

# Решение задачи Цикла 8 – Уроки настоящей КОСМОНАВТИКИ

Технологическая студия

Аэрокосмического лицея имени Ю.В.

Кондратюка



Новосибирск, 2021

# Чуть теории

Для решения задачи воспользуемся формулой Циолковского:

$$V_{хар} = I_{уд} \ln \left( \frac{m_0}{m_k} \right)$$

$$I_{уд} = w \cdot g$$

где:

$V_{хар}$  - запас характеристической скорости, в данном случае - конечная скорость;

$I_{уд}$  - удельный импульс ;

$m_0$  – начальная масса ракеты;

$m_k$  - конечная масса ракеты ;

$w$  - скорость истечения газов из сопла двигателя;

$g$  – ускорение свободного падения;



## Уже ближе к ответу

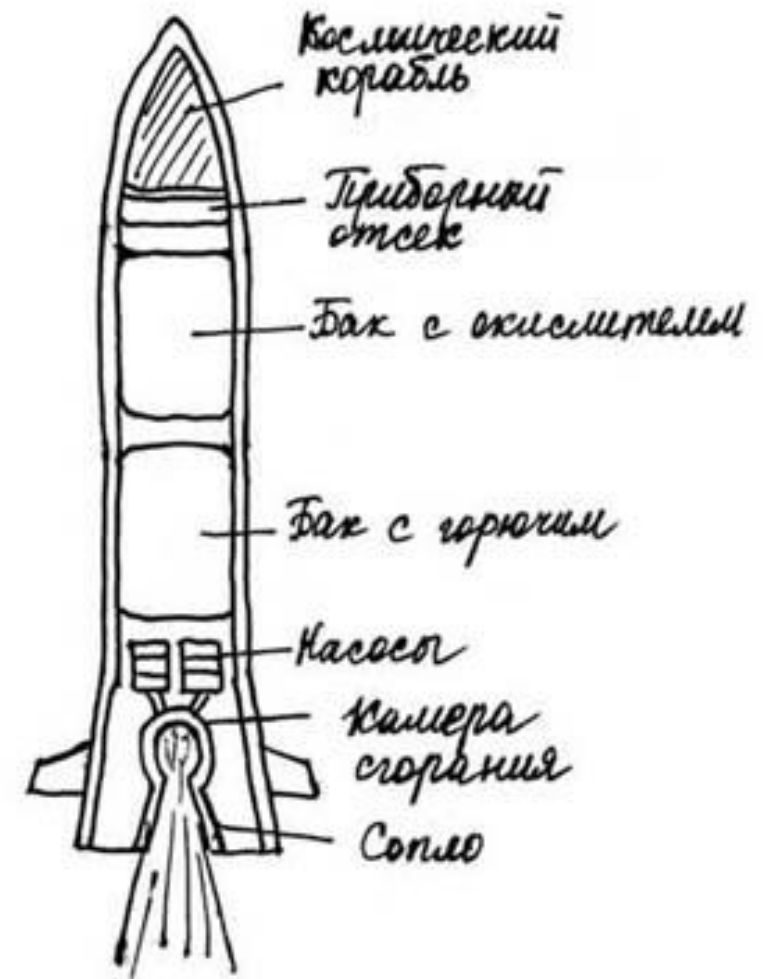
Тогда:

$$m_k = \frac{m_0}{e^{\frac{V_k}{w}}};$$

При этом, масса конечная подразумевает как массу конструкции ракеты-носителя или сухую массу ( $m_r$ ), так и массу полезной нагрузки ( $m_p = 10\text{т}$ ), т.е.:

$$m_k = m_R + m_p;$$

$$m_R = m_k - m_p = \frac{m_0}{e^{\frac{V_k}{w}}} - m_p .$$



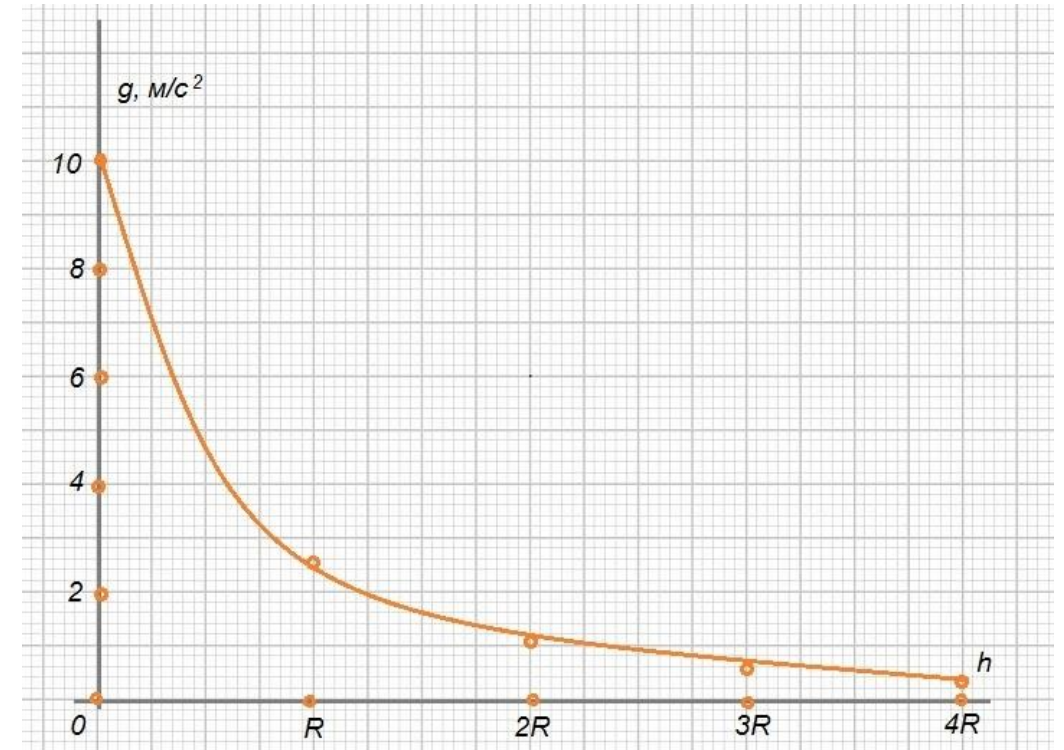
# Лирическое отступление

Для нахождения числа Циолковского (отношения начальной массы ракеты к конечной) необходимо вычислить скорость истечения продуктов сгорания из сопла двигателя, равное произведению ускорения свободного падения ( $g$ ) на удельный импульс ракеты ( $I_{уд}$ ).

При этом значение  $g$  не постоянно и уменьшается с набором высоты, для приблизительного расчета возьмем среднее значение  $g$  соответствующее высоте ( $h$ ) 100 км, 9,51 м/с<sup>2</sup>.

$$g = \frac{GM_3}{(R_3 + h)^2} \approx 9,51 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$$

Также при расчетах конечная скорость принималась за 7.778 км/с (скорость на круговой орбите с высотой 200 км), т.к. скорость 8 км/с из задачи соответствует уже эллиптической орбите.



# Расчет массы РН\*, с $t_{уд} = 470$ с

- Подставим все значения в формулу получим, что масса конструкции РН с  $t_{уд} = 470$  секунд, составляет 7.549 кг.

$$m_R = m_k - m_p = \frac{m_0}{e^w} - m_p = 17\,549 - 10\,000 = 7\,549 \text{ (кг)}$$

- Конструктивная характеристика (s) такой ракеты составляет: 11.92, вполне реально для современной ракетно-космической отрасли

$$S = \frac{m_0 - m_p}{m_k - m_p} = \frac{100\,000 \text{ кг} - 10\,000 \text{ кг}}{17\,549 \text{ кг} - 10\,000 \text{ кг}} = \frac{100\,000 \text{ кг}}{7\,549 \text{ кг}} = 11.92$$

- Полученные результаты, говорят о том, что данная РН - абсолютно реальна для создания и успешного использования

\*РН - ракета-носитель

# Расчет массы РН, с $l_{уд} = 326$ с

- Аналогично проведем расчет для РН с  $l_{уд} = 326$  с

$$m_R = m_k - m_p = \frac{m_0}{e^{\frac{V_k}{w}}} - m_p = 8136 - 10\,000 = -1\,864 \text{ (кг)}$$

- Получаем отрицательное значение  $m_R$  – т.к.  $m_k < m_p$ , это означает, что запуск такой РН с данной массой полезной нагрузки невозможен.

$$S = \frac{m_0 - m_p}{m_k - m_p} = \frac{90\,000 \text{ кг} - 0 \text{ кг}}{8\,136 \text{ кг} - 0 \text{ кг}} = \frac{90\,000 \text{ кг}}{8\,136 \text{ кг}} = 11.06$$

- Если посчитать конструктивную характеристику, взяв массу полезной нагрузки за 0, то получим  $s = 11.06$  - создание такой ракеты, как и первой возможно, хотя врядли в ней есть толк

