

УДК 629.7.015.4

## **Прогнозирование характеристик модификаций летательного аппарата с ракетным двигателем твердого топлива**

**Матвеев Ю. А.<sup>1</sup>, Ковалевская О. В.<sup>2\*</sup>**

<sup>1</sup>*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

<sup>2</sup>*Корпорация Московский институт теплотехники (МИТ), Березовая аллея, 10, Москва,  
127273, Россия*

*\*e-mail: hvostik@inbox.ru*

### **Аннотация**

В статье приводится методика и дан анализ характеристик модификации ракетносителя (РН), созданной на основе базовой баллистической ракеты (БР) в случае, когда используется дополнительный разгонный блок 4 ступени (РБ4) с ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ). Методика позволяет прогнозировать характеристики модификации РН, определить предельные значения по высоте орбиты и по массе доставляемого полезного груза.

**Ключевые слова:** разгонный блок 4-ой ступени, модификация, масса полезной нагрузки, алгоритм, высота орбиты, задача, параметры

### **Введение**

Мировой рынок пусковых услуг по обслуживанию запусков коммерческих космических аппаратов имеет устойчивую тенденцию к расширению. Для выполнения транспортных операций, связанных с доставкой полезного груза (ПГ) на низкие орбиты рассматривают возможность применения летательного аппарата (ЛА) с РДТТ, в частности, ракет, снимаемых с боевого дежурства. С восточного полигона проводили пуски РН «Старт», которые, по сути, являлись модификациями БР. В перспективе, по-видимому, следует ожидать расширения применения

модификаций БР с РДТТ для выполнения транспортных операций на орбиту. Для разработчика в таком случае актуальны вопросы определения рациональных параметров модификаций средств выведения [3].

В статье приводится методика и дан анализ характеристик модификации РН, созданных на основе базовой БР, когда используется дополнительный разгонный блок 4 ступени (РБ4) с РДТТ.

Рассматривается случай, когда выведение предполагается осуществлять по схеме, изображенной на рисунке 1, т.е. включение двигательной установки 4 ступени (ДУ4) проводится в точке апогея траектории. При условии, что величина стартовой массы 4-ой ступени  $m_{04} = m_{ПГ} + m_{РБ4} = m_{04}^{зад}$  - задана и при заданной программе выведения, можно определить высоту апогея, а также скорость ПГ в точке апогея -  $V_a$ . Необходимая добавка скорости для обеспечения движения ПГ по орбите, определяется следующим образом:  $DV = V_{орб} - V_a$ .

Таким образом, при такой схеме выведения четвертая ступень, иначе называемая апогейной, включается в непосредственной близости от точки касания целевой орбиты и орбиты выведения. При этом угол вектора скорости апогейной ступени относительно линии местного горизонта на момент запуска ДУ4 близок к нулю. В момент же окончания работы ДУ4 этот угол станет равен нулю (при условии выведения на круговую орбиту). Соответственно за время работы ДУ4 высота полета изменится незначительно и гравитационными потерями на этом участке можно пренебречь. Активный участок четвертой ступени проходит на больших высотах, где сопротивление атмосферы незначительно. Поэтому из всего

вышесказанного предлагается принять в качестве допущения, что весь импульс тяги четвертой ступени будет выдан непосредственно в точке касания за пренебрежимо малый промежуток времени.

