

ЖРД БЕЗГЕНЕРАТОРНОЙ СХЕМЫ ДЛЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ БУКСИРОВ

ВВЕДЕНИЕ

В космические программы НАСА на 90-е гг. включено более 50 полетов пилотируемых и грузовых космических кораблей. Для выполнения таких полетов потребуется межорбитальный буксир (МБ), который будет эксплуатироваться совместно с МТКК "Спейс Шаттл". МБ предназначен для доставки полезного груза на геосинхронную орбиту с последующим возвращением на низкую околоземную орбиту, а также для выведения космических кораблей на межпланетные орбиты.

В настоящее время для подобных целей используются твердотопливные разгонные буксиры [1]:

-SSUS-D (Spinnig Solid Upper Stage) - двухступенчатый корабль, предназначенный для перевода с низкой околоземной орбиты спутника массой примерно 560 кг на геостационарную орбиту;

-SSUS-A - двухступенчатый корабль, предназначенный для перевода спутника массой около 1 т с низкой околоземной орбиты на геостационарную;

-IUS-2 (Inertial Upper Stage) - двухступенчатый межорбитальный корабль, предназначенный для доставки на геостационарную орбиту спутника массой примерно 2,27 т;

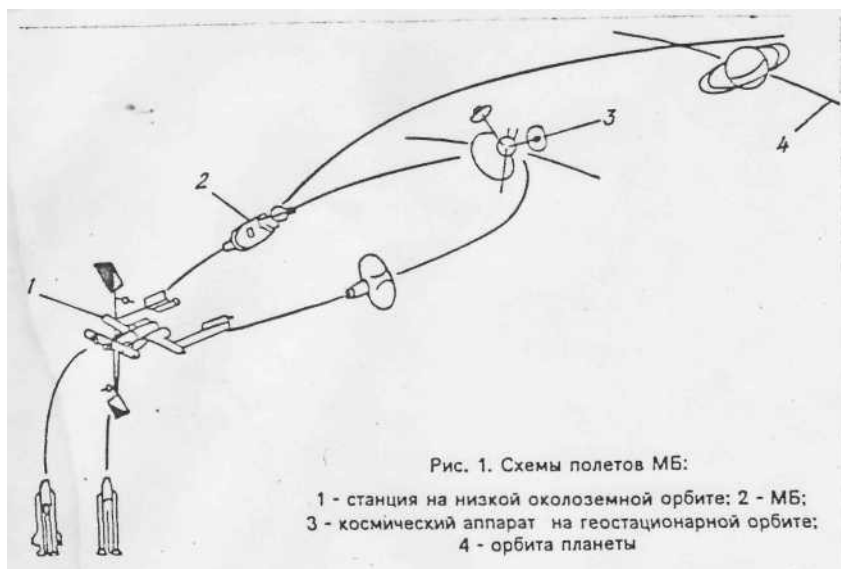
-IUS-3 -трехступенчатый межорбитальный корабль, предназначенный для доразгона спутника массой до 2,63 т для полета по межпланетной траектории.

Несмотря на относительную простоту, надежность, низкую стоимость МБ с двигателями твердого топлива, более перспективным считается корабль с ЖРД благодаря высоким энергетическим характеристикам и возможности осуществления многократного запуска, останова и регулирования уровня тяги в процессе работы двигателей.

Предполагается, что новые МБ потребуются для решения в основном двух задач (рис. 1):

-для быстрой доставки объектов на геосинхронную орбиту или быстрого возвращения пилотируемых и непилотируемых спутников;

-для относительно медленного перевода на геосинхронную орбиту крупноразмерных космических конструкций, которые собираются или разворачиваются на низкой околоземной орбите.



Чтобы МБ мог успешно выполнять поставленную задачу, его двигательная установка, в соответствии с концепцией НАСА, может выполняться в различных вариантах. Во-первых, возможно использование двухрежимного ЖРД, работающего при двух уровнях тяги: режим большой тяги применяется для доставки полезной нагрузки на геосинхронную орбиту с ускорениями, допустимыми для конструкции корабля и для экипажа, а режим малой тяги обеспечивает малые ускорения при переводе с орбиты на орбиту крупногабаритных ажурных конструкций. Во-вторых, возможно применение двух отдельных двигателей для каждой задачи. Кроме того, на МБ может быть установлена связка из нескольких двигателей малой тяги, которые могут работать независимо друг от друга.

Существующие в настоящее время ЖРД типа RL-10, пригодные для использования на МБ, надежны в эксплуатации, имеют достаточно большой ресурс, однако не соответствуют современным требованиям в отношении удельных характеристик, давления в камере сгорания, устойчивости работы на режимах малой тяги и т. п. На рис. 2 показано (по результатам расчетов), какие преимущества дает, например, увеличение давления в камере сгорания [2]. Видно, что при заданной длине сопла рабочие характеристики двигателя с высоким давлением в камере сгорания значительно превосходят характеристики двигателя с низким давлением в камере. Так, при одинаковых значениях удельного импульса тяги двигатель с давлением в камере сгорания 2,75 МПа (27,0 кг/см²) должен быть в 2-3 раза длиннее перспективного двигателя с высоким давлением в камере сгорания.

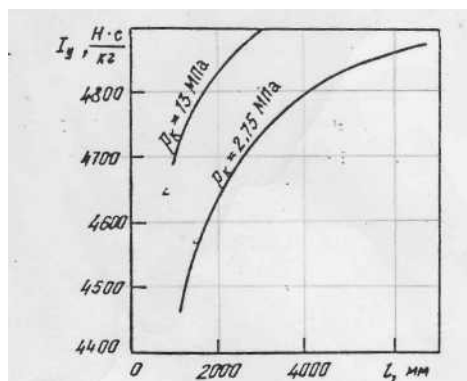


Рис. 2. Зависимость удельного импульса тяги кислородно-водородного двигателя от длины сопла и давления в камере сгорания

Учитывая результаты подобных исследований, НАСА разработало требования к перспективному кислородно-водородному двигателю для МБ [3]. В 1988 г. эти требования были скорректированы. В настоящее время предполагается, что двигатель может иметь следующие характеристики [4]:

- Удельный импульс тяги в пустоте....5100 Н·с/кг (520 с)
- Диапазон регулирования тяги.....30:1
- Масса.....163 кг
- Длина.....1000 мм
- Надежность.....1
- Период обслуживания:
 - между ремонтными работами.....500 запусков
или 20 ч работы
 - между регламентными работами...100 запусков
или 4 ч работы
- Тяга в пустоте.....44...108 кН (4,5...11т)
- Соотношение компонентов топлива...6±1

Приведенное значение удельного импульса тяги представляет собой максимальное теоретическое значение и вряд ли будет получено, тем не менее реальное его значение для двигателя, вероятно, увеличится на 390...490 Н·с/кг (40...50 с) по сравнению с удельным импульсом тяги современного двигателя RL-10. Для повышения эффективности использования ДУ увеличение удельного импульса тяги при уменьшенных размерах двигателя выглядит очень привлекательно. МБ с подобным двигателем обеспечит доставку на геостационарную орбиту полезного груза массой примерно в 1,5 раза большей, чем масса груза, доставленного при использовании существующего в настоящее время двигателя RL-10 с удельным импульсом около 4310 Н·с/кг(440 с).

Работы по созданию двигательной установки для МБ в 70-80-х гг. проводились рядом зарубежных фирм. Были разработаны эскизные проекты двигателей и начаты экспериментальные работы по подтверждению заявленных характеристик. Наибольший интерес представляют разработки двигателя, работающего без газогенератора, привод турбонасосных агрегатов в котором осуществляется с помощью рабочего тела (водорода), подогретого в охлаждающем тракте камеры сгорания. Подобные схемы ЖРД известны давно, но до последнего времени считалось, что безгенераторная схема в принципе не позволяет получить достаточно высокое давление в камере сгорания, при этом ссылались на параметры кислородно-водородного двигателя RL-10. Однако успехи в исследованиях ракетного двигателестроения, оптимальное проектирование и конструирование камеры сгорания с целью увеличения теплосъема, проведение специальных мероприятий по интенсификации теплоотвода из камеры сгорания в охладитель, утилизация тепла газа, прошедшего через турбины - все это позволяет поднять давление в камере сгорания двигателя, работающего по безгенераторной схеме, до значительного уровня, более 10 МПа (100 кг/см²).

В данном обзоре рассмотрены некоторые из предлагаемых различными фирмами двигателей для МБ.

1. ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА ФИРМЫ "РОКЕТДАЙН"

1.1. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И СХЕМА ДВИГАТЕЛЯ АЕСЕ ФИРМЫ "РОКЕТДАЙН"

Фирма "Рокетдайн" давно и успешно работает в области создания кислородно-водородных двигателей. Наиболее известны двигатели этой фирмы J-2 и SSME. Использование проверенных конструктивных решений и последних достижений в области технологии позволило сотрудникам этой фирмы создать компактный, надежный, высокоэффективный двигатель, получивший наименование АЕСЕ (Advanced Expander Cycle Engine). Некоторые технические характеристики этого двигателя приведены ниже [5]:

Тяга в пустоте.....	66,7 кН (6.8 т)
Массовое соотношение компонентов топлива (номинальное).....	6
Давление в камере сгорания.....	10,2 МПа (104 кг/см ²)
Удельный импульс тяги в пустоте.....	4714 м/с (480,8 с)
Длина двигателя:	
без соплового насадка.....	1520 мм
при выдвинутом сопловом насадке	2970 мм
Масса двигателя	215 кг

Принципиальная пневмогидравлическая схема (ПГС) двигателя АЕСЕ представлена на рис. 3. Перед началом работы двигателя компоненты находятся в баках при температуре кипения, однако возможен вариант, когда кислород или водород, или оба компонента будут в переохлажденном состоянии. После расчетных исследований по различным способам привода ТНА в качестве основного для конструкторской проработки был выбран вариант с последовательным приводом турбины насоса водорода и турбины насоса кислорода.

Рассмотрим кратко особенности предложенного варианта ПГС. Водород после открытия входного клапана поступает в бустерный насосный агрегат (БНА), после которого небольшая часть водорода направляется на охлаждение выдвижного соплового насадка, а основная часть поступает в насос высокого давления. Затем водород подогревается (до температуры 550...700 К), последовательно проходя через охлаждающий тракт теплообменника турбинного газа, камеры сгорания и неподвижной секции сопла. Большая часть этого водорода используется для привода турбин ТНА горючего и окислителя, а также для турбины БНА горючего. Меньшая часть подогретого водорода через байпасную линию и регулятор направляется непосредственно в головку, минуя турбины. Благодаря такой ПГС в двигателе имеется некоторый запас мощности, что позволяет надежно регулировать его на различных режимах. После турбин водород перед поступлением в головку смешения проходит через специальный теплообменник-регенератор, в котором часть оставшегося тепла передается в охладитель. Использование предварительно подогретого охладителя, являющегося рабочим телом в турбинах, позволяет иметь на входе в турбину более высокую температуру и, следовательно, несколько увеличить реализуемое давление в камере сгорания. В теплообменнике-регенераторе происходит дополнительный подогрев охладителя примерно на 55 К. Масса этого противоточного теплообменника около 7,3 кг, однако благодаря увеличению удельного импульса тяги полезная нагрузка МБ возрастает более чем на 30 кг. Небольшая часть водорода используется для подогрева в специальном газификаторе кислорода для наддува баков и для подачи в запальное устройство камеры сгорания.

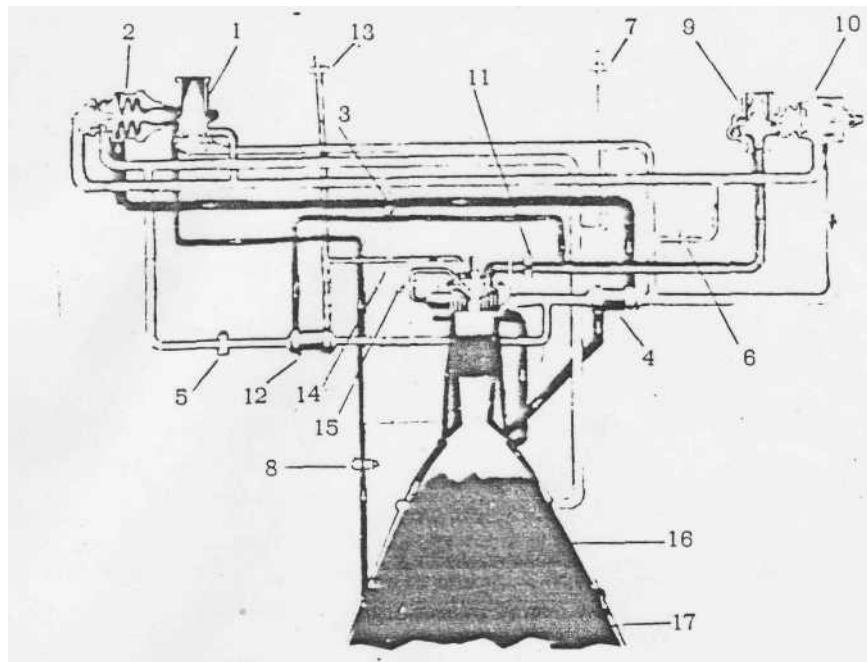


Рис. 3. Пневмогидравлическая схема двигателя АЕСЕ:

1,9-БНА водорода и кислорода; 2, 10 - ТНА водорода и кислорода; 3,11- главные клапаны водорода и кислорода; 4 - водородный регенератор; 5, 6 - перепускные клапаны турбин насосов горючего и окислителя; 7, 13 - клапаны наддува баков водорода и кислорода; 8 - клапан подачи охладителя на завесное охлаждение; 12 - кислородный теплообменник; 14- клапан газообразного кислорода; 15 - клапан запального устройства; 16 - неподвижная часть сопла; 17-выдвигаемый насадок

Жидкий кислород после открытия входного клапана поступает в БНА, а затем в ТНА высокого давления. После насоса весь кислород подается на привод турбины БНА окислителя, а затем направляется в смесительную головку камеры сгорания через регулятор, поддерживающий заданное массовое соотношение компонентов топлива. Небольшая часть кислорода газифицируется в теплообменнике и направляется в запальное устройство камеры сгорания и на наддув бака кислорода.

Основная особенность в ПГС данного двигателя (как, впрочем, и двигателя RL-10) -отсутствие высокотемпературного газогенератора, что делает двигатель безгенераторной схемы более простым, надежным и безопасным. В двигателях традиционных схем (открытых, с дожиганием генераторного газа и др.) газогенератор, газоводы, турбины работают при почти предельных значениях температур рабочего газа. Случайное изменение массового соотношения компонентов топлива в газогенераторе может привести к недопустимому повышению температуры продуктов газогенерации, к подплавлению стенок, лопаток турбин и других элементов двигателя, к его аварийному прогару.

