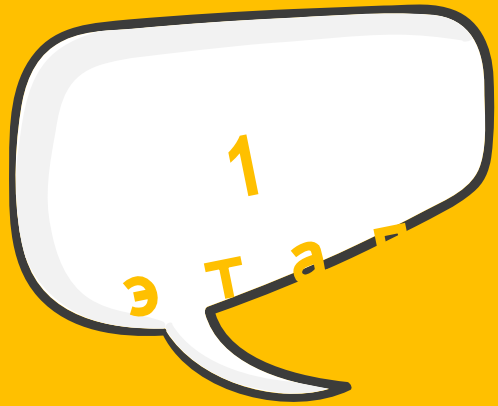




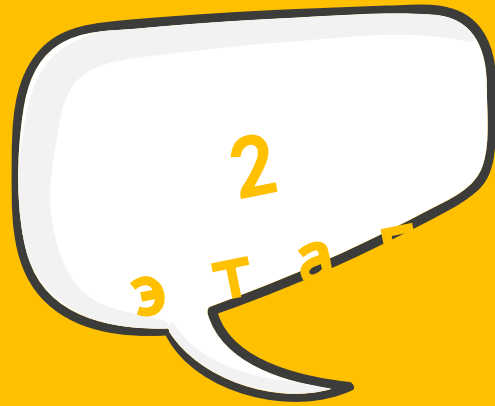
« У р о к и н а с т о я щ е г о
к о с м о с а »

