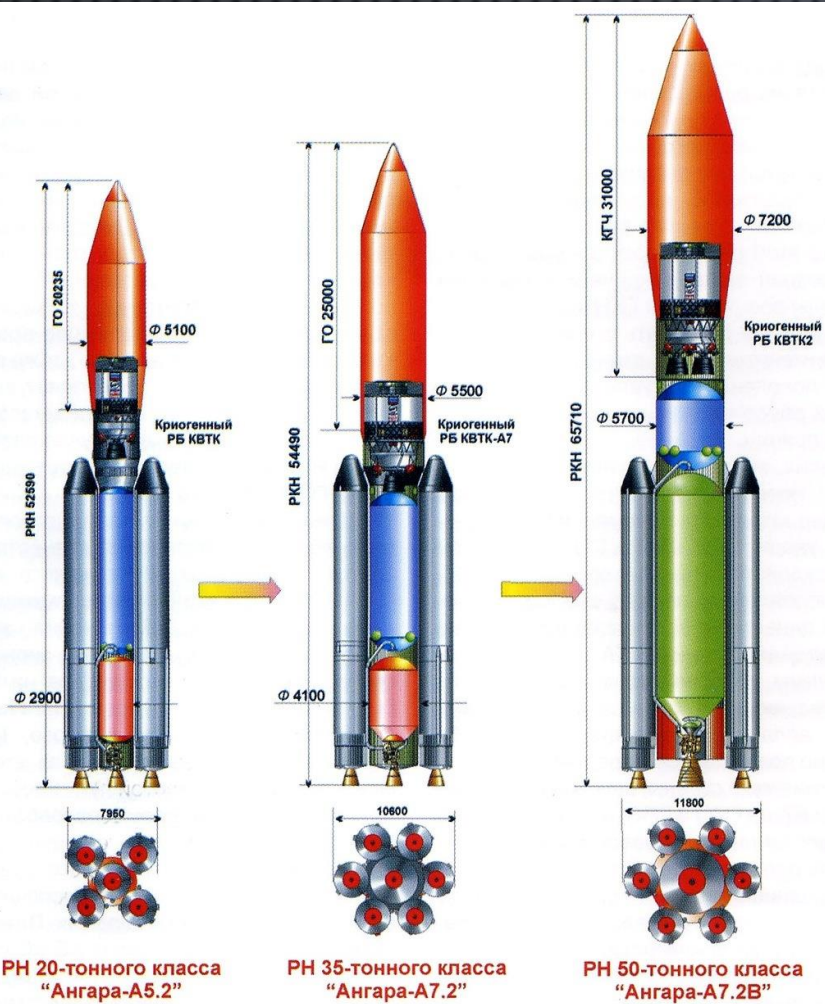


A space-themed background featuring a view of Earth from space on the left, with city lights visible. On the right, a rocket engine is shown firing a blue plume of fire. In the upper right corner, the Moon is visible against a starry sky.

УРОКИ НАСТОЯЩЕГО КОСМОСА

МКОУ "Гимназия №29"

г.о. Нальчик



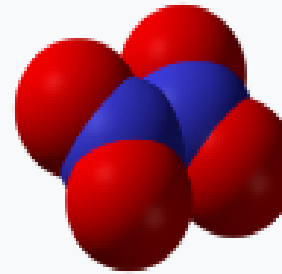
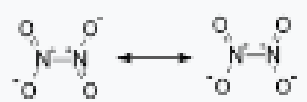
Ракета-носитель (РН), также ракета космического назначения (РКН) — ракета, предназначенная для выведения полезной нагрузки в космическое пространство.

В некоторых случаях как одноступенчатая может классифицироваться ракета, имеющая в качестве первой ступени воздушный носитель либо использующая в качестве таковой ускорители.

НЕСИММЕТРИЧНЫЙ ДИМЕТИЛГИДРАЗИН («ГЕПТИЛ») + ТЕТРАОКСИД АЗОТА («АМИЛ»)

Чрезвычайно токсичное топливо. Однако высокая устойчивость горения, самовоспламеняемость топливной пары, относительная простота топливной арматуры, лёгкость хранения, хорошие плотность и энергетические характеристики предопределили его широкое распространение. Возможность длительного хранения пока не оставляет альтернативы этому топливу для двигателей многократного включения, используемых при орбитальном маневрировании космических аппаратов. УИ приближается к кислород-керосиновой паре.

