

**Энергомаш,
научно-
производственное
объединение
энергетического
машиностроения
имени академика
В.П.Глушко,
государственное
предприятие**

ЭНЕРГЕТИКА



РД-108

РД-170

РД-180

РД-701

РД-161

РД-120

*141400 Россия, г. Химки Московской обл., ул. Бурденко, 1
тел. (095) 572-2259, 572-2200, факс (095) 251-7504
Генеральный директор/Генеральный конструктор -
Каторгин Борис Иванович*

Ведет свое начало с работ Газодинамической лаборатории (ГДЛ), в которой под руководством В.П.Глушко с 15 мая 1929 г. создавались первые образцы отечественных электроракетных и жидкостных ракетных двигателей. Численность персонала: 7000 чел.

Ведущая организация России по разработке мощных жидкостных ракетных двигателей, которые уже более 30 лет применяются на ракетах, выводящих в космос все отечественные объекты, начиная с первых искусственных спутников земли (ИСЗ) и заканчивая орбитальными станциями "Салют", "Мир" и кораблем многоразового использования "Буран". В общей сложности НПО разработало 53 типа ЖРД и их модификаций: четырехкамерный двигатель РД-170, двухкамерный ЖРД РД-180, однокамерные ЖРД РД-190, РД-120 и РД-160, трехкомпонентный ЖРД РД-701 и др. Участвует в программе РКК Рикша для запусков КА малого класса.

Филиалы на серийных заводах в Самаре, Перми, Санкт-Петербурге и Омске.

В состав НПО входят: КБ (1700 сотрудников), Опытный завод энергетического машиностроения (произв. площадь 205 тыс.кв.м, 6000 человек, парк оборудования и станков - 4400 ед.) и экспериментальная база (83 испытательных стенда, из них четыре стенда для огневых испытаний двигателей).

Заказчики: РКК ЭНЕРГИЯ, ГКБ ЮЖНОЕ, Lockheed Martin.

Основной подрядчик работ по космической тематике - РКА.

РД-108

ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Кисотно-керосиновый ЖРД РД-108, разработанный в 1954-1960 гг. под руководством главного конструктора В.П. Глушко по техническому заданию ОКБ-1 С.П. Королева предназначен для установки на второй ступени межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) Р-7, летно-конструкторские испытания которого начались 15 мая 1957 г. Ракета имеет "пакетную" схему с продольным делением и одновременным включением двигателей обеих ступеней на старте. РД-108 в основном аналогичен по конструкции двигателю ступени данной МБР, поскольку при создании этих ЖРД разработчики устремились их максимально унифицировать. На первой ступени Р-7 (боковых блоках) установлено 4 двигателя РД-107, на второй - один РД-108. Двигатели отличаются друг от друга числом рулевых камер сгорания (на РД-107 их две, на РД-108 - четыре), рабочими параметрами и настройкой агрегатов управления и автоматики, благодаря чему ЖРД первой ступени имеют несколько большую тягу и меньшее время работы, а второй, соответственно, - меньшую тягу и большее время работы.

С 1958 г. модификации двигателей РД-107 и РД-108 используются на первой и второй ступенях трехступенчатой РН, получившей впоследствии наименование "Восток", а с 1961 г. - на соответствующих ступенях РН, получившей впоследствии наименование "Молния" (четырёхступенчатый вариант) и "Союз" (трехступенчатый вариант). С помощью этих носителей на орбиту запущено большое число ИСЗ научного, народнохозяйственного и прикладного назначения, а также межпланетных станций первого поколения для исследования Луны, Венеры и Марса. Носители на базе МБРР-7 обеспечили выполнение пилотируемой космической программы СССР продемонстрировав высокую надежность и простоту эксплуатации.

По основному показателю совершенства и эффективности ракетного двигателя - удельному импульсу в пустоте - РД-107 и РД-108 более чем на 25 единиц превосходят американские кислотно-керосиновые ЖРД того же класса тяги, установленные на первых ступенях РН семейства "Атлас", и "Тор".

Примерно 90% тяги в каждом из ЖРД РД-107 и РД-108 создается четырьмя идентичными камерами сгорания, питаемыми от одного турбонасосного агрегата (ТНА), имеющего в качестве привода турбину, работающую на продуктах разложения однокомпонентного топлива - 83%-ной перекиси водорода. ТНА содержит два основных (горючего и окислителя) и два вспомогательных (перекиси водорода и жидкого азота - газа и наддува баков горючего) одноступенчатых насоса центробежного типа. Парогаз температурой 560 гр. С для привода турбины образуется при прохождении перекиси водорода через пакет газогенератора; после срабатывания на лопатках ТНА отработанный парогаз выбрасывается с относительно малой скоростью через выхлопной патрубок, расположенный между основными камерами сгорания.

Схема двигателя - незамкнутая
Окислитель - ЖК
Горючее - керосин
Соотношение окислителя и горючего - 2,39
Тяга на земле - 76,0 тс
Тяга в вакууме - 96,0 тс
Удельный импульс на земле - 248 с
Удельный импульс в вакууме - 315 с
Расход топлива - 306 кг/с
Давление в камере - 52 атм.
Время работы - 320 с
Масса двигателя - 1.250 кг
Удельная масса двигателя - 13,02 кг/тс
Высота - 2,87 м
Диаметр - 1,95 м
Мощность ТНА - 4.400 л.с.
Частота вращения турбины - 7.800 об/мин
Частота вращения насосов - 7.800 об/мин

В ЖРД предусмотрены поворотные ролевые камеры сгорания, снабженные полными цапфами, через которые подводится топливо от ТНА и которые обеспечивают отклонение камер на угол +45 гр. для управления ракетой по осям. Отклонение (качание) камер осуществляется при помощи гидроприводов. Рулевая камера по конструкции аналогична основной, но развивает примерно в 6 раз меньшую тягу.

