

А К А Д Е М И Я   Н А У К   С С С Р

*КОМИТЕТ ТЕХНИЧЕСКОЙ ТЕРМИНОЛОГИИ*

**ТЕРМИНОЛОГИЯ  
ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ  
ДВИГАТЕЛЕЙ**



ИЗДАТЕЛЬСТВО АКАДЕМИИ НАУК СССР



А К А Д Е М И Я Н А У К С С С Р

---

КОМИТЕТ ТЕХНИЧЕСКОЙ ТЕРМИНОЛОГИИ

# СБОРНИКИ РЕКОМЕНДУЕМЫХ ТЕРМИНОВ

*Под редакцией*  
*академика А. М. ТЕРПИГОРЕВА*

ИЗДАТЕЛЬСТВО АКАДЕМИИ НАУК СССР

---

МОСКВА 1953

А К А Д Е М И Я Н А У К С С С Р

---

КОМИТЕТ ТЕХНИЧЕСКОЙ ТЕРМИНОЛОГИИ

*Выпуск 16*

# ТЕРМИНОЛОГИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ИЗДАТЕЛЬСТВО АКАДЕМИИ НАУК СССР

---

МОСКВА 1953

**Ответственный редактор**  
*академик А. М. ТЕРПИГОРОВ*

## ПРЕДИСЛОВИЕ

В 1951—1952 гг. в Комитете технической терминологии АН СССР работала научная комиссия по упорядочению авиационной терминологии.

Секцией этой научной комиссии — «Жидкостные ракетные двигатели» в составе: Л. С. Душкина (руководитель), В. Ф. Берглезова, М. Ю. Голлендера, Р. М. Федорова и А. И. Полярного был разработан вначале проект терминологии «Жидкостные ракетные двигатели», а затем на основе анализа отзывов, полученных от научных и производственных организаций, а также отдельных ученых, составлен окончательный вариант терминов, рекомендуемых для применения в научно-технической и учебной литературе, в промышленных стандартах, в заводской документации и т. д.

Окончательный вариант терминологии «Жидкостные ракетные двигатели» рассмотрен и одобрен научной подкомиссией по авиационной терминологии КТТ АН СССР в составе: профессора докт. техн. наук Н. В. Иноземцева (руководитель), профессоров докторов техн. наук В. И. Дмитриевского, А. А. Добрынина, Г. С. Скубачевского, канд. техн. наук Н. Г. Дубравского, полковника К. И. Фоломкина, кандидатов техн. наук Л. Г. Шереметьева, В. Н. Кострова и утвержден председателем Научной комиссии по авиационной терминологии членом-корреспондентом АН СССР Б. С. Стечкиным.

Все учреждения и отдельные лица, приславшие свои замечания и предложения, являются в той или иной степени также участниками этой работы, и Комитет технической терминологии АН СССР считает своим долгом засвидетельствовать всем им глубокую благодарность.

---



## ВВЕДЕНИЕ

При разработке раздела терминологии по жидкостным ракетным двигателям составителям пришлось встретиться с большим числом различных терминов, выражающих одно и то же понятие. В связи с этим в основу работы были положены следующие принципы.

1. Из нескольких однозначных терминов выбирался тот, который по возможности наиболее точно и кратко выражает определяемое понятие.

2. Предпочтение отдавалось тем терминам, которые уже внедрились в практику.

3. В терминологию включены только наиболее важные термины, соответствующие чаще всего встречающимся понятиям.

Составители столкнулись в своей работе с рядом затруднений, связанных с тем, что в различных областях применения жидкостных ракетных двигателей сложились свои устоявшиеся традиции, часто имеющие под собой веские основания, но трудно согласуемые между собой.

Уже для названия самого двигателя, для которого составлена терминология, прочно вошли в обиход два термина: «жидкостный ракетный двигатель» и «жидкостный реактивный двигатель». Оба термина не свободны от недостатков. Составители сочли нецелесообразным применение какого-либо нового термина в связи с тем, что сокращение «ЖРД» сильно укоренилось в практике, и остановились на первом из них.

Соглашаясь с тем, что принятый термин не отражает с научной точки зрения принципа работы двигателя, составители считают, что слово «ракетный» в большей степени оттеняет специфичность рассматриваемого двигателя и коренное отличие его от всех остальных получивших распространение тепловых двигателей, в том числе и воздушно-реактивных.

Это коренное отличие ЖРД, заключающееся в способности к работе без использования окружающей среды, является весьма важным, принципиально новым качеством и должно найти свое отражение в терминологии.