Более низкая температура рабочего газа в турбинах при невозможности ее повышения при всех отклонениях в режиме работы камеры (так как камера сгорания работает при максимальном значении теплового потока в стенку и без внутреннего завесного охлаждения, а при всех изменениях режима работы подогрев рабочего газа только уменьшается) существенно снижает напряжение в агрегатах двигателя и повышает вероятность их безаварийной работы. Кроме того, облегчается автономная отработка ТНА и БНА, клапанов и регуляторов, а при экспериментальной отработке и доводке двигателей с низкой температурой в газовом тракте, безусловно, возникнет гораздо меньшее количество проблем.

Другой особенностью схемы данного двигателя является использование для привода турбины БНА окислителя основной части кислорода высокого давления. В этом случае упрощается решение вопроса об уплотнениях между турбиной и насосом, облегчается доводка БНА и двигателя.

Расчетные исследования, проведенные специалистами фирмы по выбору оптимальной схемы двигателя для МБ, позволили отдать предпочтение двигателю без газогенератора (с подогревом рабочего тела для турбин в тракте охлаждения) как более безопасному, надежному, простому в доводке и более дешевому в изготовлении и эксплуатации. Некоторое возможное ухудшение эффективности двигателя из-за сравнительно низкого давления в камере сгорания может быть легко компенсировано в двигателе космического базирования благодаря применению сопла с высокой геометрической степенью расширения.

1.2. КАМЕРА СГОРАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ АЕСЕ

При создании двигателя безгенераторной схемы, естественно, были использованы те конструктивные решения, которые хорошо себя зарекомендовали ранее при разработке кислородно-водородных двигателей фирмы "Рокетдайн" (J-2 и SSME). Камера двигателя АЕСЕ состоит из смесительной головки, запального устройства (ЗУ), камеры сгорания, передней неподвижной части сопла и выдвигаемого соплового насадка (рис. 4). Основные размеры камеры сгорания приведены ниже:

Диаметр камеры сгорания	121,9 мм
критического сечения.....	62,1 мм
Длина камеры сгорания.....	508 мм
Геометрическая степень расширения:	
неподвижной части сопла в месте	
присоединения к камере сгорания.....	14
в начале выдвигаемого соплового насадка.....	225
выходного сечения сопла.....	625

Отличительной особенностью камеры сгорания данного двигателя является большая ее длина по сравнению с длиной камеры сгорания традиционных ЖРД, которая обычно определяется из условий оптимального сгорания компонентов топлива. Увеличение длины камеры сгорания позволяет повысить разогрев водорода в охлаждающем тракте, а это, в свою очередь, позволяет увеличить давление в камере сгорания при работе двигателя без газогенератора.

Расчетные исследования показали, что цилиндрическая камера сгорания длиной 250 мм, достаточной для качественного сгорания топлива, обеспечивает такой подогрев водорода, который дает возможность иметь в камере сгорания давление около 6 МПа. Увеличение длины камеры сгорания вдвое увеличивает теплосъем примерно на 40 % и позволяет поднять давление до 9 МПа.

В двигателе АЕСЕ дальнейшее увеличение подогрева водорода достигается применением камеры конической формы (рис. 5). В этом случае профиль теплового потока по длине двигателя будет более равномерным (без резкого пика в районе критического сечения) и более высоким на большей длине по сравнению с профилем теплового потока цилиндрической камеры сгорания. Подогрев водорода в охлаждающем тракте возрастает, и, следовательно, увеличивается работоспособность рабочего газа для турбины. Давление в камере сгорания может быть увеличено до 10 МПа.

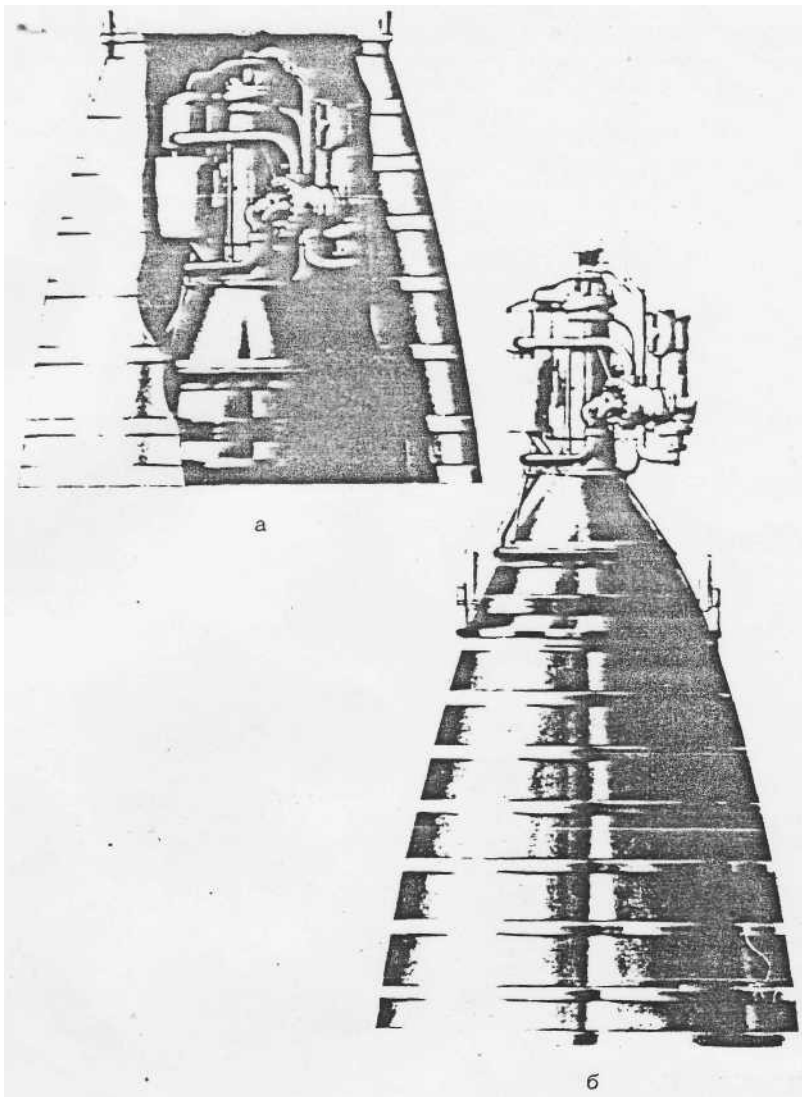


Рис. 4. Двигатель АЕСЕ в транспортном (а) и в рабочем (б) положении

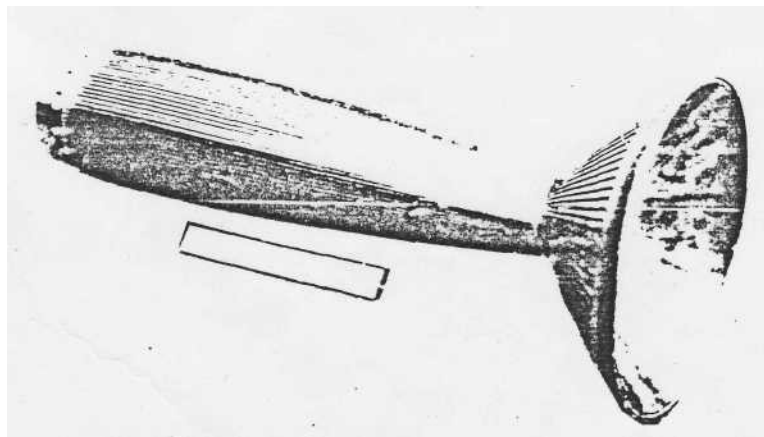


Рис. 5. Камера сгорания двигателя АЕСЕ

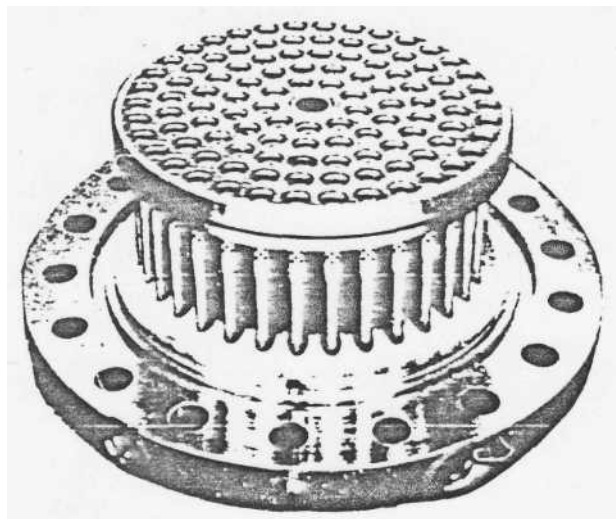


Рис. 6. Смесительная- головка двигателя АЕСЕ

Смесительная головка камеры образована рядом дниц с соосными двухкомпонентными форсунками (108 шт.), равномерно расположенными по концентрическим окружностям (рис. 6). Отличительной особенностью этих смесительных элементов является высокое соотношение скоростей горючего и окислителя, обеспечивающее высокую эффективность перемешивания и сгорания компонентов топлива. Жидкий кислород подается через центральную форсунку, а подогретый водород - через кольцевую щель вокруг нее. Форсунки равномерно распределены и обеспечивают равномерное распределение компонентов по сечению с заданным соотношением. Какого-либо пристеночного слоя с пониженным соотношением компонентов в камере сгорания нет. В отличие от ранее созданных двигателей в данной конструкции выдвинутых смесительных элементов, образующих антипульсационные перегородки, не предусмотрено. Однако акустические поглотители имеются.

В табл. 1 приведены основные параметры форсунок двигателя АЕСЕ в сравнении с параметрами форсунок ЖРД SSME.

Таблица 1

Параметры	Двигатель	
	АЕСЕ	SSME
Диаметр форсунки, мм:		
окислителя	2,36	4,78
горючего	4,12	8,84
Скорость на выходе из форсунки, м/с:		
окислителя	22,1	31
горючего	275	195
Расход через форсунку, кг/с:		
окислителя	0,112	0,665
горючего	0,016	0,106
Толщина кромки форсунки, мм:	0,4	0,53
Глубина подрезки, мм	2,36	5,08

Огневое днище смесительной головки изготовлено из пористого материала риджимеш. Этот материал получают из стабилизированных нержавеющей стальных проволочек путем прокатки и последующего спекания. Расход водорода, вдуваемого через днище для обеспечения охлаждения головки, был определен экспериментально: $m=0.075 \dots 0.1$ кг/с (рис. 7, K - соотношение компонентов топлива, p_k - давление в камере сгорания). На рис. 7 стрелками показан рабочий диапазон расходов. При этом на поверхности головки

устанавливается допустимый уровень температуры, несмотря на вдув через днище водорода высокой температуры, так как перепад между температурами стенки и вдуваемого водорода при уровне теплового потока 20 МВт/м², возникающего при работе камеры на номинальном режиме, не превышает 200 К.

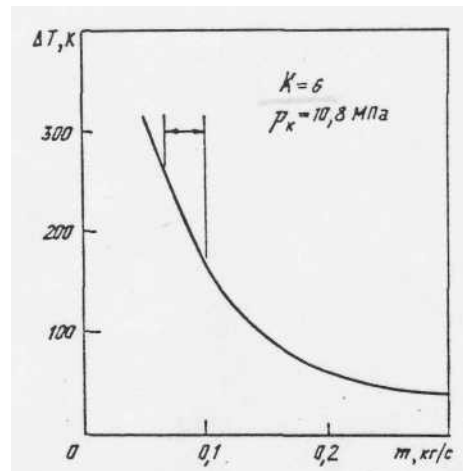


Рис. 7. Изменение температуры ΔT огневого днища смесительной головки в зависимости от расхода m водорода на транспирационное охлаждение

Огневое днище поддерживается с помощью форсунок горючего, устанавливаемых на резьбе. Благодаря установке между ввернутыми форсунками и огневым днищем уплотняющих пружинных прокладок огневое днище полностью разгружено от термических напряжений. Кроме того, вворачивая форсунки с разными прокладками, можно легко регулировать расстояние между срезом форсунки кислорода и плоскостью огневого днища (подрезку форсунок). В случае необходимости отдельные форсунки могут быть заменены (например, для изменения кольцевого зазора с целью изменения скорости впрыска горючего или в случае подплавления во время испытания).

Смесительная головка сконструирована так, чтобы избежать поперечных перетеканий продуктов сгорания, которые возможны при неравномерной расходонапряженности. Поперечные перетекания, обычно сопровождающие процесс смешения легкого горючего с более тяжелым окислителем и могущие вызвать большую неравномерность в распределении компонентов топлива по сечению камеры сгорания, во многом зависят от распределения компонентов в подводящих коллекторах.

Подводящий коллектор кислорода обеспечивает равномерное распределение окислителя по форсункам. Скорость кислорода на входе умеренная, а площадь сечения коллектора достаточна для обеспечения низкой поперечной скорости. Жиклеры на входе окислительных форсунок способствуют нечувствительности этих форсунок к возможным отклонениям в потоке кислорода в коллекторе.

Коллектор горячего водорода в головке имеет коническую форму (рис. 8), благодаря чему скорость горючего в нем почти постоянна. Скорость водорода на входе в кольцевой зазор форсунки сравнительно невысока для того, чтобы улучшить равномерность расхода и уменьшить вероятность возникновения вибрации форсунок кислорода, которые наблюдались при испытаниях двигателя SSME. Кроме того, на входе в полость горючего в головке расположен кольцевой фильтр, который не только задерживает всевозможные загрязнения, но и способствует равномерности скорости и расхода водорода. Кольцевой фильтр для всех форсунок технологически более выгоден, чем индивидуальные фильтры для каждой форсунки.

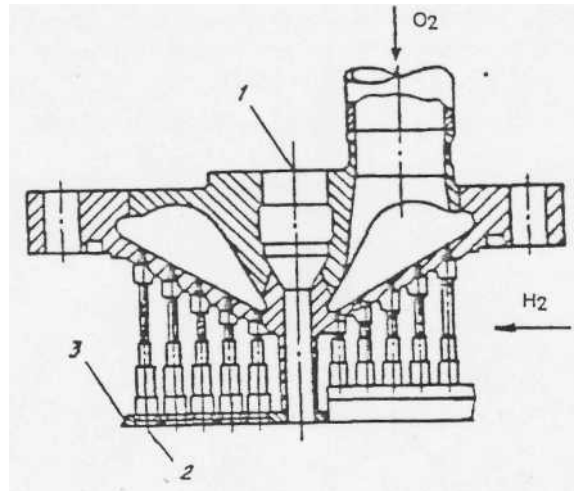


Рис. 8. Схема смесительной головки двигателя ЛЕСЕ:
1 - запальное устройство; 2 - коаксиальные форсунки; 3 - огневое днище

Конструктивно форсунки камеры сгорания двигателя АЕСЕ (рис. 9) почти не отличаются от форсунок двигателя SSME. Небольшие изменения в конструкции и отличия в технологии изготовления двухкомпонентных форсунок двигателя АЕСЕ обусловлены стремлением улучшить качество и надежность их работы. При изготовлении смесительной головки сначала в силовом днище сверлятся жиклеры форсунок окислителя и посадочные места для них. Затем привариваются форсунки окислителя и на специальном станке обрабатываются со стороны камеры посадочные места под ввариваемые форсунки горючего. Причем следует отметить, что для обеспечения концентричного зазора на каждой форсунке окислителя имеются центрирующие выступы. Они расположены довольно близко от среза форсунки, но на таком расстоянии, чтобы свести до минимума их возмущающее влияние на газовый поток в зазоре. При работе подобных форсунок в двигателе SSME было отмечено несколько случаев возникновения вибрации наиболее длинных форсунок. Для снижения вероятности возникновения колебаний на внешней поверхности трубок форсунок были образованы спиральные ребра, повысившие жесткость форсунок, но усложнившие их изготовление. Форсунки безгенераторного двигателя более короткие и жесткие, имеют только центрирующие выступы и поэтому более просты и дешевле в изготовлении.

