

### 1.4.3 Ракетные двигатели

Жидкостный ракетный двигатель (рисунки 1.4.9, 1,4.10) (ЖРД) – это двигатель, работающий на жидких компонентах топлива, находящихся на борту летательного аппарата (ракеты). Компонентами топлива являются окислитель (О) (жидкий кислород, азотная кислота, четырехокись азота и др.) и горючее (Г) (керосин, жидкий водород и др.) Может применяться и однокомпонентное топливо (перекись водорода и др.) [6].

Важнейшим достоинством таких двигателей является то, что они не используют атмосферный воздух как окислитель. Эта особенность позволяет двигателю работать в условиях безвоздушного пространства (в космосе, под водой и т.п.) и развивать при этом необходимую тягу. ЖРД предназначены для кратковременного создания тяги. Ее величина варьируется от долей ньютона до тысяч килоньютонов.

В качестве примера на рисунке 1.4.11 приведена схема ракеты носителя (РН) «Протон» [28]. На нем обозначены полезная нагрузка, а также двигатели. Видно, что они занимают очень небольшую часть ракеты. Все остальное пространство внутри ракеты, занимают баки горючего и окислителя.

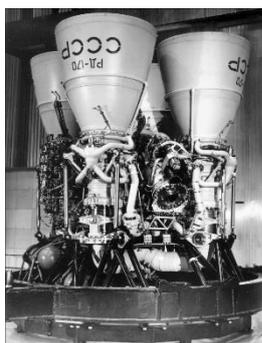


Рисунок 1.4.9 – Жидкостный ракетный двигатель РД-170 [8]



Рисунок 1.4.10 – Жидкостный ракетный двигатель SSME [8]

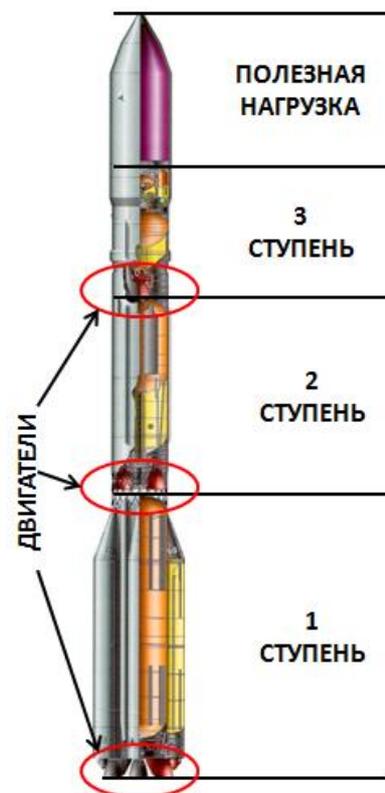


Рисунок 1.4.11 – Ракета – носитель «Протон» [8, 28]

Основная область применения двигателей такого типа – ракеты носители и космиче-

ские аппараты.

Высота ракеты – носителя «Протон» составляет 58 метров. Чтобы представлять их размеры, на рисунке 1.4.12 показаны размеры различных ракет носителей. Масса горючего и окислителя РН "Протон" составляет: для первой ступени - 428т, второй – 157т, третьей – 43т. При этом время работы ступеней весьма невелико: 121, 215 и 239 сек соответственно. Данные цифры являются типовыми для ракет - носителей (см. таблицу 1.4.1) [28].

Таблица 1.4.1 – Некоторые данные о работе ступеней ракет - носителей [28]

	Протон		Союз		Спейс Шаттл	
	Масса Г+О, т	Время работы, сек	Масса Г+О, т	Время работы, сек	Масса Г+О, т	Время работы, сек
1 ступень	428	121	40	118	Г – 103 О -616	480
2 ступень	157	215	94	278		
3 ступень	43	239	25	240		