Для совокупности веществ, энергия которых используется в жидкостном ракетном двигателе для создания реактивной силы, получили широкое распространение термины: «топливо», «горючие компоненты», «горючая смесь» и др. Составители остановились на термине «топливо», как возникшем ранее, более распространенном и в большей мере соответ-



ствующем представлении о веществе, запасаемом на борту летательного аппарата.

Сочтено было также целесообразным, несмотря на встретившиеся возражения, отказаться от присвоения термина «двигатель» основному агрегату, состоящему из головки, камеры сгорания и сопла, оставив за ним более распространенное наименование «камера двигателя». При этом были приняты во внимание как практика, установившаяся в области других двигателей, в частности — воздушно-реактивных, так и те нежелательные последствия, которые могли бы возникнуть в результате смешения общего понятия с частным, целого — с его частью, в особенности при пользовании удельными параметрами двигателя (удельная тяга, удельный расход и т. д.).

Проделанная составителями работа представляет собой по существу первую попытку упорядочить терминологию в области жидкостных ракетных двигателей, применяемых в авиационной технике. Как всякая первая попытка такого рода, она, безусловно, не лишена недостатков. Вместе с тем следует указать, что в своей работе составители старались учесть по возможности все замечания различных организаций и отдельных специалистов, приславших свои отзывы по проекту терминологии. Работа над уточнением и расширением терминологии в области жидкостных ракетных двигателей несомненно должна быть продолжена и будет вестись в дальнейшем.

---

## О РАСПОЛОЖЕНИИ МАТЕРИАЛА

1. В первой графе указаны номера терминов по порядку для облегчения пользования таблицей (для ссылок и справок) и удобства нахождения терминов по алфавитному указателю.

2. Во второй графе помещены термины, рекомендуемые для определяемого понятия. Как правило, для каждого понятия установлен лишь один основной однозначный термин. Однако в некоторых случаях наравне с таким основным термином предлагается второй (строчными буквами), параллельный термин.

3. В третьей графе даны определения или математические формулировки и примечания. Разумеется, определение (в противоположность термину) не может претендовать на его постоянное использование в буквальной форме. По характеру изложения (первичное изучение понятия, необходимость более подробно осветить физическую сущность и т. п.) определение, естественно, может варьироваться, однако без искажения самого понятия.

4. В четвертой графе для некоторых терминов приведены синонимы, которые хотя и применяются к определяемому понятию в литературе и на практике, но не могут быть рекомендованы с точки зрения точности всей терминологической системы. Комитет считает, что этими синонимами не следует пользоваться для данных понятий.

5. Для быстрого нахождения какого-либо термина и его определения дан алфавитный указатель.

---



# ТЕРМИНОЛОГИЯ



№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
		<b>1. Классификация жидкостных ракетных двигателей</b>	
1	ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ	Ракетный двигатель, использующий жидкое топливо.	Жидкостный реактивный двигатель
2	ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С ГАЗОБАЛЛОННОЙ ПОДАЧЕЙ	Жидкостный ракетный двигатель, в котором подача компонентов топлива в камеру сгорания осуществляется давлением газа, создаваемым в топливных баллонах тем или иным способом.	Двигатель с баллонной подачей
3	ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С НАСОСНОЙ ПОДАЧЕЙ	Жидкостный ракетный двигатель, в котором подача компонентов топлива из топливных баков в камеру сгорания производится при помощи насосов.	
4	ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ОДНОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ	Жидкостный ракетный двигатель, предназначенный для совершения только одного полета после установки в летательном аппарате.	
5	ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ	Жидкостный ракетный двигатель, предназначенный для многократного использования в летательном аппарате с периодической перезарядкой в нем топливных баллонов или баков.	
6	ОДНОКАМЕРНЫЙ ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ	Жидкостный ракетный двигатель, имеющий в своей конструкции одну камеру для непосредственного создания реактивной силы.	
7	МНОГОКАМЕРНЫЙ ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ	Жидкостный ракетный двигатель, имеющий в своей конструкции несколько самостоятельных камер для непосредственного создания реактивных сил, могущих работать одновременно или раздельно.	
8	ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЙ ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ	Жидкостный ракетный двигатель, используемый в летательных аппаратах в дополнение к другому, основному двигателю для кратковременного увеличения тяги при полете.	Ракетный ускоритель