Кислотно-керосиновое топливо, применяющееся в двигателях РД-107 и РД-108, дешево, нетоксично, и экологически безопасно. Оно является самовоспламеняющимся, и его зажигание осуществляется при помощи пиротехнических устройств, вводимых в камеры при помощи сопел и срабатывающих при подаче электрического тока. Управление работой ЖРД производится при помощи электро-, пневмо- и пироавтоматики.

При стендовых испытаниях ЖРД РД-107 и РД-108, начавшихся в 1955 г., разработчики столкнулись с рядом проблем, наиболее серьезная из которых состояла в устранении высокочастотных колебаний в камерах, наблюдавшихся при выводе двигателя на режим главной ступени тяги и приводивших к его разрушению. По результатам испытаний в конструкции ЖРД и технологию их изготовления вносились многочисленные изменения.

Летно-конструкторским испытаниям ракет с двигателем РД-107 и РД-108 предшествовала беспрецедентная по масштабам стендовая отработка ЖРД как при автономном испытании двигателей и их блоков, так и в составе ракеты и ее блоков. Применение на одной ракете одновременно работающих пяти ЖРД, которые содержали в общей сложности пять ТНА и 32 камеры сгорания (20 основных и 12 рулевых), потребовало высокой точности и синхронности осуществления всех операций по выключению ЖРД, и их регулированию в полете и выключению.

За годы работы двигателя РД-107 и РД-108 перетерпели ряд модификаций, практически не отразившихся на их устройстве и принципе работы, но приведших к существенному повышению их рабочих характеристик и надежности. При замене керосина более эффективным синтетическим углеводородом ("циклином") в начале 1980-х гг. их удельный импульс увеличился на 2-2,5%; соответственно возросла тяга.

По утверждению представителей НПО "Энергомаш", несмотря на то, что двигатели РД-107 и РД-108 были разработаны более 30 лет назад, они остаются наиболее надежными двигателями, эксплуатирующимися на ракетах-носителях настоящего времени. Общая надежность носителей на базе МБР-7 по результатам более 1.400 пусков на апрель 1992 года составляло 0,9714.

Двигатели РД-107 и РД-108 будут применяться на первой и второй ступенях перспективной ракеты-носителя "Русь", разработка которой для замены существующих носителей "Восток", "Молния" и "Союз" ведется самарским КБ "Фотон" под руководством Д.И. Козлова. Первый полет РН "Русь", способной вынести ПН массой около 7 т на орбиту наклонения 62 гр. должен состояться в 1996-1997 гг.

РД-170

ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Кислотно-керосиновый ЖРД РД-170 был разработан в 1974-1986 гг. под руководством главного конструктора В. П. Радовского. ЖРД был предназначен для установки на боковые блоки (первую ступень) тяжелой универсальной ракетно-космической транспортной системы (УРКТС) “Энергия” - “Буран”, создававшейся в РКК “Энергия” под руководством В. П. Глушко. Для снижения стоимости разработки боковых блоков и отработки в полете их конструкция была в максимальной степени унифицированной с первой ступенью одноразовой РН средней грузоподъемности “Зенит-2”, которая создавалась в НПО “Южное” под руководством Уткина.

Предэскизная проработка двигателя РД-170 началась в 1973г. Эскизный проект этого ЖРД для использования на первых ступенях РН “Энергия” и РН “Зенит” был представлен в 1976 г. Первое летное испытание варианта этого двигателя в составе РН “Зенит” состоялось в 1985г. РД-170 используется как одноразовый, но рассчитан на многократное (до десяти раз) применение.

РД-170 - четырехкамерный ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива, выполнен по схеме с дожиганием отработанного парагаза в основных камерах сгорания под высоким давлением. Зажигание компонентов топлива осуществляется с помощью самовоспламеняющегося пускового горючего. Двигатель состоит из четырех идентичных камер сгорания массой по 480 кг с двухкомпонентными (газ - жидкость) форсунками, ТНА с окислительным газогенератором, в котором газифицируется и нагревается весь жидкий кислород (окислитель), и систем автоматики запуска и регулирования работы. Для того, чтобы температура внутренней поверхности камеры сгорания не превышала 520 градусов С, используется комбинированная система охлаждения с протоком охлаждающего компонента (керосина) через рубашку охлаждения камеры, с теплозащитой огневой стенки камеры (тонкий слой огнеупорной керамики), с созданием форсуночной головкой парагазового пристеночного слоя, обогащенного горючим, а также жидкостно-паровой пленки (завесы) вблизи критического сечения сопла с помощью нескольких поясов (щелей) завесного охлаждения.

Система подачи включает в себя главный ТНА одноступенчатой активной осевой турбиной, закрепленной на том же валу, что и рабочие колеса насосов окислителя и горючего. В состав агрегата входят также два шнековых преднасоса: окислителя, работающего от газовой турбины, и горючего - от гидротурбины. Пневматическая система регулирования имеет в своем составе баллоны сжатого гелия, соленоидные электропневмоклапаны и трубопроводы.

По заявлению Феликса Челькиса, главного ведущего конструктора РД-170, ни один российский или западный ЖРД не обладает такими характеристиками по плавности выхода на режим полной тяги, как РД-170. При запуске РД-170 плавно выходит на режим полной тяги в течение 2 секунд. Другой мощный двигатель разработки НПО “Энергомаш” - РД-253, установленный на первой ступени РН “Протон”, набирает 40% полной тяги за 0,1 с. Затем РД-253 выдерживает этот уровень тяги в течение 2 с, после чего также за 0,1 с выходит на режим 100%-ной тяги. Плавный выход на режим РД-170 уменьшает нагрузки на двигатель и ракету-носитель.

