


№2 (8) март-апрель 2000

# Двигатель

Научно-технический журнал



**Как показали исследования  
основным типом двигателя на  
ближайшие 20-25 лет останется ЖРД**

# ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЖРД РОССИИ

Центр Келдыша:  
**Анатолий Коротеев**,  
 директор, академик РАН  
**Леонид Самойлов**, к. т. н.

*Вполне очевидно, что развитие маршевых двигательных установок для средств выведения неразрывно связано, и особенно в долгосрочной перспективе, с совершенствованием самих средств выведения. В общем, можно сказать, что все будет определяться целями мировой космической деятельности. По оценкам специалистов, в 2000-2010 гг. ожидается:*

- почти 1000 пусков ракет-носителей (РН) различных классов, в том числе около 20 % для вывода космических аппаратов (КА) на геостационарные орбиты (ГСО);
- каждый второй из выводимых 2000 КА будет коммерческим;
- стоимость КА, запускаемых ежегодно, составит около \$4-5 млрд.

*Кроме того, будет продолжена реализация крупномасштабного международного проекта МКС "Альфа" стоимостью в десятки миллиардов долларов. Пилотируемая экспедиция на Марс, создание и эксплуатация базы на Луне, энергообеспечение Земли из космоса, борьба с метеоритной опасностью, удаление особо опасных отходов и космический туризм - проекты не столь уж отдаленного будущего. Примечательно, что число стран, впервые ставших владельцами КА, за последние 15 лет увеличилось вдвое (с 15 до 30).*

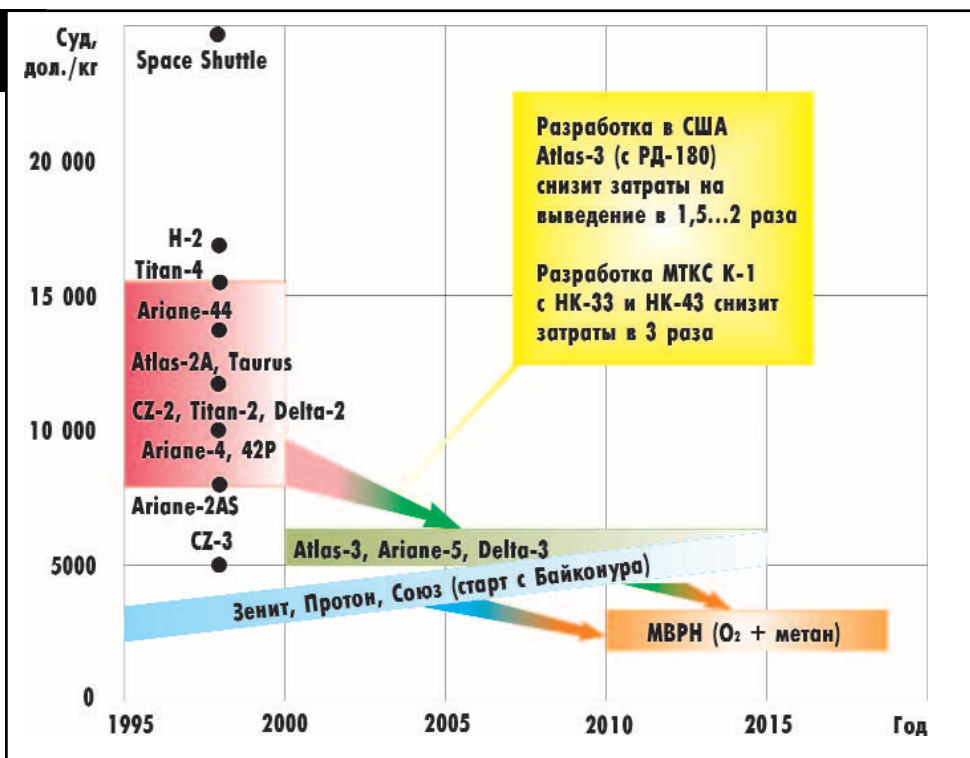
Дальнейшее развитие мировой космической деятельности сдерживается высокой стоимостью выведения КА (\$5000...10 000 за один килограмм при выводе на низкую круговую орбиту) и недостаточной надежностью средств выведения. Так, каждый 20...30-й полет является аварийным, при этом в 50 % случаев - по вине двигательных установок (ДУ). Стоимость одной аварии РН тяжелого класса, включая потерю КА, составляет \$300...700 млн, что превышает стоимость разработки мощного ЖРД (тягой 200...250 тс). Экономические поте-