№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
9	<b>СТАРТОВЫЙ ЖИДКОСТНЫЙ РА- КЕТНЫЙ ДВИГА- ТЕЛЬ</b>	Жидкостный ракетный двигатель, используемый в летательных аппаратах для облегчения или осуществления взлета при наличии в них другого, основного двигателя.	Стартовый ускоритель
		<b>II. Общие понятия и характеристики жидкостных ракетных двигателей</b>	
10	<b>ТОПЛИВО РАКЕТ- НОГО ДВИГАТЕЛЯ</b>	Жидкое вещество или совокупность жидких веществ, используемых в ракетном двигателе в качестве источника энергии и рабочего тела для непосредственного создания реактивной силы.	Горючая смесь ракетного двигателя
11	<b>КОМПОНЕНТЫ ТОПЛИВА ДВИГА- ТЕЛЯ</b>	Каждое из веществ, отдельно подводимых в камеру жидкостного ракетного двигателя и составляющих в совокупности топливо жидкостного ракетного двигателя.	Топливные компоненты
12	<b>ГОРЮЧЕЕ РАКЕТ- НОГО ДВИГАТЕЛЯ</b>	Компонент топлива, подвергающийся окислению в процессе сгорания в камере жидкостного ракетного двигателя.	Топливо ракетного двигателя
13	<b>ОКИСЛИТЕЛЬ РА- КЕТНОГО ДВИГА- ТЕЛЯ</b>	Компонент топлива, окисляющий горючее при сгорании в камере жидкостного ракетного двигателя.	
14	<b>КОЭФФИЦИЕНТ СООТНОШЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА</b>	Отношение весового количества окислителя горючего, подаваемого в камеру жидкостного ракетного двигателя, к соответствующему количеству расходуемого горючего.	Соотношение компонентов горючей смеси
15	<b>КОЭФФИЦИЕНТ ИЗЫТКА ОКИСЛИ- ТЕЛЯ</b>	Отношение действительного коэффициента соотношения компонентов топлива жидкостного ракетного двигателя к стехиометрическому коэффициенту соотношения компонентов топлива.	
16	<b>ОДНОКОМПО- НЕНТНОЕ ТОПЛИ- ВО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ</b>	Топливо жидкостного ракетного двигателя, в котором горючее и окислитель объединены в одном компоненте в виде химического соединения или устойчивой смеси.	Унитарное топливо. Унитарная горючая смесь

№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
17	САМОВОСПЛАМЕНЯЮЩЕЕСЯ ТОПЛИВО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	Топливо жидкостного ракетного двигателя, компоненты которого вступают в реакцию горения при взаимном соприкосновении без применения источника зажигания.	Самовоспламеняющаяся горючая смесь
18	ПУСКОВОЕ ТОПЛИВО ДВИГАТЕЛЯ	Вещества, используемые в жидкостном ракетном двигателе только в период запуска его для обеспечения воспламенения основного топлива в камере двигателя.	
19	МЕТАЛЛИЧЕСКОЕ ГОРЮЧЕЕ	Горючее жидкостного ракетного двигателя, которое содержит в себе металл в виде металлической, смеси или химического соединения.	Металлическое топливо
20	ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ТОПЛИВО	Вещества, используемые в жидкостном ракетном двигателе в качестве источника рабочего тела для питания привода насосной подачи топлива, запасаемые на борту летательного аппарата, как и основное топливо.	
21	СЕКУНДНЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ	Общее весовое количество веществ, расходуемых жидкостным ракетным двигателем за 1 сек., включая основное и вспомогательное топливо.	Секундный расход горючей смеси
22	ТЯГА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	Результирующая всех гидродинамических сил, действующих на ракетный двигатель при истечении газов из камеры в окружающую среду.  Примечание. Обычно указанная тяга ракетного двигателя определяется на стенде при определенных атмосферных условиях.	Реактивная сила ракетного двигателя
23	УДЕЛЬНАЯ ТЯГА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	Тяга, развиваемая жидкостным ракетным двигателем, отнесенная к секундному расходу топлива.	Удельный импульс ракетного двигателя
24	УДЕЛЬНЫЙ ТЯГОВЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ	Величина, равная отношению секундного или часового расхода топлива, включая расход веществ, потребляемых вспомогательными уст-	Удельный расход горючей смеси ракетного двигателя



