резервирования тяги и, как следствие, выполнение полной программы полета РН даже при отказе одного из четырех двигателей первой ступени.

Для отработки двигателя планируется использовать 11 стендовых двигателей, провести примерно 400 испытаний (включая комплексные стендовые и летные) с суммарной наработкой примерно 65000 с (320 полетных циклов). Срок создания двигателя составит пять лет для однократного применения и восемь лет для многократного применения в составе МРКС.

В 2001 году возобновлено серийное производство двигателей РД0243 на заводе «Красмаш» по теме «Синева». В связи с распадом Советского Союза и более чем двухлетним перерывом в производстве потребовалось проведение работ по замене материалов, сырья в резиновых смесях для РТИ и покупных комплектующих изделий ввиду прекращения или отсутствия производства по их изготовлению на территории РФ.

Кроме того, необходимы подготовка производства к изготовлению пиросредств, решение проблемных вопросов, связанных с возобновлением производства труб из стали ЭП452–Ш (поставщиком которой был г. Никополь, Украина), а также проведение квалификационных (установочных) испытаний трех двигателей РД0243 и летных испытаний изделий ЗМ–37У2.

Начиная с 2005 года по теме «Пакт» проводились работы по увеличению гарантийного срока и срока службы двигателя РД0243.

В процессе эксплуатации и хранения двигателя РД0243 проведение регламентных работ не требуется, за исключением отбора рабочей среды из внутренних полостей двигателя на газовый анализ (содержание паров НДМГ, АТ).

В настоящее время продление общего срока службы

двигателей, ранее изготовленных по теме «Пакт», после проведения работ с комплектующими и неметаллическими элементами (КиНЭ) и двигателем в целом, увеличен в два раза. Проведенные летные испытания изделий 3М–37У и 3М–37У2 показали, что замечаний к работе двигателя РД0243 нет.

В КБХА, возглавляющем в качестве головного предприятия кооперацию, включающую более десяти организаций, начиная с 2003 года ведутся работы по созданию мощного газоразрядного лазера авиационного базирования, излучающим компонентом активной среды которого является окись углерода (СО–лазер, или СОЛ).

Работа проводится по ТЗ головного исполнителя – ГСКБ «Алмаз–Антей». Выбор СОЛ определен, прежде всего, тем, что из всех газоразрядных лазеров

инфракрасного спектрального диапазона он обладает самым высоким КПД. С точки зрения получения непрерывной мощности излучения интерес представляют только быстропроточные лазеры, в излучательной части которых рабочая смесь постоянно обновляется. Это необходимо для обеспечения температуры рабочей смеси не более 100 К как одного из условий генерации излучения.

Анализ экспериментальных и теоретических результатов работ показал перспективность использования на борту самолета СОЛ.

Это связано не только с его более высоким по сравнению с СО₂Л КПД, но и с меньшей длиной волны излучения ~5 мкм против ~10 мкм у СО₂Л. Следовательно, и расходимость излучения СОЛ во столько же раз меньше.

Разработка в КБХА СО–лазера начиналась не на пустом месте. Прототипом служил экспериментальный стендовый комплекс (ЭСК) «Барьер», созданный в 1970-х годах, имеющий сопоставимую мощность излучения.

Особенностями ЭСК являлись газобаллонная система хранения компонентов рабочей смеси, использование регенеративного теплообменника (каупера), предварительно захлажденного жидким азотом для охлаждения рабочей смеси, дозвуковое течение рабочей смеси в излучательной зоне, удаление отработанной рабочей смеси в вакуумные емкости.

Однако проведенные в 2004 году работы по эскизному проектированию показали, что лазер, выполненный по этой схеме, не может быть размещен в самолете-носителе.

В связи с этим начиная с 2005 года в КБХА совместно с окончательно сложившейся кооперацией из семи предприятий проводится разработка газоразрядного СОЛ со сверхзвуковым течением, в котором реализуется процесс адиабатического охлаждения рабочей смеси при расширении ее в сверхзвуковом сопле.