20-25 лет останется ЖРД. Иные ДУ, например, гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД), использующие атмосферный воздух в качестве окислителя и обещающие значительное уменьшение стартовой массы, требуют решения ряда сложнейших проблем. Это проблемы, связанные в первую очередь с разработкой конструкций ДУ и летательного аппарата в целом, работающих в условиях высоких скоростных напоров и аэродинамического нагрева (1500 К и более). Эти проблемы отодвигают реализацию ГПВРД на более отдаленное будущее.

В настоящее время за рубежом ведется активная целенаправленная работа по созданию новых одноразовых систем выведения ("Ариан-5", семейства РН "Дельта-4", "Атлас-5" и Н-2А) на базе ЖРД. Характерными особенностями большинства из них являются:

- создание ДУ центральных ступеней на новых ЖРД, использующих высокоэффективное кислородно-водородное топливо, при этом обращается особое внимание на снижение стоимости и повышение надежности ЖРД (программа IHPRT в США). В состав ДУ, как правило, включают один двигатель большой тяги (RS-68 тягой 294 тс; RS-76 тягой 373 тс; ЖРД для ВА-1 тягой 635 тс);
- широкое использование дешевых и надежных бустерных ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ), число которых варьируется от 0 до 6, что позволяет при минимальных затратах получить семейство носителей различной грузоподъемности;
- формирование тяжелых РН из двух или трех центральных блоков.

Во всем мире признан высочайший уровень российского ракетного двигателестроения. Подтверждением этому служит разработанный в НПО "Энергомаш" в 1975-1985 гг. двигатель РД-170, работающий на кислородно-керосиновом топливе и не имеющий себе равных в мире по уровню достигнутых параметров и энерго-массовым характеристикам. Недаром активизировалась деятельность зарубежных фирм по использованию российских двигателей на модификациях ракет-носителей США. Так, двигатель РД-180, разрабо-



ри, например, в результате катастрофы "Спейс Шаттл", превысили \$2 млрд. Помимо этого аварии приводят к задержке выполнения программ до полутора-двух лет и снижению конкурентоспособности.

Таким образом, приоритетными требованиями к перспективным средствам выведения (СВ) являются повышение их надежности и уменьшение стоимости выведения КА.

Как показали исследования, проведенные в российских НИИ и КБ, основным типом двигателя для перспективных СВ на ближайшие



таннный в НПО "Энергомаш" и являющийся дальнейшим развитием РД-170, предназначается для использования на ракете-носителе "Атлас-2AR" фирмы "Локхид-Мартин". Применение РД-180 позволит значительно увеличить энергетические возможности носителя. В США предполагается использовать также двигатели НК-33 и НК-43, которые были разработаны в начале 1970-х гг. для советской лунной ракеты Н1. После заключения договора с корпорацией "Аэроджет" эти ЖРД проходят доработку для последующей установки на многоразовом носителе К-1 компании "Кистлер Аэроспейс". Широкое использование этих дешевых (по мировым ценам) и высокоэффективных ЖРД, созданных в России, позволит значительно снизить стоимость выведения КА.

Большое внимание уделяется снижению стоимости изготовления ступеней РН, затрат на подготовку и проведение пусков. В результате должно быть получено примерно 1,5...2-кратное снижение стоимости выведения и повышение надежности зарубежных РН до уровня таких российских ракет, как "Союз" и "Протон" (рис. 1).

В несколько более отдаленном будущем предусматривается замена бустерных РДТТ многоразовыми ускорителями на ЖРД, а также многоразовыми одно- и двухступенчатыми системами ("Венчур Стар" и др.). Их применение должно снизить стоимость выведения еще в 5...10 раз.