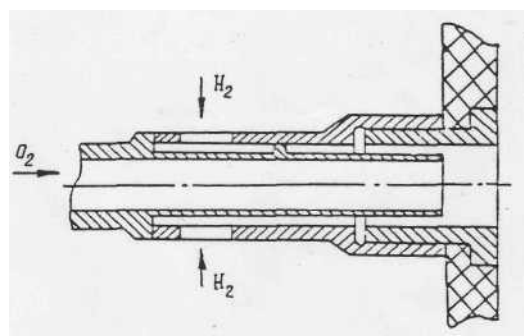


Рис. 9. Смесительный элемент головки двигателя АЕСЕ

Хотя, как уже отмечалось выше, ожидается, что камера сгорания будет работать устойчиво, чтобы исключить возможность возникновения колебаний на запуске и на переходных режимах, в районе стыка головки и камеры сгорания предусмотрена установка акустических поглотителей, состоящих из восемнадцати отдельных полостей. Суммарное проходное сечение этих полостей составляет, примерно 10 % от площади поперечного сечения камеры. Стенки акустического поглотителя во время работы двигателя нагреваются продуктами сгорания, попадающими в полость. Охлаждаются стенки водородом, выходящим из охлаждающего тракта и поступающим в смесительную головку. Оценка теплового

состояния поглотителей показала, что температуры стенок не превышают допустимых значений. Какого-либо дополнительного завесного охлаждения полостей акустического поглотителя не требуется. Эти полости расположены таким образом, что они могут быть сняты без переделки смесительной головки, если испытания двигателя подтвердят результаты расчетного анализа устойчивости, и камера сгорания будет устойчиво работать на всех режимах.

Огневая стенка камеры сгорания изготавливается из медно-серебряного сплава нарлой-z, показавшего хорошую усталостную прочность и стойкость в отработанных ранее конструкциях. Материал также характеризуется высокой теплопроводностью, что имеет особое значение для теплонапряженных узлов.

Охлаждающий тракт выполнен в виде фрезерованных канавок. Температура огневой стенки на всех режимах не должна превышать 730 К. Огневая стенка камеры имеет продольные ребра с горячей и холодной сторон стенок для увеличения поверхности теплообмена.

Наружная стенка камеры сгорания изготавливается по отработанной технологии из электроосаждаемых слоев меди (толщиной 0,1 мм) и никеля (толщиной 1,4 мм), на которые затем надевается силовой кожух из стали инконель-718, свариваемый из двух половинок с помощью электронно-лучевой сварки.

Смесительная головка и камера сгорания соединяются с помощью фланцевого соединения. В любой момент камера сгорания может быть отстыкована для тщательного осмотра головки и ее замены в случае необходимости.

Сверхзвуковое сопло состоит из двух секций. Неподвижная секция изготавливается из стальных тонкостенных трубок переменного сечения, а также из кольцевой проставки из медного сплава (начальное сечение с относительной площадью $\bar{f}=14$, конечное сечение $\bar{f}=34$). В конечном сечении проставки расположен отводящий коллектор тракта охлаждения. Водород, охлаждающий неподвижную часть сопла, поступает в подводящий коллектор после охлаждения камеры. Он проходит по канавкам кольцевой проставки, затем по трубкам (180 шт.) направляется к концевому сечению неподвижной части сопла, поворачивает и по другим трубкам (тоже 180 шт.); возвращается к отводящему коллектору. Подобное расположение коллектора не препятствует размещению механизма выдвижения: соплового насадка.

Выдвижная секция сопла имеет на входе $\bar{f}=225$, на срезе $\bar{f}=625$.; Изготавливается она из 1080 тонкостенных трубок. Водород на охлаждение секции сопла поступает в передний коллектор, проходит по трубкам и сбрасывается на срезе сопла через специальные индивидуальные сопла с диаметром критического сечения около 1 мм. Охлаждающий водород разогревается до высоких температур (1100...1150 К), однако благодаря низкому давлению (водород поступает из БНА горючего) и небольшому перепаду температур между стенкой и охладителем надежность подобной конструкции очень высока. При истечении нагретого водорода через маленькие сопла, расположенные в конце трубок, удельный импульс тяги I_y этого расхода из-за потерь на непараллельность истечения составит примерно 5200 Н·с/кг (530 с).

Для выдвижаемого насадка тонкостенные трубки для жесткости скрепляются наружной оболочкой, изготавливаемой из тонкого стального листа методом гидроформования. Трубки припаиваются к оболочке в специальной печи. Между собой трубки не спаиваются. Благодаря применению тонкостенных трубок и оболочки выдвижаемый насадок получается очень легким, но одновременно достаточно жестким. Его масса не превышает 16,5 кг.

В механизме выдвижения насадка используются три винта, приводимые во вращение одним электродвигателем постоянного тока. Возможна ручная прокрутка винтов. Электродвигатель размещен на переднем конце одного из винтов. От него к двум другим винтам с помощью специальных валиков передается крутящий момент. Для обеспечения правильной центровки сопла вращение всех трех винтов синхронизировано.

Ниже приведены некоторые технические характеристики охлаждающего тракта камеры:

Камера сгорания

Минимальная толщина огневой стенки.....	0,63 мм
Высота ребра тракта охлаждения в районе критического сечения.....	1,2 мм
Число ребер.....	96 шт.
Расход охладителя.....	1,85 кг/с
Давление охладителя:	
на входе.....	31,54 МПа (321,6 кг/см ²)
на выходе.....	29,34 МПа (299,2 кг/см ²)
Температура охладителя:	
на входе.....	124 К
на выходе.....	386 К

Неподвижная часть сопла

Число трубок.....	180+180 шт.
Толщина стенки трубки.....	0,3 мм
Расход охладителя.....	1,85 кг/с
Давление охладителя:	
на входе.....	29,32 МПа (299 кг/см ²)
на выходе.....	28,98 МПа (295,5 кг/см ²)
Температура охладителя:	
на входе.....	386 К
на выходе.....	485 К

Выдвижной насадок

Число трубок.....	1080 шт.
Толщина стенки трубки.....	0,12 мм
Расход охладителя.....	0,163 кг/с

В качестве ЗУ в камере сгорания используется система, состоящая из форкамеры, электрической запальной свечи и системы питания топливом и электричеством. Окислитель в газообразном виде поступает в форкамеру ЗУ через кольцевую щель, расположенную вокруг искрового электрода. Небольшое количество горючего вводится через форсунки вблизи электродов, где и происходит воспламенение компонентов. Массовое соотношение компонентов в районе головки ЗУ около 40, температура 2100...2200 К. Основная часть горючего (на выходе из ЗУ массовое соотношение компонентов составляет примерно 0,6...0,7) используется для охлаждения форкамеры ЗУ и трубки газоведа и подмешивается а поток газов, выходящих из ЗУ, в районе выходного сечения. Происходит переход через стехиометрическое соотношение компонентов, температура газов в струе увеличивается, возрастает ее воспламеняющая способность. Для повышения надежности ЗУ устанавливаются две свечи, каждая из которых имеет свои форсунки для подачи компонентов

Компоненты топлива для работы ЗУ подаются после насосов высокого давления. Поскольку режима захлаживания нет и двигатель начинает работу на режиме минимальной тяги (давление в камере сгорания составляет 10% от номинального значения), компоненты подогреваются в подводящих магистралях. Водород направляется в ЗУ после охлаждающего тракта камеры сгорания, а кислород – после подогрева в специальном теплообменнике. Коаксиальное сопло на выходе из форкамеры ЗУ имеет такие же размеры, как и основные форсунки головки.

Три термопары, устанавливаемые в ЗУ, позволяют контролировать момент воспламенения и процесс горения в ЗУ. Если две термопары выходят из строя или показывают температуру ниже 266 К к началу открытия основного клапана горючего, то подается команда на прекращение запуска.

1.3. АГРЕГАТЫ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ДВИГАТЕЛЯ АЕСЕ

1.3.1. Бустерные насосные агрегаты

БНА двигателя АЕСЕ предназначены для обеспечения бескавитационной работы основных насосов при температуре кипения компонентов и при минимальном давлении наддува (или вообще без дополнительного наддува). Таким образом, БНА позволяют улучшить массовые и рабочие характеристики основных насосов и всей системы подачи.

БНА горючего состоит из оседиагонального одноступенчатого насоса и парциальной газовой турбины, приводимой в движение водородом, подогретым в тракте охлаждения (рис. 10, а). В состав насоса входит крыльчатка, безлопастный радиальный диффузор и лопаточный диффузор. Ротор поддерживается двумя шариковыми подшипниками, которые охлаждаются жидким водородом, поступающим из насоса высокого давления. Расход охладителя определяется выбором зазоров в уплотнении подшипников.

БНА горючего работает устойчиво при минимальном подпоре примерно 4,5 м даже при двухфазном потоке водорода на входе и обеспечивает при этом бескавитационную работу основного насоса.

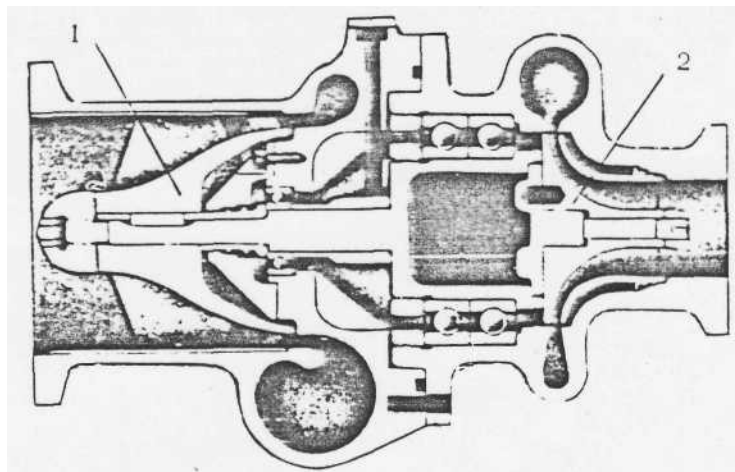
В БНА окислителя также применен оседиагональный насос с двумя рядами рабочих лопаток. БНА окислителя приводится во вращение одноступенчатой центробежной турбиной, через которую осуществляется весь расход жидкого кислорода после выхода его из основного насоса высокого давления (рис. 10, б). Ротор поддерживается одинарным и сдвоенным шариковыми подшипниками, охлаждаемыми кислородом.

Корпус БНА окислителя, так же как и БНА горючего, изготавливается из алюминиевого сплава и состоит из двух частей: корпуса насоса и корпуса турбины, соединяемых с помощью фланцев. Корпуса БНА окислителя и горючего имеют фланцы на входе и выходе, благодаря чему существенно упрощается сборка двигателя или замена агрегата в случае необходимости.

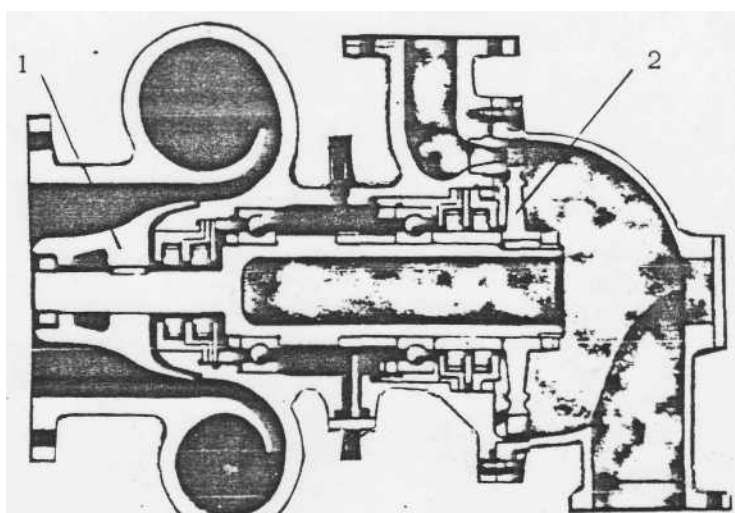
Следует отметить, что конструкция БНА данного двигателя тщательно продумана и отличается простотой и надежностью. Здесь нет мощного пакета уплотнений, так как насос и турбина работают на одном и том же компоненте. Охлаждение подшипников можно сравнительно просто регулировать, изменяя зазор в лабиринтном уплотнении. И, вообще, оба агрегата представляют собой малонагруженные системы, в которых не используется каких-либо технологических новшеств. Все конструктивные решения неоднократно проверялись на других подобных изделиях и показали хорошую работоспособность.

Для уменьшения массы конструкции и облегчения обслуживания ТНА и БНА горючего объединены в единый Т-образный блок, причем вал БНА расположен параллельно оси двигателя, а вал ТНА – перпендикулярно оси (рис. 11, а).

БНА и ТНА жидкого кислорода также образуют единый блок со взаимно перпендикулярными валами (рис. 11, б). Подобная Т-образная конфигурация единого блока насосных агрегатов низкого и высокого давлений впервые встречается в разработках фирмы "Рокетдайн" и имеет определенные преимущества: компактность, минимальные гидравлические потери, уменьшение массы, упрощение обслуживания в период отработки.

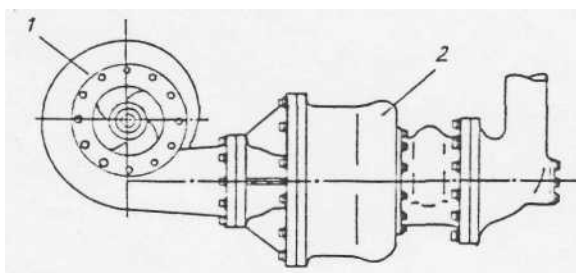


а

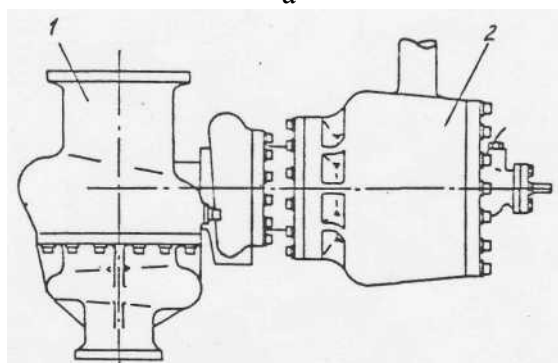


б

Рис. 10. Бустерный насосный агрегат горючего (а) и окислителя (б) двигателя АЕСЕ:
1 - насос; 2 - турбина



а



б

Рис. 11. Блок подачи горючего (а) и окислителя (б) двигателя АЕСЕ:
1 - БНА; 2-ТНА

В табл. 2 приведены основные характеристики бустерных насосных агрегатов двигателя АЕСЕ [4, 5].