Продолжительность работы РД-170 во время запуска УРКТС составляет 140-150 с, включая время выхода на режим и отсечки тяги. Кривая уменьшения тяги при выключении двигателя также плавная: ЖРД переходит со 100% тяги на 70% за 30 с, затем на 50% тяги за 2 с. Затем выдерживается уровень в 50% полной тяги в течение 10 с, после чего происходит отсечка тяги за 2 с. Затем выдерживается уровень в 50% полной тяги в течение 10 с, после чего происходит отсечка тяги за 0,5 с.

По словам разработчиков РД-170, создание ЖРД большой тяги, допускающего многократное использование, - сложная задача. Достижение поавного выхода двигателя на режим полной тяги и плавной отсечки тяги требует регулирования расхода компонентов жидкого топлива. Регулирование производится с помощью мощных электрогидравлических устройств.

Двигатель прошел полный объем отработки, стендовых и летных испытаний. Наземные огневые испытания ЖРД проходил в полностью укомплектованном составе.

При создании двигателя РД-170 разработчики столкнулись с пожарами в тракте горячего газа, разрушением подшипников ТНА и высокочастотными колебаниями в камере сгорания. На поиск и ликвидацию причины пожара ушло много времени. Загорания возникали вследствие наличия посторонних частиц (стружка, металлические опилки) в газопроводах. Были преодолены затруднения при работе турбонасосного агрегата, но высокочастотные колебания, способные вызвать разрушение форсуночной головки, преследовали создателей двигателя до самого ввода его в эксплуатацию. В ходе разработки камеры сгорания было проведено 300 огневых стендовых испытаний суммарным временем 23.000 с; при этом испытывалось шесть различных систем охлаждения и более 20 конструкций смесительных головок с различными параметрами форсунок. Головка камеры сгорания может быть заменена без полной разборки двигателя. Сам РД-170 в сборе может выдержать до 20 запусков без полной переборки.

К открытию салона МАКС-93 двигатель РД-170 наработал на стенде в общей сложности 100.000 с, показав при этом высокую надежность. Согласно ранним сообщениям Ф.Челькиса, уже к концу 1989г. он прошел 611 огневых стендовых испытаний. Последние 389 испытаний прошли без аварий (после того как во время испытания отказал номер 232). Руководители программы, однако, еще не вполне удовлетворены достигнутым уровнем надежности и уже планируют разработку более надежной и экономичной модификации РД-170 с уменьшенным удельным расходом топлива. Впоследствии стендовые испытания РД-170 были продолжены.

РД-170 спроектирован таким образом, чтобы обеспечить безотказную работу при любых условиях и отсутствие отказов, приводящих к катастрофическим последствиям для смежных систем РН или двигательной установки, например к разрушению или разгерметизации трубопроводов гидроприводов.

Двигатель РД-171, являющийся модификацией РД-170, установлен на первой ступени РН "Зенит-2". Он имеет четыре качающиеся камеры сгорания в отличие от РД-170 для первой ступени УРКТС, у которого в карданных подвесах закреплены две камеры. Привод качания осуществляется с помощью ВСУ, работающих на продуктах разложения гидразина. На каждом блоке-ускорителе первой ступени УРКТС установлена одна ВСУ; аналогичные ВСУ используются на орбитальном корабле "Буран" для приведения в действие аэродинамических органов управления (элевонов, щитков, горизонтального руля) и шасси. Оба двигателя имеют возможность регулирования как по тяге, так и по соотношению компонентов.

Схема двигателя - замкнутая
Окислитель - ЖК
Горючее - керосин
Соотношение окислителя и горючего - 2,6
Тяга на земле - 740,2 тс
Тяга в вакууме - 806,7 тс
Удельный импульс на земле - 308 с
Удельный импульс в вакууме - 337 с
Расход топлива - 2,4 т/с
Давление в камере - 250 атм
Степень расширения сопла - 33,5
Масса двигателя - 5,2 т
Удельная масса двигателя - 6,45 кг/тс
Высота - 4,0 м
Диаметр - 3,8 м
Мощность ТНА - 220.000 л.с.
Продолжительность работы 140 с

К моменту открытия салона МАКС-93 между Россией и США уже были заключены некоторые соглашения по вопросу применения российских двигателей на американских ракетах-носителях.

16 марта 1994 г. НПО "Энергомаш" подписало соглашение с американской аэрокосмической фирмой "Дженерал дайнэмикс" на разработку нового двигателя для ракеты-носителя "Атлас". Российскими инженерами будет разработана новая модификация двигателя, используемого в настоящее время на ракете-носителе "Зенит".

Так, в 1992г. между НПО "Энергомаш" и фирмой "Пратт-Уитни" подписан контракт, в соответствии с которым американская сторона взяла на себя обязательства по маркетингу российской ракетной технологии в США. В частности, инженеры фирмы "Пратт-Уитни" предлагают создать на основе РД-170 двухступенчатую одноразовую РН среднего класса. При установке на второй ступени такого носителя кислородно-керосинового двигателя РД-120 ракета могла бы выводить на низкую околоземную орбиту ПН массой 12,7т, т.е. была бы аналогична РН "Зенит-2". При установке на ее второй ступени перспективного кислородно-водородного ЖРД RL-200 разработки фирмы "Пратт-Уитни" ее грузоподъемность достигла бы 22,45т, т.е. ракета превосходила бы в этом качестве носитель "Протон". При оснащении второй ступени двумя традиционными кислородно-водородными ЖРД RL-10А-4) перспективная модификация двигателей второй ступени РН "Атлас-Центавр") масса ПН на низкой околоземной орбите составила бы 9,75т, т.е. ракета заняла бы промежуточное положение между носителями "Союз" и "Зенит-2".