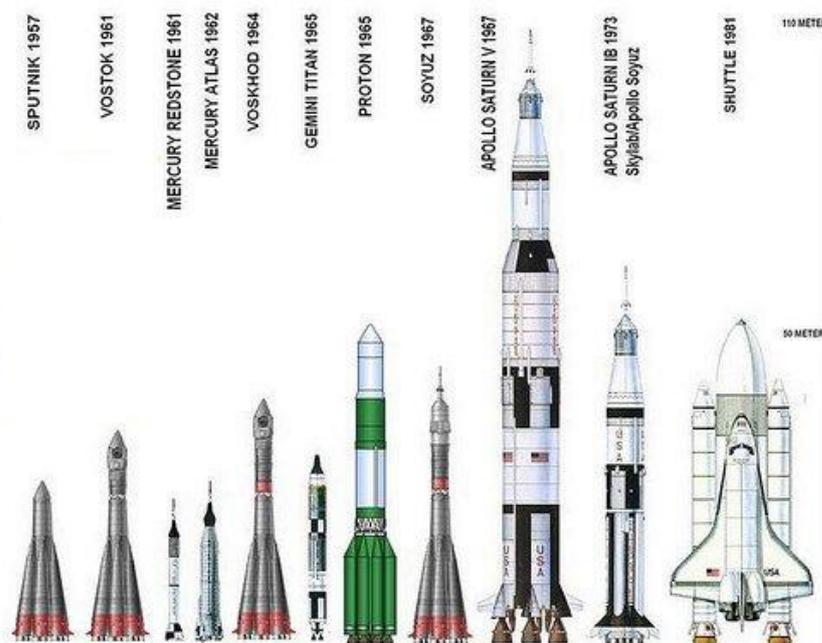


Рисунок 1.4.12 – Сравнение размеров различных ракет - носителей [8]

Таким образом, одной из ключевых проблем функционирования ракетного двигателя является вопрос, как за короткое время подать большое количество (исчисляющееся десятками тонн) жидкого горючего и окислителя в камеру сгорания.

Данная проблема может быть решена несколькими путями. Самый простой способ заключается в подаче горючего и окислителя из баков в камеру путем их вытеснения с помощью газа высокого давления (см. рисунок 1.4.13, а). Такая схема питания ЖРД называ-

ется вытеснительной. Ее преимущество в простоте и надежности. Однако для успешной работы давление в баках должно быть более давления в камере (достигает 30МПа), что требует делать баки толстостенными и тяжелыми, а это не приемлемо для современной ракетной техники [7, 29, 32].

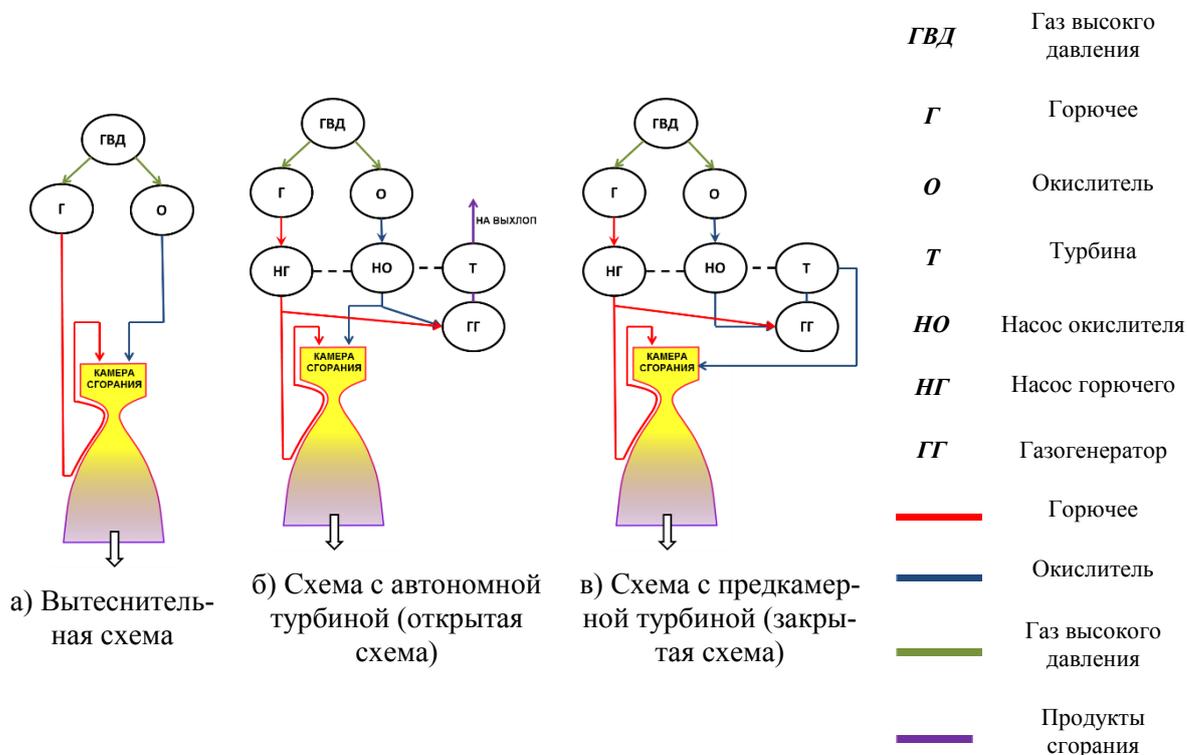


Рисунок 1.4.13 – Схемы питания ЖРД

Второй подход заключается в том, что подача горючего и окислителя осуществляется с помощью лопастных насосов. Для их работы необходимо подводить механическую энергию. В качестве ее источника применяется газовая турбина. Рабочим телом в турбине являются продукты сгорания, которые получают в небольшой отдельной камере сгорания (газогенераторе), куда подводится некоторое количество горючего и окислителя. Выхлопные газы за турбиной выходят через отдельное сопло, либо направляются на наддув (рисунок 1.4.13, б) баков. Такая схема называется открытой насосной или схемой с автономной турбиной. Ее недостаток в том, что часть удельного импульса двигателя теряется, так как часть топлива расходуется на получение генераторного газа, который не участвует в создании тяги.

