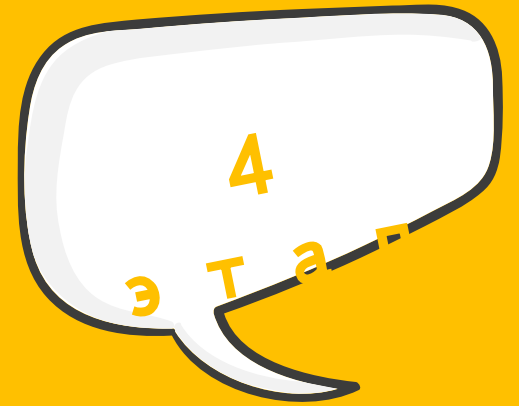
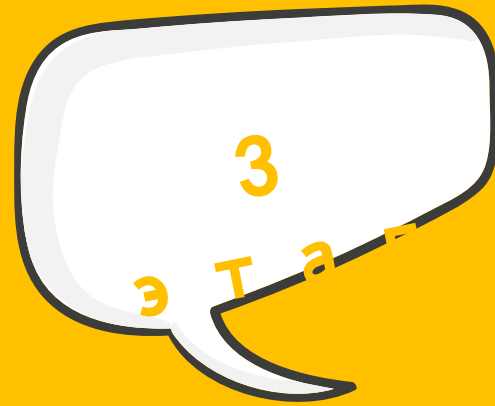
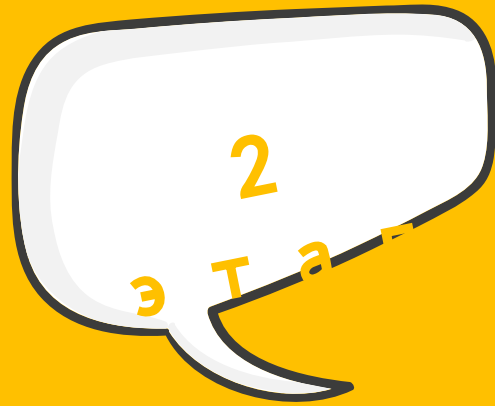
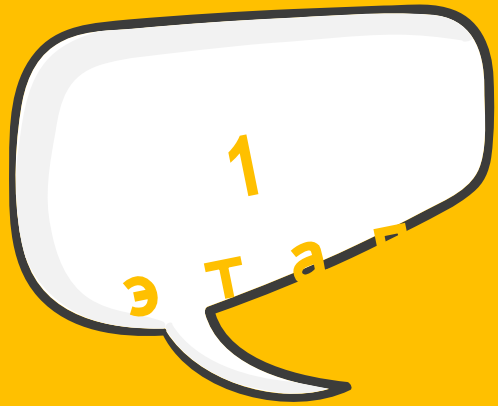




«Уроки настоящего  
космоса»