Другим потенциально возможным методом использования двигателя РД-170 представляется его установка на стартовые жидкостные ускорители (СЖУ), предназначенные для замены стартовых твердотопливных ускорителей (СТУ) МТКС "Спейс шаттл", что обеспечило бы, по мнению разработчиков, более гибкое и надежное применение системы за счет возможности регулирования тяги и отключения ЖРД в полете, чего лишены РДТТ. Кроме того, СЖУ являются более экологически чистыми агрегатами и позволяют увеличить массу ПН, выводимой орбитальным кораблем системы "Спейс шаттл" на околоземную орбиту.

На основе СЖУ с РД-170, сбрасываемого подвесного топливного отсека (ПТО) и трех маршевых кислородно-водородных ЖРД SSME МТКК "Спейс шаттл" может быть создан тяжелый носитель для вывода ПН на низкую околоземную орбиту. Такая РН с двумя СЖУ способна вывести в космос груз массой 70,76т, а с шестью СЖУ - до 176т.

На салоне были подтверждены ранние сообщения о разработке новых вариантов РД-170, предназначенных для установки на перспективные отечественные и зарубежные носители.

Так, в частности, предполагается несколько поднять тягу базового варианта двигателя путем увеличения давления в камерах сгорания с 250 до 263,5 атм при внесении небольших изменений в конструкцию отдельных агрегатов, что позволит, кроме того, уменьшить массу ЖРД. Таким двигателем будет оснащаться новая модификация РН "Зенит-2", с помощью которой в будущем предполагается осуществлять запуски как беспилотных аппаратов типа грузовых кораблей "Прогресс" или модулей для станции "Мир-2", так и пилотируемых транспортных кораблей типа "Союз".

Кроме того, для расширения возможностей и повышения конкурентоспособности своих изделий разработчики НПО "Энергомаш" предлагают на базе двигателя РД-170 создать новый двигатель РД-180, который может быть установлен как на новые и перспективные варианты отечественных и зарубежных РН, так и на СЖУ МТКК "Спейс шаттл". Двигатель РД-180 имеет в своем составе две из четырех камер сгорания РД-170, а также штатные и модифицированные узлы и агрегаты базового двигателя, в частности ТНА и другие агрегаты подачи. Некоторые характеристики модифицированного двигателя РД-170 и двигателя РД-180 представлены в таблице.

РД-170М

Схема двигателя - замкнутая с дожиганием

Окислитель - ЖК

Горючее - керосин

Соотношение окислителя и горючего - 2,6

Тяга на земле - 780,5 тс

Тяга в вакууме - 807,4 тс

Число камер сгорания - 4

Высота - 4,0 м

РД-180

ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

ЖРД РД-180 спроектирован для ракеты-носителя Atlas IIAR компании Lockheed Martin. Конструкция двухкамерного двигателя РД-180 основана на конструкции хорошо зарекомендовавшего себя четырехкамерного двигателя РД-170 и его модификации РД-171, разработанных для системы Энергия-Буран и ракеты-носителя Зенит.