Характерной особенностью подобного пути развития одно-разовых систем выведения является увеличение числа потребных зон для падения отработавших ступеней. Каждый из вариантов с дополнительными ускорителями приводит к двум дополнительным зонам увеличенного размера для падения бустерной и первой ступеней. В итоге для семейства РН на базе двухступенчатого носителя вместо одной зоны требуется от двух до шести зон в зависимости от числа бустерных ускорителей.



При береговом расположении стартового комплекса, что характерно для зарубежных космодромов, это не имеет значения; для внутриконтинентального расположения космодромов России это является практически неприемлемым, особенно если учитывать требования запусков РН под различными азимутами.

Что касается высокоширотного (62,8°) российского космодрома "Плесецк", то (при равных энергетических параметрах ЖРД, что становится характерным для современного этапа) для выведения на геостационарную орбиту (ГСО) космических аппаратов одинаковой массы требуется увеличение мощности ДУ отечественных СВ на 30...40 % по сравнению с зарубежными, находящимися в основном вблизи экватора. Ранее этот неблагоприятный фактор парировался существенно большей эффективностью отечественных ЖРД (РД-170 и др.) по сравнению с зарубежными двигателями (удельный импульс больше на 30...35 с). Однако широкое применение кислородно-водородного топлива в современных зарубежных РН ("Ариан-5", "Дельта-4", Н-2А) и отсутствие его в отечественных проектах существенно ухудшило сравнительную картину.

НЕКОТОРЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРД

Таблица 1

Характеристика	Замкнутая схема с окислительным ГТ		Замкнутая схема с восстановительным ГТ
	О <sub>2</sub> +РГ-1	АТ+НДМГ	О <sub>2</sub> +СН <sub>4</sub>
Компоненты топлива	О <sub>2</sub> - 91 %; Н <sub>2</sub> О - 4 %; СО <sub>2</sub> - 5 %	О <sub>2</sub> - 6 %; NO <sub>2</sub> - 73 %; N <sub>2</sub> - 6 %; Н <sub>2</sub> О - 4 %; N <sub>2</sub> О <sub>4</sub> - 2 %; СО <sub>2</sub> - 6 %; ННО <sub>3</sub> - 4 %	О <sub>2</sub> - 0 %; СН <sub>4</sub> - 55 %; Н <sub>2</sub> О - 6 %; Н <sub>2</sub> - 24 %; СО <sub>2</sub> - 3 %; СО - 12 %
Окислительный потенциал	О <sub>2</sub> - находится в свободном состоянии (Δτ <sub>возг</sub> = -300К по сравнению с АТ)	О <sub>2</sub> - находится в связанном состоянии (Q*М+АТ ≈ 0,6 QМ+О <sub>2</sub> )	О <sub>2</sub> - отсутствует
Требования по обеспечению чистоты баков	0,05...0,1 мг/м <sup>2</sup>	5,0...7,0 мг/м <sup>2</sup>	3,0...5,2 мг/м <sup>2</sup>
Тритиловый эквивалент	2,0	1,72	2,06
Время протекания аварии газового тракта до потери герметичности, с	< 0,06 (~40 % аварий)	0,02...0,12	0,1 (без вскрытия газового тракта)
Быстродействие САЗ по отсеке топливных магистралей	**0,08...0,1 с, в перспективе - 0,06...0,08 с	**0,08...0,1 с, в перспективе - 0,06...0,08 с	**0,08...0,1 с, позднее - 0,06...0,08 с
Коэффициент охвата САЗ	0,5...0,6	0,7...0,8	0,90...0,95
Последствия аварий (после отключения САЗ топливных магистралей)	САЗ не срабатывает (Δτ <sub>САЗ</sub> > Δτ <sub>АВ</sub> ), разрушение ДУ, отсека и блока (при наличии инициаторов)	Разрушение двигателя, обгар конструкции отсека и затухание процесса	Разрушение двигателя без вскрытия газового тракта и затухание процесса
Математическое ожидание количества отказов на 1000 полетов блока "И"	10...40 (Р-0124)	—	1...5 (РД-0143)

Примечания:

АТ - азотный тетроксид; НДМГ - несимметричный диметилгидразин; САЗ - система аварийной защиты; блок "И" - третья ступень РН "Союз";

\* - теплосодержание продуктов сгорания металлов в АТ или О<sub>2</sub>;

\*\* - без учета необходимости снижения гидроударов и их воздействия на двигатель и РН в целом

Таким образом, для перспективных отечественных СВ однократного использования, особенно среднего и тяжелого классов, при отказе от применения бустерных РДТТ и для парирования неблагоприятного географического фактора требуется разработка маршевых ДУ с существенно большей тягой или использование в ДУ нескольких двигателей, т.е. переход к использованию многодвигательных установок на базе модульных ЖРД.