Научно-техническая студия
ГБОУ Школы №902 «Диалог» г. Москвы



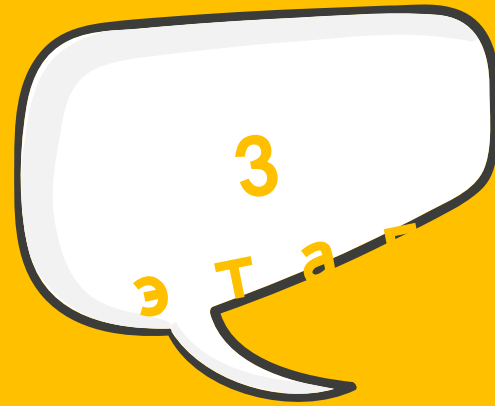
Теория

Analysis



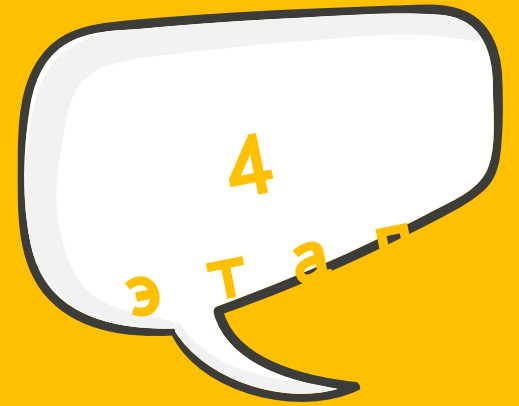
Подгото
вка

Design



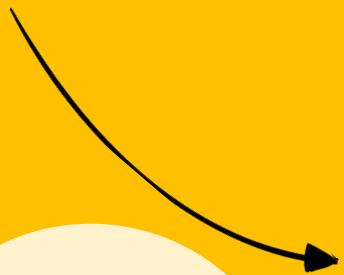
Реализа
ция

Process



Итог

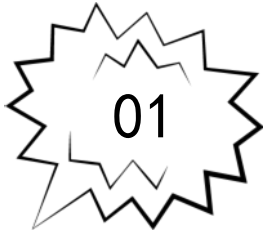
Reflection



8

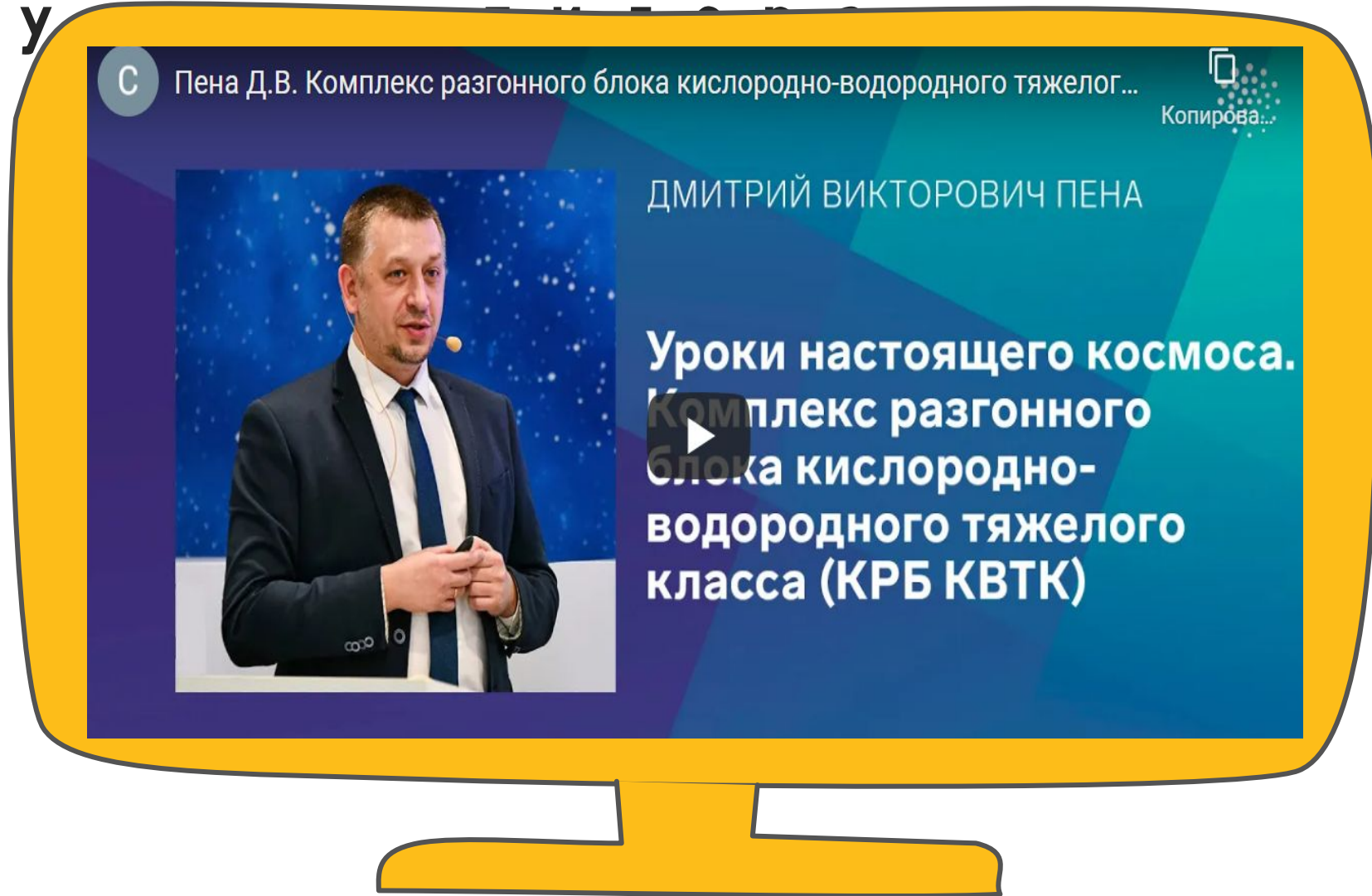


УШКЕД



01

Л е к ц и я о т н а у



С Пена Д.В. Комплекс разгонного блока кислородно-водородного тяжелог...

Копирова...



ДМИТРИЙ ВИКТОРОВИЧ ПЕНА

**Уроки настоящего космоса.
Комплекс разгонного
блока кислородно-
водородного тяжелого
класса (КРБ КВТК)**



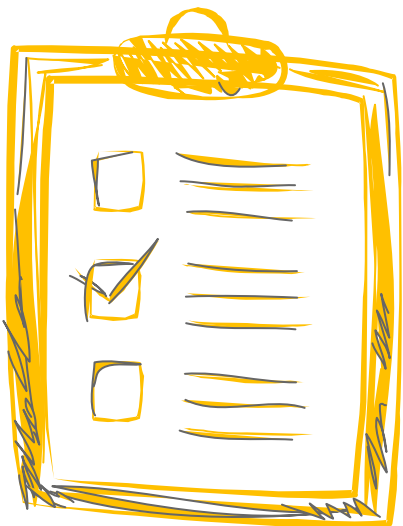
ЦЕЛЬ:

провести оценку и
расчет массы
одноступенчатой
ракеты, которые
должны
способствовать
совершенствованию ее
технических
характеристик при
заданных условиях

02

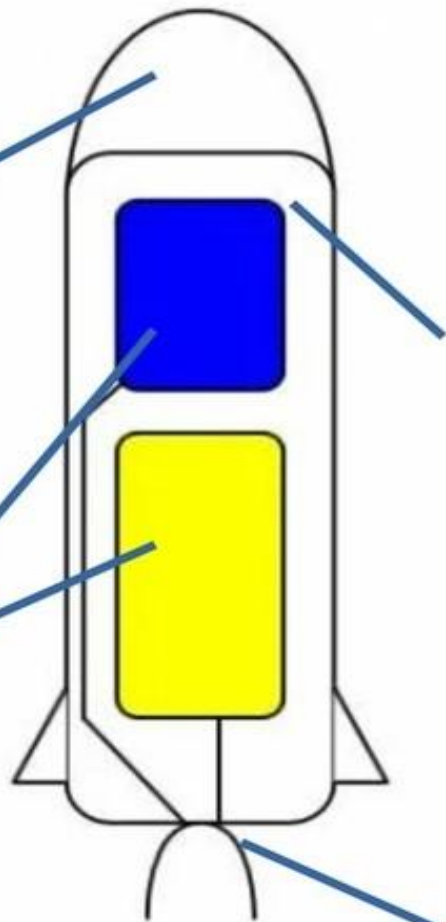
Вводные данные

Общая масса ракеты - 100 т :



Груз - 10 т

Топливо - ? т



Конструкция ракеты - ? т

Задача

Удельный импульс двигателей:

1 тип - 326 с

2 тип - 470 с



Ресурсы

$$v_e = g_0 \cdot I_{sp}$$

I_{sp} - удельный импульс в секундах,

v_e - удельный импульс, измеренный в м / с , который совпадает с эффективной скоростью выхлопа, измеренной в м / с (или фут / с, если g в футах / с),

g_0 - стандартная сила тяжести , 9,80665 м / с (в британских единицах 32,174 фут / с).