Схема двигателя - замкнутая с дожиганием

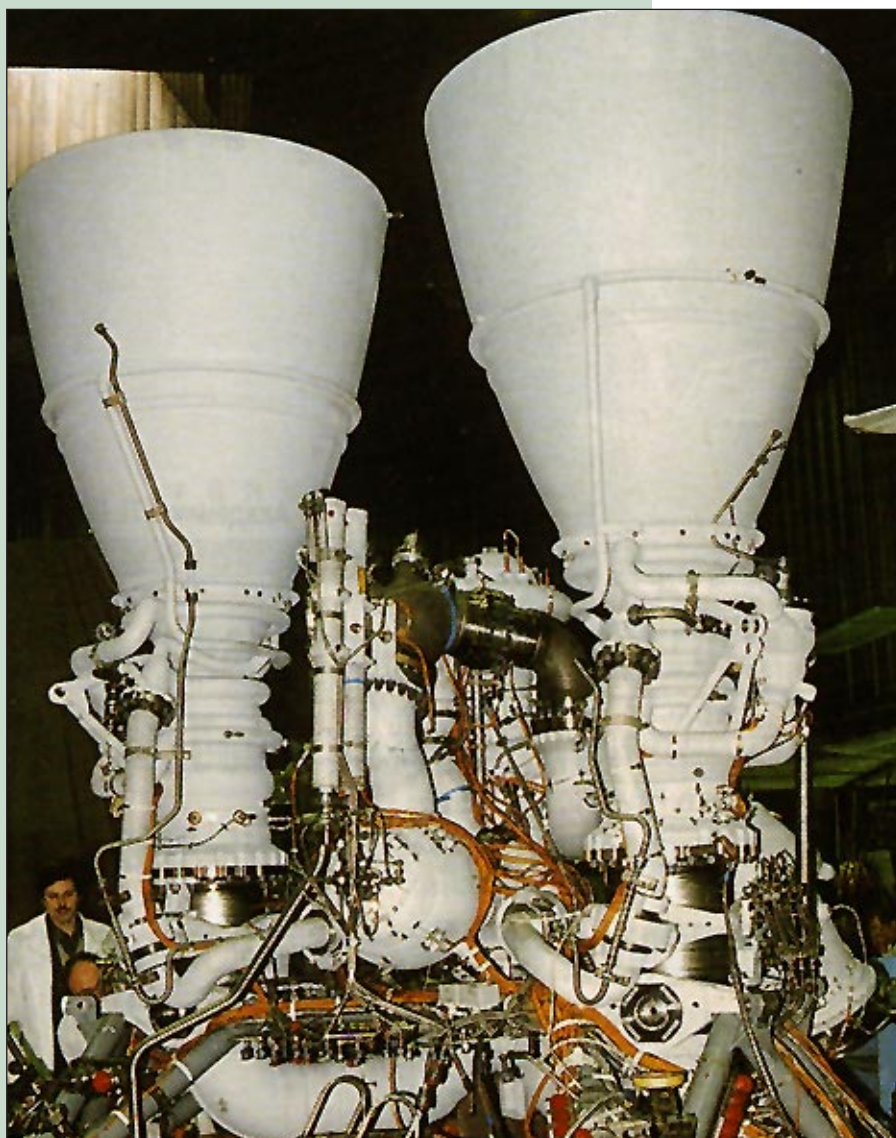
Окислитель - жидкий кислород

Горючее - керосин

Соотношение окислителя и горючего - 2,72

Тяга на земле - 3828 кН

Тяга в вакууме - 41154 кН



Удельный импульс:

- на уровне моря - 311,3 сек.

- в вакууме - 337,8 сек.

Давление:

- в камере сгорания - 26,66 МПа

- на срезе сопла - 0,078 МПа

Число камер сгорания - 2

Масса сухого двигателя - 5400 кг; с топливом - 5850 кг

Высота - 3600 мм

Диаметр - 3200 мм

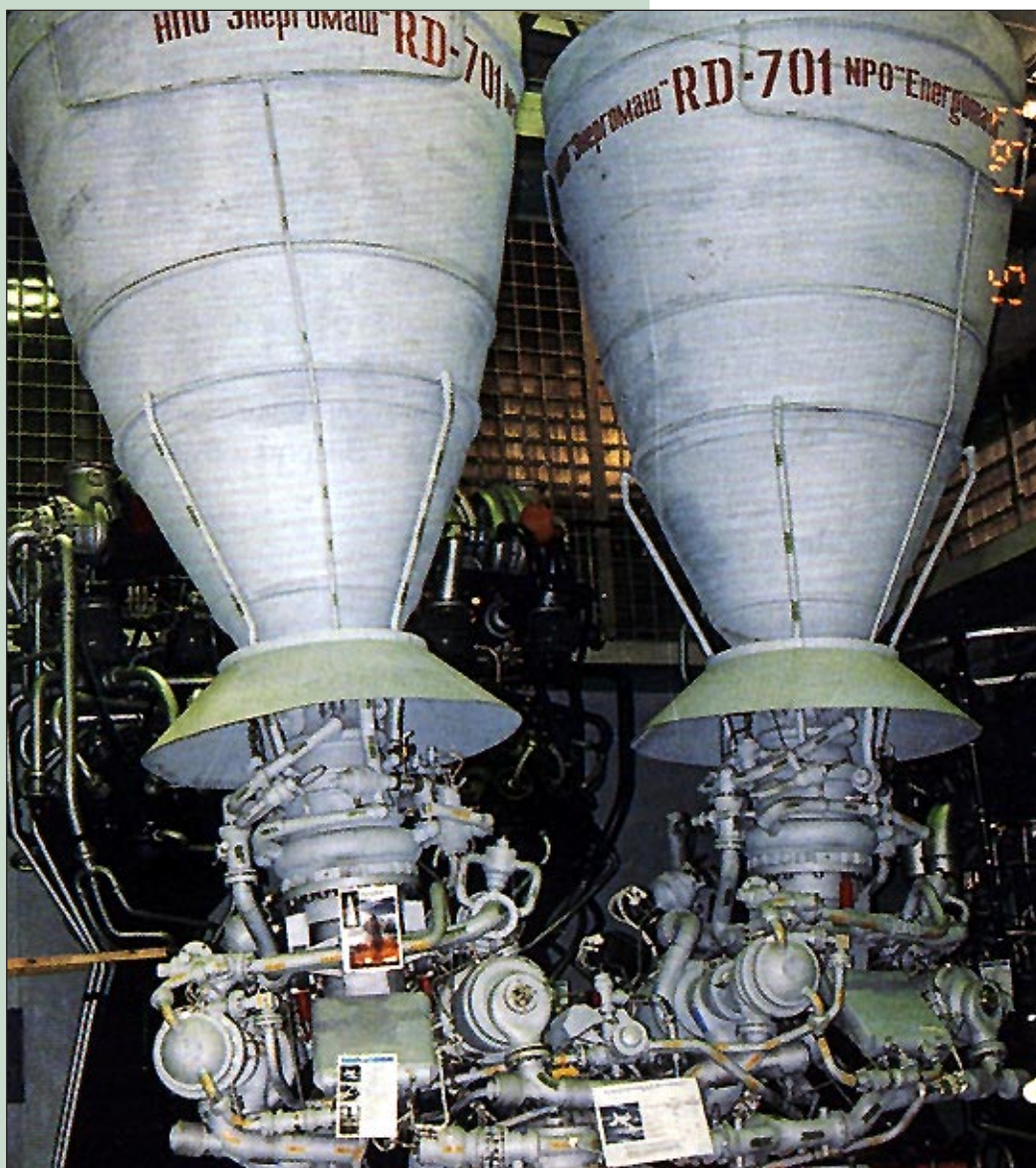
Совместное предприятие РД-АМРОСС с участием НПО Энергомаш и компании Pratt & Whitney (США) осуществляет маркетинг и продажу РД-180.