№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
25	УДЕЛЬНАЯ ТЯГА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ Удельная тяга без учета расхода на питание	роиствами жидкостного ракетного двигателя (термин 21), к развиваемой им тяге.  Величина тяги, развиваемой жидкостным ракетным двигателем, отнесенная к единице секундного расхода топлива, потребляемого камерой двигателя, без учета расхода веществ на питание вспомогательных устройств.	Удельный импульс двигателя
26	УДЕЛЬНЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ	Величина, равная отношению секундного или часового расхода топлива, потребляемого камерой жидкостного ракетного двигателя, к развиваемой камерой тяге, без учета расхода веществ на питание вспомогательных устройств.	Удельный расход горючего двигателя
27	РАБОЧАЯ ТЕПЛОТВОРНОСТЬ ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ	Количество тепла, выделяющееся при полном сгорании 1 кг топлива в камере жидкостного ракетного двигателя при данном коэффициенте соотношения компонентов топлива, за вычетом теплот конденсации веществ, приведенное к стандартным условиям.	
28	УДЕЛЬНЫЙ ВЕС ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ	Средний удельный вес основных компонентов топлива жидкостного ракетного двигателя, подсчитанный для данного коэффициента соотношения компонентов топлива.	
29	ЛИТРОВАЯ ТЯГА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ	Величина тяги, развиваемая камерой жидкостного ракетного двигателя, отнесенная к единице рабочего объема камеры двигателя.	
30	УДЕЛЬНАЯ ЛИТРОВАЯ ТЯГА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ	Отношение литровой тяги жидкостного ракетного двигателя к давлению в камере.	
31	ВЫСОТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ	Зависимость тяги жидкостного ракетного двигателя и удельной тяги его на различных режимах работы от высоты полета.	

№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
32	РАСХОДНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ	Зависимость тяги жидкостного ракетного двигателя, удельной тяги его и давления в камере сгорания от секундного расхода топлива двигателя.	
33	ПУСКОВОЙ РЕЖИМ ДВИГАТЕЛЯ	Режим работы жидкостного ракетного двигателя, исчисляемый от момента воспламенения топлива в камере двигателя до достижения двигателем рабочего режима.	
34	МИНИМАЛЬНЫЙ РЕЖИМ ДВИГАТЕЛЯ	Минимально допустимая величина тяги жидкостного ракетного двигателя, ниже которой работа его становится неустойчивой.	
35	РАБОЧИЙ РЕЖИМ ДВИГАТЕЛЯ	Любой режим работы жидкостного ракетного двигателя в диапазоне от минимальной тяги до установленной максимальной величины тяги, при котором обеспечивается устойчивая работа двигателя.	
<b>III. Параметры рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей</b>			
36	РАБОЧЕЕ ДАВЛЕНИЕ В ДВИГАТЕЛЕ	Давление газов, образующееся в камере жидкостного ракетного двигателя при сгорании топлива при каком-либо из рабочих режимов тяги.	
37	СТЕПЕНЬ ПОНИЖЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ГАЗОВ	Отношение величины рабочего давления газов в камере жидкостного ракетного двигателя к давлению газов в выходном сечении сопла камеры.	
38	ТЕМПЕРАТУРА В КАМЕРЕ ДВИГАТЕЛЯ	Расчетная температура газов, образующихся в процессе сгорания топлива в камере жидкостного ракетного двигателя перед входом в сопло, с учетом диссоциации газов.	
39	УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ	Величина, характеризующая совершенство процесса сгорания топлива в камере жидкостного ракетного двигателя, равная отношению про-	

№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
40	КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛНОТЫ ДАВЛЕНИЯ	изведения рабочего давления на площадь наименьшего сечения сопла к секундному расходу топлива в камере.  Отношение действительного давления газов в камере жидкостного ракетного двигателя к теоретическому давлению при данном значении секундного расхода топлива и площади наименьшего сечения сопла.	
41	КОЭФФИЦИЕНТ ТЯГИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	Величина, равная отношению тяги ракетного двигателя, приведенной к пустоте, к произведению давления в камере на площадь наименьшего сечения сопла.	Коэффициент тяги
42	РАБОЧИЙ ОБЪЕМ КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ	Пространство внутри камеры жидкостного ракетного двигателя, заключенное между головкой и минимальным сечением сопла.	
43	ТЕПЛОНАПРЯЖЕННОСТЬ КАМЕРЫ	Отношение произведения рабочей теплотворности топлива двигателя на секунднй расход его в камере к рабочему объему камеры сгорания.	
44	ПРИВЕДЕННАЯ ТЕПЛОНАПРЯЖЕННОСТЬ КАМЕРЫ	Отношение теплонапряженности камеры к развиваемому в ней давлению.	
45	ТЕПЛОВОЙ ПОТОК	Количество теплоты, проходящее в единицу времени через единицу поверхности камеры сгорания или сопла двигателя в данном участке.	
46	ПЕРИОД ЗАДЕРЖКИ САМОВОСПЛАМЕНЕНИЯ ТОПЛИВА	Период времени между моментом соприкосновения компонентов самовоспламеняющегося топлива и моментом появления пламени, определяемый специальным прибором в стандартных условиях.	Задержка воспламенения
47	СТЕПЕНЬ УШИРЕНИЯ СОПЛА	Отношение площади выходного сечения сопла камеры двигателя к площади наименьшего сечения его.	Относительное отверстие сопла. Характеристика сопла