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**.

$$V = I \cdot \ln \left(\frac{M_1}{M_2} \right)$$

где:

V — конечная (после выработки всего топлива) скорость летательного аппарата;

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);



Пример расчёта массы ракеты

Требуется вывести искусственный спутник Земли массой $M_0 = 10 \text{ т}$ на круговую орбиту высотой 250 км. Располагаемый двигатель имеет удельный импульс $I = 2900 \text{ м/с}$. Коэффициент $k = 9$ — это значит, что масса конструкции составляет 10 % от массы заправленной ракеты (ступени). Определим массу ракеты-носителя.

Первая космическая скорость для выбранной орбиты составляет 7759,4 м/с, к которой добавляются предполагаемые потери от гравитации 600 м/с (это, как можно видеть, меньше, чем потери, приведённые в таблице 1, но и орбита, которую предстоит достичь — вдвое ниже), характеристическая скорость, таким образом, составит $V = 8359,4 \text{ м/с}$ (остальными потерями в первом приближении можно пренебречь). При таких параметрах величина $e^{V/I} = 17,86$

. Неравенство (4), очевидно, не выполняется, следовательно, **одноступенчатой ракетой при данных условиях достижение поставленной цели невозможно.**

03

Р е ш е н и е



Дано:

$$h(\text{орбиты}) = 200 \text{ км}$$

$$m(\text{груза}) = 10 \text{ тонн}$$

$$m(\text{общая}) = 100 \text{ тонн}$$

$$P(\text{уд. импульс}) = 326 \text{ с}$$

$$m(\text{корпуса}) - ?$$

$$m(\text{корпуса}) = -1.124768 \text{ (т)}$$

1 тип двигателя

Решение:

$I(\text{уд. импульс}) = P(\text{уд. импульс}) * g$ — переводим удельный импульс в СИ(м/с).

$$I(\text{уд. Импульс}) = 326 * 9,81 = 3198.06 \text{ (м/с)}$$

$$v(1 \text{ косм. для достижения орбиты в } 200 \text{ км}) = \sqrt{(G*(M/R+h))}$$

$$v(1 \text{ косм. для достижения орбиты в } 200 \text{ км}) = 7790 \text{ (м/с)}$$

$$v(1 \text{ косм. для достижения орбиты в } 200 \text{ км}) =$$

$I(\text{уд. Импульс}) * \ln(m(\text{общая})/(m(\text{груза})+m(\text{корпуса})))$ — формула Циолковского

$$7790 = 3198.06 *$$

$$\ln(100/(10+m(\text{корпуса})))$$

03

Р е ш е н и е



Дано:

$$h(\text{орбиты}) = 200 \text{ км}$$

$$m(\text{груза}) = 10 \text{ тонн}$$

$$m(\text{общая}) = 100 \text{ тонн}$$

$$P(\text{уд. импульс}) = 470 \text{ с}$$

$$m(\text{корпуса}) - ?$$

$$m(\text{корпуса}) = 8.46029 \text{ (т)}$$

2 тип двигателя

Решение:

$I(\text{уд. импульс}) = P(\text{уд. импульс}) * g$ — переводим удельный импульс в СИ(м/с).

$$I(\text{уд. Импульс}) = 470 * 9,81 = 4610.7 \text{ (м/с)}$$

$$v(1 \text{ косм. для достижения орбиты в } 200 \text{ км}) = \sqrt{(G*(M/R+h))}$$

$$v(1 \text{ косм. для достижения орбиты в } 200 \text{ км}) = 7790 \text{ (м/с)}$$

$$v(1 \text{ косм. для достижения орбиты в } 200 \text{ км}) =$$

$I(\text{уд. Импульс}) * \ln(m(\text{общая})/(m(\text{груза})+m(\text{корпуса})))$ — формула Циалковского

$$7790 = 4610.7 *$$

$$\ln(100/(10+m(\text{корпуса})))$$



04

Объяснение



В задаче нам были даны
для расчёта два типа
двигателя:

с удельным импульсом
326 с и 470 с. Поскольку

нам дан удельный
импульс в «с», то мы
переводим его в СИ

(«м/с»)

Как оказалось первый
тип не подходит для



**СПАСИБО за
ВНИМАНИЕ!!!**

Научно-техническая студия
ГБОУ Школы №902 «Диалог» г. Москвы