РД-701

ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Разработка этого принципиально нового многоразового ЖРД проводится НПО “Энергомаш” с 1989г. в рамках работ по МАКС, разработка которой велась по руководством московского НПО “Молния” - основного разработчика ОК многоразового использования “Буран”. Новая система могла бы использоваться для перевозки пассажиров и грузов на околоземную орбиту.

Первоначально рассматривалась возможность оснащения орбитального самолета “Молния” системы МАКС кислородно-водородным ЖРД, который предлагало разработать воронежское КБ Химавтоматики на основе двигателя РД-0120 со второй ступени РН “Энергия”. Однако, по утверждению специалистов НПО “Молния”, увязка параметров будущего аппарата с возможностями существующих систем (в т.ч. самолета-носителя) при использовании на ВКС чисто кислородно-водородного двигателя шла с большими трудностями.



Во время проведения исследований по системе МАКС разработчики ВКС пришли к выводу о необходимости оснащения системы двигателем, работающим на двух видах горючего. Достижение необходимо высокой начальной тяги в таком ЖРД обеспечивается за счет дополнительной подачи в камеру сгорания более плотного горючего - керосина; на участке маршевого полета подача керосина прекращается и двигатель работает как чисто кислородно-водородный ЖРД, эффективно используя высокий удельный импульс этих компонентов топлива. Поскольку тяга размещенной на аппарате двигательной установки (ДУ) является основным параметром проектирования, характеристики РД-701 позволяют снизить массу такой ДУ. Кроме того, применение РД-701 приводит к сокращению общего бортового запаса жидкого водорода и к уменьшению общего объема аппарата. Проведенные исследования показали, что выигрыш от использования РД-701 в составе ДУ такого аппарата составит 1-2т массы ПН.

I (стартовый)

Схема двигателя - замкнутая, с дожиганием

Окислитель - ЖК

1-е горючее - керосин

2-е горючее - ЖВ

Тяга двигателя в вакууме - 408,2 тс

Удельный импульс в вакууме - 415 с

Удельный расход топлива - 983,6 кг/с

Давление в камере сгорания - 300 атм

Давление в газогенераторе - 700 атм

Степень расширения сопла - 133,8

Время работы двигателя - 150 с

Масса двигателя - 4.000-4.840 кг*

Удельная масса двигателя - 9,8-11,9 кг/тс*

Высота двигателя - 5,0м

Диаметр среза сопла - 2,3 м

Пределы дросселирования - 40-100%

II (маршевый)

Схема двигателя - замкнутая, с дожиганием

Окислитель - ЖК

2-е горючее - ЖВ

Тяга двигателя в вакууме - 161,9 тс

Удельный импульс в вакууме - 460 с

Удельный расход топлива - 352 кг/с

Давление в камере сгорания - 126 атм

Давление в газогенераторе - 700 атм

Степень расширения сопла - 133,8

Время работы двигателя - 600 с

Масса двигателя - 4.000-4.840 кг*

Удельная масса двигателя - 9,8-11,9 кг/тс*

Высота двигателя - 5,0м

Диаметр среза сопла - 2,3 м

Пределы дросселирования - 40-100%

Основной вариант системы предусматривает запуск 24-тонного самолета "Молния" с ПН массой 7-8 с борта самолета-носителя Ан-225 "Мрия" на высоте 8 км. Основной запас топлива ВКС - 226т жидкого кислорода, водорода и керосина - будет находиться в одноразовом сбрасываемом внешнем топливном баке.

Как уже говорилось выше, двигатель РД-701 будет иметь два режима работы. Во время первого (стартового) в качестве топлива будут использованы жидкие кислород и керосин, которые затем сжигаются для получения богатого кислородом газа, имеющего давление 700 атм при выходе из предкамеры.

Другой ТНА подает жидкий водород, который поступает в основную камеру сгорания, которая так же, как и у РД-170, закреплена в двухосном карданном подвесе, что позволяет ей отклоняться для управления вектором тяги в полете. Как заявил ведущий конструктор двигателя РД-701 Феликс Челькис, основная камера сгорания будет целиком обрабатываться механически на одном станке с ЧПУ и потребуются лишь относительно небольшая доля ручного труда для изготовления как камеры, так и всего ЖРД в целом.

Номинальное соотношение компонентов топлива на первой фазе работы двигателя составит 81,4% ЖК, 6% ЖВ и 12,6% керосина. На втором режиме соотношение компонентов в смеси будет следующим: 12,5% ЖВ и 87,5% ЖК.

Наличие двух отдельных ТНА на каждом двигателе позволяет использовать метод автономной отработки и испытаний отдельных элементов. Такой подход позволит значительно снизить стоимость всей разработки.

В процессе разработки проекта РД-701 проведен анализ различных конструктивных схем камер, в которых должно происходить сгорание трехкомпонентного топлива. Анализ показал, что оптимальной является камера традиционной схемы с полным смешением всех трех компонентов в едином пространстве, что позволяет обеспечить получение высокого удельного импульса на обоих режимах.

Наиболее эффективной для этого двигателя является схема с дожиганием окислительного газа в основной камере сгорания. Использование этой схемы для данного двигателя основано на многолетнем опыте НПО "Энергомаш" по созданию подобных ЖРД и, главным образом, результатах, полученных при создании самого мощного в мире двигателя РД-170.

Как сообщают специалисты, 80% инженерных расчетов двигателя РД-701 уже завершено и изготовление отдельных агрегатов ЖРД может начаться немедленно при поступлении соответствующих ассигнований. Примерно четыре года займет разработка стендового образца двигателя для огневых испытаний, и еще два года уйдет на завершение программы создания этого ЖРД в полном объеме. Разработка будет вестись с малым техническим риском, поскольку в ней будут использованы имеющиеся технические решения. Стоимость разработки двигателя составит примерно 500-600 млн дол. НПО "Энергомаш" и НПО "Молния" ищут партнеров на Западе, которые были бы заинтересованы в применении двигателя РД-701 и разработка системы МАКС с тем, чтобы разработка могла перейти в изготовление эксплуатационного аппарата. Новый приток средств мог бы позволить ускорить темпы работ по программе РД-701 и дать возможность расширить комплекс испытаний отдельных узлов двигателя.