Исходя из изложенного Центром Келдыша и ЦНИИМаш была предложена "Концепция развития системы средств выведения Российской Федерации на период после 2005 г."

В основу "Концепции" положены основные принципы:

- безусловное обеспечение гарантированного и независимого доступа в космическое пространство с территории Российской Федерации;
- обеспечение в долгосрочной перспективе высокой конкурентной способности отечественных СВ на мировом рынке космических услуг.

Определяющим шагом при этом является разработка и последующее широкое применение двухступенчатых носителей с первой многоразовой крылатой ступенью (рис. 2), что может обеспечить:

- снижение затрат на выведение в ~2 раза;
- практически полное решение проблем с выделением зон под падение отработавших ступеней и снятие жестких ограничений по трассам полетов, что позволит перенести пуски носителей с космодрома Плесецк в Капустин Яр и обеспечит при этом 15...20-процентное увеличение их энергетических возможностей.

предусматривается создание демонстрационного образца кислородно-водородного ЖРД с кратностью использования до 100 раз и снижением стоимости обслуживания в 10 раз при одновременном снижении стоимости разработки и изготовления (рис. 3).

Переход к многоразовой первой ступени приведет к увеличению стартовой массы РН на ~30 %, что потребует увеличения тяги ДУ этой ступени. Необходим переход к многодвигательной установке. Таким образом, важнейшей задачей отечественного ракетно-космического двигателестроения на современном этапе следует считать разработку резервированной многодвигательной установки с использованием ЖРД многоразового применения. К требованиям, которым должна удовлетворять такая ДУ, можно отнести следующие:

- отказ одного двигателя не должен приводить к срыву программы полета;
- кратность использования ДУ на первом этапе должна составлять 10-15, в последующем - 50-100;
- стоимость межполетного обслуживания ДУ не должна превышать 3 % стоимости ДУ с последующим снижением до 0,5 % и менее.

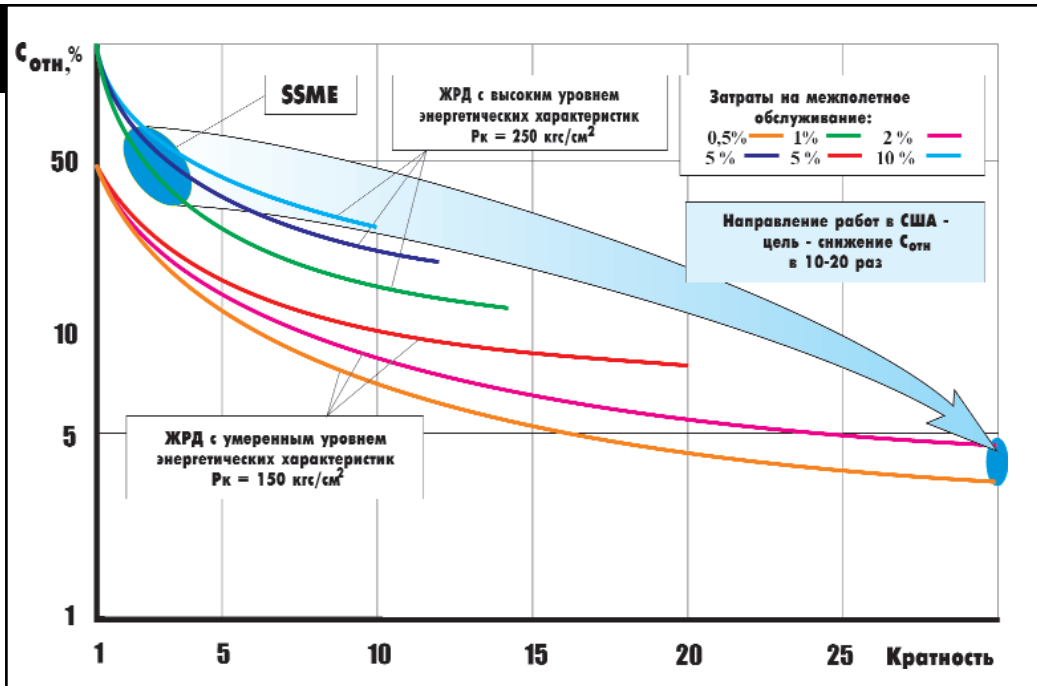
Одним из возможных путей решения поставленной задачи является разработка ЖРД нового поколения по схеме с восстановительным газогенератором. Для данной схемы характерна достаточно высокая вероятность неинтенсивного развития аварийных процессов (период развития которых превышает 0,1...0,5 с). При таких авариях, как правило, не происходит внешнего разрушения газового тракта (табл. 1). Все это способно обеспечить эффективную работу систем аварийной защиты с одновременным повышением коэффициента охвата аварийных ситуаций до 0,9...0,95. Открывается путь к созданию и успешной эксплуатации резервируемых ДУ, что подтверждено, в частности, опытом эксплуатации РН "Сатурн-V".

