



44 РАКЕТНЫЙ ПОЛК

в/ч 89503

ВЕТЕРАНЫ ВСЕХ ПОЛКОВ ОБЪЕДИНЯЙТЕСЬ

Страница 2

[Страницы истории](#)

[Главная](#)

[КАРТА САЙТА](#)

[СТРАНИЦА 1](#)

[СТРАНИЦА 3](#)

[СТРАНИЦА 4](#)

[СТРАНИЦА 5](#)

[СТРАНИЦА 6](#)

[СТРАНИЦА 7](#)

[СТРАНИЦА 8](#)

[СТРАНИЦА 9](#)

[СТРАНИЦА 10](#)

[СТРАНИЦА 11](#)

[СТРАНИЦА 12](#)

[СТРАНИЦА 13](#)

[СТРАНИЦА 14](#)

[СТРАНИЦА 15](#)

[СТРАНИЦА 16](#)

Ракетное топливо

НЕМНОГО ТЕОРИИ

Из школьного курса физики (закон сохранения количества движения) известно, что если от покоящегося тела массой M отделится масса m со скоростью V то оставшаяся часть тела массой $M-m$ будет двигаться со скоростью $m/(M-m) \times V$ в противоположном направлении. Значит, чем больше отбрасываемая масса и ее скорость, тем большую скорость приобретет оставшаяся часть массы т.е. тем больше будет сила приводящая ее в движение. Для работы ракетного двигателя (РД), как и любого реактивного, необходим источник энергии (топливо), рабочее тело (РТ) которое обеспечивает аккумуляцию энергии источника ее перенос и преобразование), устройство в котором энергия передается РТ и устройство в котором внутренняя энергия РТ преобразуется в кинетическую энергию струи газов и передается ракете в виде силы тяги.

Известны химические и нехимические топлива: у первых (жидкостные ракетные двигатели - ЖРД и ракетные двигатели твердого топлива - РДТТ) необходимая для работы двигателя энергия выделяется в результате химических реакций, а образующиеся при этом газообразные продукты служат рабочим телом, у вторых для нагрева рабочего тела используются другие источники энергии (например ядерная энергия).

Эффективность РД, как и эффективность топлива измеряется его удельным импульсом. Удельный импульс тяги (удельная тяга), определяемый как отношение силы тяги к секундному массовому расходу рабочего тела. Для ЖРД и РДТТ расход рабочего тела совпадает с расходом топлива и удельный импульс является величиной обратной удельному расходу топлива. Удельный импульс характеризует эффективность РД - чем он больше тем меньше топлива (в общем случае - рабочего тела) расходуется на создание единицы тяги. В системе СИ удельный импульс измеряется в м/сек и практически совпадает по величине со скоростью реактивной струи. В технической системе единиц (другое ее наименование МКГСС что значит: Метр - КилоГрамм Силы - Секунда), широко применявшейся в СССР, килограмм массы был производной единицей и определялся как масса которой сила в 1 кгс сообщает ускорение 1 м/сек за сек. Она называлась «техническая единица массы» и составляла 9,81 кг. Такая единица была неудобной, поэтому вместо массы использовали вес, вместо плотности - удельный вес и т.д. В ракетной технике при расчете удельного импульса также использовали не массовый а весовой расход топлива. В результате удельный импульс (в системе МКГСС) измерялся в секундах (по величине он в 9,81 раз меньше удельного «массового» импульса).

Величина удельного импульса РД обратно пропорциональна квадратному корню молекулярной массы рабочего тела и прямо пропорциональна квадратному корню из значения температуры рабочего тела перед соплом. Температура рабочего тела определяется теплотворной способностью топлива. Максимальное ее значение для пары бериллий+кислород составляет 7200 ккал/кг. что ограничивает величину максимального удельного импульса ЖРД величиной не более 500 сек. Величина удельного импульса зависит от термического коэффициента полезного действия РД - отношения кинетической энергии, сообщенной в двигателе рабочему телу, ко всей теплотворной способности топлива. Преобразование теплотворной способности топлива в кинетическую энергию истекающей струи в двигателе происходит с потерями поскольку часть тепла уносится с истекающим рабочим телом, часть из-за неполного сгорания топлива не выделяется вовсе. Наиболее высокий удельный импульс имеют электрореактивные двигатели. У плазменного ЭРД он достигает до 29000 сек. Максимальный импульс серийных российских двигателей РД-107 составляет 314 сек,