Данного недостатка лишена закрытая насосная схема (схема с предкамерной турбиной). В ней газы на выходе из турбины поступают не в отдельное сопло, а попадают в камеру, где дожигаются (рисунок 1.4.13, в). В этой схеме вся масса одного из компонентов топлива идет через газогенератор, а другой компонент большей частью поступает в камеру. При этом незначительная часть его (порядка 1% от суммарного расхода топлива) идет

в газогенератор для обеспечения процесса горения и образования газа, т.е. рабочего тела для привода турбины. Поскольку газ после турбины поступает непосредственно в камеру ЖРД, то такая турбина называется предкамерной [6, 32].

Насосная система подачи значительно сложнее вытеснительной, но при больших расходах и давлении компонентов на входе в камеру она обеспечивает меньшую массу всей двигательной установки – совокупности ЖРД и баков. Таким образом, для уменьшения массы ракеты – носителя в состав ЖРД должны входить насосы горючего и окислителя, приводящая их турбина, газогенератор и агрегаты автоматики. Обычно все эти элементы объединяются в один узел, который называется турбонасосным агрегатом (ТНА) (рисунок 1.4.14 и 1.4.15) [6, 29, 32].

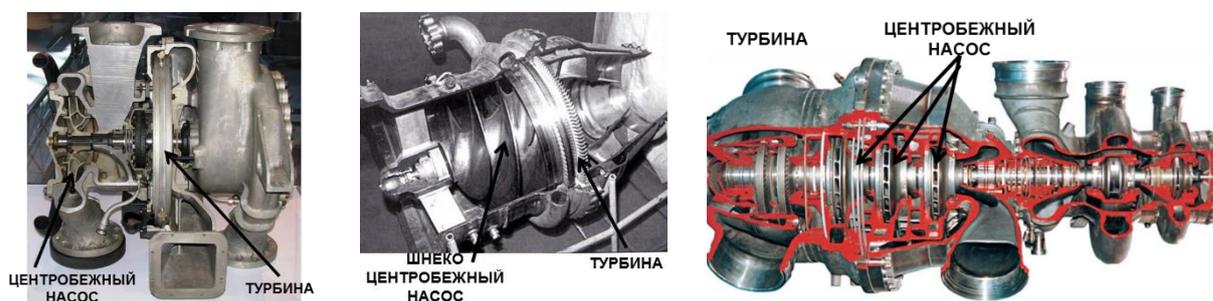


Рисунок 1.4.14 – Примеры турбонасосных агрегатов [8]

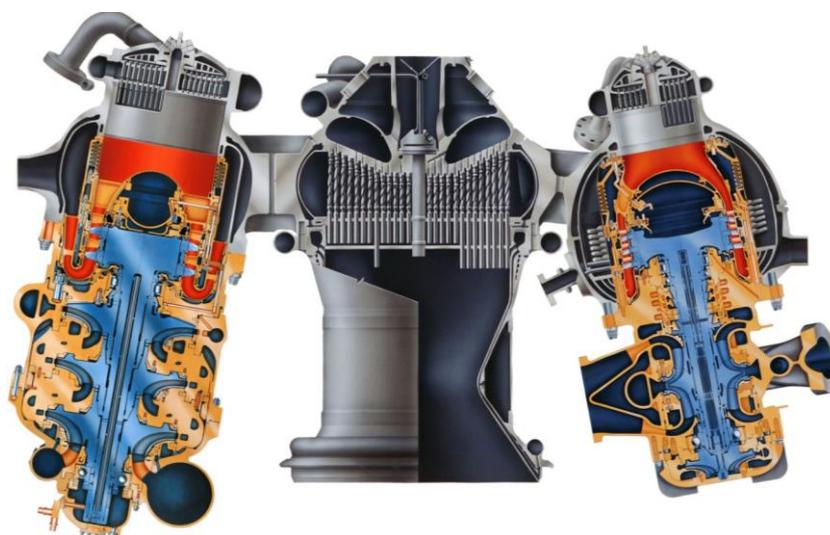


Рисунок 1.4.15 - Турбонасосные агрегаты двигателя RS-25 космической системы *Space Shuttle* [27]

ТНА сегодня обязательный элемент современного ЖРД (рисунок 1.4.16). ТНА – наиболее сложный и трудоемкий агрегат в составе ЖРД как по затратам на разработку, изготовление и испытания, а также по затратам на доводку и числу экспериментов по ее осуществлению.



Рисунок 1.4.16 - Современные ракетные двигатели [8]