Таблица 2

Параметр	БНА	
	горючего	окислителя
Насос		
Давление, МПа (кг/см ²):		
на входе	0,129(1,315)	0,112(1,142)
на выходе	0,508(5,18)	0,491(5,0)
Расход, кг/с	2,04	12,2
Скорость вращения, мин ⁻¹	28500	6475
Диаметр крыльчатки, мм	77	91,4
Окружная скорость, м/с	115	31
Коэффициент напора	0,295	0,45
Кпд	0,78	0,69
Материал:		
корпуса	Алюминиевый сплав	Алюминиевый сплав
колеса	Титан	Монель-К
Турбина		
Температура на входе, К	444	97
Давление, МПа (кг/см ²):		
на входе	15,1 (153,9)	18,26 (186,2)
на выходе	12,45 (126,9)	17,69 (180,4)
Расход, кг/с	0,132	12,2
Средний диаметр колеса, мм	101,6	76
Окружная скорость, м/с	150	25,7
Мощность, кВт	15,8	7,8
Кпд	0,319	0,8
Масса БНА, кг	6,26	8,53

1.3.2. Турбонасосные агрегаты высокого давления

При проектировании двигателя безгенераторной схемы большое расчетное исследование было проведено с целью оптимизации характеристик ТНА и, в частности, с целью выбора количества ступеней насоса горючего высокого давления. Давление водорода, необходимое для функционирования двигательной установки, можно было получить с помощью двух- или трехступенчатого насоса. Результаты расчетов [4] показали, что в трехступенчатом насосе реализуется более высокий кпд (примерно на 10% выше, чем в двухступенчатом насосе). Поэтому в соответствии с энергетическим балансом двигателя при использовании двухступенчатого насоса температура рабочего газа на входе в турбины должна быть повышена, что неизбежно приведет к уменьшению надежности конструкции

или, если температуру рабочего тела оставить постоянной, к снижению давления в камере сгорания. Конструктивно трехступенчатый насос является более сложным и дорогим агрегатом. Однако некоторые узлы такого насоса могут быть более технологичными. Например, крыльчатки трехступенчатого насоса имеют меньшее значение отношения диаметра колеса к толщине кромки лопаток, и, по мнению специалистов, такой насос легче изготовить методом литья. В результате было сделано заключение, что для двигателя МБ более выгоден трехступенчатый насос горючего.

ТНА горючего высокого давления достоин из трехступенчатого центробежного насоса и двухступенчатой турбины с парциальным подводом (рис. 12, а). Водород поступает в насос через осевой подвод с расположенным по центру кожухом для двойного подшипника диаметром 17 мм (возможно и 20 мм). Второй сдвоенный подшипник установлен между третьей ступенью насоса и турбиной. Передние подшипники охлаждаются водородом, поступающим из первой ступени и затем попадающим на вход в насос. Задние подшипники охлаждаются водородом, поступающим из диффузора третьей ступени и направляющимся затем в полость уплотнения перед второй ступенью насоса.

Общий расход охладителя около 20 г/с.

Так как рабочее тело в турбине ТНА имеет довольно низкую температуру (менее 500 К), была применена двухступенчатая турбина с парциальным подводом. Здесь необходимо отметить, что доводка подобной турбины будет достаточно сложной. Особого внимания потребуют расположение и размеры сопел парциального ввода, оказывающие сильное влияние на КПД турбины. Выбранная конструкция является оптимальной для данного двигателя, однако при отработке потребуются, очевидно, целый ряд расчетных и экспериментальных работ.

I.

Как уже отмечалось, особенностью конструкции данного двигателя является объединение корпусов БНА и ТНА в едином блоке. Подобная конструкция имеет определенные преимущества, однако, безусловно, потребует проверки характеристик насоса по всасыванию и напору.

Другая проблема, без решения которой ТНА горючего вряд ли будет удовлетворять предъявляемым требованиям, - это работоспособность подшипников. Весьма сложно обеспечить одновременно скорость вращения свыше 100000 мин и десятичасовой ресурс при криогенных температурах. Фирмой "Рокетдайн" проводятся исследования по повышению работоспособности подшипников, и высказывается предположение, что вновь разрабатываемые гибридные подшипники будут обеспечивать необходимый ресурс. Из-за отсутствия таких подшипников на данный период создатели двигателя спроектировали насос горючего таким образом, чтобы в нем можно было применять как вновь создаваемые подшипники диаметром 17 мм, так и существующие подшипники диаметром 20 мм, проверенные при испытаниях других двигателей, правда, с меньшей скоростью вращения.

Для снижения стоимости изготовления ТНА горючего было решено на всех ступенях насоса использовать одинаковые крыльчатки. Также одинаковы высота и ширина сопел на обеих ступенях турбины и размеры роторов ступеней.

В ТНА окислителя используется одноступенчатый центробежный насос со шнеком (рис. 12, б). Турбина одноступенчатая активная с парциальным подводом газа. Применение такой турбины вызвано стремлением получить приемлемые размеры лопаток, поскольку применение лопаток высотой менее 6 мм существенно ухудшит характеристики турбины.

Все внутренние полости и детали, которые могут соприкасаться с вращающейся крыльчаткой и от трения которых друг о друга возникает опасность возгорания металла в жидком кислороде, покрываются серебряным гальваническим покрытием. Применение покрытия позволяет свести к минимуму зазоры между вращающимися и неподвижными частями и повысить КПД насоса.

Ротор ТНА поддерживается двумя сдвоенными подшипниками диаметром 20 мм. Подшипник насоса охлаждается жидким кислородом, поступающим из полости автомата осевой разгрузки и направляющимся затем на вход в насос. Подшипник турбины охлаждается жидким водородом, который подается от насоса высокого давления, проходит

через подшипник, уплотнение вала и затем поступает в выходной коллектор турбины.

В разделительных уплотнениях насоса используется графит. Полость кислорода отделена от полости газообразного водорода пакетом промежуточных уплотнений с гелиевой продувкой. Дренаж утечек из основных уплотнений отводится за борт.

Турбина одноступенчатая активная с парциальным подводом газа работает на газообразном водороде, поступающем после привода турбины насоса водорода высокого давления.

Расчетный анализ динамики ротора показал вероятность возникновения неустойчивых режимов вращения. Были предложены следующие мероприятия, после внедрения которых должна была увеличиться жесткость опор и вала и, возможно, снизиться масса ТНА:

- расположение пакета подшипников турбины ближе к диску;
- изменение толщины диска турбины;
- уменьшение диаметра и длины импеллерного уплотнения возле переднего подшипника;
- уменьшение длины пакета плавающего уплотнения;
- перемещение шнека ближе к импеллерному уплотнению.

Внедрение этих мероприятий было отложено до окончания экспериментальных исследований по определению характеристик ТНА.

В табл. 3 приведены характеристики ТНА двигателя АЕСЕ [5, б].

Таблица 3

Параметр	ТНА	
	горючего	окислителя
Насос		
Число ступеней, шт.	3	1
Давление, МПа (кг/см ²):		
на входе	0,44 (4,48)	0,49 (5,0)
на выходе	32,16 (327,9)	18,24 (186)
Скорость вращения, мин ⁻¹	110000	52000
Расход, кг/с	1,87	12,2
Диаметр крыльчатки, мм	97	64,8
Окружная скорость, м/с	550	180
Кпд	0,636	0,66
Материал:		
крыльчатки	Титан	Тенс-50
корпуса	Тенс-50	Инконель-718
Турбина		
Температура на входе, К	470	44
Давление, МПа (кг/см ²):		
на входе	26,08 (265,9)	15,07 (153,6)
на выходе	13,92 (141,9)	12,47 (127,1)
Расход, кг/с	1,65	1,35
Окружная скорость, м/с	440	340
Средний диаметр колеса, мм	76,2	123,2
Кпд	0,638	0,6
Степень парциальности	0,33	0,245
Мощность, МВт	1,14	0,3
Масса ТНА, кг	17	17,9

1.4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ АЕСЕ

Упрощенная схема двигателя АЕСЕ, как объекта управления, представлена на рис. 13 [4], где указаны только основные магистрали и элементы управления, влияющие на тягу и соотношение компонентов топлива. Первичными элементами управления были выбраны главный клапан окислителя (ГКО) и перепускной клапан турбин (ПКТ). Главный клапан горючего (ГКГ) используется при включении и выключении, а перепускной клапан турбины окислителя (ПКТО) работает только на режиме малой тяги. Кроме того, клапан управления охлаждением сопла на режиме малой тяги должен находиться в положении дросселирования.

Для осуществления управления двигателем используется бортовой электронный блок управления (БУ), в функции которого входит проверка двигателя, контроль соединений, обработка сигналов датчиков, подключение к орбитальному кораблю, управление клапанами ЗУ.

Управление двигателем во время включения, работы на основном режиме и режиме выключения составляет около 11% всех функций БУ. Остальные функции БУ можно распределить следующим образом: проверка состояния элементов двигателя 34%, обработка входных и выходных данных 21%, безопасность двигателя и возможность ручного управления 34%.

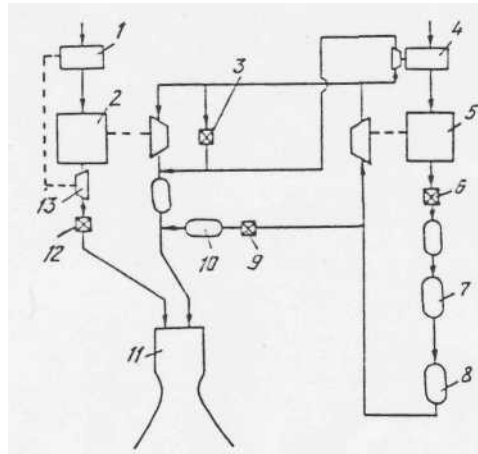


Рис. 13. Схема управления двигателем АЕСЕ:

1, 4 - БНА окислителя и горючего; 2, 5 - ТНА окислителя и горючего; 3 - перепускной клапан ТНА окислителя; 6, 12 - главные клапаны горючего и окислителя; 7 - охлаждающий тракт камеры сгорания и теплообменника; 8 - сопло; 9 - перепускной клапан; 10 - теплообменник; 11 - камера сгорания; 13 - турбина БНА окислителя

Проверка и отображение состояния элементов двигателя включает в себя операции, которые начинаются во время подготовки к полету и продолжаются во время работы двигателя. Они подтверждают работоспособность каждого элемента до и во время полета. Обработка входных и выходных данных включает в себя все операции по обслуживанию двигателя, обработку команд, проверку состояния элементов двигателя и условий их работы, обнаружение неисправностей.

Электронную систему управления предполагается выполнить в виде системы многоуровневого резервирования, в частности – системы двойного дублирования с перекрестной взаимозаменяемостью элементов. Эта система обеспечивает большее резервирование менее надежных элементов и меньшее резервирование элементов более надежных.

Основным в клапане управления является вращающийся элемент с электроприводом. Надежность клапанов обеспечивается дублированием электродвигателей и катушек индуктивного датчика положения клапана. В ГКО и ГКГ используется шаре прокладкой, а в перепускных клапанах - вращающийся элемент цилиндрической формы.

Входные клапаны горючего и окислителя необходимы для отсечки компонентов

топлива от насосов до и после включения двигателя. Конструкция этих клапанов подобна конструкции ГКО, только диаметр проходного сечения равен входному диаметру насоса для уменьшения падения давления перед насосом.

Вторичными элементами управления являются клапан газообразного окислителя, клапан охлаждения, два клапана ЗУ и два клапана наддува.

Для управления тягой и соотношением компонентов во время старта и полета была разработана простая система управления с обратной связью на трех клапанах. В качестве управляющих элементов выбраны ГКО, ПКТ и ПКТО.

Управление тягой осуществляется ПКТ, который установлен в трубопроводе, проходящем параллельно трубопроводам подачи водорода к турбинам. Соотношение компонентов больше всего зависит от положения ГКО, установленного на магистрали жидкого кислорода после основного насоса. ПКТО увеличивает чувствительность по управлению тягой при определенных значениях соотношения компонентов. Это достигается перераспределением расхода между турбинами окислителя и горючего. Благодаря наличию этого клапана расширяется диапазон регулирования соотношения компонентов при низких уровнях тяги и появляется возможность управлять соотношением компонентов даже при неработающем насосе. Расчетные исследования показали, что предложенная система управления по замкнутому контуру позволит поддерживать уровень тяги и соотношения компонентов топлива с точностью соответственно ± 5 и ± 2 %.

1.5. ИСПЫТАНИЯ ОСНОВНЫХ АГРЕГАТОВ ДВИГАТЕЛЯ АЕСЕ

После завершения расчетных исследований по выбору параметров работы двигателя АЕСЕ, его конструкции и характеристик отдельных элементов был изготовлен экспериментальный двигатель АЕСЕ, испытания которого должны подтвердить возможность получения требуемых высоких удельных параметров.

Экспериментальный двигатель включает в себя все основные агрегаты кислородно-водородного двигателя, работающего по безгенераторной схеме, за исключением БНА, которые не считаются критическими элементами, а в стендовых условиях компоненты топлива могут быть поданы в основные насосы под любым давлением. В схему были включены дроссельные шайбы для имитации перепадов давления на турбинах БНА. В схему не были включены теплообменник-испаритель жидкого кислорода для наддува баков и водородный теплообменник, которые позволяют использовать тепло газов после турбин для повышения эффективности рабочего цикла.

Конструкция экспериментального двигателя предусматривала возможность быстрой замены агрегатов или ремонта узлов системы подачи. Это позволяло опробовать различные варианты конструкции без особых затруднений.

Первое огневое испытание [7] экспериментального двигателя было проведено 18 апреля 1986 г. на испытательной станции в Санта-Сузанае (штат Калифорния). Расчетная тяга двигателя 66,7 кН (6,8 т), давление в камере сгорания 10,3 МПа (105 кг/см²). Степень расширения сверхзвуковой части сопла равна 14. Такая величина степени расширения позволяет работать в земных условиях без специальной вакуумной системы или газодинамической трубы, которые обеспечивали бы безотрывное течение в сопле, но существенно усложнили бы эксперимент.