В 2005 году был выпущен эскизный проект сверхзвукового СОЛ замкнутого контура, в 2006 году – эскизный проект СОЛ открытого контура.

Последний вариант был выбран в качестве основного для дальнейшей разработки, так как он по основным своим характеристикам удовлетворяет требованиям ТЗ.

В период 2007–2009 гг. кооперация выпустила и защитила технический проект на бортовой сверхзвуковой СОЛ, в ходе разработки которого были окончательно определены основные технические решения. К характерным особенностям разрабатываемого лазера относятся: использование криогенных

Таблица 2
Table 2

Наименование параметра	Значение параметра
Тяга на Земле, кН (тс)	2000 (203,87)
Тяга в пустоте, кН (тс)	2216 (225,87)
Удельный импульс тяги на Земле, кгс•с/кг	321,3
Удельный импульс тяги в пустоте, кгс•с/кг	356
Соотношение компонентов топлива	3,5
Давление в камере сгорания, МПа (кгс/см ²)	17,53 (175,3)
Температура окислительного газа перед турбиной, К (°С)	588 (315)
Температура газифицированного метана перед турбиной, К (°С)	532 (259)
Допустимый уровень форсирования, %	35
Время работы в полете, с, не менее	200
Кратность использования двигателя	25
Вероятность безотказной работы	0,999
Вероятность безаварийной работы	0,9999
Трудоемкость межполетного технического обслуживания, н/час	100
Время межполетного технического обслуживания, дней	3
Высота (от привалочной плоскости узла подвеса до среза сопла), м	3552
Диаметр среза сопла (внутренний), мм	1650
Масса «сухая», кг	2150

компонентов рабочей смеси, наличие газогенератора-теплообменника для испарения и нагрева рабочей смеси, а также генерации рабочего тела для привода турбин ТНА и турбопривода электрогенератора, удаление и флегматизация отработанной рабочей смеси при наземных испытаниях с помощью сверхзвукового диффузора.

Начиная с 2010 года и по настоящее время осуществляются выпуск рабочей конструкторской документации на данный СО-лазер, а также изготовление и испытания опытных образцов некоторых агрегатов с целью их опережающей отработки. В частности, с привлечением испытательного комплекса КБХА были испытаны полномасштабные опытные образцы турбопривода электрогенератора и газогенератора-теплообменника.

Кроме того, при участии КБХА и «НИИЭФА им. Д.В. Ефремова» в ГНЦ РФ «ТРИНИТИ» был создан и запущен энергооптический блок сверхзвукового СОЛ (СОЛ-0,5) половинной размерности от штатного образца для экспериментального подтверждения оптимальных условий излучения.

В ближайших планах – создание опытного образца лазера штатной комплектации и комплексного стенда для его наземной отработки на ИК КБХА.

В 2009 году КБХА по кооперации с РКК «Энергия»

было привлечено к созданию агрегатов пневмогидроавтоматики (АПГА) и турбонасосного агрегата (ТНА) для многофункционального жидкостного ракетного двигателя 11Д58МФ, выполненного по схеме с дожиганием генераторного газа, охлаждением камеры кислородом и многократным включением в полете.

Использование ЖРД 11Д58МФ возможно для разгонного блока типа «ДМ» в составе РН «Протон-К» и «Зенит».

Выбор КБХА разработчиком АПГА и ТНА обусловлен тем, что в КБХА накоплен уникальный опыт разработки АПГА и ТНА.