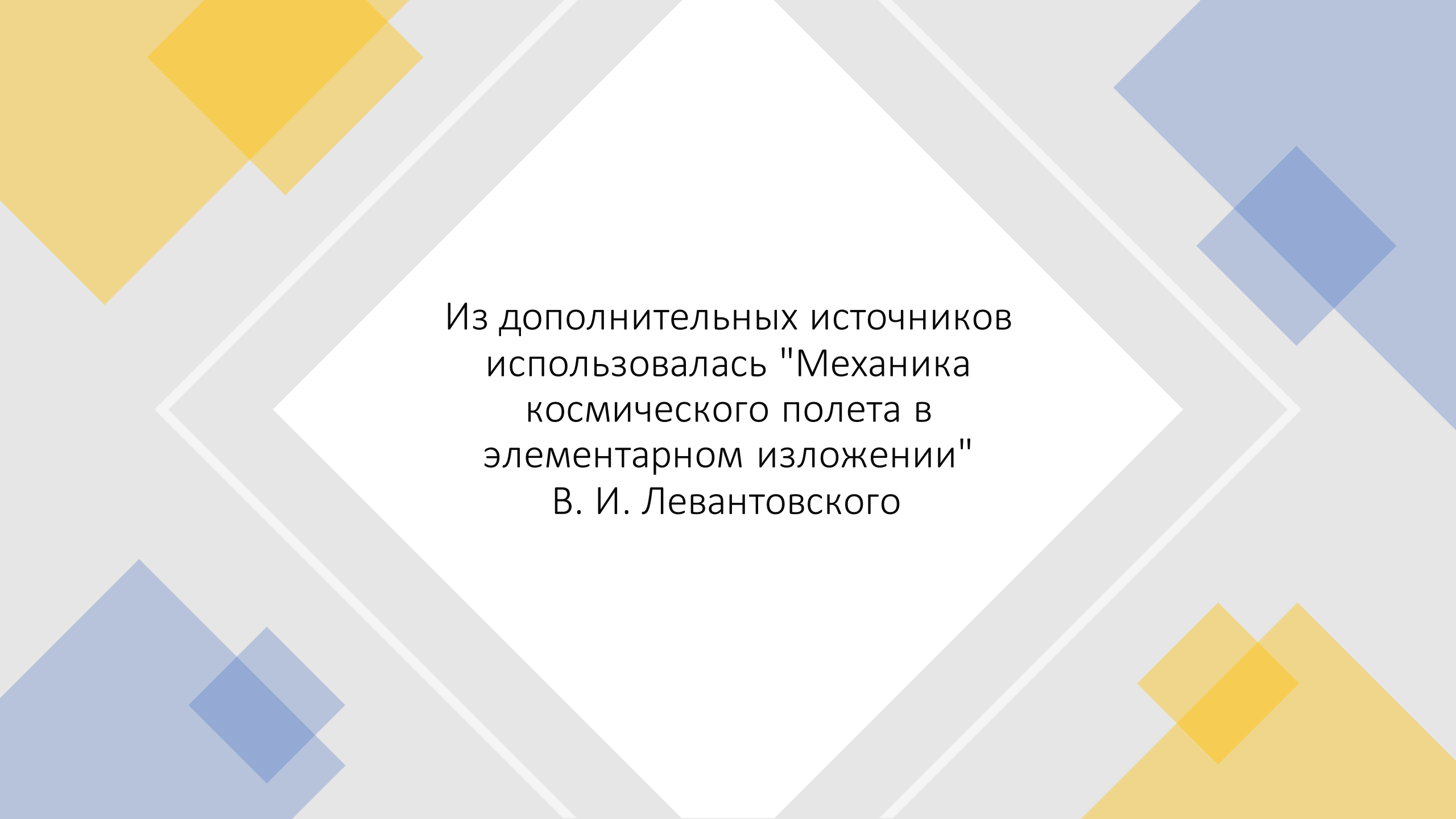
# Вкратце, еще раз:

## **Удельный импульс 470 с**

- Конечная масса - 17 549 кг, за вычетом массы полезной нагрузки, сухая масса данной РН составляет - 7 549 кг

## **Удельный импульс 326 с**

- Конечная масса - 8 136 кг, что меньше чем масса полезной нагрузки, это говорит о том, что сухая масса ракеты должна быть отрицательна, это означает, что данная РН - неосуществима в реальности



Из дополнительных источников  
использовалась "Механика  
космического полета в  
элементарном изложении"  
В. И. Левантовского