Поскольку в ТНА предполагается использовать турбину с парциальным подводом рабочего тела, были проведены расчетные и экспериментальные исследования турбины, работающей на газообразном азоте.

Эксперименты показали, что в номинальных условиях (максимальная величина относительной длины окружности, на которой происходит подвод рабочего тела, и отношение скоростей, равное 0,286) КПД турбины примерно на 11% выше, чем ожидалось. По-видимому, это связано с более низкими вентиляционными потерями.

Для увеличения ресурса ТНА рассматривается возможность использования уплотнений из пластика, что позволит уменьшить зазоры без особого риска. Для изготовления уплотнений водородного насоса предполагается применить полиуретаны, а для изготовления

уплотнений насоса жидкого кислорода и турбин на горячем водороде - полиамиды.

В связи с этим были проведены лабораторные исследования стойкости материалов в среде кислорода, испытания на удар, самовоспламенение, воспламенение при наличии источника инициирования. В последнем случае определена скорость горения, которая для различных материалов изменялась в пределах 2,0...7,5 мм/с.

Для испытания уплотнений и определения фрикционных характеристик, а также износа материалов используется специальная установка, работающая на натуральных компонентах. В зоне контакта испытываемых материалов могут быть обеспечены относительные скорости скольжения до 46 м/с, удельные нагрузки до 0.17 МПа (1,73 кг/см²), давление жидкого кислорода до 2,05 МПа (20.9 кг/см²). Проведены испытания на модельной установке, работающей на горячем воздухе, с целью определения характеристик теплообмена в охлаждающем тракте камеры сгорания, стенки которой имеют ребра для увеличения эффективной поверхности теплообмена. Оказалось, что применение ребристой поверхности позволяет более чем на 40 % увеличить тепловой поток в стенку камеры сгорания.

Низкоцикловая усталостная прочность является фактором, ограничивающим ресурс камеры сгорания. Для увеличения ресурса необходимо снизить рабочую температуру стенок, поэтому был предложен метод увеличения коэффициента теплоотдачи в тракте охлаждения за счет оптимизации формы сечения каналов. Эксперименты, проведенные с использованием воздуха, с пересчетом результатов на случай использования жидкого водорода показали, что представляется возможность уменьшения температуры стенок на 22 К, если, например, внутри канавки тракта имеется ребро.

2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ФИРМЫ "ПРАТТ ЭНД УИТНИ"

Фирма "Пратт энд Уитни" имеет почти 30-летний опыт эксплуатации двигателя, работающего по безгенераторной схеме. Это двигатель RL-10, являющийся своеобразным рекордсменом: 168 экземпляров двигателя за 270 полетов в космос не имели ни одного отказа. В одном из полетов, несмотря на нерасчетные условия подачи топлива на входе в двигатель из-за дефекта в БНА, двигатель отработал заданное время. За период эксплуатации двигатель наработал более 45 ч при более 10000 включений. Двигатель RL-10, его основные агрегаты могли бы послужить хорошим прототипом для вновь создаваемого, более эффективного двигателя для МБ.

2.1. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И СХЕМА ДВИГАТЕЛЯ RL-10

Двигатель RL-10, разработанный фирмой "Пратт энд Уитни" в 1958-1963 гг., был предназначен для второй ступени ракеты "Атлас-Центавр". За истекший период было создано несколько модификаций этого двигателя, незначительно отличающихся по характеристикам. Параметры одного из двигателей этой серии (RL-10А-3-3А) приведены ниже [8].

Тяга в пустоте.....	73,6 кН (7,50 т)
Массовое соотношение компонентов топлива (номинальное).....	5
Давление в камере сгорания.....	3,2 МПа (32,6 кг/см ²)
Геометрическая степень расширения сопла.	61
Удельный импульс тяги в пустоте	4377 м/с (446,4 с)
Длина двигателя.....	1800 мм
Диаметр двигателя.....	1000 мм
Продолжительность работы.....	470 с
Число включений.....	3
Масса двигателя.....	138 кг

Принципиальная пневмогидравлическая схема двигателя представлена на рис. 14 (*n* –

число оборотов вала ТНА). Окислитель из бака поступает в насос и затем через центральный подводный патрубок попадает в смесительную головку. Горючее после насоса направляется в охлаждающий тракт камеры сгорания. Охлаждая камеру, водород подогрывается до температуры около 200 К и используется для привода турбины насосного агрегата. После турбины водород поступает в смесительную головку камеры.

Камера двигателя включает цилиндрическую камеру сгорания и профилированное сопло с геометрической степенью расширения 61 (для RL-10А-3-3А). Смесительная головка камеры содержит 216 смесительных элементов, расположенных по восьми концентрическим окружностям. Смесительные элементы - двухкомпонентные, коаксиального типа: окислитель подается через центральную трубку, а горючее - через периферийную кольцевую щель. Огневое днище смесительной головки изготовлено из пористого материала и охлаждается водородом, проходящим через него (примерно 10 % от расхода горючего через двигатель). Корпус камеры выполнен из 360 тонкостенных нержавеющей трубок.

Особенность ТНА – наличие редуктора, соединяющего два вала насосов. Насосы центробежные со встроенными шнеками. Насос горючего установлен на одном валу с турбиной. Насос окислителя одноступенчатый, насос горючего двухступенчатый, турбина осевая двухступенчатая. Мощность ТНА 500 кВт. Корпус ТНА, крыльчатки насоса горючего и ротор турбины изготовлены из алюминиевого сплава, рабочее колесо насоса окислителя и шестерни редуктора стальные.

Параметры двигателя при работе на номинальном режиме приведены на рис. 14.

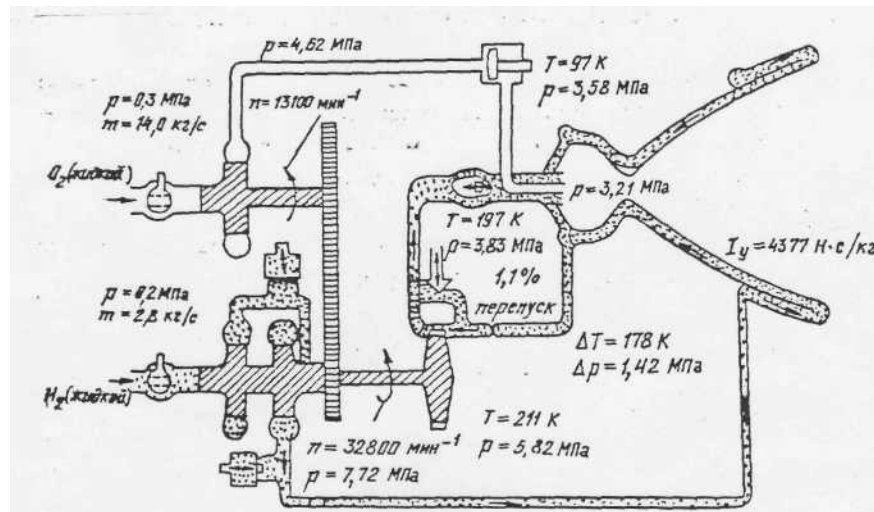


Рис. 14. Пневмогидравлическая схема двигателя RL-10А-3-3А

2.2. МОДИФИЦИРОВАННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ RL-10

Учитывая необходимость существенного улучшения удельных характеристик при использовании двигателя для МБ фирма "Пратт энд Уитни" по контракту с НИЦ им. Льюиса начала модификацию двигателя. Целью работы являлось сохранение надежности базового двигателя RL-10 при одновременном увеличении удельного импульса тяги и улучшении эксплуатационных свойств. Основное внимание при этом уделялось следующим вопросам:

- увеличению соотношения компонентов топлива;
- возможности работы на режиме малой тяги;
- оценке возможности применения выдвижного соплового насадка.

2.2.1. Соотношение компонентов топлива

Расчетные оценки показали, что в связи с важностью такого параметра, как плотность топлива, для МБ может оказаться более выгодной работа при повышенном соотношении компонентов. Успешная работа базового двигателя при соотношении компонентов топлива 7 подтвердила возможность перехода от соотношения компонентов 5 к соотношению 6.

Дальнейшего увеличения соотношения компонентов топлива не требуется.

2.2.2. Режим малой тяги

Для успешного выполнения задач полета двигатель МБ должен быть многорежимным и обеспечивать высокие характеристики на всех режимах работы. Например, для перевода полезной нагрузки с низкой околоземной орбиты на геосинхронную и возвращения МБ должно быть осуществлено до четырех основных и несколько вспомогательных запусков для различного изменения скорости полета. Перед каждым пуском двигателя необходимо захлаживание систем подачи и осаждение топлива в баках. Поэтому двигатель должен быть работоспособным на разных режимах, как это показано на рис. 15.

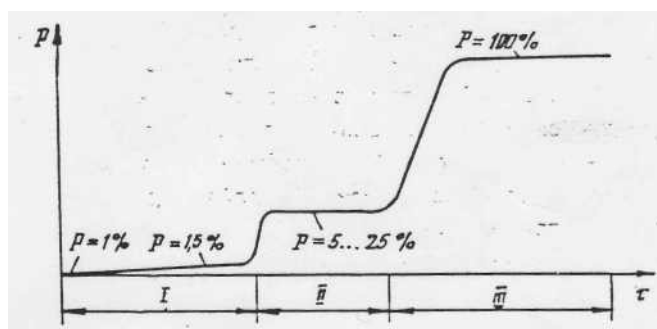


Рис. 15. Изменение тяги P по времени t для разных режимов работы двигателя МБ.

I - режим малой тяги на баковом подпоре; II - режим малой тяги с работой ТНА; III - номинальный режим

Режим I. Двигатель работает на компонентах, поступающих из баков под давлением насыщенных паров, ТНА не вращается. Целью работы на этом режиме является создание малой тяги для осаждения компонентов топлива в баках и полезное использование компонентов при захлаживании системы подачи. Состояние компонентов изменяется от перегретого пара до насыщенной жидкости. Тяга двигателя составляет около 1 % от номинального значения.

Режим II. Двигатель работает на режиме малой тяги (5...25 %) с ТНА, вращающимся под действием давления наддува топливных баков. Режим служит для осуществления маневров на орбите с малыми приращениями скорости или для перехода на режим полной тяги после непродолжительной работы на режиме II, когда можно осуществить полный наддув баков и заполнить компонентами все магистрали.

При работе двигателя на режиме малой тяги необходимо обеспечить устойчивый режим при любом фазовом состоянии компонентов (газ, жидкость, жидкость с газовыми включениями). Поэтому в состав двигателя, в отличие от исходного варианта, были введены элементы (теплообменник газообразного кислорода, клапан управления газообразным кислородом, клапан перепуска мимо турбины) и некоторые агрегаты изменены, например, управляющий клапан окислителя.

Особого внимания требует теплообменник окислителя. Предварительный анализ работы двигателя показал, что на режиме малой тяги возможно изменение плотности компонентов топлива в широком диапазоне. При этом происходит резкое изменение соотношения компонентов и расхода охладителя, которые необходимо контролировать. Кислородный теплообменник сводит к минимуму изменения вследствие использования тепла водорода, нагретого в охлаждающем тракте камеры. Кислород газифицируется до поступления в смесительную головку. Поскольку оба компонента топлива подаются в камеру сгорания в газообразном состоянии, удастся поддерживать соотношение компонентов на должном уровне с помощью активной системы регулирования.

2.2.3. Раздвижное сопло

Применение раздвижного сопла позволяет уменьшить длину двигателя при убранном насадке. В модифицированном двигателе при выдвинутом насадке удельный импульс тяги на 196 Н·с/кг (20 с) выше, чем в двигателе RL-10 (рис. 16). Такая конфигурация двигателя особенно интересна для МБ, использующего сопротивление верхних слоев атмосферы для торможения (рис. 17). Испытания двигателя с выдвигаемым насадком должны были начаться в 1987 г.

Весьма важным в программе создания раздвижного сопла является выбор материала. Возможно, что раздвижное сопло будет изготавливаться из композиционного материала из углеродной матрицы, армированной углеволокном, или из ниобиевого сплава. Сопла, изготовленные из углерод-углеродного материала, проходят огневые испытания. Одно из сопел выдержало 24 испытания с общей наработкой 3562 с. Другое сопло выдержало 27 испытаний с общей наработкой 3463 с и осталось пригодным для дальнейших испытаний. Результаты испытаний подтвердили, что углерод-углеродный материал весьма перспективен, хотя некоторое беспокойство вызывают нестабильность его характеристик и отсутствие надежного метода контроля качества в процессе изготовления сопла. Поэтому сопла, изготовленные из ниобиевого сплава, будут испытываться до начала изготовления натурных сопел как альтернативные [9].

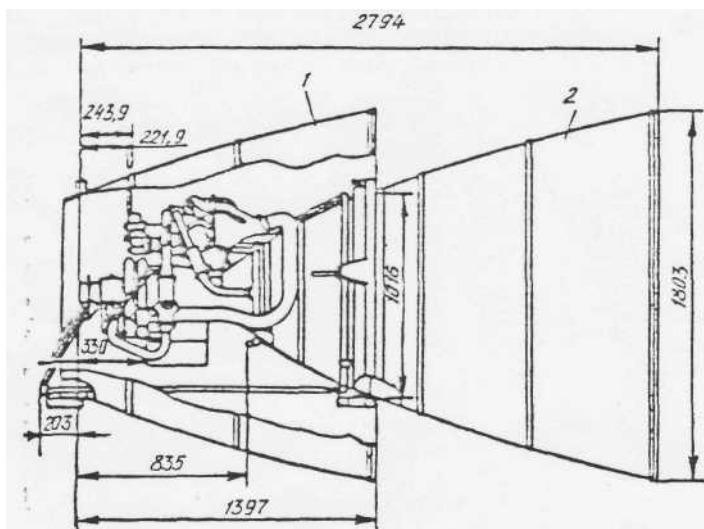


Рис 16. Модифицированный двигатель RL-10 с раздвижным соплом: 1 - транспортное положение; 2 - рабочее положение

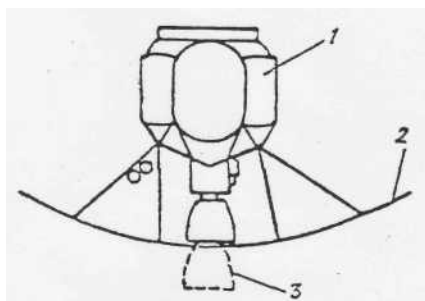


Рис. 17. Межорбитальный буксир, использующий аэроторможение: 1 - МБ; 2 - экран; 3 - выдвинутый сопловой насадок

2.2.4. Характеристики модифицированного двигателя

В модифицированном варианте двигателя сохранены конструктивные запасы и надежность базового двигателя RL-10 при одновременном увеличении удельного импульса тяги и улучшении эксплуатационных свойств.

В двигателе имеется выдвигаемый насадок, увеличивающий степень расширения сопла. Этот насадок охлаждается излучением и изготавливается из углеродного материала. Для обеспечения оптимальных характеристик сопло базового варианта было перепрофилировано.