1,1-Диметилгидразин	
	
Общие	
Систематическое наименование	1,1-диметилгидразин
Традиционные названия	Несимметричный диметилгидразин (НДМГ), «гептил»
Хим. формула	$C_2H_8N_2$
Рац. формула	$(CH_3)_2NNH_2$
Физические свойства	
Состояние	жидкое
Молярная масса	60,1 г/моль
Плотность	$0,79 \pm 0,01$ г/см ³ [2]
Энергия ионизации	$8,05 \pm 0,01$ эВ[2]

Тetraоксид азота	
	
	
Общие	
Систематическое наименование	Тetraоксид азота
Сокращения	АТ
Традиционные названия	азотный тетраоксид
Хим. формула	N_2O_4
Физические свойства	
Состояние	газ (бесцветный)
Молярная масса	92,011 г/моль
Плотность	1,443 г/см ³

ЖИДКИЙ ВОДОРОД + ЖИДКИЙ КИСЛОРОД

Очень низкая плотность и чрезвычайно низкие температуры хранения жидкого водорода ставят под сомнение эффективность использования этого топлива в первой ступени ракет. Широко используется в верхних ступенях ракет-носителей, где приоритет тяги уменьшается, а цена массы растёт. Имеет великолепную экологичность. УИ лучших двигателей на уровне моря свыше 350 секунд, в вакууме — 450 секунд.



Жидкий кислород в химстакане.



ФОРМУЛА ЦИОЛКОВСКОГО

Формула Циолковского определяет скорость, которую развивает летательный аппарат под воздействием тяги ракетного двигателя, неизменной по направлению, при отсутствии всех других сил. Эта скорость называется *характеристической скоростью*:

$$V = I \cdot \ln \frac{M_1}{M_2}$$

где V — конечная скорость летательного аппарата, которая для случая маневра в космосе при орбитальных манёврах и межпланетных перелетах часто обозначается ΔV , также именуется *характеристической скоростью*;

I — удельный импульс ракетного двигателя (отношение тяги двигателя к секундному расходу массы топлива);

M_1 — начальная масса летательного аппарата (полезная нагрузка + конструкция аппарата + топливо);

M_2 — конечная масса летательного аппарата (полезная нагрузка + конструкция аппарата).

ВЫЧИСЛЕНИЕ ПЕРВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ

Первая космическая скорость (круговая скорость) — минимальная (для заданной высоты над поверхностью планеты) горизонтальная скорость, которую необходимо придать объекту, чтобы он совершал движение по круговой орбите вокруг планеты.

$$V = \sqrt{G \cdot \frac{M}{R_0 + h}}$$

Где G - гравитационная постоянная,

M - масса планеты,

R_0 - радиус Земли,

h - высота над поверхностью Земли

ВЫЧИСЛЕНИЕ ПЕРВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ

$$R_0 = 6371 \text{ км}$$

$$h = 200 \text{ км}$$

$$G = 6,6743 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3 \cdot \text{с}^{-2} \cdot \text{кг}^{-1}$$

$$M = 5,97 \cdot 10^{24} \text{ кг}$$

$$V = \sqrt{G \cdot \frac{M}{R_0+h}} = \sqrt{6,6743 \cdot 10^{-11} \cdot \frac{5,97 \cdot 10^{24}}{6371000+200000}} \approx 7787 \text{ м/с}$$

УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС ДВИГАТЕЛЯ

$$I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{m}}$$

где I_{sp} - это удельный импульс в метрах в секунду; F_T - тяга в Ньютонах; \dot{m} - расход топлива в кг/с.