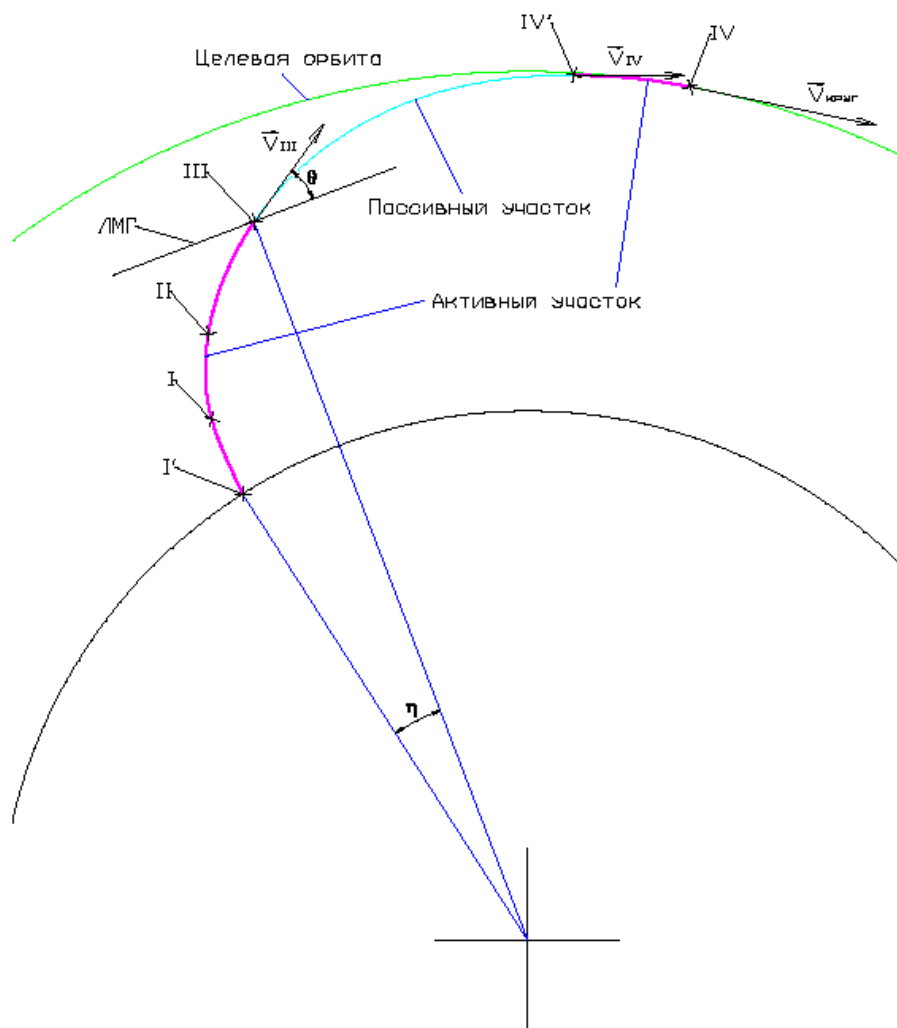


Рис. 1. Схема выведения

$I'$  – точка старта;

$I$  – окончание работы двигательной установки 1-ой ступени;

II – окончание работы двигательной установки 2 – ой ступени;

III – окончание работы двигательной установки 3 – ой ступени (ДУ3):

IV' – включение ДУ4;

IV – отключение ДУ4;

ЛМГ – линия местного горизонта;

$\bar{V}_{III}$  - вектор скорости на момент окончания работы ДУ3;

$\bar{V}_{IV}$  - вектор скорости на момент включения ДУ4;

$\bar{V}_{\text{круг}}$  - круговая скорость на целевой орбите.

Используя зависимости [1,2]:

$$DV = - P_{\text{уд4}} \cdot \eta_{\text{г}} \cdot \eta_{\text{н}} (1 - m_{\text{т4}}),$$

$$m_{\text{т4}} = \frac{m_{\text{т4}}}{m_{\text{о4}}},$$

$$m_{\text{то4}} = a_{\text{то4}} \cdot \eta_{\text{н}} m_{\text{т4}},$$

$$m_{\text{пр4}} = m_{\text{пр4}} \cdot \eta_{\text{н}} m_{\text{о4}},$$

$$m_{\text{рб4}} = m_{\text{т4}} + m_{\text{то4}} + m_{\text{пр4}} + m_{\text{ду4}}$$