Для повышения надежности работы на режиме малой тяги в двигателе применен теплообменник кислорода, газифицирующий компонент перед смесительной головкой, а также добавлены клапан управления газообразным кислородом и клапан перепуска.

Для обеспечения трехрежимной работы двигателя был снят клапан захлаживания, расположенный между ступенями насоса горючего. Режим захлаживания осуществляется при работе двигателя на баковом подпоре при невращающемся ТНА.

Основные характеристики модифицированного двигателя (разработка 1980 г.) приведены ниже:

Тяга.....	66,7 кН (6,8 т)
Соотношение компонентов.....	6...7
Давление в камере.....	10,4 МПа (106 кг/см ²)
Геометрическая степень расширения сопла.	640
Удельный импульс тяги.....	4726 м/с (482 с)
Размеры двигателя:	
при убранном сопловом насадке.....	1525 мм
при выдвинутом сопловом насадке.....	3000 мм
диаметр среза сопла.....	1625 мм
Ресурс.....	300 пусков или 10 ч
Масса двигателя.....	193,8 кг

Наибольшие трудности разработчиков двигателя ожидают при проведении следующих работ:

- создание высокооборотных ТНА(обеспечение работоспособности шестерен, подшипников, уплотнений);
- подбор материалов для камеры сгорания, обеспечение заданного ресурса;
- дросселирование двигателя.

Работы в этих направлениях проводились в течение 80-х гг.

2.3. ДВИГАТЕЛЬ С ДВОЙНЫМ ТНА (RL-10 "TWIN")

Двигатель RL-10 имеет высокую надежность, обусловленную простотой, запасами конструкционной прочности и большим количеством испытаний в период разработки и эксплуатации. Перспективный двигатель, конечно же, будет более сложным по конструкции и более теплонапряженным, а также должен будет иметь дополнительные БНА. Получить требуемый уровень надежности можно с помощью резервирования, установки нескольких двигателей вместо одного и т. п.

При создании некоторых двигателей используется иное решение. Например, двигатель для посадочной и взлетной ступеней лунного корабля имел одиночную смесительную головку и камеру сгорания совместно с несколькими системами подачи компонентов. Перспективный двигатель фирмы RL-10 "Twin" работает по такому же принципу [7].

Модифицированный двигатель RL-10 "Twin" имеет два ТНА, две системы управления, одну камеру сгорания и смесительную головку (рис. 18). Сдвоенное запальное устройство прошло успешную серию предварительных испытаний. Выдвижение соплового насадка

происходит до начала полета. В случае необходимости (в аварийной ситуации) выдвижной насадок может быть отброшен с помощью специальных пирозапалов. Для нормальных условий в конструкции предусмотрены специальные приводные моторчики для механизма выдвижения.

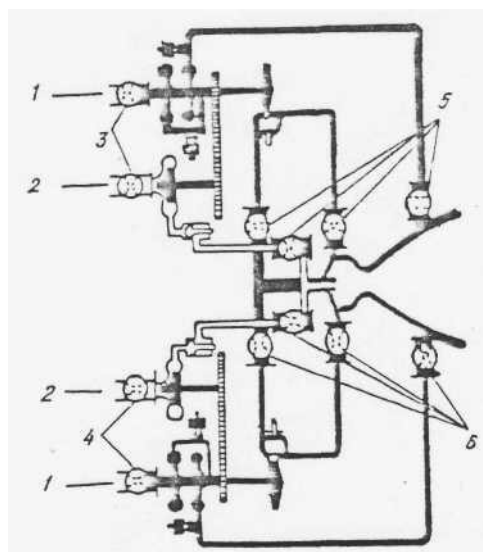


Рис. 18. Пневмогидравлическая схема двигателя RL-10 "Twin":
 1. 2 - каналы жидкого водорода и кислорода; 3 - клапан закрыт;
 4 - клапан открыт; 5 - изолирующие клапаны закрыты на неработающей половине; 6 - изолирующие клапаны открыты на работающей половине

Идея одиночного двигателя с двойным ТНА дает экономию массы двигательной установки МБ в 68 кг по сравнению с массой при использовании двух двигателей.

Двигатель RL-10 "Twin" может быть изготовлен таким образом, что его стыковочные узлы и поверхности будут идентичны узлам и поверхностям одиночного двигателя RL-10, а ТНА на обоих двигателях будут взаимозаменяемы. Это даст возможность установить на МБ, в случае необходимости повышения надежности пилотируемого полета, двигатель с двойным ТНА, в то же время используя преимущество одиночного двигателя для остальных полетов, когда более важными факторами будут простота и дешевизна двигателя, меньшая масса, дополнительная полезная нагрузка.

2.4. ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ РАЗРАБОТКИ 1990 г.

В течение 80-х гг. различными фирмами проводились расчетные исследования по определению общей концепции использования МБ. В результате исследований были скорректированы требования к облику и параметрам перспективного двигателя для МБ. Исходя из этих требований, фирма "Пратт энд Уитни" внесла изменения в разрабатываемый двигатель.

Основные отличия этого двигателя от базового двигателя RL-10 состоят в снижении уровня тяги и во включении в конструкцию системы, облегчающей операции подготовки двигателя к полету при космическом базировании. Давление в камере сгорания снижено, главным образом, из-за снижения экономичности насосов, имеющих меньшие размеры.

Основные характеристики перспективного двигателя разработки 1990 г. представлены ниже:

Тяга.....34,02 кН (3,47 т)

Соотношение компонентов топлива.....	6±0,5
Давление в камере сгорания.....	8,5 МПа (86,6 кг/см ²)
Геометрическая степень расширения сопла.	600
Удельный импульс тяги.....	4677 м/с (477 с)
Размеры двигателя:	
при убранном сопловом насадке.....	1015 мм
при выдвинутом сопловом насадке.....	3050 мм
диаметр среза сопла.....	1625 мм
Ресурс.....	25 полетов
Масса.....	131,5 кг

Принципиальная пневмогидравлическая схема двигателя осталась без изменения (рис. 19). Основные параметры перспективного двигателя в сравнении с аналогичными параметрами двигателя, разработанного в 1980 г., в характерных сечениях пневмогидравлической схемы, помеченных цифрами, представлены в табл. 4 (*H*-напор).

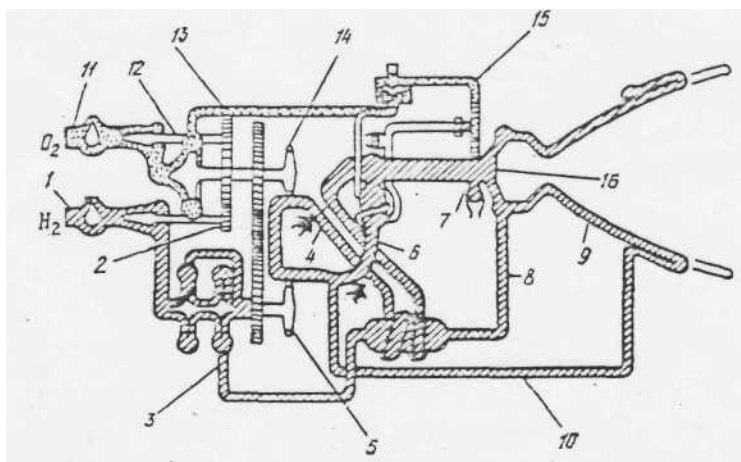


Рис. 19. Принципиальная пневмогидравлическая схема модифицированного двигателя

Таблица 4

Номер позиции на рис.19	Параметр	Двигатель, разработанный в 1980 г.	Двигатель, разработанный в 1990 г.
1	m , кг/с p , МПа (кг/см ²) H , м	2,0 0,13 (1,32) 4,6	1.1 0.11 (1,12) 4,57
2	n , мин ⁻¹	45120	43000
3	T , К p , МПа (кг/см ²)	54 25,6 (261)	42.5 17,5 (178,4)
4	T , К	429	577
5	n , мин ⁻¹	147000	150000
6	Перепуск водорода,%	3,0	3,0
7	T , К p , МПа (кг/см ²)	267 11,1 (113)	368 9,3 (94,8)
8	T , К	196	232
9	Δp , МПа (кг/см ²) ΔT , К	3,17 (32,3) 282	3,2 (32,6) 382
10	p , МПа (кг/см ²) T , К	22 (224) 477	14,2 (144) 613

11	m , кг/с p , МПа (кг/см ²) H , м	12,1 0,11 (1,12) 0,61	6,78 0,11(1,12) 0,61
12	n , мин ⁻¹	9750	14000
13	p , МПа (кг/см ²)	17,6 (179)	12,2 (124)
14	n , мин ⁻¹	66070	68750
15	p , МПа (кг/см ²) T , К	11,26 (114,8) 100	9,58 (97,7) 96,6
16	p , МПа (кг/см ²) I_y , м/с (с) P , кН (т)	10,3 (105) 4726 (482) 66,8 (6,81)	8,5 (86,6) 4677 (477) 34,02 (3,47)

Разработку кислородно-водородного двигателя с очень высокими удельными характеристиками, надежного, с большим ресурсом, предназначенного для космического базирования на МБ, предполагалось начать в 1990 г., но еще в 1983 г. фирма начала исследования по подтверждению технологической готовности к развертыванию программы создания двигателя. В частности, было проведено исследование проблемы повышения малоциклового усталостной прочности камеры сгорания.

Как показал опыт эксплуатации SSME, в процессе работы ЖРД на горячей поверхности огневой стенки часто возникают различные шероховатости и язвочки, что существенно изменяет теплообмен в стенке и приводит к преждевременному образованию трещин в ней. Чтобы предотвратить появление такого дефекта, необходимо регулярно проводить осмотр и контроль, что затруднительно в условиях космического базирования [4].

Для повышения малоциклового усталостной прочности камеры сгорания было решено исследовать возможность замены материала стенки. Фирма провела испытания медных сплавов с присадками хрома, циркония, гафния, серебра, боридов и силицидов металлов. Были получены положительные результаты. В частности, медный сплав с присадкой гафния имеет в четыре раза больше усталостный ресурс, чем сплав нарлой, используемый в SSME и некоторых других теплонапряженных двигателях.

Работы фирмы "Пратт энд Уитни" по созданию высокоэффективного двигателя для МБ развиваются достаточно успешно, о чем свидетельствует заключение контракта в январе 1990 г. с НИЦ им. Льюиса на сумму 32,5 млн. дол. По этому контракту фирма должна в течение пяти лет испытать агрегаты и завершить разработку поставкой нового высокоэффективного двигателя [10].

3. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ФИРМЫ «АЭРОДЖЕТ ЛИКУИД РОКЕТ»

Работы по созданию двигателя для МБ были начаты фирмой «Аэроджет ликуид рокет» в 1981 г. К настоящему времени подробно разработана концепция безгенераторного двигателя, в основу которой были положены следующие требования: высокие удельные характеристики, компактность, низкая стоимость, надежность.

Главной особенностью разработанного двигателя является использование подогретых кислорода и водорода в качестве рабочего тела для турбин соответствующих ТНА, что позволяет достичь более высокого давления в камере сгорания по сравнению с давлением в камере сгорания двигателя, работающего по обычной безгенераторной схеме, с подогревом только одного компонента - водорода.

В ходе работы в соответствии с требованиями заказчика (НАСА) изменилось значение тяги. Если в первоначальном проекте предполагалось использовать на МБ шесть двигателей тягой по 13,2 кН (1,34 т), то, согласно современному проекту, на корабле будут

устанавливаться два двигателя тягой по 33 кН (3,36 т).

3.1. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И СХЕМА ДВИГАТЕЛЯ ФИРМЫ «АЭРОДЖЕТ ЛИКУИД РОКЕТ»

Основные характеристики двигателя, разработанного фирмой «Аэроджет ликуид рокет», представлены ниже [4, 11]:

Тяга в пустоте.....	33.0 кН (3,36 т)
Соотношение компонентов топлива.....	6
Давление в камере сгорания.....	13,8 МПа (140,7 кг/см ²)
Геометрическая степень расширения сопла.	1000
Удельный импульс тяги.....	4707 м/с (480 с)
Длина двигателя при убранном сопловом насадке.....	1500 мм

Принципиальная пневмогидравлическая схема двигателя приведена на рис. 20.

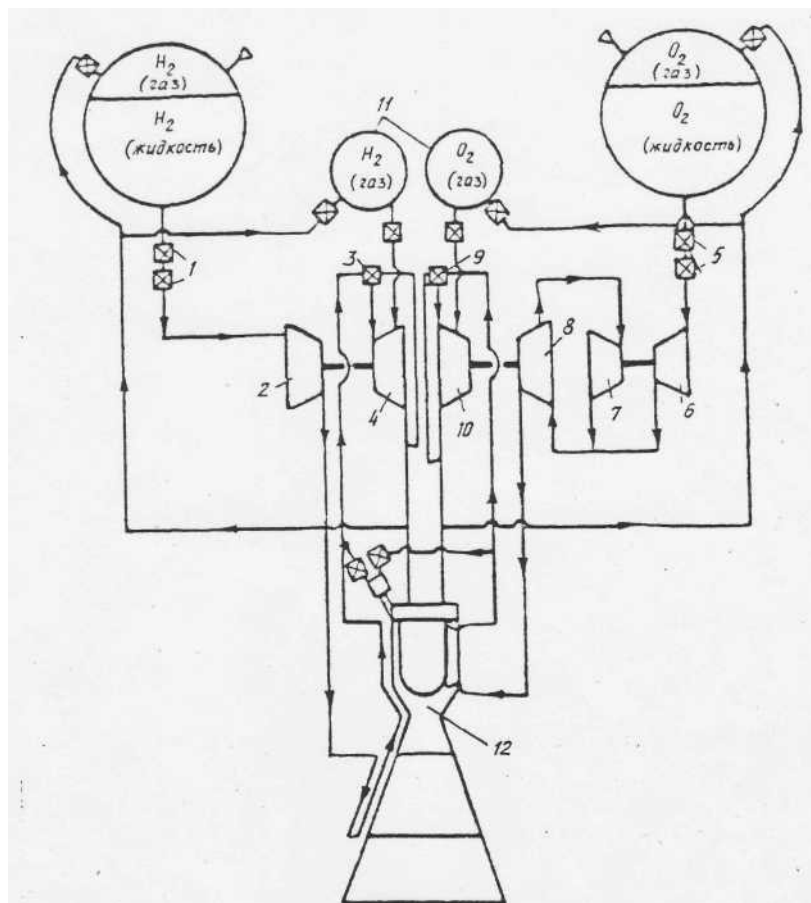


Рис. 20. Пневмогидравлическая схема двигателя фирмы «Аэроджет ликуид рокет»: 1,5- отсечные клапаны подачи окислителя и горючего; 2, 8 - насосы горючего и окислителя; 3, 9 - перепускные клапаны ТНА горючего и окислителя; 4, 10 - турбины насосов горючего и окислителя; 6 - БНА окислителя; 7 - гидравлическая турбина; 11 - газовые аккумуляторы; 12 - камера сгорания

Жидкий водород после открытия пускового клапана поступает в насос высокого давления, из которого направляется в охлаждающий тракт камеры сгорания, подогревается и поступает на привод турбины насоса горючего. После турбины основное количество

водорода направляется в смесительную головку камеры сгорания, а незначительная часть газообразного водорода поступает на наддув топливного бака и в специальный баллон водорода высокого давления, который предназначен для раскрутки ТНА горючего в момент запуска и для питания запального устройства.