Характеристики РД на 90% определяются применяемым топливом. Ракетное топливо - вещество (одно или несколько), представляющих собой источник энергии и РТ для РД. Оно должно удовлетворять следующим основным требованиям: иметь высокий уд.импульс, высокую плотность, требуемое агрегатное состояние компонентов в условиях эксплуатации, должно быть стабильным, безопасным в обращении, нетоксичным, совместимым с конструкционными материалами, иметь сырьевые ресурсы и др. Большинство существующих РД работает на химическом топливе. Основная энергетическая характеристика (уд. импульс) определяется количеством выделившейся теплоты (теплотворностью топлива) и химическим составом продуктов реакции, от которого зависит полнота преобразования тепловой энергии в кинетическую энергию потока (чем ниже молекулярная масса, тем выше уд.импульс). По числу раздельно хранимых компонентов химические ракетные топ-

лива делятся на одно-(унитарные), двух-, трёх- и многокомпонентные, по агрегатному состоянию компонентов – на жидкие, твёрдые, гибридные, псевдожидкие, желеобразные. Однокомпонентные топлива - соединения типа гидразина N_2H_4 , перекиси водорода H_2O_2 в камере РД распадаются с выделением большого количества теплоты и газообразных продуктов, обладают невысокими энергетическими свойствами. Например 100%-я перекись водорода имеет уд.импульс 145с. и применяется как вспомогательные топлива для систем управления и ориентации, приводов турбонасосов РД. Гелеобразные топлива - обычно загущенные солями высокомолекулярных органических кислот или специальными добавками горючее (реже окислитель). Повышение уд.импульса ракетных топлив достигается добавлением порошков металлов (Al и др.). Например "Сатурн-5" сжигает за время полета 36т. алюминиевого порошка. Наибольшее применение получили 2-х компонентные жидкие и твёрдые топлива.

ЖИДКОЕ ТОПЛИВО

Двухкомпонентное жидкое топливо состоит из окислителя и горючего. К жидким топливам предъявляются следующие специфические требования: возможно более широкий температурный интервал жидкого состояния, пригодность, по крайней мере, одного из компонентов для охлаждения жидкостного РД (термическая стабильность, высокие температура кипения и теплоёмкость), возможность получения из основных компонентов генераторного газа высокой работоспособности, минимальная вязкость компонентов и малая зависимость её от температуры. Для улучшения характеристик в состав топлива вводятся различные присадки (металлы, например Be и Al для повышения уд.импульса, ингибиторы коррозии, стабилизаторы, активаторы воспламенения, вещества понижающие температуру замерзания). В качестве горючего используются керосин (лигроино-керосиновые и керосино-газойлевые нефтяные фракции с диапазоном кипения 150-315°C), жидкий водород, жидкий метан (CH_4), спирты (этиловый, фурфуриловый); гидразин (N_2H_4), и его производные (диметилгидразин), жидкий аммиак (NH_3), анилин, метил-, диметил- и триметиламины и т.д. В качестве окислителя применяют: жидкий кислород, концентрированную азотную кислоту (HNO_3), азотный тетраксид (N_2O_4), тетранитрометан; жидкие фтор, хлор и их соединения с кислородом и др. При подаче в камеру сгорания компоненты топлива могут самовоспламеняться (конц.азотная кислота с анилином, азотный тетроксид с гидразином и др.)или нет. Применение самовоспламеняющихся топлив упрощает конструкцию РД и позволяет наиболее просто осуществлять многоразовые запуски. Максимальный уд.импульс имеют пары водород-фтор(412с), водород-кислород (391с). С точки зрения химии идеальный окислитель – жидкий кислород. Он использовался в первых баллистических ракетах ФАУ,ее американских и советских копиях. Но его температура кипения ($-183^{\circ}C$) не устраивала военных. Требуемый диапазон рабочих температур от $-55^{\circ}C$ до $+55^{\circ}C$. Азотная кислота –другой очевидный окислитель для ЖРД больше устраивала военных. Она имеет высокую плотность,невысокую стоимость, производится в больших количествах, достаточно стабильна, в том числе при высоких температурах, пожаро- и взрывобезопасна. Главное ее преимущество перед жидким кислородом в высокой температуре кипения, а следовательно в возможности неограниченно долго храниться без всякой теплоизоляции. Но азотная кислота настолько агрессивное вещество, что непрерывно реагирует само с собой – атомы водорода отщепляются от одной молекулы кислоты и присоединяются к соседним, образуя непрочные, но чрезвычайно химически активные агрегаты. Даже самые стойкие сорта нержавеющей стали медленно разрушаются концентрированной азотной кислотой (в результате на дне бака образовывался густой зеленоватый «кисель», смесь солей металлов). Для уменьшения коррозионной активности в азотную кислоту стали добавлять различные вещества, всего 0,5% плавиковой (фтористоводородной) кислоты уменьшают скорость коррозии нержавеющей стали в десять раз. Для повышения уд.импульса в кислоту добавляют двуокись азота (NO_2). Это газ бурого цвета, с резким запахом. При охлаждении ниже $21^{\circ}C$ он сжижается при этом образуется четырехокись азота (N_2O_4), или азотный тетраксид (АТ). При атмосферном давлении АТ кипит при температуре $+21^{\circ}C$, а при $-11^{\circ}C$ замерзает. Газ состоит в основном из молекул NO_2 , жидкость из смеси NO_2 и N_2O_4 , а в твердом веществе остаются одни только молекулы тетроксидов. Кроме всего прочего добавка АТ в кислоту связывает попадающую в окислитель воду, что уменьшает коррозионную активность кислоты, увеличивается плотность раствора, достигая максимума при 14% растворенного АТ. Эту концентрацию использовали американцы для своих боевых ракет. Наши для получения максимального уд. импульса использовали 27% раствор АТ. Такой окислитель получил обозначение АК-27.

