Сириус
Образовательный центр

РОСКОСМОС

8

«Уроки настоящего космоса»

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

1 этап

Теория

Analysis

2 этап

Подготовка

Design

3 этап

Реализация

Process

4 этап

Итог

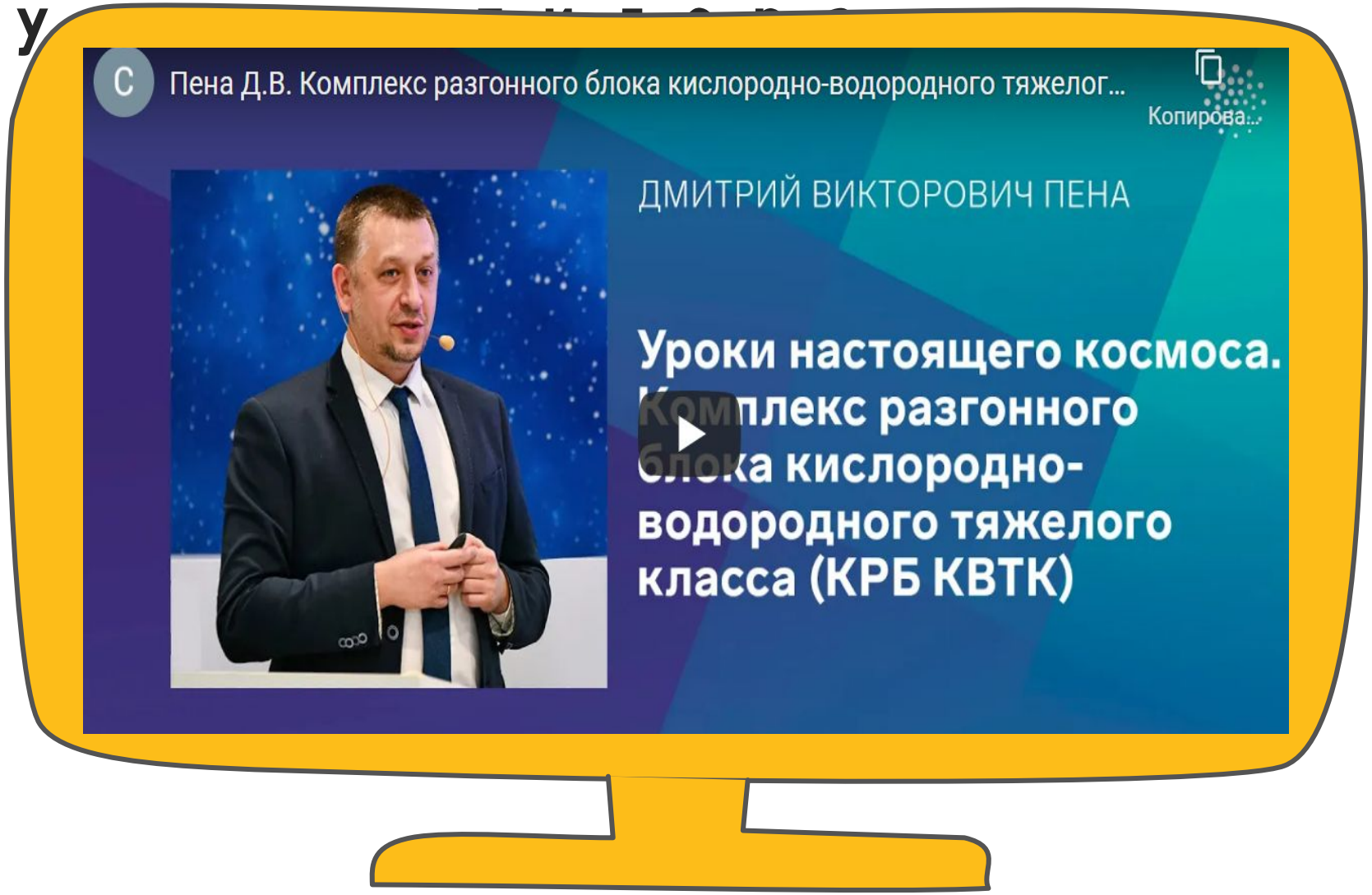
Reflection

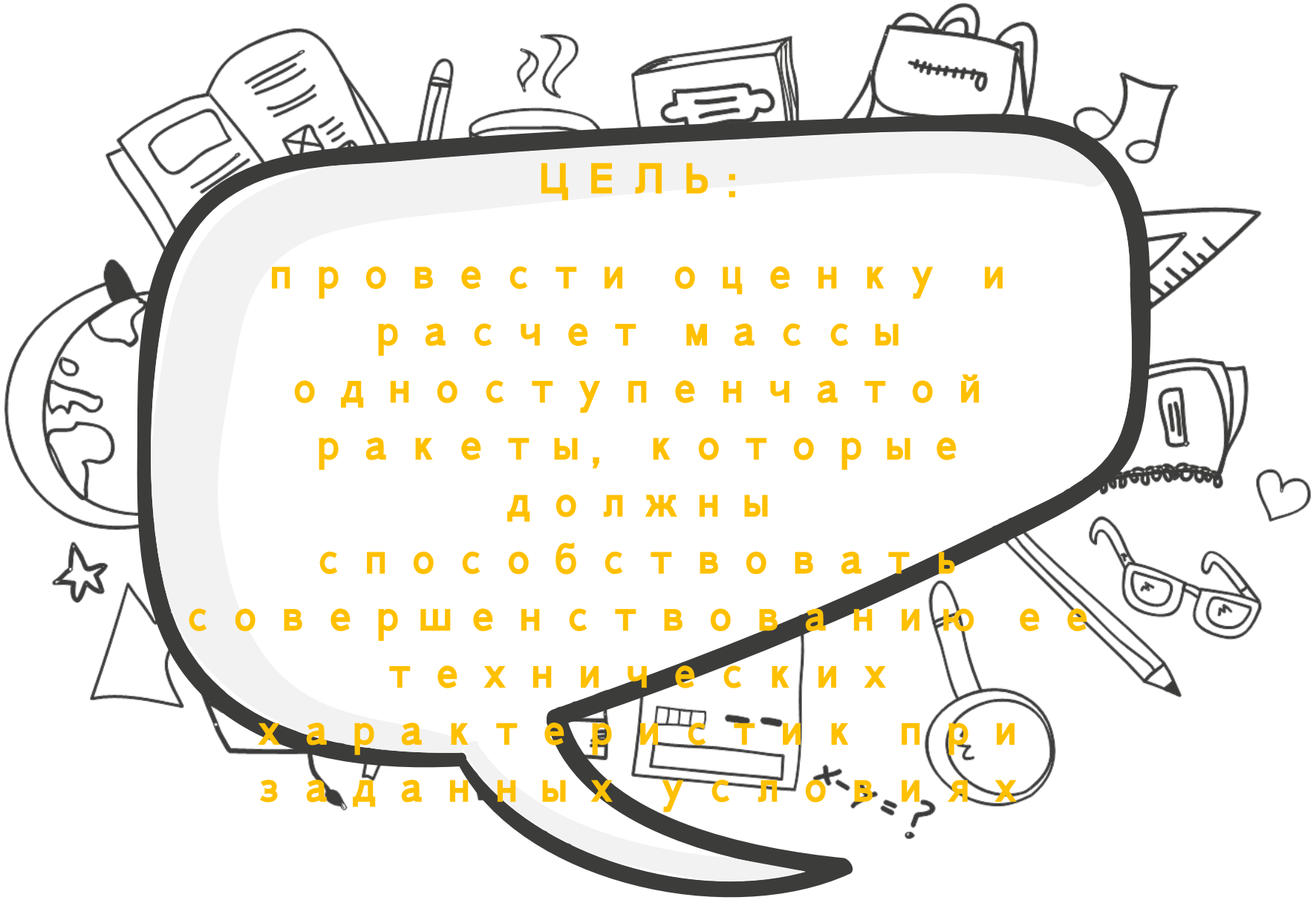
8

ЦИКЛ

01

Лекция от нау





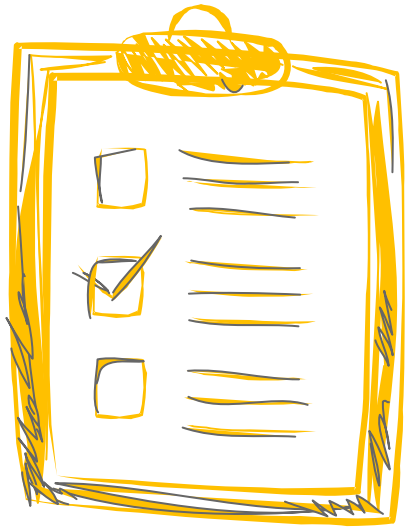
ЦЕЛЬ:

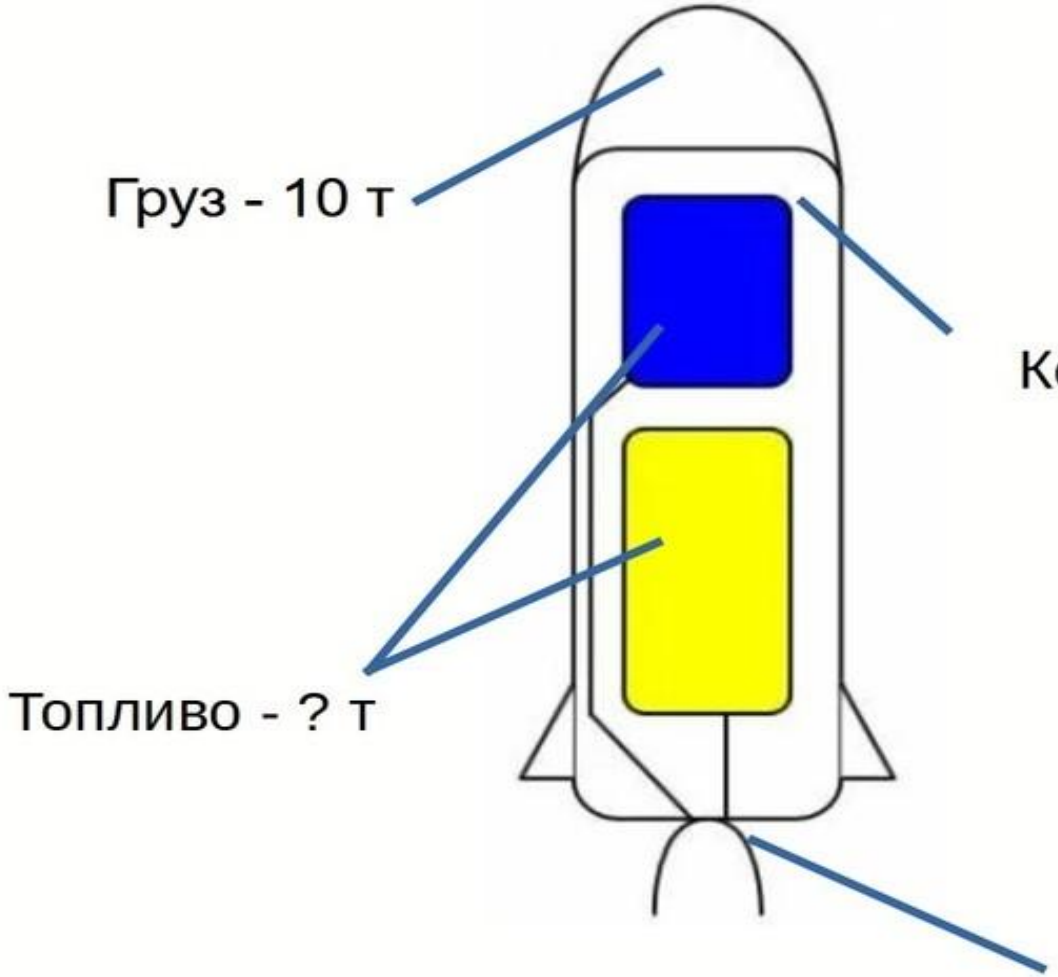
провести оценку и расчет массы одноступенчатой ракеты, которые должны способствовать совершенствованию ее технических характеристик при заданных условиях

02

Вводные данные

Общая масса ракеты - 100 т :