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



Теория

Analysis

Подгото  
вка

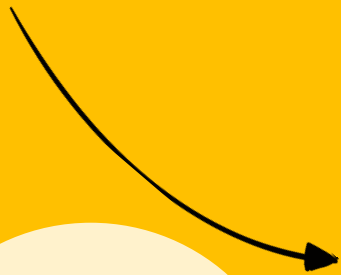
Design

Реализа  
ция

Process

Итог

Reflection



8

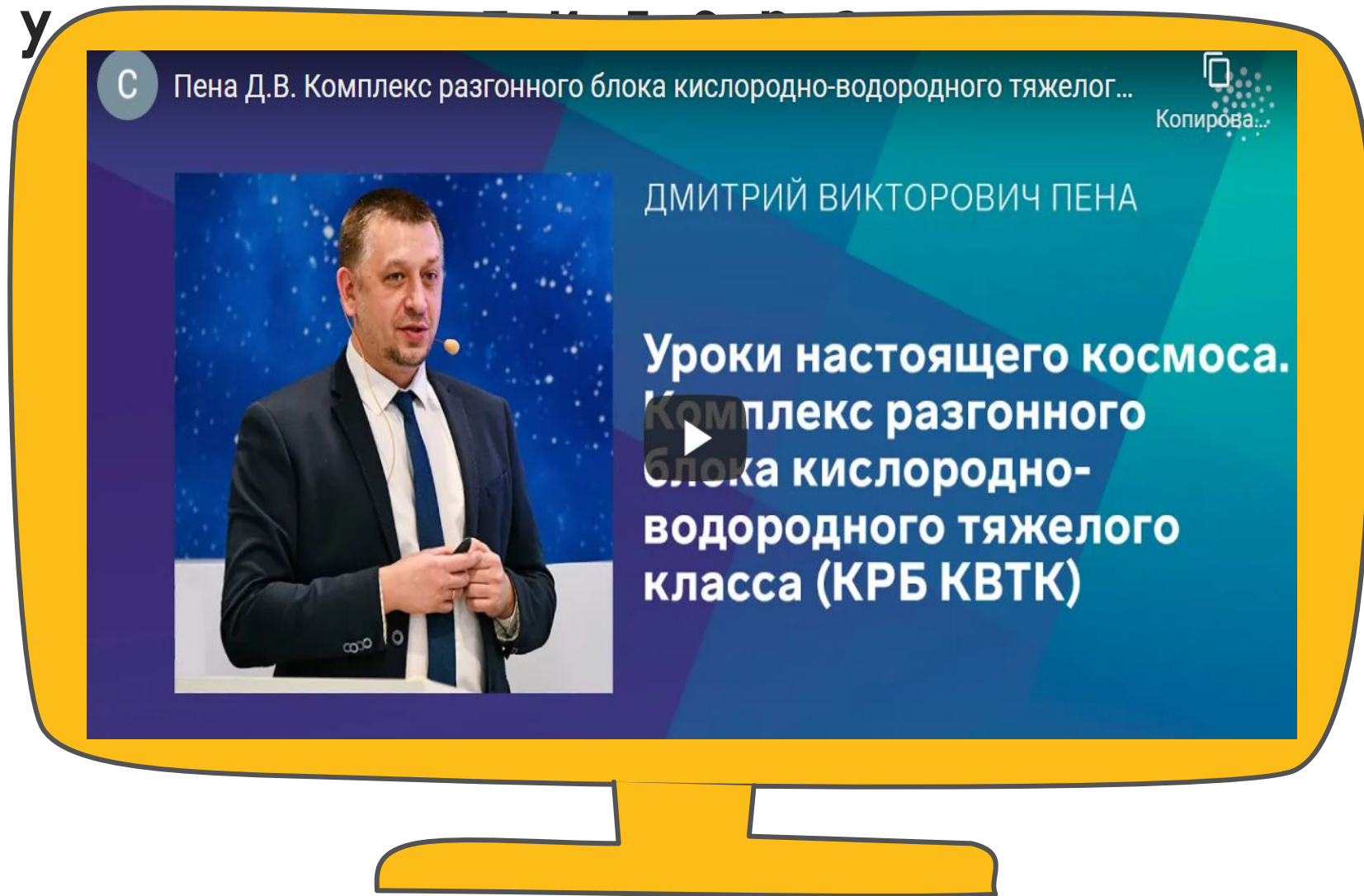


УМКБ



01

# Л е к ц и я о т н а у





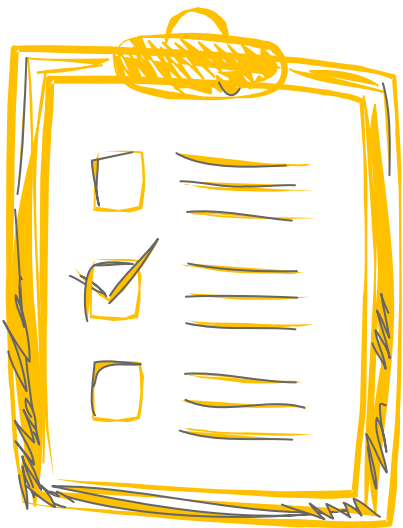
ЦЕЛЬ:

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

02

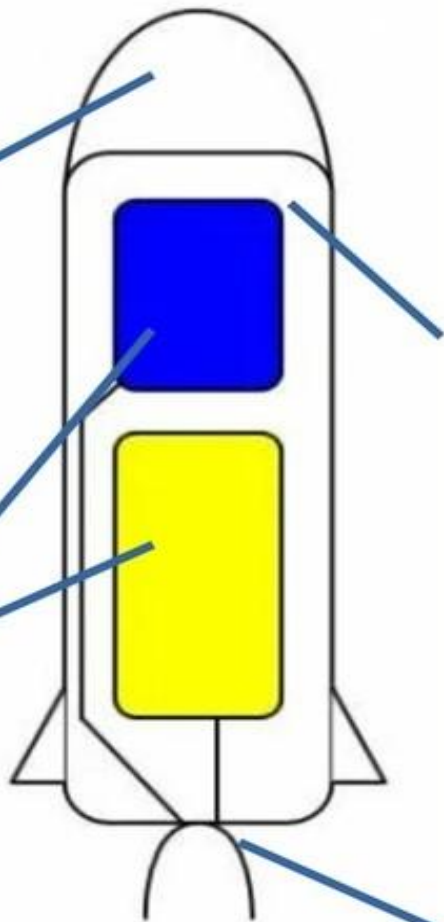
# Вводные данные

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**.