№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
48	УГОЛ СОПЛА КАМЕРЫ	Удвоенное значение угла между касательной к образующей сопла и направлением оси канала сопла в выходном или других характерных сечениях сопла.	
49	РАСЧЕТНЫЙ РЕЖИМ СОПЛА	<p>Режим истечения газов из сопла камеры жидкостного ракетного двигателя, при котором давление газов в выходном сечении сопла равно давлению окружающей среды.</p> <p>Примечание. В случаях, когда указанное равенство давлений не соблюдается, возможны также нерасчетные режимы сопла с перерасширением или недорасширением газов.</p>	
50	ВЫСОТНОСТЬ СОПЛА ДВИГАТЕЛЯ	Высота над уровнем моря, на которой при номинальной тяге жидкостного ракетного двигателя режим работы сопла является расчетным.	
51	ИДЕАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ	Скорость истечения газов из сопла камеры жидкостного ракетного двигателя, соответствующая полному превращению химической энергии топлива в кинетическую энергию образующихся газов при бесконечной степени расширения и отсутствии потерь.	
52	ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ	Скорость истечения газов из сопла камеры жидкостного ракетного двигателя, соответствующая данной степени расширения газов с учетом диссоциации газов, при отсутствии потерь на неполноту сгорания, теплоотдачу и трение.	
53	ДЕЙСТВИТЕЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ	Средняя скорость потока газов в выходном сечении сопла камеры жидкостного ракетного двигателя, отвечающая реальному рабочему процессу в камере со всеми имеющимися в ней потерями.	

№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
54	ЭФФЕКТИВНАЯ СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ	Условная величина скорости истечения газов в выходном сечении сопла камеры жидкостного ракетного двигателя, подсчитанная как произведение удельной тяги двигателя на земное ускорение.	
55	КОЭФФИЦИЕНТ СКОРОСТИ СОПЛА	Отношение действительной скорости истечения газов к теоретической скорости истечения при тех же начальных параметрах газа перед входом в сопло.	
56	ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ ДВИГАТЕЛЯ	Отношение кинетической энергии газов, истекающих из жидкостного ракетного двигателя, подсчитанной по эффективной скорости истечения, к кинетической энергии газов, отвечающей теоретической скорости истечения.	
57	УСТОЙЧИВОСТЬ РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЯ	Протекание процесса сгорания топлива в камере двигателя без возникновения аномальных пульсаций давления в камере.	
58	КАМЕРА ДВИГАТЕЛЯ	<p><b>IV. Элементы конструкции жидкостных ракетных двигателей</b></p> <p>Основной агрегат жидкостного ракетного двигателя, в котором осуществляется сжигание топлива и преобразование тепловой энергии образующихся газов в кинетическую энергию для непосредственного получения реактивной силы.</p> <p>Примечание. Камера двигателя состоит из головки, камеры сгорания и сопла.</p>	
59	КАМЕРА СГОРАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ	Часть камеры жидкостного ракетного двигателя, в которой происходит смешение и сгорание компонентов топлива.	
60	ГОЛОВКА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ	Часть камеры жидкостного ракетного двигателя, в которой располо-	