Параллельно поискам лучшего окислителя шли поиски оптимального горючего. Первым широко использовавшимся горючим был спирт(этиловый), применявшийся на первых советских ракетах Р-1, Р-2, Р-5 ("наследство" ФАУ-2). Кроме низких энергетических показателей военных очевидно не устраивала низкая стойкость личного состава к «отравлению» таким горючим. Военных больше всего устраивал продукт перегонки нефти,но проблема была в том, что такое топливо не самовоспламеняется при контакте с азотной кислотой. Этот недостаток обошли применением пускового горючего. Его состав

был найден еще немецкими ракетчиками во время Второй мировой войны, и называлось оно «Тонка-250» (в СССР оно именовалось ТГ-02). Лучше всего воспламеняются с азотной кислотой вещества, имеющие в составе, кроме углерода и водорода еще азот. Таким веществом, обладающим высокими энергетическими характеристиками, был гидразин (N₂H₄). По физическим свойствам он очень похож на воду (плотность на несколько процентов больше, температура замерзания +1,5⁰С, кипения +113⁰С, вязкость и все прочее – как у воды). Но военных не устраивала высокая температура замерзания (выше, чем у воды). В СССР был разработан способ получения несимметричного диметилгидразина (НДМГ), а американцы использовали более простой процесс получения монометилгидразин. Обе эти жидкости, были чрезвычайно ядовиты зато менее взрывоопасны, меньше впитывали водяные пары, были термически более стойкими чем гидразин. Но вот температура кипения и плотность по сравнению с гидразином понизились. Несмотря на некоторые недостатки новое топливо вполне устраивало и конструкторов, и военных. НДМГ имеет и другое, «несекретное» название - «гептил». «Аэрозин-50» использовавшийся американцами на своих жидкостных ракетах представляет собой смесь гидразина и НДМГ, что было следствием изобретения технологического процесса, в котором они получались одновременно. После того как баллистические ракеты стали размещаться в шахтах, в герметичном контейнере с системой термостатирования требования к диапазону рабочих температур ракетного топлива были снижены. В результате от азотной кислоты отказались, перейдя на чистый АТ так же получивший несекретное наименование – «амил». Давление наддува в баках повышало температуру кипения до приемлемой величины. Коррозия баков и трубопроводов с при использовании АТ уменьшилась настолько, что стало возможным хранить ракету заправленной на протяжении всего срока боевого дежурства. Первыми ракетами использующими в качестве окислителя АТ стали УР-100 и тяжелая Р-36. Они могли стоять заправленными до 10 лет подряд.

Основные характеристики двухкомпонентных жидких топлив при оптимальном соотношении компонентов (давление в камере сгорания, 100 кгс/см², на срезе сопла 1 кгс/см²)

Окислитель	Горючее	Теплотворность топлива*, ккал/кг	Плотность г /см ² *	Температура в камере сгорания, К	Уд.импульс в пустоте, сек
Азотная к-та (98%)	Керосин	1460	1,36	2980	313
	ТГ-02	1490	1,32	3000	310
	Анилин(80%)+фурфуриловый спирт (20%)	1420	1.39	3050	313
Кислород (Жидкий)	Спирт(94%)	2020	0,39	3300	255
	Водород ж.		0,32	3250	391
	Керосин	2200	1,04	3755	335
	НДМГ	2200	1,02	3670	344
	Гидразин		1,07	3446	346
	Аммиак ж.		0,84	3070	323
АТ	Керосин	1550	1,27	3516	309
	НДМГ		1,195	3469	318
	Гидразин		1,23	3287	322
Фтор (жидкий)	Водород ж.		0,62	4707	412
	Гидразин	2230	1,31	4775	370

* отношение суммарной массы окислителя и горючего к их объёму.