Согласно полученным ТЗ для двигателя 11Д58МФ, КБХА разрабатывает следующие агрегаты:

- дроссель, предназначенный для регулирования соотношения расходов компонентов топлива;
- дроссель, предназначенный для изменения расхода горючего, подаваемого в газогенератор двигателя;
- электропневмогидроклапан, предназначенный для обеспечения подачи горючего в газогенератор, подачи и сброса управляющего гелия в пневмоклапаны, а также для подачи газообразного кислорода в управляющие двигатели и двигатели осевой перегрузки;
- пневмоклапан, предназначенный для подачи и отсечки компонентов топлива в камеру;
- ТНА, предназначенный для подачи компонентов в



Рис. 15. Макет ГПВРД с частичным разрезом
Fig. 15. Scramjet mockup with partial section

камеру и другие агрегаты двигателя.

На НТС 11 ноября 2010 года были защищены эскизные проекты по АПГА и ТНА. В 2010–2011 годах была выпущена конструкторская документация на агрегаты. В 2011 году началось изготовление агрегатов на «Красмаше».

Проведение автономных доводочных испытаний планируется на производственных мощностях КБХА, РКК «Энергия» и «Красмаше» с последующим испытанием агрегатов в составе опытного образца двигателя.

В КБХА совместно с «ЦИАМ им. П.И. Баранова» проводились работы по созданию гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД). Экспериментальный ГПВРД для летных испытаний был сконструирован и изготовлен в КБХА. На рис. 15 приведен макет ГПВРД с частичным разрезом.

Осесимметричная камера сгорания ГПВРД имеет три пояса струйных форсунок для подачи водорода, четыре свечи зажигания поверхностного разряда. Для стабилизации пламени предусмотрены кольцевые ниши и ступеньки.

Воздухозаборник – трехконусный, нерегулируемый и неохлаждаемый. Максимальное время работы ГПВРД в одном полете составило 77 секунд, максимальное число Маха полета – 6,5. Внешний вид ГПВРД приведен на рис. 16.

Разработанный экспериментальный ГПВРД 58Л предназначен для исследования рабочего процесса в камере сгорания со сверхзвуковой скоростью потока при летных испытаниях на гиперзвуковой летающей лаборатории в диапазоне числа Маха полета от 3 до 6,5 на высоте от 10 до 35 км.

В качестве горючего в ГПВРД 58Л используется жидкий водород. Основные параметры ГПВРД РД58Л: тяга ≥ 3 кН, удельный импульс тяги – 2000 кгс•с/кг, число Маха при включении ГПВРД – 3, при выключении ГПВРД – 7, максимальный расход топлива (жидкий водород) – 0,18 кг/с.

В процессе конструирования и изготовления ГПВРД 58Л решены следующие проблемы:

- разработана конструкция воздухозаборника;
- разработана конструкция поясов смесительных элементов, обеспечивающих подачу топлива в сверхзвуковой поток;
- разработана конструкция тракта охлаждения, обеспечивающая стабильную работу камеры сгорания;
- отработана сварка сплава «Фехраль» со сталью;
- отработана фрезеровка внутренних ребер охлаждения.

В процессе испытаний ГПВРД исследованы:

- переходные процессы работы двигателя (запуск, переход от режима дозвукового горения к режиму сверхзвукового горения);
- тягово-экономические характеристики;
- работа системы регулирования;
- работоспособность конструкции двигателя при активной (охлаждение элементов двигателя горючим) и пассивной (жаростойкие материалы, теплозащитные покрытия) системах защиты.

КБХА работает также над разновидностью гиперзвуковых двигателей – гиперзвуковым ракетно-прямоточным двигателем (ГРПД), использующим атмосферный воздух как окислитель и рабочее тело сопла.

В отличие от ГПВРД, ГРПД имеет встроенные в воздушный канал газогенераторы (как в ЖРД), работающие с избытком горючего и образующие спутные с воздухом сверхзвуковые струи, догорающие в воздухе. По сравнению с «чистым» ГПВРД ГРПД имеет более широкий диапазон активных скоростей полета от $M_p = 0$ до $M_p = 25$.