Еще в 1992г. натурный макет РД-701 был установлен на модель ВКС системы МАКС для оценки взаимной совместимости агрегатов самолета и двигателя. Часть работ была проведена с использованием узлов уже существующих двигателей РД-170 и РД-171, созданных в НПО "Энергомаш" для российских тяжелых носителей "Энергия" и "Зенит" соответственно.

Представители НПО "Энергомаш" на салоне сообщили, что предприятие готово к началу проведения стендовых испытаний масштабно уменьшенных образцов трехкомпонентных камер сгорания и некоторых агрегатов двигателя РД-701. Они подтвердили также факт продолжения работ по данному проекту, несмотря на резкое снижение темпов финансирования по сравнению с ранее намеченными. Разработка МАКС продолжается, что указывает на актуальность работ как по всей системе, так и по отдельным ее

РД-161

ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Кислородно-керосиновый двигатель РД-161 разрабатывается НПО "Энергомаш" в инициативном порядке и будет предложен в качестве ЖРД для верхних ступеней ракет-носителей и межорбитальных буксиров (разгонных блоков) как существующих, так и перспективных. В основе конструкции РД-161П, работающего на высококонцентрированной (93-97%) перекиси водорода и керосине, лежит двигатель ранней разработки, предназначенный для конкретного летного изделия, работа над которым была прекращена.

Оба двигателя (РД-161 и РД-161П) представляют собой высотные однокамерные ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива и выполнены по схеме с дожиганием отработанного парогаса. Зажигание компонентов топлива в РД-161 осуществляется с помощью плазмы, возникающей при пропускании тока высокого напряжения и частоты через газообразный кислород (разработка РКК "Энергия", впервые примененная в управляющих микродвигателях орбитального корабля "Буран").

РД-161

Схема двигателя - замкнутая с дожиганием

Окислитель - ЖК

Горючее - керосин

Соотношение окислителя и горючего - 2,6

Тяга в вакууме - 2,03/2,0 (в числителе - характеристики двигателя с удлинительным сопловым насадком, в знаменателе - без насадка).

Удельный импульс в вакууме - 365/360

Удельный расход топлива - 5:56 кг/с

Давление в камере - 120 атм

Степень расширения сопла - 19,25/18,75, 16,28

Время работы - 900 с

Число включений за полет - до 17

Угол качания в шарнире - ± 6

Масса двигателя - 141/119 м

Удельная масса двигателя - 69,46/59,5 кг/тс

Высота - 2,205/1,700 м

Диаметр - 1,020/0,780 м

Мощность ТНА - 444 л.с.

Частота вращения ТНА - 80.000 об/мин

РД-161П

Схема двигателя - замкнутая с дожиганием

Окислитель - перекись водорода

Горючее - керосин

Соотношение окислителя и горючего - 5,9

Тяга в вакууме - 1,5/2,5 (при работе в "однокомпонентном" режиме, в знаменателе - в "двухкомпонентном")

Удельный импульс в вакууме - 319 с

Удельный расход топлива - 7,84 кг/с

Давление в камере - 120 атм

Время работы - 900 с

Число включений за полет - 50

Масса двигателя - 105 кг

Удельная масса двигателя - 51,22 кг/тс

Высота - 1,450 м

Диаметр - 0,540 м

Мощность ТНА - 500 л.с.

Двигатели РД-161 и РД-161П состоят из практически аналогичных камер сгорания с двухкомпонентными (газ - жидкость) форсунками, высотных сопел и ТНА. Тракт газогенерации обоих ЖРД различен.

Газогенератор двигателя РД-161 - двухкомпонентный однофорсуночный (центробежная форсунка с осевым впрыском горючего и периферийным распылом окислителя), работает с избытком окислителя, образуя горячий газ с температурой около 550 град. С, состоящий в основном из кислорода и некоторой части паров воды и углекислого газа.

Газогенератор двигателя РД-161П - однокомпонентный каталитический: при проходе перекиси водорода через каталитический пакет происходит ее разложение с образованием горячего парагаза с температурой порядка 850 град. С, состоящего из паров воды и кислорода. После срабатывания на лопатках турбины ТНА парагаз поступает в камеру сгорания, где дожигается с помощью горючего. Благодаря применению однокомпонентного газогенератора система подачи топлива и запуска двигателя была существенно упрощена. Этот двигатель имеет особенность: в случае, если горючее в камеру сгорания не подается, ЖРД работает в так называемом однокомпонентном режиме, создавая при этом достаточно высокую тягу. Наибольшая трудность в разработке системы подачи топлива состояла в выборе материалов для каталитического пакета газогенератора.

По признанию представителей НПО "Энергомаш", фирма уже более тридцати лет не занималась разработкой малоразмерных двигателей. Однако создание небольшого ЖРД с высоким удельным импульсом, работающего на экологически чистых компонентах топлива, является весьма актуальной и своевременной задачей.

Вероятно, только в Англии существует опыт разработки, доводки и серийного производства "перекисных" двигателей (семейство английских ЖРД "Гамма", разработанных в начале-середине 1960-х гг. и устанавливаемых на высотной ракете "Блэк Найт" и РН "Блэк Эрроу". Однако научно-производственный потенциал объединения "Энергомаш" позволил в кратчайшие сроки освоить новую технологию и создать необходимый двигатель. Кроме того, помог опыт разработки экспериментальных двигателей, работающих на топливе "перекись водорода-керосин" и перекись водорода-пентаборан", созданных и испытанных в ГДЛ-ОКБ в середине 1960-х гг. в рамках советской лунной программы.