№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
61	СОПЛО КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ	жены устройства, обеспечивающие ввод компонентов топлива в камеру сгорания и воспламенение их при запуске двигателя.  Часть камеры жидкостного ракетного двигателя, в которой осуществляется преобразование тепловой энергии газов в кинетическую энергию при истечении их в окружающую среду.	
62	ГАЗОБАЛЛОННАЯ СИСТЕМА ПОДАЧИ ТОПЛИВА	Совокупность устройств, обеспечивающих подачу компонентов топлива в камеру жидкостного ракетного двигателя давлением газов, создаваемым в топливных баллонах при помощи аккумулятора давления.	
63	ВОЗДУШНЫЙ АККУМУЛЯТОР ДАВЛЕНИЯ	Резервуар, в котором сосредоточен запас сжатого воздуха или другого газа, необходимого для газобаллонной подачи топлива в камеру жидкостного ракетного двигателя.	
64	ПОРОХОВОЙ АККУМУЛЯТОР ДАВЛЕНИЯ	Агрегат, вырабатывающий газ в виде продуктов сгорания пороха, сжигаемого в специальной камере для газобаллонной подачи топлива жидкостного ракетного двигателя.	
65	ХИМИЧЕСКИЙ АККУМУЛЯТОР ДАВЛЕНИЯ	Агрегат, вырабатывающий газ для газобаллонной подачи топлива жидкостного ракетного двигателя в результате химической реакции веществ, осуществляемой в специальной камере или непосредственно в топливных баллонах.	
66	ТОПЛИВНЫЕ БАЛЛОНЫ ДВИГАТЕЛЯ	Резервуары для топлива жидкостного ракетного двигателя, из которых компоненты топлива выдавливаются в камеру двигателя давлением газов, создаваемым при помощи аккумулятора давления.	
67	НАСОСНАЯ СИСТЕМА ПОДАЧИ ТОПЛИВА	Совокупность механизмов или устройств, обеспечивающих подачу компонентов топлива из баков в ка-	

№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
68	ТУРБОНАСОС- НАЯ СИСТЕМА ПО- ДАЧИ ТОПЛИВА	<p>меру жидкостного ракетного двигателя при помощи насосов.</p> <p>Разновидность насосной системы подачи топлива в камеру жидкостного ракетного двигателя с применением в качестве привода для насосов турбины.</p>	
69	ПАРОГАЗОГЕНЕ- РАТОР	Агрегат турбонасосной системы подачи жидкостного ракетного двигателя, вырабатывающий газ, пар или парогазовую смесь для питания привода насосов.	
70	ТОПЛИВНЫЕ БАКИ ДВИГАТЕЛЯ	Резервуары для компонентов топлива жидкостного ракетного двигателя, из которых подача их в камеру осуществляется при помощи насосов, без существенной нагрузки резервуаров давлением газа.	
<p style="text-align: center;"><b>V. Способы охлаждения и зажигания</b></p>			
71	НАРУЖНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ КАМЕРЫ	Способ отвода тепла от внутренней оболочки камеры сгорания и сопла жидкостного ракетного двигателя при помощи охлаждающего агента, движущегося в полости, образованной внутренней и внешней оболочками камеры двигателя.	
72	ВНУТРЕННЕЕ ОХЛАЖДЕНИЕ КАМЕРЫ	Способ охлаждения внутренней оболочки камеры сгорания и сопла жидкостного ракетного двигателя путем создания на их стенках со стороны соприкосновения с продуктами сгорания непрерывно обновляемой жидкостной пленки или газового слоя с пониженной температурой.	
73	ХИМИЧЕСКОЕ ЗАЖИГАНИЕ	Способ зажигания топлива в камере жидкостного ракетного двигателя при помощи самовоспламеняющихся компонентов топлива — основных или пусковых.	

№ п/п.	Т е р м и н	О п р е д е л е н и е	Нерекомендуемые термины
74	ЭЛЕКТРИЧЕСКОЕ ЗАЖИГАНИЕ	Способ воспламенения пусковых или рабочих компонентов топлива в камере жидкостного ракетного двигателя при помощи электрических устройств.	
75	ПИРОТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАЖИГАНИЕ	Способ воспламенения пусковых или рабочих компонентов топлива в камере жидкостного ракетного двигателя при помощи факела, образуемого пиротехническим запалом или шашкой.	



## АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ ТЕРМИНОВ

Числа обозначают номера терминов.

Прописными буквами указаны основные термины, строчными — параллельные. В скобки заключены номера нерекомендуемых к применению терминов.

Термины, имеющие в своем составе несколько отдельных слов, расположены по алфавиту своих главных слов (обычно имен существительных).

Запятая, стоящая после некоторых слов, указывает на то, что при применении данного термина слова, стоящие после запятой, должны предшествовать словам, находящимся до запятой: например, термин «Теплопоток, удельный» следует читать: «Удельный теплопоток».

Термины, состоящие из двух имен существительных, помещены в алфавите соответственно слову, стоящему в именительном падеже.