На старте может работать как ЖРД с эжекторным усилителем тяги, при $M_p > 15-17$ – как чистый ЖРД. ГРПД может работать как при дозвуковом потоке воздуха в камере смешения-горения, так и при сверхзвуковом («двухрежимный ГРПД»).



Рис. 16. Внешний вид ГПВРД
Fig. 16. Scramjet

В мае 2011 г. был заключен госконтракт между Министерством образования и науки РФ и КБХА в рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2007–2012 годы» на опытно-конструкторские работы по теме «Разработка опытной универсальной модульной экологически чистой водородной паротурбинной энергоустановки с механическим приводом на валу мощностью до 5 МВт».

В настоящее время в электроэнергетике России одновременно с ростом промышленного производства нарастает дефицит мощности электроэнергии, который имеет локальный характер на уровне ряда региональных энергосистем. Это является следствием неравномерных темпов развития экономики различных регионов страны, недостаточности вводов генерирующих мощностей и ограниченности пропускных способностей электрических связей для передачи мощности и электроэнергии из избыточных регионов в дефицитные. Поэтому требуется значительное увеличение энерговооруженности, в том числе создание сети автономного электроснабжения на промышленных предприятиях. В настоящее время на многих предприятиях химической, металлургической, нефтехимической, коксохимической и ряда других отраслей промышленности в качестве побочного продукта производится водород, который не используется, а сжигается с целью обеспечения взрывопожаробезопасности.

Применение такого водорода в энергоустановках требует его очистки (выделения из утилизируемых газов) и сжатия. Объемы побочного водорода на предприятиях достигают нескольких тысяч тонн в год, что при его использовании для производства электроэнергии соответствует мощностям энергоустановок до 10 МВт(э). В мире сегодня только на хлорных производствах ежегодно сжигается до 16·10⁹ м³ водорода, что при его использовании для производства электроэнергии соответствовало бы примерно 3 ГВт электрической мощности.

Создание водородных турбоустановок с мощностью на валу 3–5 МВт позволяет повысить энергоэффективность предприятий указанных отраслей за счет полезного использования водорода и снижения энергопотребления от внешних источников мощности.

В состав установки входят: парогенератор, предназначенный для создания сухого перегретого водяного пара за счет балластировки водой продуктов сгорания

водорода и кислорода; запальное устройство и турбопривод с механической мощностью на валу до 5 МВт. Создаваемая опытная универсальная модульная экологически чистая водородная паротурбинная энергоустановка УВПТ5 позволит обеспечить решение следующих задач:

- снижение потребления сетевой электроэнергии потребителями, имеющими ресурс водорода в качестве побочного продукта производства за счет создания автономных систем энергообеспечения предприятий;

- покрытие пиковых нагрузок в локальных и региональных сетях при меньших капиталовложениях в пиковые мощности по сравнению с традиционными технологиями;

- создание нового компактного и мощного оборудования с турбонасосными агрегатами для систем обеспечения пожаробезопасности и экстренного пожаротушения на крупных промышленных объектах за счет подачи больших расходов воды (более 100 кг/с) на значительные расстояния при выходе установки на рабочий режим за 5–10 с;

- повышение надежности энергообеспечения за счет создания аварийных и резервных мощностей, в частности, у потребителей;

- снижение вредного воздействия на окружающую среду предприятий ТЭК, химической и других отраслей промышленности за счет использования экологически чистых водородных паротурбинных энергоустановок;

- создание наукоемкой и экономически эффективной отечественной продукции, конкурентоспособной на зарубежных рынках.

Результаты ОКР находятся на уровне мировых достижений в области разработки водородных энергоустановок.

В соответствии с Федеральной космической программой России на 2001–2005 гг. в КБХА выполнялись следующие НИР.

1. Разработка методов анализа прочности и ресурса элементов конструкций жидких ракетных двигателей многоразового использования и других ЭУ с учетом нестационарного термомеханического нагружения и других факторов с целью оптимизации конструкций (НИР «Подход»).