Указанная особенность ЖРД с восстановительным газогенератором, особенно в сочетании с применением открытой схемы двигателя с выбросом газогенераторного газа или перепуском его в сопло, является особенно важной для разработки новых носителей, предназначенных для доставки экипажей на международную космическую станцию и выведения перспективных пилотируемых аппаратов различного назначения.

Аварийные процессы, развивающиеся с высокой интенсивностью и имеющие взрывной характер ( $t = 0,001...0,002$  с), практически полностью исключают возможность спасения космонавтов, поскольку осуществить аварийное отделение отсека с экипажем в этих условиях нельзя.

В настоящее время в мире существуют только два носителя, которые обеспечивают выведение экипажей в космос: это отечественная РН "Союз" и американский "Спейс Шаттл". Вялое развитие аварийных процессов в двигателях РН "Союз", для которых характерны невысокая напряженность параметров, открытая схема двигателей и применение газогенератора с восстановительным генераторным газом, позволило реализовать эффективную систему аварийного спасения экипажа, что и было неоднократно подтверждено в процессе 30-летней эксплуатации этого носителя и его прототипов. Взрывной же характер аварии носителя "Спейс Шаттл" с кораблем "Челленджер" привел к гибели всего экипажа.

Применение ЖРД с восстановительной схемой газогенерации позволяет значительно снизить остроту проблемы возгорания кон-



Необходимо отметить, что создание многоразовых первых ступеней не требует решения новых научных и технических проблем и может быть успешно решено на современном уровне развития отечественной авиационной и ракетной техники.

Задел, накопленный при разработке орбитального корабля "Буран", проработки возвращаемых крылатых ступеней в авиационных КБ, системы ММКС в РКК "Энергия", где в качестве первой многоразовой ступени рассматривался модифицированный ОК "Буран", а также последние проработки ГИИПЦ им. М.В. Хруничева по РН "Ангара" легкого класса с многоразовой первой ступенью показали реальность решения поставленной задачи.