Жидкий кислород из бака направляется в бустерный насос, а затем в насос высокого давления. Из насоса часть кислорода поступает в гидравлическую турбину привода бустерного насоса, а основное количество направляется в охлаждающий тракт центральной части (сердцевины) камеры сгорания кольцевого типа (рис. 21). Газообразный кислород, подогретый в тракте охлаждения, используется для привода турбины ТНА окислителя высокого давления. После турбины кислород поступает в головку камеры сгорания.

Благодаря использованию обоих компонентов топлива для привода отдельных ТНА появляется возможность повысить давление в камере сгорания, исключается необходимость в сложных уплотнениях для разделения компонентов в насосе окислителя.

Наддув топливных баков осуществляется основными компонентами - газообразными водородом и кислородом, которые отбираются от общего количества после турбин.

Раскрутка основных ТНА во время запуска производится с помощью газообразных компонентов, которые хранятся в специальных баллонах. Так как двигатель в течение одного полета может запускаться несколько раз, то по мере выработки газа эти баллоны при работающем двигателе дозаправляются до исходного уровня давления.

3.2. КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ФИРМЫ «АЭРОДЖЕТ ЛИКУИД РОКЕТ»

3.2.1. Камера сгорания

Камера сгорания двигателя фирмы «Аэроджет ликуид рокет» имеет цилиндрическую форму с центральным телом, внутри которого размещается ТНА окислителя. Центральное тело имеет регенеративное охлаждение кислородом, используемым для привода Турбины насоса окислителя высокого давления. Внешние стенки камеры имеют регенеративное охлаждение водородом, используемым для привода турбины ТНА жидкого водорода. Для камеры сгорания одного из последних вариантов двигателя ТНА жидкого кислорода, возможно, будет перемещен из центрального тела в другое место с целью улучшения возможности обслуживания в космосе.

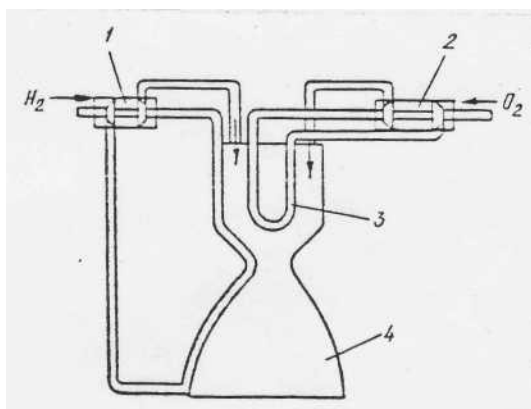


Рис. 21. Схема охлаждения камеры сгорания:
1, 2 - ТНА горючего и окислителя; 3 - сердцевина камеры сгорания; 4 - сопло

Для исследования процессов смесеобразования и теплообмена в кольцевой камере сгорания была изготовлена модельная камера без наружного охлаждения (рис. 22).

Массивная стенка камеры позволяет проводить кратковременные огневые эксперименты. Проведено 35 огневых испытаний этой модельной камеры для проверки стабильности горения, режима дросселирования, эффективности смесеобразования и организации теплообмена. Давление в камере сгорания варьировалось от 0,21...0,24 МПа (2,14...2,44 кг/см²) до 4,1 МПа (42 кг/см²), а соотношение компонентов топлива составляло 3...9. На рис. 23 приведены экспериментальные данные по распределению теплового потока по длине центрального тела кольцевой камеры.

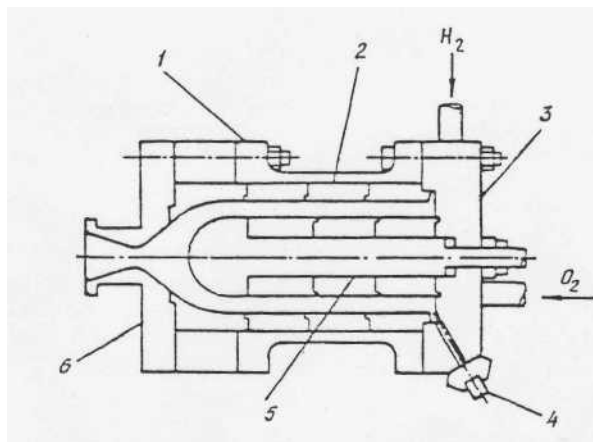


Рис. 22. Модельная камера сгорания:
1 - корпус; 2 - секция наружной оболочки; 3 - смесительная головка; 4 - ЗУ; 5 - секции центрального тела; 6 - секция сопла

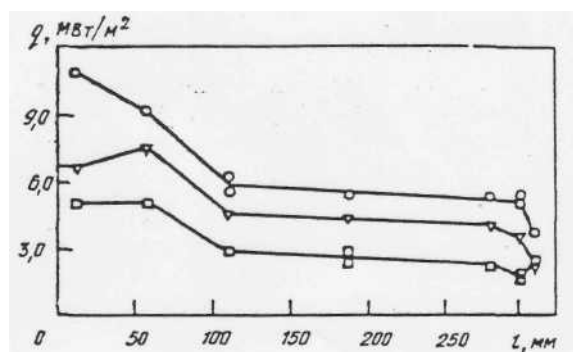


Рис. 23. Распределение теплового потока q по длине центральной части камеры сгорания:
○ - $p=4,1$ МПа (42 кг/см²); △ - $p=2,74$ МПа (28 кг/см²); □ - $p = 1,37$ МПа (14 кг/см²)

Полученные результаты показывают приемлемый уровень тепловых потоков в стенке кольцевой камеры. Коэффициент камеры сгорания составил 0,95 при низком давлении и почти 1 при повышенном давлении. Процесс горения был стабильным на всех режимах работы. В дальнейшем предполагалось провести огневые испытания при давлении в камере сгорания 16,4 МПа (167 кг/см²).

Опыт эксплуатации водородных ЖРД показал, что при многократном использовании двигателя стенка камеры сгорания часто не выдерживает тепловых нагрузок. В процессе работы на стенке возникают всевозможные шероховатости и трещины, которые при дальнейшей эксплуатации двигателя могут привести к ее разрушению. Были начаты работы по повышению малоциклового усталостной прочности камеры. Исследовалась возможность изготовления медного сплава для огневой стенки методом порошковой металлургии с использованием быстрого отверждения. При этом сплав может иметь повышенное содержание легирующих присадок, улучшающих вязкость, прочность, стабильность характеристик материала. Камеры сгорания из таких материалов обладают более высоким уровнем усталостной прочности.

В первом варианте двигателя тягой 13 кН (1,32 т) рассматривалось нераздвижное сопло со степенью расширения 1200. Для ЖРД тягой 33 кН (3,36 т) предполагалось использовать неохлаждаемое двухсекционное раздвижное сопло, изготовленное из углеродного композиционного материала, либо из термостойкого металла. Затем геометрическая степень расширения сопла была уменьшена до 1000 с таким условием, что при убранном насадке длина двигателя не превышала 1,5 м.

3.2.2. Турбонасосные агрегаты

ТНА окислителя представляет собой двухступенчатый центробежный насос с двухступенчатой турбиной, скорость вращения которой составляет 75000 мин, давление на выходе из насоса 33,0 МПа (336 кг/см²). Ресурс ТНА увеличен вследствие использования гидростатических подшипников, которые подвергаются нагрузкам лишь в момент запуска и останова двигателя. Как показали лабораторные испытания, такие подшипники могут иметь практически неограниченный ресурс, если исключить прямой контакт металла с металлом. Предварительные испытания подшипников с подачей жидкого азота подтвердили расчетные характеристики и работоспособность подшипников. Проводятся испытания на жидком кислороде.

В ТНА окислителя для привода турбины используется газообразный кислород. Как известно, трение в среде газообразного кислорода высокого давления может привести к серьезной аварии агрегата. В связи с этим проводятся лабораторные испытания материалов для определения характеристик их возгорания при трении в среде кислорода.

Результаты исследования показали, что при трении сплава цирконий-медь по такому же сплаву в среде кислорода температура воспламенения составляет более 1250 К, для нержавеющей стали (марка 316) при трении по такому же материалу температура воспламенения 675 К, для пары нержавеющей стали - сплав цирконий-медь температура воспламенения 580 К.

Использование для привода кислородного насоса турбины, работающей на газообразном кислороде, позволяет существенно упростить конструкцию всего ТНА. В таком агрегате (рис. 24) не требуется сложное и громоздкое уплотнение для разделения полостей с разными компонентами, как это было в других конструкциях с приводом насоса от турбины, работающей на восстановительном генераторном газе (с избытком горючего) или подогретом водороде. Кроме того, отпадает необходимость в инертном газе, необходимом для продувки и вентилирования полостей.

ТНА жидкого водорода представляет собой четырехступенчатый центробежный насос с двухступенчатой турбиной, имеющий скорость вращения 200000 мин⁻¹ и создающий давление 33 МПа (336 кг/см²) при расчетном уровне тяги. В ТНА также применяются гидростатические подшипники, благодаря чему агрегат будет работоспособен на всех режимах.

Учитывая большой ресурс и сложности в обслуживании при космическом базировании МБ фирма предложила использовать в двигательной установке систему диагностики, включающую в свой состав большое количество диагностических датчиков и регистрирующих устройств. Система датчиков совместно с экспертной системой позволит оптимально эксплуатировать двигатель в течение всего срока службы. При появлении серьезных отклонений в работе агрегатов фирма рекомендует полную замену двигателя.

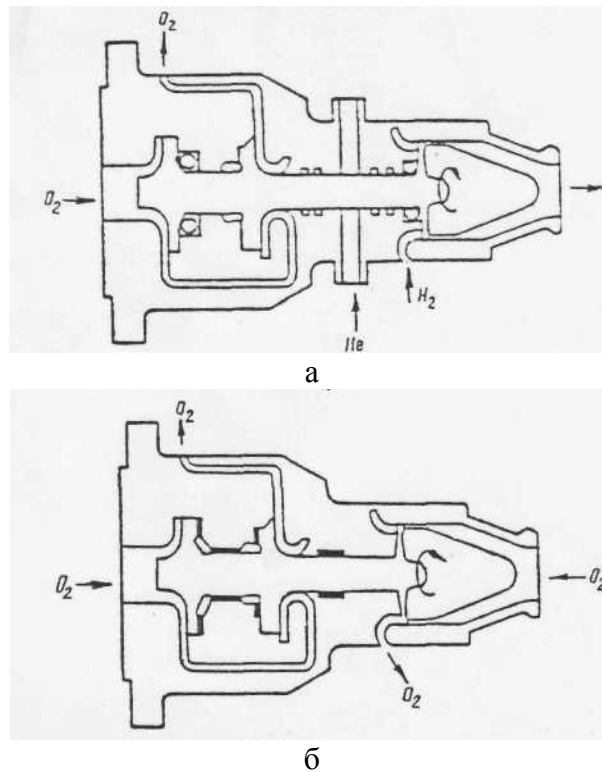


Рис. 24. Традиционная (а) и перспективная (б) схемы ТНА кислорода, турбины которых приводятся с помощью водорода или кислорода

3.3. ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ ФИРМЫ «АЭРОДЖЕТ ЛИКУИД РОКЕТ»

В последнее время в США проводятся разработки ЖРДМТ на криогенных компонентах топлива. С 1986 г. по заданию ВВС США фирма «Аэроджет ликуид рокет» проводит работы по созданию кислородно-водородного двигателя малой тяги XLR-134 [12].

Двигательная установка предназначена для транспортировки крупногабаритных хрупких конструкций с низкой орбиты Земли на более удаленные. Развертывание и сборка этих конструкций будет производиться на низкой околоземной орбите, а эксплуатация - на стационарной орбите.

В условиях действующих ограничений по перегрузкам и требуемым энергетическим характеристикам данная задача может быть решена с помощью двигателя тягой примерно 2,2 кН (0,224 т).

При непрерывной работе ЖРД и очень малом ускорении оказываются чрезмерно большими гравитационные потери. Расчеты показывают, что в этом случае оптимальным является обеспечение многократного включения двигателя при нахождении полезной нагрузки в перигее.

Основные характеристики двигателя XLR-134 приведены ниже:

Тяга в пустоте.....	2,2 кН (0,224 т)
Соотношение компонентов топлива.....	6
Давление в камере сгорания.....	3,4 МПа (34,6 кг/см ²)

Геометрическая степень расширения сопла.	7,7
Длина двигателя.....	1200 мм
Масса двигателя.....	54 кг
Число включений в полете.....	17

Двигатель работает по безгенераторной схеме, весь водород нагревается в регенераторе и в охлаждающем тракте камеры сгорания и сопла, а затем последовательно используется для привода турбин ТНА водорода и кислорода. Регенератор утилизирует тепло отработавшего на турбинах водорода и обеспечивает до 30 % тепла, получаемого в рубашке охлаждения.

Внутренняя стенка камеры сгорания из медного сплава имеет спиральные фрезерованные каналы охлаждения. Наружная оболочка образована из никеля методом осаждения.

На смесительной головке равномерно расположены 37 коаксиальных форсунок, в которые по наружной кольцевой щели подается газообразный водород, а по внутреннему отверстию - жидкий кислород. На периферии форсуночной головки имеются акустические полости, препятствующие возникновению режима неустойчивого горения.

В связи с необходимостью обеспечения многократного надежного запуска в двигателе используется два ЗУ, конструкция которых хорошо отработана ранее на других двигателях.

Так как при малом расходе требуются сравнительно большие напоры, конструкция ТНА имеет необычный вид. Использован двухвальный вариант конструкции. Каждая из двух ступеней насоса имеет собственную турбину и обеспечивает половину суммарного повышения давления компонента. Оба ротора механически автономны, имеют гидравлическую (в насосе) и газодинамическую (в турбине) связь. В ТНА два ротора вращаются в противоположную сторону и имеют одинаковую скорость вращения. Конструкции ТНА горючего и окислителя практически одинаковы.

В соответствии с планом работ в 1989 г. должны были проводиться демонстрационные испытания экспериментального двигателя.

4. ДВИГАТЕЛИ ЯПОНИИ

Япония позже других стран приступила к созданию ракет для исследования космического пространства. Однако, благодаря значительным достижениям и потенциалу страны в области науки и техники, Япония смогла за короткий срок создать собственное ракетостроение и достигла определенных успехов. Активное участие в осуществлении японских космических программ принимают государственные предприятия и частные фирмы США. С их участием или на базе их разработок были созданы двигательные установки и системы управления, приборы и стендовое оборудование для испытания ракетных систем на различных топливах, в том числе и на криогенных.