ТВЕРДОЕ ТОПЛИВО

Твердое топливо подразделяется на баллиститное прессованные - нитроглицериновые пороха) представляющее собой гомогенную смесь компонентов (в современных мощных РД не применяется) и смесевое представляющее собой гетерогенные смеси окислителя, горючего-связующего (способствующего образованию монолитного топливного блока) и различных добавок (пластификатора, порошки металлов и их гидридов, отвердителя и т.д.). Твердотопливные заряды изготавливаются в виде канальных шашек, горящих по внешней либо внутренней поверхности. Основные специфические требования, предъявляемые к твёрдым топливам: равномерность распределения компонентов и, следовательно, постоянство физико-химических и энергетических свойств в блоке, устойчивость и закономерность горения в камере РД, а также комплекс физико-механических свойств, обеспечивающих работоспособность двигателя в условиях перегрузок, переменной температуры, вибраций. По уд.импульсу (около 200с.) твёрдое топливо уступает жидкому, т.к. из-за химической несовместимости не всегда удаётся использовать в составе твёрдого топлива энергетически эффективные компоненты. Недостатком твердого топлива является подверженность "старению" (необратимому изменению свойств вследствие происходящих в полимерах химических и физических процессов).

Американские ракетчики быстро отказались от жидкого топлива и для боевых ракет предпочли твердое смесевое, работы по созданию которого в США проводились еще с середины 40-х годов, что позволило уже в 1962г. принять на вооружение первую твердотопливную МБР «Минитмен-1». В нашей стране широкомасштабные исследования начались со значительным опозданием. Постановлением от 20 ноября 1959г. предусматривалось создание трёхступенчатой ракеты РТ-1 с твердотопливными ракетными двигателями (РДТТ) и дальностью 2500км. Поскольку к тому моменту практически отсутствовали научная, технологическая и производственная базы по смесевым зарядам альтернативы использованию баллистических твердых топлив не было. Максимально допустимый по технологии диаметр пороховых шашек изготавливаемых методом проходного прессования не превышал 800мм. Поэтому двигатели каждой ступени имели пакетную компоновку из 4 и 2 блоков у первой и второй ступеней соответственно. Вкладной пороховой заряд горел по внутреннему цилиндрическому каналу, торцам и поверхности 4-х продольных щелей, расположенных в передней части заряда. Такая форма поверхности горения обеспечивала необходимую диаграмму давления в двигателе. Ракета имела неудовлетворительные характеристики так, при стартовой массе 29.5т. "Минитмен-1" имел предельную дальность 9300км, а у РТ-1 эти характеристики составляли, соответственно 34т. и 2400км. Основной причиной отставания ракеты РТ-1 являлось использование баллистического пороха. Для создания МБР на твердом топливе, по своим характеристикам приближающейся к "Минитмен-1", было необходимо использование смесевых топлив, обеспечивающих более высокие энергетические и лучшие массовые характеристики двигателей и ракеты в целом. В апреле 1961г. вышло Постановление Правительства о разработке МБР на твердом топливе – РТ-2, было проведено установочное совещание и подготовлена программа "Нейлон-С" по разработке смесевых топлив с уд.импульсом 235с. Эти топлива должны были обеспечить возможность изготовления зарядов массой до 40т. методом литья в корпус двигателя. В конце 1968г. ракета была принята на вооружение, но требовала дальнейшего совершенствования. Так, смесевое топливо формовалось в отдельных прессформах, затем заряд вкладывался в корпус, а зазор между зарядом и корпусом заливался связующим веществом. Это создавало определенные трудности при изготовлении двигателя. Ракета РТ-2П, имела твердое топливо ПАЛ-17/7 на основе бутил-каучука, обладающего высокой пластичностью, не имеющего заметного старения и растрескивания в процессе хранения, при этом топливо заливалось прямо в корпус двигателя, затем производилась его полимеризация и формование необходимых поверхностей горения заряда. По своим летно-техническим характеристикам РТ-2П приближалась к ракете "Минитмен-3".