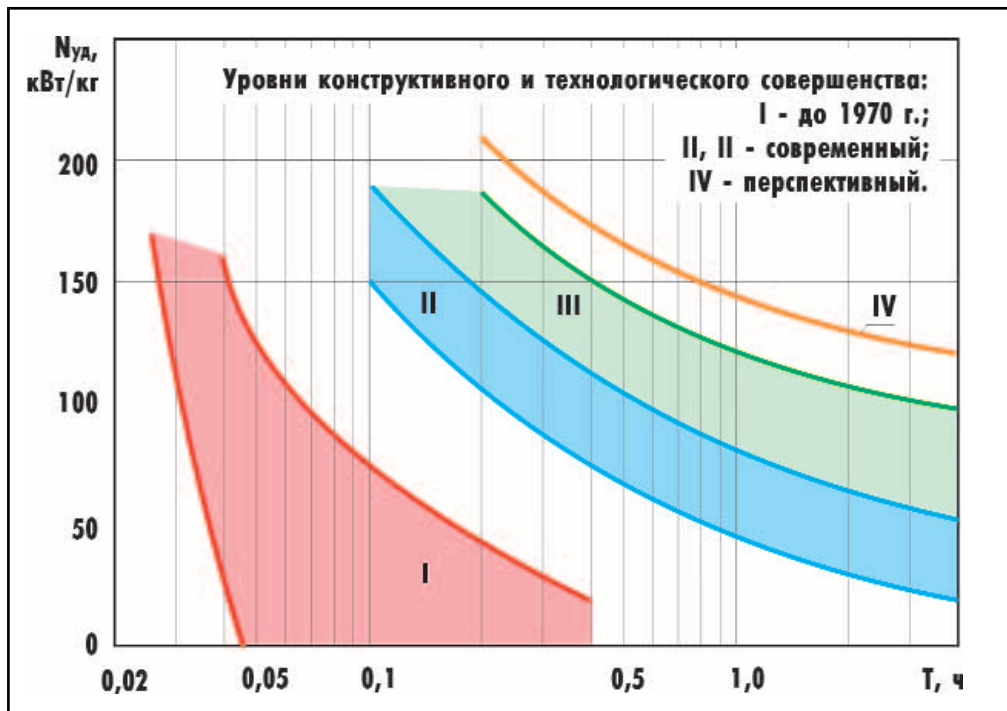
Определяющим звеном при этом будет создание многоразовой и надежной ДУ на базе ЖРД, и эта задача на сегодняшний момент еще не может считаться решенной. Единственный эксплуатируемый в мире многоразовый ЖРД SSME системы "Спейс Шаттл" далеко не выполняет требования ТЗ по ресурсу (почти в 10 раз) и стоимости межполетного обслуживания. Недаром в США по программе IHPRT

Рис. 3

струкционных материалов в среде генераторного газа с высоким окислительным потенциалом. Это создает предпосылки для отказа от применения более дорогих конструкционных материалов и технологических процессов и открывает возможности уменьшения стоимости выведения на 10...15%, несмотря на снижение энергетических параметров ЖРД и РН из-за перехода к менее энергетически эффективной схеме ЖРД.

Как показывают расчетно-теоретические, экспериментальные и проектные исследования, ресурс работы турбомашин в определяющей степени зависит от уровня их энергонапряженности. Поэтому высокая энергонапряженность агрегатов, в первую очередь ТНА современных наиболее энергетически эффективных ЖРД РД-170, РД-180, РД-191, ставит под сомнение возможность достижения высокой кратности (до 25-30) использования подобных двигателей и низкой стоимости (менее 1...2% стоимости изготовления) межполетного обслуживания двигателя. Об этом свидетельствует опыт эксплуатации пока единственного в мире многоразового ЖРД SSME. Важнейшую роль в ограничении кратности использования ЖРД имеет циклическая усталость материала. Известно, что при многоцикловом нагружении предельное количество циклов (соответственно и время работы) элемента конструкции зависит, в частности, от уровня динамических напряжений в степенной зависимости (уравнения Веллера). Поэтому снижение энергонапряженности в 2 раза позволяет в принципе увеличить продолжительность работы ЖРД более чем на порядок (рис. 4).

В табл. 2 показано, что с переходом к открытой схеме ЖРД с уровнем давления в камере сгорания 140...150 кгс/см<sup>2</sup> возникает возможность в 2...2,5 раза снизить давление за насосами и потребляемую мощность турбины по сравнению с параметрами двигателя РД-191 из семейства РД-170. т.е. создать ЖРД с очень высоким ресурсом работы и кратностью использования до 30...40. В сочетании с использованием криогенных компонентов топлива (жидкий кислород и жидкий метан), создающих условия для минимального межпо-



летного обслуживания ЖРД, появляется возможность снижения затрат (по линии ДУ) на один полет в 20...30 раз (см. рис. 3).