К настоящему времени отработан ряд двигателей по совместным с США программам и начаты собственные национальные разработки. Криогенные ЖРД, работающие по безгенераторной схеме и находящиеся в стадии стендовой отработки, создаются для второй ступени перспективной ракеты Н-II и для МБ.

4.1. ДВИГАТЕЛЬ LE-5A

Двигатель LE-5A, предназначенный для второй ступени ракеты Н-II, представляет собой модификацию двигателя LE-5, который был создан в начале 80-х гг. [тяга составляет 103 кН (10,5 т), давление в камере сгорания 3,6 МПа (36,7 кг/см²), степень расширения сопла 140] и имеет восстановительный газогенератор, продукты сгорания которого используются для привода двух ТНА и затем вдуваются в сверхзвуковую часть сопла [13].

Схема нового двигателя LE-5A представлена на рис.25. Двигатель работает по безгенераторной схеме. Привод ТНА окислителя и горючего осуществляется с помощью водорода, подогретого в охлаждающем тракте камеры сгорания. Тяга двигателя составляет 120 кН (12,2 т), соотношение компонентов топлива 5, удельный импульс тяги в пустоте 4432

Н-с/кг (452 с).

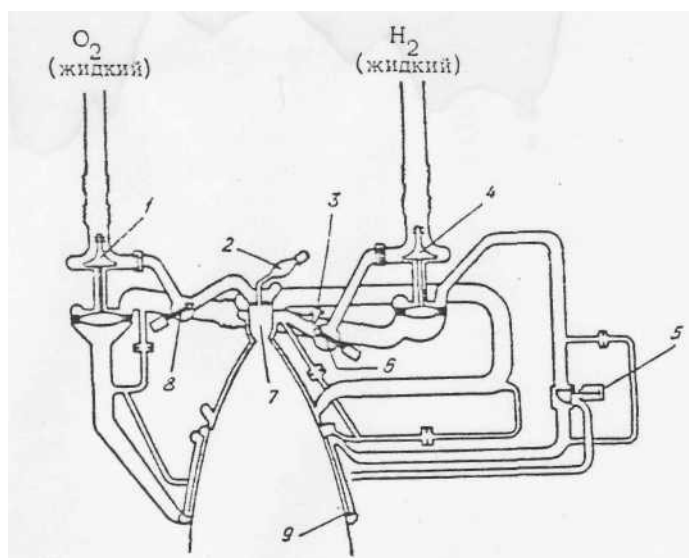


Рис. 25. Пневмогидравлическая схема двигателя LE-5A:

1, 4 - ТНА жидких кислорода и водорода; 2 - ЗУ; 3 - перепускной клапан камеры сгорания; 5 - перепускной клапан; 6, 8 - главные клапаны горючего и окислителя; 7 - камера сгорания; 9 - сопло

В течение 1988-1989 гг. [14] проведено 52 огневых испытания с общей наработкой 3311 с. Двигатель продемонстрировал устойчивую работу на всех режимах, в том числе и на режимах пониженного давления (при невращающихся ТНА). Даже в этих условиях, камера сгорания обеспечивала довольно высокое значение удельного импульса тяги. Так, например, при полностью заторможенном насосе водорода и скорости вращения насоса кислорода около 500 мин двигатель обеспечивал работу при следующих параметрах: давление в камере сгорания 0,25 МПа (2,55 кг/см²), соотношение компонентов топлива 20, тяга 5,9 кН (0,6 т), удельный импульс тяги 2450 Н-с/кг (250 с).

На рис. 26 приведены результаты огневых испытаний двух экземпляров двигателя LE-5A.

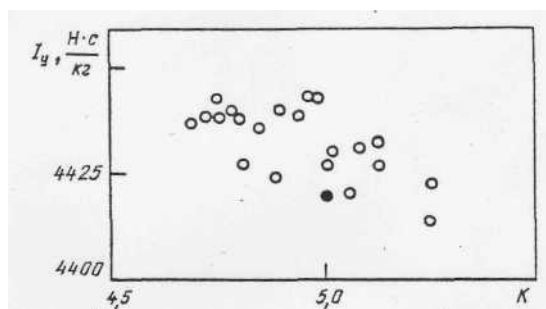


Рис. 26. Результаты огневых испытаний двигателя LE-5A: о - эксперимент; • - расчет

4.2. ДВИГАТЕЛЬ НИРЕХ

Если двигатель LE-5A имеет традиционную для двигателя безгенераторной схемы конструкцию, то двигатель НИРЕХ для МБ довольно существенно отличается от большинства разработок американских фирм [15,16]

При создании двигателя безгенераторной схемы основные трудности связаны с ограниченной температурой подогрева рабочего тела. Исключить этот недостаток в японском двигателе было решено с помощью специального теплообменника, устанавливаемого в камере сгорания.

Схема двигателя НИРЕХ представлена на рис. 27 [17]. Жидкий водород из насоса поступает в охлаждающий тракт камеры сгорания, затем проходит через внутренний теплообменник и систему охлаждения сверхзвуковой части сопла и поступает на турбину насоса водорода, затем - на турбину насоса жидкого кислорода и в смесительную головку камеры сгорания.

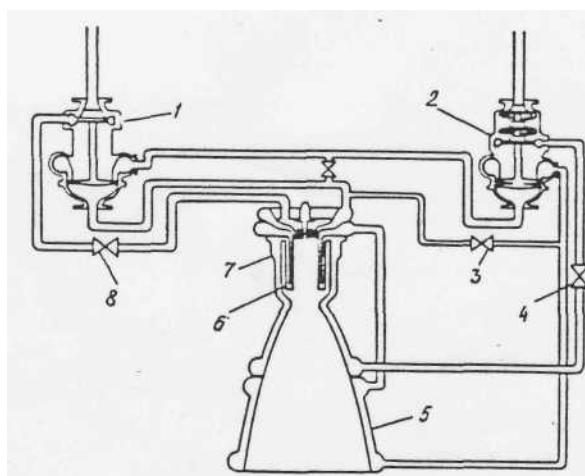


Рис. 27. Пневмогидравлическая схема двигателя НИРЕХ:

1.2- ТНА жидких кислорода и водорода; 3 - перепускной клапан; 4.8 - главные клапаны водорода и кислорода; 5 - сопло; 6 - теплообменник; 7 - камера сгорания

Камера сгорания двигателя НИРЕХ со встроенным теплообменником представлена на рис. 28. Теплообменник имеет кольцевую форму, изготовлен из медного сплава. Он состоит из двух частей: внутренней оболочки с прямоугольными фрезерованными канавками и внешней оболочки, которые соединяются между собой с помощью диффузионной пайки. Охладитель поступает в теплообменник со стороны смесительной головки и в конце теплообменника поворачивает назад и течет к головке по соседним канавкам.

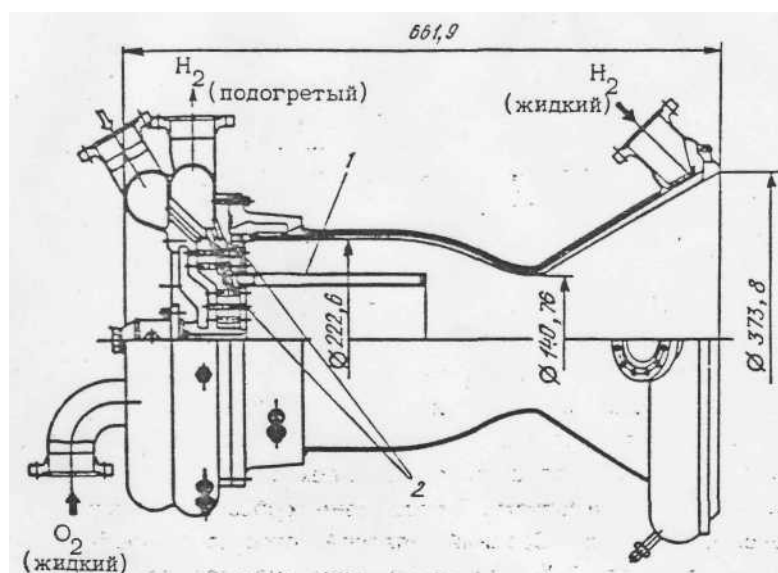


Рис. 28. Камера сгорания двигателя НИРЕХ:

1 - теплообменник; 2 - смесительная головка

Двухкомпонентные струйные форсунки расположены как внутри теплообменника, так и снаружи в кольцевом пространстве камеры сгорания. Диаметр камеры сгорания 232 мм, средний диаметр теплообменника 111 мм. Охлаждающий тракт теплообменника состоит из 90 канавок шириной 3 мм и высотой 8 мм.

При общем подогреве водорода до 400 град, в теплообменнике водород разогревается примерно на 100 град.

Основные параметры двигателя НРЭХ приведены ниже:

Тяга в пустоте.....	147 кН (15,0 т)
Давление в камере сгорания.....	9,8 МПа (100 кг/см ²)
Соотношение компонентов топлива.....	6
Удельный импульс тяги в пустоте.....	4550 м/с (464 с)
Геометрическая степень расширения сопла.	100
Скорость вращения:	
насоса водорода.....	80000 мин ⁻¹
насоса кислорода.....	25000 мин ⁻¹
Длина камеры сгорания.....	2072 мм
Диаметр среза сопла.....	1010 мм
Расстояние от смесительной головки	
до критического сечения.....	500 мм
Длина теплообменника.....	300 мм

В 1985-1987 гг. была разработана и испытана модельная камера сгорания, работающая с теплообменником, тягой 22 кН (2,24 т) при давлении в камере сгорания 1,5...2,0 МПа (15,2...20,4 кг/см²).

Испытания показали, что установка в камере сгорания теплообменника не повлияла на характеристики двигателя. Двигатель устойчиво работал при регулировании тяги в широких пределах, и были возможны повторные запуски. Теплообменник обеспечивал потребный подогрев водорода. Средний тепловой поток по теплообменнику составлял около 70 % величины, рассчитанной по уравнению Бартца, и был несколько выше, чем тепловой поток в стенку камеры сгорания на цилиндрическом участке. Модельные испытания подтвердили принципиальную возможность создания натурального двигателя, летные испытания которого намечены на 1992 г.

4.3. ДВИГАТЕЛЬ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ

Двигатели МБ эксплуатируются в космическом пространстве, где на весь корабль воздействует поток солнечной энергии. Появилась идея использовать эту энергию для улучшения характеристик двигателя. Если двигатель применяется для буксировки громоздких конструкций с малыми ускорениями, появляется возможность дополнить космический корабль специальным устройством для поглощения солнечной энергии с целью подогрева компонентов топлива. В этом случае можно существенно увеличить давление в камере сгорания и удельный импульс тяги в связи с увеличением энтальпии топлива.

Один из вариантов двигателя безгенераторной схемы с использованием солнечной энергии, разрабатываемого в Японии, представлен на рис. 29 [18]. Жидкий водород из насоса направляется сначала в охлаждающий тракт камеры сгорания, а затем поступает в теплообменник, нагреваемый солнцем. Из теплообменника водород направляется в турбину ТНА, а затем в камеру сгорания.

Для увеличения поглощаемой солнечной энергии снаружи космического корабля располагается вогнутое зеркало, фокусирующее солнечные лучи на поверхности теплообменника. Подогрев водорода будет зависеть от размеров зеркала и панелей теплообменника, а также от качества изготовления этих агрегатов. Зеркало должно быть оснащено механизмом слежения за взаимным расположением солнца и корабля, чтобы обеспечивать максимальное поглощение энергии.

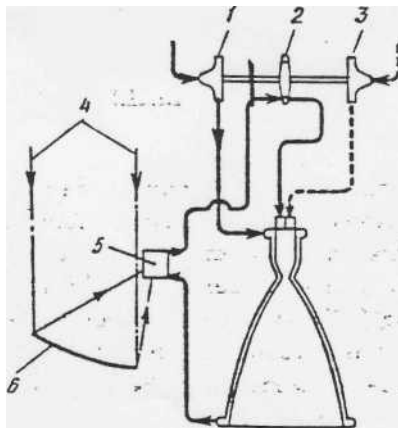


Рис. 29. Пневмогидравлическая схема двигателя с солнечным теплообменником:

- 1, 3 - насосы жидкого водорода и кислорода;
 2 - турбина; 4 - солнечные лучи; 5 - теплообменник;
 6 - зеркало

Расчетные исследования показали, что, например, для двигателя, имеющего давление в камере 5 МПа (51 кг/см²), использование зеркала площадью 1600 м² позволяет увеличить удельный импульс тяги с 4560 Н·с/кг (465 с) до 4854 Н·с/кг (495 с). Этот же двигатель с зеркалом площадью 3600 м имеет удельный импульс тяги в пустоте 5100 м/с (520 с), т.е. выше теоретического значения удельного импульса для кислородно-водородного топлива, находящегося в баках при температуре кипения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Для межорбитального буксира, предназначенного для транспортировки грузов и людей на геосинхронную орбиту, разрабатывается двигательная установка, использующая для привода турбин подогретые в охлаждающем тракте компоненты топлива (кислород и водород) [19]. Такая схема позволяет уменьшить общее количество напряженных агрегатов и снизить рабочие температуры на турбинах и на стенке камеры сгорания.
2. Использование высоких давлений в камере сгорания [до 14 МПа (140 кг/см²)] и сопел с большой степенью расширения позволяет получить высокое значение удельного импульса тяги [до 4700 Н·с/кг(482с)].
3. Выбор тяги двигателя отражает подход проектировщиков к надежности системы. НАСА определяло уровень тяги в пределах 44...110 кН (4,5...11,2 т). Чтобы получить такую тягу и выигрыш от дублирования, фирма "Аэроджет ликуид рокет" предложила связку из нескольких двигателей тягой по 13,2 кН (1,34 т) или по 33 кН (3,36 т). Другие фирмы, работающие по заданию НАСА, выбрали двигатели тягой по 66,7 кН (6,8 т).
4. Все фирмы-разработчики существенно разошлись в выборе конструкции турбонасосных агрегатов, хотя все они предложили использовать ТНА со скоростями вращения, превышающими достигнутый уровень.
5. Расчетные исследования по оценке возможности космического базирования межорбитальных буксиров, проводимые в последнее время, показывают, что требования к двигательной установке в этом случае могут быть изменены, в частности, могут быть сняты ограничения по массе и длине двигателя. Новые требования могут изменить параметры ДУ и позволят существенно упростить конструкцию ДУ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Liquid Rocket Propulsion Technology. An Evaluation of NASA Program National Research Council.- Washington, National Academy Press, 1981.
2. G I a s s J., Martinez A. Advanced LOX/LH2 Engine Technologies for Future-OTV's.- JANNAF Propulsion Meeting, 1983, vol.1.