2. Проведение анализа и исследование перспективных направлений улучшения характеристик жидкостных ракетных двигателей (НИР «КВ ЖРД»).

3. Проведение анализа и исследование перспективных направлений улучшения характеристик агрегатов жидкостных ракетных двигателей (НИР «КВ ЖРДА»).

В 2006–2011 гг. на предприятии выполнялись следующие НИР.

1. Исследование основных характеристик и разработка рекомендаций по совершенствованию двигателей РКТ (НИР «Двигатель КБХА»).

2. Расчетно-экспериментальное обоснование эффективности раскрепления камер двигателя РД0124 при огневых испытаниях в наземных условиях (НИР «Раскрепление»).

3. Разработка методического подхода к исследованию прочности и ресурса конструкций кислородно-водородного ЖРД с разработкой рекомендаций по определению и учету факторов, влияющих на эти характеристики (НИР «Ресурс–ЖРД»).

В период 2001–2011 гг. КБХА продолжало активно развивать внешнеэкономическую деятельность, начатую в 1990-е годы. За это время было выполнено более 20 контрактов с ведущими американскими, европейскими и азиатскими компаниями. Наиболее значимыми и перспективными направлениями совместных НИР и ОКР с иностранными партнерами явились следующие:

– с корпорацией Аэроджет (США) были выполнены контракты по анализу применения двигателя РД0120 для использования в качестве двигателя верхней ступени для пилотируемых РН, а также продолжены научно-исследовательские изыскания, относящиеся к разработке двигателей для перспективных демонстрационных летательных аппаратов многоразового использования;

– с корпорацией Юнайтед Текнолоджиз (через ее отделение Пратт энд Уитни и позднее, начиная с 2007 года, через Пратт энд Уитни Рокетдайн, США) выполнены разработка, изготовление, проведены автономные испытания и поставка в США основных агрегатов для демонстрационных двигателей верхних ступеней – главного турбонасосного агрегата, турбонасосного агрегата окислителя, бустерного турбонасосного агрегата окислителя и горючего и главной камеры сгорания. Был разработан, изготовлен и поставлен для осуществления маркетинга на международном

рынке безгазогенераторный кислородно-водородный двигатель РД0146;

– с компанией Авио (Итальянская республика) проведены работы по концептуальному определению конструкции двигателя МИРА, предназначенного для верхней ступени итальянского РН ЛИРА, и выбору двигателя-прототипа для демоверсии двигателя. В настоящее время осуществляются мероприятия по стендовой отработке на уровне подсистем;

– с компанией Астриум (Федеративная Республика Германия) выполнены контракты по разработке, изготовлению и автономным испытаниям «горячих» агрегатов двигателей верхних ступеней, работающих на экологически чистых компонентах топлива;

– с компанией Снекма Моторс (Французская Республика) был выполнен значительный комплекс научно-исследовательских работ по математическому моделированию агрегатов и процессов двигателя РД0120 (в рамках международной программы «РЕКОРД»), проведены исследования в рамках Европейско-российского сотрудничества по ракетному двигателю большой размерности для многоразовой РН на компонентах жидкий кислород – метан, а также выполнены опытно-конструкторские работы по оценке возможности адаптации спроектированного кислородного турбонасосного агрегата для ракетного демонстрационного двигателя.

Имеющийся научно-технический потенциал КБХА вместе с вышеуказанной контрактной деятельностью и накопленным опытом международного сотрудничества с ведущими мировыми компаниями в аэрокосмической сфере позволяет надеяться на дальнейшее взаимовыгодное развитие внешнеэкономических связей предприятия в ближайшем будущем и долгосрочной перспективе.

Изложенный обзор работ, проводимых КБХА в 2001–2011 гг., свидетельствует о том, что предприятие по-прежнему является одним из мировых лидеров по производству ЖРД, а также проводит работы по созданию перспективных установок.