Применение насадка из углепластика длиной приблизительно 500 мм позволяет увеличить удельный импульс тяги в вакууме примерно на 5 единиц.

Двигатель РД-161 относится к разряду перспективных. Даже без применения более энергоемкого синтетического углеводородного горючего "синтина" он обеспечивает получение наиболее высокого удельного импульса тяги кислородно-керосиновых ЖРД. В перспективе возможен и переход на "Синтин", что будет, по мнению разработчиков, сопряжено с некоторым увеличением трудностей охлаждения двигателя, но даст возможность увеличить удельный импульс как минимум на 10 единиц.

РД-120

жидкостный ракетный двигатель

Кислородно-керосиновый двигатель РД-120, впервые показанный на выставке "Авиадвигатель-91", был разработан в 1976-86гг. под руководством главного конструктора В.П.Радовского по техническому заданию КБ "Южное" для второй ступени РН "Зенит-2" средней грузоподъемности, предназначенной для второй ступени РН "Зенит-2" средней грузоподъемности, предназначенной для замены в будущем ракетносителей, созданных на базе МБР Р-7. Летные испытания РН "Зенит-2", имеющей тандемную (поперечную) схему деления ступеней, начались в 1985г. На второй ступени ракеты, кроме РД-120, установлен четырехкамерный ЖРД тягой около 8 тс.

РД-120 - высотный однокамерный двигатель с турбонасосной системой подачи топлива, выполнен по схеме с дожиганием отработанного турбогаза. Зажигание компонентов топлива осуществляется с помощью самовоспламеняющегося пускового горючего. Двигатель состоит из камеры сгорания регенеративного охлаждения с двухкомпонентными (газ-жидкость) форсунками, высотного сопла со степенью расширения по газу более 1.000, ТНА с окислительным газогенератором, в котором газифицируется и нагревается весь жидкий кислород (окислитель), и систем автоматики запуска и регулирования работы. Теплозащита огневой стенки камеры сгорания осуществляется с помощью пристеночного слоя, обогащенного горючим, создаваемого головкой камеры, и двух поясов (щелей) завесного охлаждения.

Двигатель успешно прошел полный объем отработки, стендовых и летных испытаний. Наземные огневые испытания ЖРД проходил в полностью укомплектованном составе с полноразмерным соплом на стенде с выхлопным диффузором, позволяющим имитировать высотные условия работы двигателя.

При создании двигателя РД-120, так же как и в случае с РД-170, разработчики столкнулись с такими явлениями, как пожар в тракте горячего газа, разрушение подшипников турбонасосного агрегата и высокочастотные колебания в камере сгорания. Причиной подобного явления некоторые специалисты считают недостаточно удачную конструкцию форсуночной головки камеры.

Двигатель РД-120К, являющийся модификацией двигателя РД-120 с укороченным соплом, отличается от последнего перекомпонованной верхней частью. РД-120 располагается в центральном проеме торового бака горючего второй ступени носителя "Зенит-2". По этой причине двигатель как бы "сжат" по бокам и "вытянут" по вертикали. РД-120К должен иметь уменьшенную длину, поскольку он устанавливается на нижнем торце РН, вследствие чего он и имеет несколько отличную компоновку верхней части: камеры сгорания, ТНА, ГГ, трубопроводов и агрегатов автоматики.

РД-120

Схема двигателя - замкнутая с дожиганием
Окислитель - ЖК
Горючее - керосин
Соотношение окислителя и горючего - 2,6
Тяга в вакууме - 85,0 тс
Удельный импульс в вакууме - 350 с
Удельный расход топлива - 242 кг/с
Давление в камере - 166 атм
Степень расширения сопла - 114,5
Масса двигателя - 1.285 кг
Удельная масса двигателя - 15,12 кг/тс
Высота - 3,87 м
Диаметр - 1,95 м
Мощность ТНА - 17.500 л.с.
Частота вращения ТНА - 19.000 об/мин
Гарантированный ресурс - 2.220 с

РД-120К

Схема двигателя - замкнутая с дожиганием
Окислитель - ЖК
Горючее - керосин
Соотношение окислителя и горючего - 2,6
Тяга на земле - 80,00 тс
Тяга в вакууме - 86,72 тс
Удельный импульс на земле - 304,4 с
Удельный импульс в вакууме - 330,5 с
Удельный расход топлива - 263 кг/с
Давление в камере - 179,8 атм
Степень расширения сопла - 4,96
Масса двигателя - 1.080 кг
Удельная масса двигателя - 12,45 кг/тс
Высота - 2,435 м
Диаметр - 1,080 м
Мощность ТНА - 20.600 л.с.
Частота вращения ТНА - 20.000 об/мин
Гарантированный ресурс - 2.220 с

РД-120К, разработка которого велась в НПО "Энергомаш" в инициативном порядке, предназначен для использования на первых ступенях перспективных РН легкого и среднего класса. В связи с этим он имеет возможность регулирования как по тяге (форсирование на 3,5% или дросселирование на 8,5%), так и по соотношению компонентов ($\pm 10\%$). Он может устанавливаться как неподвижно, так и в шарнирном подвесе для управления вектором тяги (угол качания ± 6 градусов). Представители НПО "Энергомаш" не назвали конкретно марку носителя, на который будет установлен РД-120К. Однако, по мнению некоторых зарубежных экспертов, это может быть РН "Русь", являющаяся глубокой модификацией ракеты "Союз".