можно найти доставляемую массу полезного груза на орбиту

$$m_{\text{нг}} = m_{\text{о4}} - m_{\text{рб4}}.$$

Приведем постановку задачи проектирования модификации РН, когда для базовой трехступенчатой БР с целью увеличения массы и высоты орбиты используется дополнительный РБ4 с РДТТ:

$$m_{\Pi}^{PH}(\Pi^{PH}, j(t), b(t_{np})) \otimes \max$$

$$m_0^{PH}(\Pi^{PH}, j(t), b(t_{np})) \text{ J } m_0^{3ad}$$

$$H_A(V_A, \Pi^{PH}, j(t)) \text{ i } H_A^{3ad}$$

$$\Pi^{PH} = (m_{T4}, P_{уд4}, n_{04}, D_4, d_{a4}, l_{y4})$$

$$m_{Ti} = m_{Ti}^{BP}$$

$$P_{удi} = P_{удi}^{BP}$$

$$t_i = t_i^{BP}$$

$$D_i = D_i^{BP}$$

$$d_{ai} = d_{ai}^{BP}$$

$$l_{yi} = l_{yi}^{BP}$$

$$i = 1, 2, 3$$

где:

$m_{\Pi}^{PH}$  - масса полезной нагрузки разрабатываемой модификации РН;

$\Pi^{PH}$  - вектор проектных параметров модификации РН;

$\varphi(t)$  - закон управления движением модификации РН;

$i$  - количество ступеней БР;

$\mu_{T4}$  - относительный запас топлива на 4-ой ступени модификации РН;

$P_{y\delta 4}$  - удельная тяга ДУ 4-ой ступени модификации РН;

$P_{y\delta i}^{BP}$  - удельная тяга ДУ  $i$ -ой ступени БР;

$t_i^{BP}$  - время работы  $i$ -ой ступени БР;

$D_4$  - диаметр 4 - ой ступени модификации РН;

$D_i^{BP}$  - диаметр  $i$ -ой ступени БР;

$d_{a4}$  - диаметр среза сопла ДУ 4-ой ступени модификации РН;

$d_{ai}^{BP}$  - диаметр среза сопла ДУ  $i$ -ой ступени БР;

$l_y$  - длина “утопленной” части сопла модификации РН;

$l_{yi}^{BP}$  - длина “утопленной” части сопла БР;

На рисунке 2 приводится алгоритм определения характеристик модификации РН при заданной стартовой массе 4-ой ступени.

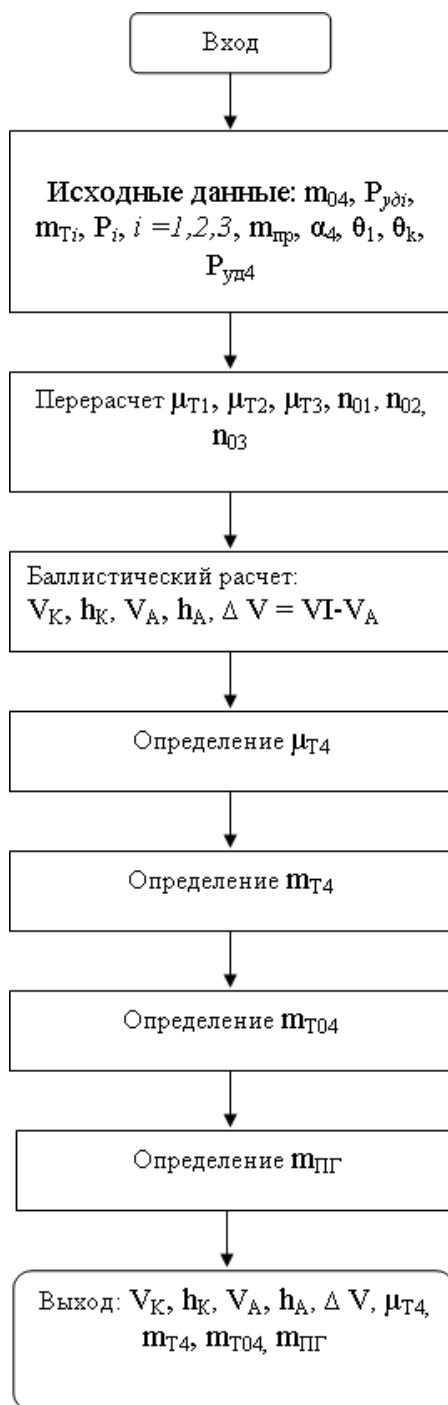


Рис. 2. Алгоритм определения характеристик модификации РН при заданной стартовой массе 4-ой ступени