### А

АККУМУЛЯТОР ДАВЛЕНИЯ, ВОЗДУШНЫЙ . . . . .	63
АККУМУЛЯТОР ДАВЛЕНИЯ, ПОРОХОВОЙ . . . . .	64
АККУМУЛЯТОР ДАВЛЕНИЯ, ХИМИЧЕСКИЙ . . . . .	65

### Б

БАКИ ДВИГАТЕЛЯ, ТОПЛИВНЫЕ . . . . .	70
БАЛЛОНЫ ДВИГАТЕЛЯ, ТОПЛИВНЫЕ . . . . .	66

### В

ВЕС ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ, УДЕЛЬНЫЙ . . . . .	28
ВЫСОТНОСТЬ СОПЛА ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	50

### Г

ГОЛОВКА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ ГОРЮЧЕЕ, МЕТАЛЛИЧЕСКОЕ . . . . .	60
ГОРЮЧЕЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	19
ГОРЮЧЕЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	12

### Д

ДАВЛЕНИЕ В ДВИГАТЕЛЕ, РАБОЧЕЕ . . . . .	36
ДВИГАТЕЛЬ, ВОСПОМОГАТЕЛЬНЫЙ ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ . . . . .	8
ДВИГАТЕЛЬ, ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ . . . . .	1
Двигатель, жидкостный реактивный . . . . .	(1)
ДВИГАТЕЛЬ, МНОГОКАМЕРНЫЙ ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ . . . . .	7
ДВИГАТЕЛЬ, МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ, ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ . . . . .	5
ДВИГАТЕЛЬ, ОДНОКАМЕРНЫЙ РАКЕТНЫЙ . . . . .	6
ДВИГАТЕЛЬ, ОДНОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ, ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ . . . . .	4
Двигатель с баллонной подачей . . . . .	(2)
ДВИГАТЕЛЬ С ГАЗОБАЛОННОЙ ПОДАЧЕЙ, ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ . . . . .	2
ДВИГАТЕЛЬ С НАСОСНОЙ ПОДАЧЕЙ, ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ . . . . .	3
ДВИГАТЕЛЬ, СТАРТОВЫЙ ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ . . . . .	9

### З

Задержка воспламенения . . . . .	(46)
ЗАЖИГАНИЕ, ПИРОТЕХНИЧЕСКОЕ . . . . .	75
ЗАЖИГАНИЕ, ХИМИЧЕСКОЕ . . . . .	73
ЗАЖИГАНИЕ, ЭЛЕКТРИЧЕСКОЕ . . . . .	74

### И

ИМПУЛЬС ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ, УДЕЛЬНЫЙ . . . . .	39
Импульс двигателя, удельный . . . . .	(25)
Импульс ракетного двигателя, удельный . . . . .	(23)

### К

КАМЕРА ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	58
КАМЕРА СГОРАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	59
КОМПОНЕНТЫ ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	11
Компоненты, топливные . . . . .	(11)
КОЭФФИЦИЕНТ ИЗБЫТКА ОКИСЛИТЕЛЯ . . . . .	15
КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ ДВИГАТЕЛЯ, ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ . . . . .	56
КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛНОТЫ ДАВЛЕНИЯ . . . . .	40
КОЭФФИЦИЕНТ СКОРОСТИ СОПЛА . . . . .	55
КОЭФФИЦИЕНТ СООТНОШЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА . . . . .	14
Коэффициент тяги . . . . .	(41)
КОЭФФИЦИЕНТ ТЯГИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	41

### О

ОБЪЕМ КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ, РАБОЧИЙ . . . . .	42
ОКИСЛИТЕЛЬ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	13
Отверстие сопла, относительное . . . . .	(47)
ОХЛАЖДЕНИЕ КАМЕРЫ, ВНУТРЕННЕЕ . . . . .	72
ОХЛАЖДЕНИЕ КАМЕРЫ, НАРУЖНОЕ . . . . .	71

### П

ПАРОГАЗОГЕНЕРАТОР . . . . .	69
ПЕРИОД ЗАДЕРЖКИ САМОВОСПЛАМЕНЕНИЯ ТОПЛИВА . . . . .	46
ПОТОК, ТЕПЛОВОЙ . . . . .	45

### Р

Расход горючего двигателя, удельный . . . . .	(26)
Расход горючей смеси ракетного двигателя, удельный . . . . .	(24)