Следует отметить, что при проработках двигателей для перспективных многоразовых средств выведения разработчики США идут практически по аналогичному пути (снижение уровня напряженности агрегатов и создание ЖРД многоразового использования с переборкой после 30-40 полетов).

Результаты расчетно-теоретических и экспериментальных исследований, выполненных Центром Келдыша с учетом опыта проектных разработок КБХА и НПО "Энергомаш", позволили сделать вывод о том, что поставленная задача с наибольшим эффектом может быть решена путем разработки ЖРД нового поколения, использующего топливную пару "кислород и сжиженный природный газ" (СПГ), причём в составе СПГ должно быть 98% метана.

Применение данной топливной пары обеспечивает:

- возможность разработки высокоэффективного ЖРД по схеме с восстановительным газогенератором;
- создание двигателей многоразового использования с минимальным объемом межполетного обслуживания.

Пара "кислород и СПГ" имеет невысокую стоимость и широкие

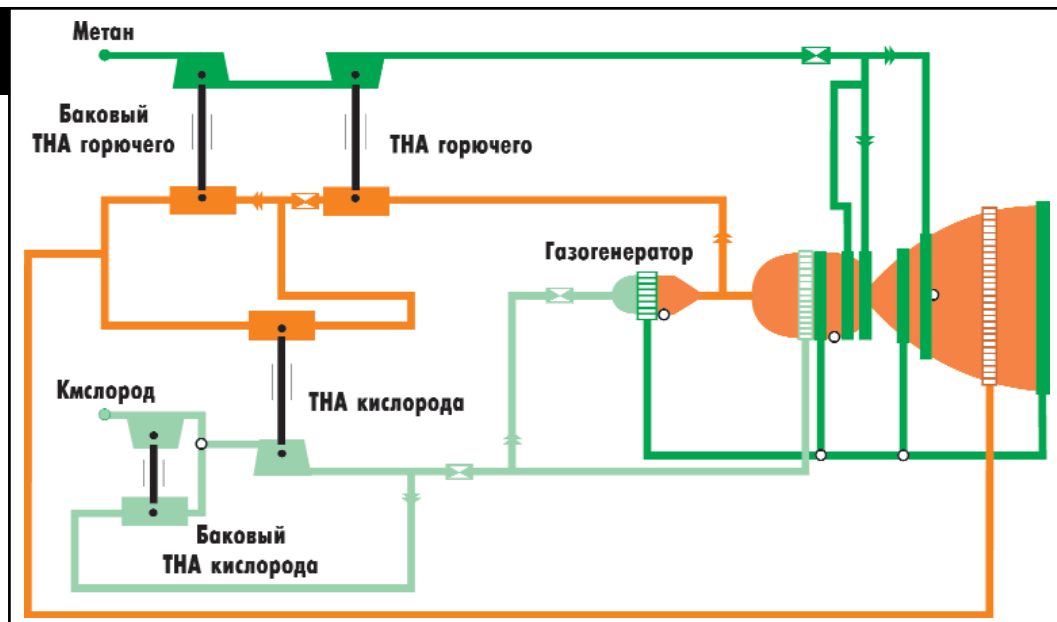
ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРД

Таблица 2

Характеристика	РД-253	РД-191	РД-М
Компоненты топлива	АТ+НДМГ	О <sub>2</sub> +РГ-1	О <sub>2</sub> +СН <sub>4</sub>
Схема двигателя	СДГГ	СДГГ	БДГГ
Тип газогенерации	ОГГ	ОГГ	ВГГ
Тяга, тс			
- на Земле	150	185	180
- в пустоте	167	201,6	200
Удельный импульс тяги, с			
- на Земле	285	309,5	306,3
- в пустоте	316	337	340
Давление в камере сгорания, кгс/см <sup>2</sup>	150	247,2	140
Давление за насосами, кгс/см <sup>2</sup>			
- окислителя	320	599	222
- горючего	360	780	306
Мощность турбины, кВт/кг	30	52,4	25
Удельная мощность ТНА, кВт/кг	75	127	63-83
Время работы в полете, с	115	~200	200
Проектная надежность	0,99	0,999	0,999
Эксплуатационная надежность	0,9987	—	—

БДГГ - без дожигания генераторного газа (ГГ); СДГГ - с дожиганием ГГ; ВГГ - восстановительный газогенератор; ОГГ - окислительный газогенератор.