Где

$m_{04}$  - стартовая масса четвертой ступени;

$P_{уд4}$  – удельный импульс ДУ4;

$\mu_{ti}$  – относительный масса топлива на j-ой ступени;

$n_{01}$  – начальная перегрузка в конце работы i-ой ступени;

$V_A, h_A$  – скорость и высота траектории в точке апогея;

$V_K, h_K$  – скорость и высота траектории в момент выключения ДУ3;

$V_I$  – круговая скорость на целевой орбите;

$m_{T4}$  – масса топлива РБ 4-ой ступени;

$m_{TO4}$  - масса топливного отсека;

$m_{ПГ}$  - масса полезного груза.

Приведем результаты исследования влияния  $m_{04}$  на тактико-технические характеристики модификации РН.

В состав четвертой ступени входит двигательная установка ДУ4 с органами управления и соединительными отсеками, запас топлива четвертой ступени и полезная нагрузка, включающая в себя агрегатный и приборный отсеки с системой управления. При изменении  $m_{04}$ , программы выведения меняются  $h_K, V_K$  и  $h_A, V_A$  и как было показано выше меняются также  $\Delta V, m_{РБ4}, m_{ПГ}$ .

Результаты расчетов представлены на рисунках 3, 4 и 5. Анализ показывает, что для данной базовой БР в случае создания модификации РН добавления РБ4 и реализации определенной программы выведения могут быть обеспечены предельные значения по высоте орбиты и по массе доставляемого полезного груза.

Важно отметить, что максимум относительной массы полезного груза такой модификации РН (максимальной эффективности модификации РН) достигается, когда  $m_{04} = 900$  кг. Тогда высота апогея  $h_a = 800$  км и масса доставляемая на орбиту ПГ  $m_{III} = 160$  кг. В тоже время, максимальная доставляемая масса на орбиту будет иметь место, когда  $m_{04} = 2600$  кг ( $m_{III} = 270$  кг). В этом случае высота орбиты равна 300 км.