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

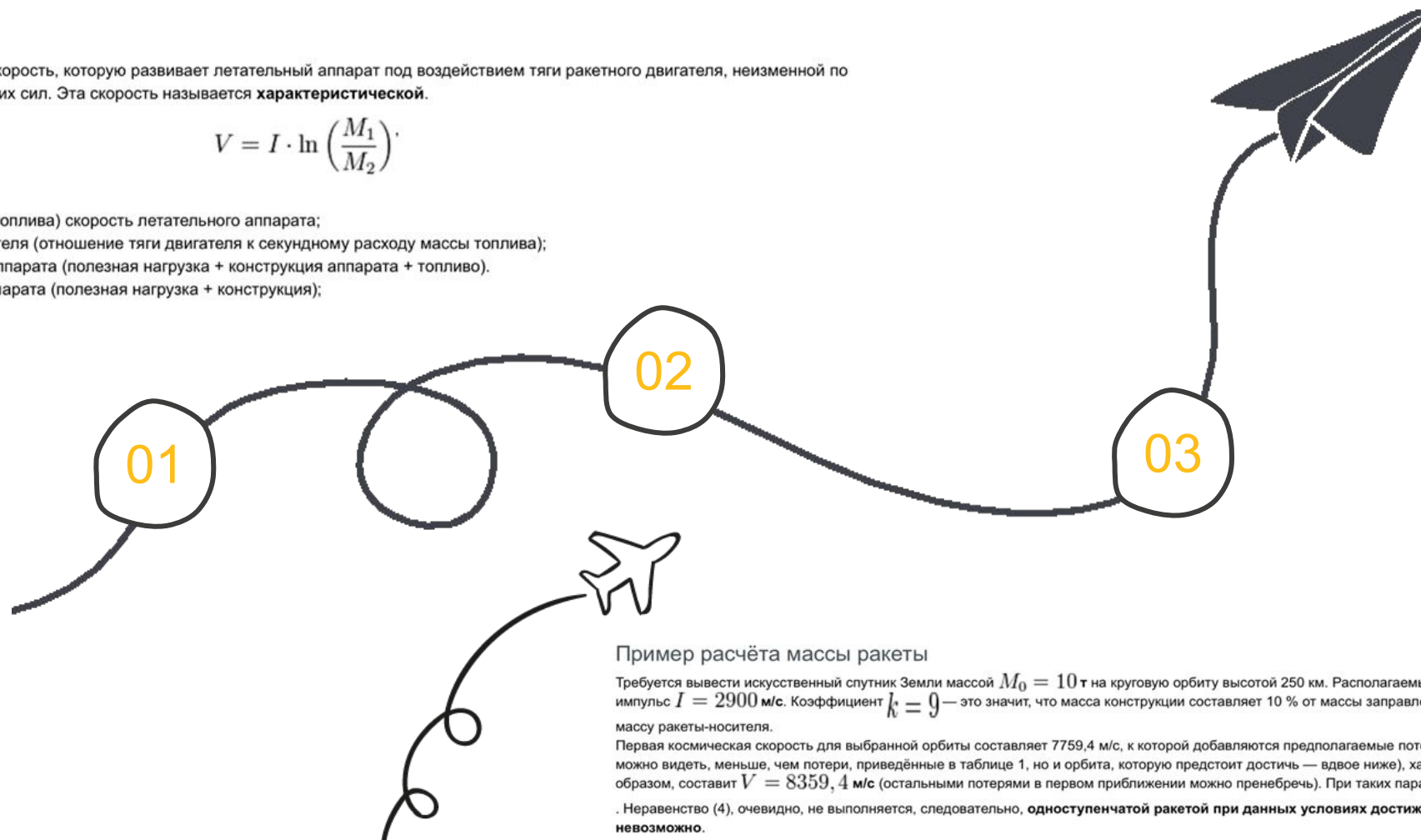
где:

$V$  — 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 Циалковского

$$7790 = 3198.06 *$$

$$\ln(100/(10+m(\text{корпуса})))$$

03

## Решение



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).

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

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

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

$$v(1 \text{ косм. для достижения орбиты в } 200 \text{ км}) = I(\text{уд. Импульс}) * \ln(m(\text{общая})/(m(\text{груза})+m(\text{корпуса}))) \text{ — формула Циалковского}$$

$$7790 = 4610.7 * \ln(100/(10+m(\text{корпуса})))$$





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