Рис. 5



перспективы использования в других отраслях (авиация, железнодорожный и автомобильный транспорты). Хотя в России пока практически отсутствует инфраструктура использования сжиженного природного газа, однако имеющаяся практика эксплуатации криогенных компонентов (кислород, водород), а также богатый мировой опыт производства и транспортировки СПГ позволяют сделать вывод о возможности создания необходимой инфраструктуры при сравнительно небольших затратах.

Наиболее целесообразной схемой маршевого ЖРД для средств выведения нового поколения является открытая, незамкнутая схема с восстановительным генераторным газом (рис. 5). Для уменьшения потерь удельного импульса тяги целесообразно применить перепуск отработавшего генераторного газа в сопло. В итоге выполнения научно-исследовательских, расчетно-теоретических и экспериментальных

технически эффективный запуск как пилотируемых объектов, так и уникальных дорогостоящих космических аппаратов большой массы.

В заключение необходимо отметить, что использование основных положений разработанной Центром Келдыша "Концепции" открывает перспективы создания нового поколения маршевых много-разовых двигателей, обеспечивающих:

- высокую надежность;
- простоту межполетного обслуживания и многократность использования;
- формирование многодвигательных резервируемых ДУ.

На базе подобных ЖРД (табл. 3) могут быть разработаны новые, экологически безопасные, не требующие зон отчуждения, надежные и экономически эффективные РН с первой многократной ступенью, обеспечивающие снижение стоимости вывода КА почти вдвое.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ЖРД НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Таблица 3

Характеристика	РД-191	РД-М
Схема	Замкнутая с ОГГ	Открытая с ВГГ с перепуском в сопло
Давление в КС, кгс/см <sup>2</sup>	240...250	140...160
Трудоемкость изготовления двигателя, тыс. н/ч	90...120 (отработка); 45...55 (серия)	60...70 (отработка); 30...35 (серия)
Количество двигателей на отработку, шт	25 - 30*	27
Продолжительность разработки, годы	3 - 4*	3,5 - 4,5
Кратность использования в полете, раз	5 - 10	25 - 30
Охват аварийных ситуаций, %	60	95
Аварийность (ДУ из 6 дв.), раз на количество пусков	ДУ без резервирования 1 / 30	ДУ с резервированием 1 / 1000 - 1 / 1500
Относительная стоимость жизненного цикла двигателя	1,0	0,5

\* При наличии прототипа указанные показатели могут быть уменьшены до 10...15 штук и 2...3 лет, соответственно.

Применение многократного ЖРД нового поколения по сравнению с использованием существующих или созданных на базе существующих одноразовых ЖРД, что предлагается в ряде КБ, позволит сократить годовую программу производства ЖРД (тягой ~180 тс) со 180-200 до 60-70 шт./год, т.е. в ~3 раза, что может быть обеспечено мощностями одного завода, например Воронежского механического завода, и обеспечит двукратное снижение стоимости выведения полезной нагрузки.

## DIGEST

## ADVANCED LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES OF RUSSIA

Future progress of space projects in the world is limited by high cost of space vehicle orbit injection and insufficient reliability of injection aids. About half of accidents is caused by powerplant faults. As this takes place, losses are about 300 ... 700 mill. dollars.

The leading engine for advanced orbit injection systems within the nearest 20-25 years will still remain a liquid-propellant engine. Nowadays, foreign companies are actively developing new one-shot orbital injection systems using highly efficient lox/liquid hydrogen engines as well as solid-propellant rocket booster engines. Another important direction of their research works is the development of recoverable liquid-rocket engines and launcher stages. Therefore, gained advantages of Russian orbital injection systems using perfect but day-by-day becoming obsolete liquid-propellant engines can be lost.

Theoretical investigations, computations and tests of Keldysh Center with due account of design works of KBKhA and NPO "Energomash" make possible to conclude that Russia can hold advantage-ground and be competitive by the development of a recoverable liquid-rocket engine of the next generation which is fueled by lox/liquid natural gas.