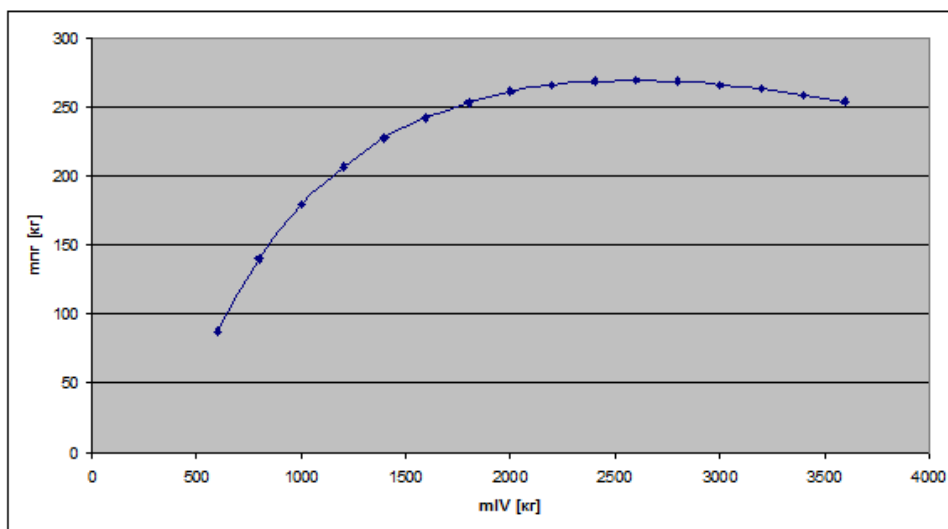


Рис. 3. Изменения массы полезной нагрузки от массы 4-ой ступени

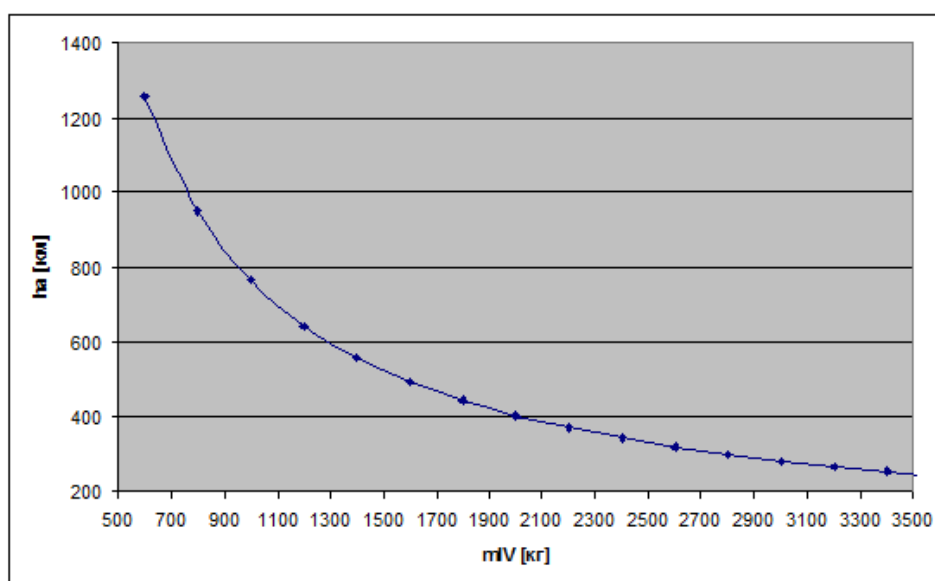


Рис. 4. Изменение высоты орбиты от массы 4 –ой ступени



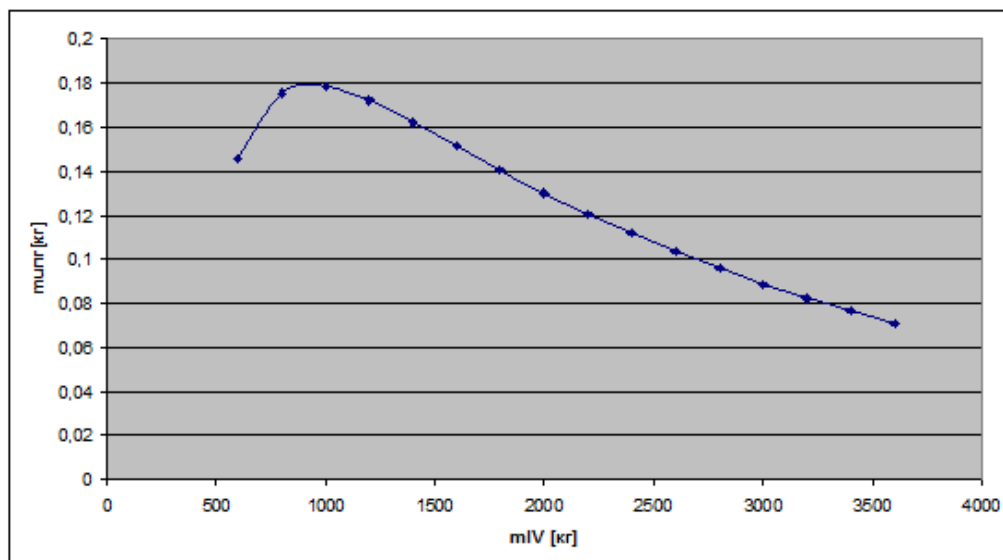


Рис. 5. Изменение относительной массы полезной нагрузки от массы 4-ой ступени

На рисунках 6, 7 и 8 показано влияние конечного угла бросания  $\theta_k$  на характеристики модификации РН. Анализ показывает, что уменьшение  $\theta_k$  приводит к уменьшению высоты орбиты и увеличению  $m_{ПГ}$ . Одновременно при  $\theta_k=17,5^\circ$  можно достигнуть  $\mu_{ПГ} = 0,23$  при  $m_{04} = 700$ кг. Масса полезного груза доставляемого в этом случае на орбиту модификацией РН будет равна  $m_{ПГ} = 200$ кг ( $h_A=800$  км).