Первыми нашли широкое применение в РДТТ смесевые топлива на основе перхлората калия и полисульфида. Значительное увеличение уд. импульса РДТТ произошло после того, как вместо перхлората калия стал применяться перхлорат аммония, а вместо полисульфидных – полиуретановые, а затем полибутадиеновые и другие каучуки, и в состав топлива было введено дополнительное горючее – порошкообразный алюминий. Почти все современные РДТТ содержат заряды, изготовленные из перхлората аммония, алюминия и полимеров бутадиена ($\text{CH}_2=\text{CH}-\text{CH}=\text{CH}_2$). Готовый заряд имеет вид твердой резины или пластика. Его подвергают тщательному контролю на сплошность и однородность массы, прочное сцепление топлива с корпусом и т.д. Трещины и поры в заряде, как и отслоения от корпуса, недопустимы так как могут привести к нерасчетному увеличению тяги РДТТ (вследствие увеличения горячей поверхности), прогарам корпуса и даже взрывам. Характерный состав смесевых топлив, используемых в современных мощных РДТТ: окислителя (как правило перхлорат аммония NH_4ClO_4) 60-70%, горючего-связующего (бутилкаучук, нитрильные каучуки, полибутадиены) 10-15%, пластификатора 5-10%, металла (порошки Al, Be, Mg и их гидриды) 10-20%, отвердителя 0,5-2,0% и катализатора горения 0,1-1,0%. (окись железа)

В современных космических РДТТ сравнительно редко применяется и модифицированное двухосновное, или смесевое двухосновное топливо. По составу оно является промежуточным между обычным баллистическим двухосновным (двухосновные пороха – бездымные пороха в которых два основных компонента: нитроцеллюлоза – чаще всего в виде пироксилина, и нелетучий растворитель – чаще всего нитроглицерин) топливом и смесевым. Двухосновное смесевое топливо содержит обычно кристаллический перхлорат аммония (окислитель) и порошкообразный алюминий (горючее), связанные при помощи нитроцеллюлозно-нитроглицериновой смеси. Вот типичный состав модифицированного двухосновного топлива: перхлорат аммония - 20,4%, алюминий - 21,1%, нитроцеллюлоза - 21,9%, нитроглицерин - 29,0%, триацетин (растворитель) - 5,1%, стабилизаторы - 2,5%. При той же плотности, что и смесевое полибутадиеновое топливо, модифицированное двухосновное характеризуется несколько большим удельным импульсом. Недостатками же его являются более высокая температура горения, большая стоимость, повышенная взрывоопасность (склонность к детонации). С целью увеличения удельного импульса как в смесевые, так и в модифицированные двухосновные топлива могут вводиться сильно взрывчатые кристаллические окислители например гексоген.

ГИБРИДНОЕ ТОПЛИВО

В гибридном топливе компоненты находятся в различных агрегатных состояниях.

Горючим могут служить: отвержденные нефтепродукты, N_2H_4 , полимеры и их смеси с порошками - Al, Be, BeH_2 , LiH_2 , окислителями - HNO_3 , N_2O_4 , H_2O_2 , $FC10_3$, $C1F_3$, O_2 , F_2 , OF_2 . По удельному импульсу эти топлива занимают промежуточное положение между жидкими и твёрдыми. Максимальный уд.импульс имеют топлива: BeH_2-F_2 (395с), $BeH_2-H_2O_2$ (375с), BeH_2-O_2 (371с). В основе гибридного топлива, разработанного Стэнфордским университетом и NASA, лежит парафин. Он нетоксичен и является экологически чистым (при сгорании образует только углекислый газ и воду) его тяга регулируется в широких пределах, возможен и повторный запуск. Двигатель имеет довольно простое устройство, сквозь парафиновую трубу, расположенную в камере сгорания, прокачивается окислитель (газообразный кислород), при зажигании и дальнейшем разогреве поверхностный слой топлива испаряется, поддерживая горение. Разработчикам удалось добиться высокой скорости горения и таким образом решить основную проблему, тормозившую ранее использование подобных двигателей в космических ракетах. Хорошие перспективы может иметь применение металлического горючего. Одним из наиболее подходящих для этой цели металлов является литий. При сгорании 1 кг. этого металла выделяется в 4,5 раза больше энергии чем при окислении керосин жидким кислородом. Большей теплотворностью может похвастать лишь бериллий. В США опубликованы патенты на твердое ракетное топливо, содержащее 51-68% металлического лития.

[Наверх](#)