При перемножении этого значения с g можно изменить единицы измерения на секунды, избегая проблем преобразования между единицами СИ и обычными единицами измерения. Значение g ведет себя в качестве коэффициента преобразования и не изменяется при изменении силы тяжести для космического аппарата.

$$I_{sp,g} = \frac{F_T}{\dot{m} \cdot g} = \frac{I_{sp}}{g}$$

где $I_{sp,g}$ - это удельный импульс в секундах; g - это гравитация на поверхности в требуемых единицах измерения (обычно 9.81 м/с^2)

Тогда
$$I_{sp} = I_{sp,g} \cdot g$$

ВЫЧИСЛЕНИЕ УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА ДВИГАТЕЛЕЙ (В М/С)

$I_{sp1} = 326\text{с} \cdot 9,81\text{м/с}^2 = 3198,06 \text{ м/с}$ - удельный импульс двигателя с первым видом топлива (гептил + амил)

$I_{sp2} = 470\text{с} \cdot 9,81\text{м/с}^2 = 4610,7 \text{ м/с}$ - удельный импульс двигателя со вторым видом топлива (пара кислород+водород)

МАССОВОЕ СОВЕРШЕНСТВО РАКЕТЫ

Массовым совершенством называют отношение сухой массы носителя к его стартовой массе (заправленной)

$$V = I \cdot \ln \frac{M_1}{M_2} \Rightarrow \frac{M_1}{M_2} = e^{\frac{V}{I}}$$

$$\frac{M_2}{M_1} = \frac{1}{e^{V/I}} = k_M - \text{массовое совершенство ракеты-носителя}$$

ОЦЕНКА МАССОВОГО СОВЕРШЕНСТВА РАКЕТЫ С УДЕЛЬНЫМ ИМПУЛЬСОМ $I = 3198,06$ м/с

$$I = 3198,06 \text{ м/с}$$

$$k_{M,I} = \frac{1}{e^{V/I}} = \frac{1}{e^{7787/3198,06}} \approx 0,088$$

Выразим массу топлива через конечную массу:

$$0,088 = \frac{M_{\text{констр}} + M_{\text{ПН}}}{M_{\text{констр}} + M_{\text{ПН}} + M_{\text{T}}} = \frac{M_{\text{К}}}{M_{\text{К}} + M_{\text{T}}} \Rightarrow M_{\text{T}} \approx 10,36 M_{\text{К}}$$

Следовательно, необходимым условием вывода ракеты на орбиту является наличие не менее 10,36 тонн топлива на тонну конечной массы ($M_{\text{констр}} + M_{\text{ПН}}$)

ОЦЕНКА МАССОВОГО СОВЕРШЕНСТВА РАКЕТЫ С УДЕЛЬНЫМ ИМПУЛЬСОМ $I = 4610,7$ м/с

$$I = 4610,7 \text{ м/с}$$

$$k_{M,2} = \frac{1}{e^{V/I}} = \frac{1}{e^{7787/4610,7}} \approx 0,185$$

Выразим массу топлива через конечную массу:

$$0,185 = \frac{M_{\text{констр}} + M_{\text{ПН}}}{M_{\text{констр}} + M_{\text{ПН}} + M_{\text{Т}}} = \frac{M_{\text{К}}}{M_{\text{К}} + M_{\text{Т}}} \Rightarrow M_{\text{Т}} \approx 4,4 M_{\text{К}}$$

Следовательно, необходимым условием вывода ракеты на орбиту является наличие не менее 4,4 тонн топлива на тонну конечной массы ($M_{\text{констр}} + M_{\text{ПН}}$)

ВЕСОВОЕ УРАВНЕНИЕ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ

Для оценки совершенства ракетной конструкции вводится коэффициент весового качества a_k

$$a_k = \frac{M_{\text{констр}}}{M_{\text{констр}} + M_T} = \frac{M_K - M_{\text{ПН}}}{M_0 - M_{\text{ПН}}} = \frac{\mu_K - \mu_{\text{ПН}}}{1 - \mu_{\text{ПН}}} \quad (1)$$

где M_K , M_T , $M_{\text{констр}}$ – соответственно конечная масса, масса топлива, масса конструкции;

$\mu_{\text{ПН}} = M_{\text{ПН}}/M_0$ – относительная масса полезного груза.

Стартовая и конечная массы ракеты связаны соотношением:

$$M_0 = M_K + M_T$$

Рост весового качества конструкции соответствует уменьшению значения a_k . Коэффициент a_k является универсальной характеристикой, применимой к ракетам на любом виде топлива. Из (1) устанавливается связь между μ_K и a_k :

$$\mu_K = a_k + \mu_{\text{ПН}}(1 - a_k) \quad (2)$$

Выражение (2) называется уравнением существования или весовым уравнением одноступенчатой ракеты.

ЗНАЧЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ ВЕСОВОГО УРАВНЕНИЯ

	1-ый вид топлива	2-ый вид топлива
$\mu_{\text{ПН}}$	0,1	0,1
$\mu_{\text{К}}$	0,0876	0,1847
$a_{\text{К}}$	-0,0138	0,0941

При использовании первого вида топлива:

$$a_{\text{К}} < 0 \Rightarrow M_{\text{К}} - M_{\text{ПН}} < 0$$

Значит, в этом случае ракета не в состоянии вывести груз 10т на орбиту.

РАСЧЕТ МАССЫ РАКЕТЫ, КОТОРАЯ ДОЛЖНА ВЫВЕСТИ ГРУЗ 10 ТОНН НА ОРБИТУ ПРИ ЕЕ ОБЩЕЙ МАССЕ 100 ТОНН

$M_{\text{ПН}} = 10\text{т}$ - масса полезной нагрузки

$M_{\text{констр}}$ - масса конструкции

M_2 - конечная масса ($M_{\text{констр}} + M_{\text{ПН}}$)

$M_1 = 100\text{т}$ - стартовая масса ($M_2 + M_{\text{ТОПЛИВА}}$)

1-ый вид топлива:

$$k_{M,1} = \frac{M_{2,1}}{M_1} = 0,088 \quad \Rightarrow \quad M_{2,1} = k_{M,1} \cdot M_1 = 0,088 \cdot 100 = \mathbf{8,8\text{т}}$$

2-ой вид топлива:

$$k_{M,2} = \frac{M_{2,2}}{M_1} = 0,185 \quad \Rightarrow \quad M_{2,2} = k_{M,1} \cdot M_1 = 0,185 \cdot 100 = \mathbf{18,5\text{т}}$$

ПОЯСНЕНИЯ К ПОЛУЧЕННЫМ РЕЗУЛЬТАТАМ

1) Для двигателя с удельным импульсом $I = 3198,06$ м/с:

$$M_{2,1} = 8,8\text{т} \quad - \quad \text{конечная масса ракеты } (M_{\text{ПН}} + M_{\text{констр}})$$

Учитывая то, что конечная масса ракеты состоит из масс конструкции и груза 10т, можно сделать вывод: удельного импульса 3198,06 м/с не хватит для того, чтобы вывести полезную нагрузку на орбиту при общей массе ракеты 100т.

2) Для двигателя с удельным импульсом $I = 4610,7$ м/с:

$$M_{2,2} = 18,5\text{т} \quad - \quad \text{конечная масса ракеты } (M_{\text{ПН}} + M_{\text{констр}})$$

$$M_2 = M_{\text{ПН}} + M_{\text{констр}} \Rightarrow M_{\text{констр}} = M_2 - M_{\text{ПН}} = 18,5\text{т} - 10\text{т} = 8,5\text{т}$$

Расчеты показывают, что с удельным импульсом 4610,7 м/с ракета способна вывести груз 10т на орбиту 200км при общей массе 100т. Тогда масса топлива будет равна 81,5т, а масса конструкции – 8,5т.

ИТОГИ

Массовое совершенство ракеты при использовании разных видов топлива:

1) $k_{M,1} = \mathbf{0,088}$

2) $k_{M,2} = \mathbf{0,185}$

Масса ракеты ($M_{\text{констр}}$), которая должна вывести груз 10 т на орбиту при ее общей массе 100т и удельным импульсом двигателя 4610,7 м/с, равна **8,5т**

ИСПОЛЬЗОВАННАЯ ЛИТЕРАТУРА

- 1) Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов / под ред. А.А. Медведева. М: Машиностроение: Полет, 2009 (М.). – 503 с.
- 2) Введение в проектирование, конструирование и производство ракет: учеб. пособие / В. В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2017. – 88 с.
- 3) Коровин В.В. Определение массовых характеристик двухступенчатой ракеты. Международный научный журнал “Инновационная наука” №03-1/2017 ISSN 2410-6070