Задача

Конструкция ракеты - ? т

Удельный импульс двигателей:
1 тип - 326 с
2 тип - 470 с

02

Ресурсы

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

где

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),

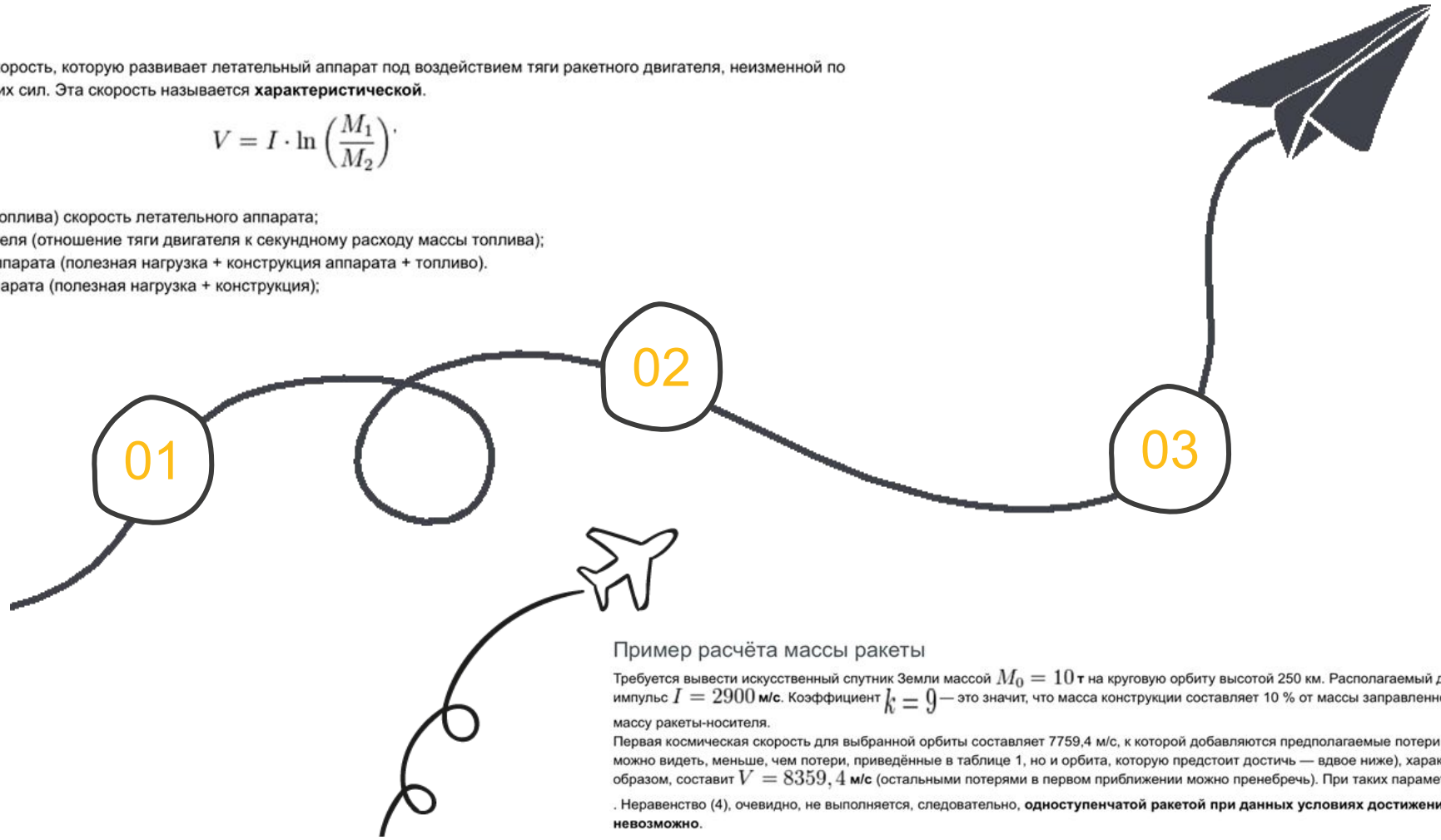
g_0 - стандартная сила тяжести , 9,80665 м / с (в британских единицах 32,174 фут / с).

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 $M_0 = 10$ **т** на круговую орбиту высотой 250 км. Располагаемый двигатель имеет удельный импульс $I = 2900$ **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 $V = 8359,4$ **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

1 тип двигателя

Дано:

h(орбиты) = 200 км

m(груза) = 10 тонн

m(общая) = 100 тонн

P(уд. импульс) = 326 с

m(корпуса) - ?

Решение:

I(уд. импульс) = P(уд. импульс) * g — переводим удельный импульс в СИ(м/с).

I(уд. Импульс) = 326 * 9,81 = 3198.06 (м/с)

v(1 косм. для достижения орбиты в 200 км) = √(G*(M/R+h))

v(1 косм. для достижения орбиты в 200 км) = 7790 (м/с)

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

7790 = 3198.06 * ln(100/(10+m(корпуса)))

m(корпуса) = -1.124768 (т)

03

Р е ш е н и е

2 тип двигателя

Дано:

h(орбиты) = 200 км

m(груза) = 10 тонн

m(общая) = 100 тонн

P(уд. импульс) = 470 с

m(корпуса) - ?

Решение:

I(уд. импульс) = P(уд. импульс) * g — переводим удельный импульс в СИ(м/с).

I(уд. Импульс) = 470 * 9,81 = 4610.7 (м/с)

v(1 косм. для достижения орбиты в 200 км) = √(G*(M/R+h))

v(1 косм. для достижения орбиты в 200 км) = 7790 (м/с)

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

7790 = 4610.7 * ln(100/(10+m(корпуса)))

m(корпуса) = 8.46029 (т)

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

Сириус
Образовательный центр

РОСКОСМОС

8

СПАСИБО за ВНИМАНИЕ!!!

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