Расход горючей смеси, секундн . . . . .	(21)
РАСХОД ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ, СЕКУНДНЫЙ . . . . .	21
РАСХОД ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ, УДЕЛЬНЫЙ ТЯГОВЫЙ . . . . .	24
РАСХОД ТОПЛИВА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ, УДЕЛЬНЫЙ . . . . .	26
РЕЖИМ ДВИГАТЕЛЯ, МИНИМАЛЬНЫЙ . . . . .	34
РЕЖИМ ДВИГАТЕЛЯ, ПУСКОВОЙ . . . . .	33
РЕЖИМ ДВИГАТЕЛЯ, РАБОЧИЙ . . . . .	35
РЕЖИМ СОПЛА, РАСЧЕТНЫЙ . . . . .	49

### С

Сила ракетного двигателя, реактивная . . . . .	(22)
СИСТЕМА ПОДАЧИ ТОПЛИВА, ГАЗОБАЛЛОННАЯ . . . . .	62
СИСТЕМА ПОДАЧИ ТОПЛИВА, НАСОСНАЯ . . . . .	67
СИСТЕМА ПОДАЧИ ТОПЛИВА, ТУРБОНАСОСНАЯ . . . . .	68
СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ, ДЕЙСТВИТЕЛЬНАЯ . . . . .	53
СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ, ИДЕАЛЬНАЯ . . . . .	51
СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ, ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ . . . . .	52
СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ, ЭФФЕКТИВНАЯ . . . . .	54
Смесь ракетного двигателя, горючая . . . . .	(10)
Смесь, самовоспламеняющаяся горючая . . . . .	(17)
Смесь, унитарная горючая . . . . .	(16)
Соотношение компонентов горючей смеси . . . . .	(14)
СОПЛО КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	61
СТЕПЕНЬ ПОНИЖЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ГАЗОВ . . . . .	37
СТЕПЕНЬ УШИРЕНИЯ СОПЛА . . . . .	47

### Т

ТЕМПЕРАТУРА В КАМЕРЕ ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	38
ТЕПЛОНАПРЯЖЕННОСТЬ КАМЕРЫ . . . . .	43
ТЕПЛОНАПРЯЖЕННОСТЬ КАМЕРЫ, ПРИВЕДЕННАЯ . . . . .	44
ТЕПЛОТВОРНОСТЬ ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ, РАБОЧАЯ . . . . .	27
ТОПЛИВО, ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ . . . . .	20
ТОПЛИВО ДВИГАТЕЛЯ, ПУСКОВОЕ . . . . .	18
Топливо, металлическое . . . . .	(19)
ТОПЛИВО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	10
Топливо ракетного двигателя . . . . .	(12)

ТОПЛИВО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ, ОДНОКОМПОНЕНТНОЕ	16		
ТОПЛИВО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ, САМОВОСПЛАМЕНЯЮЩЕЕСЯ . . . . .	17	УГОЛ СОПЛА КАМЕРЫ . . . . .	48
Топливо, унитарное . . . . .	(16)	Ускоритель, стартовый . . . . .	(9)
Тяга без учета расхода на питание, удельная . . . . .	25	УСТОЙЧИВОСТЬ РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЯ . . . . .	57
ТЯГА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ, ЛИТРОВАЯ . . . . .	29		
ТЯГА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ, УДЕЛЬНАЯ . . . . .	25	Х	
ТЯГА КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ, УДЕЛЬНАЯ ЛИТРОВАЯ . . . . .	30	ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ, ВЫСОТНАЯ . . . . .	31
ТЯГА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ, УДЕЛЬНАЯ . . . . .	22	ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ, РАСХОДНАЯ . . . . .	32
	23	Характеристика сопла . . . . .	(47)

---

## СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие . . . . .	5
Введение . . . . .	7
О расположении материала . . . . .	9
Терминология . . . . .	11
Алфавитный указатель терминов . . . . .	25

---

---

*Утверждено к печати Комитетом технической терминологии Академии Наук СССР*

---

\*

Технический редактор Г. А. Астафьева

РИСО АН СССР № 48—36-41В, Т-05940. Издат. № 77. Тип. заказ № 1420. Подп. к печ. 20/VII—53 г.  
Формат бум. 70×92<sup>1</sup>/<sub>16</sub>. Бум. л. 0,87. Печ. 2,04. Уч.-издат. 1,6. Тираж 2000.

Цена по прейскуранту 1952 г. 1 р. 15 к.

2-я тип. Издательства Академии Наук СССР. Москва, Шубинский пер., д. 10



**1 руб. 15 коп.**