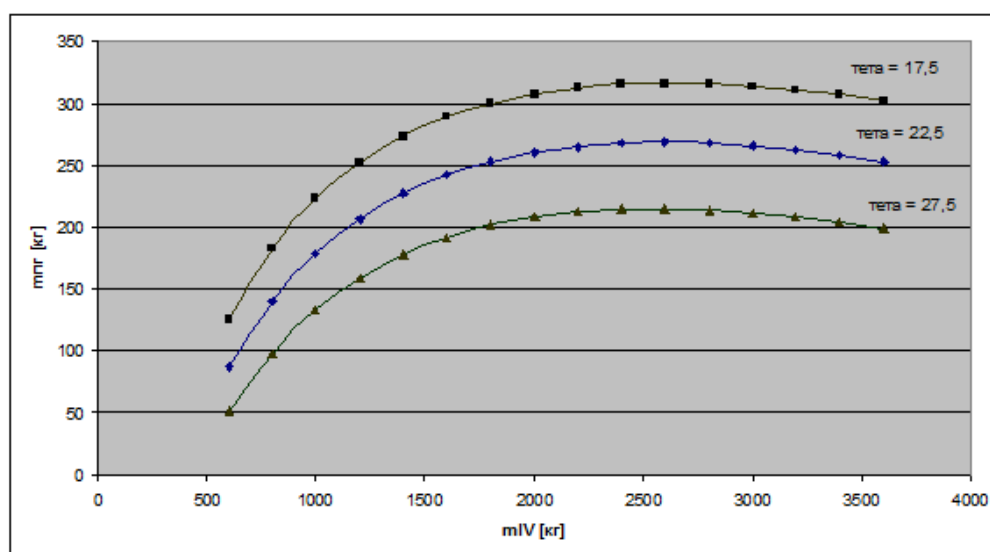


Рис. 6. Оценка влияния  $\theta_k$  на характеристики модификации РН

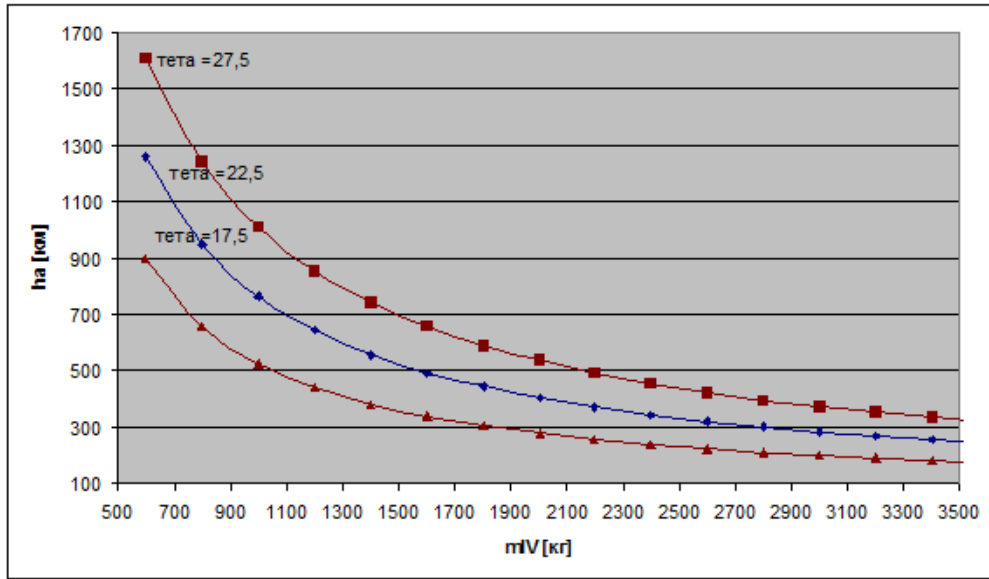


Рис.7. Оценка влияния  $\theta_k$  на характеристики модификации РН

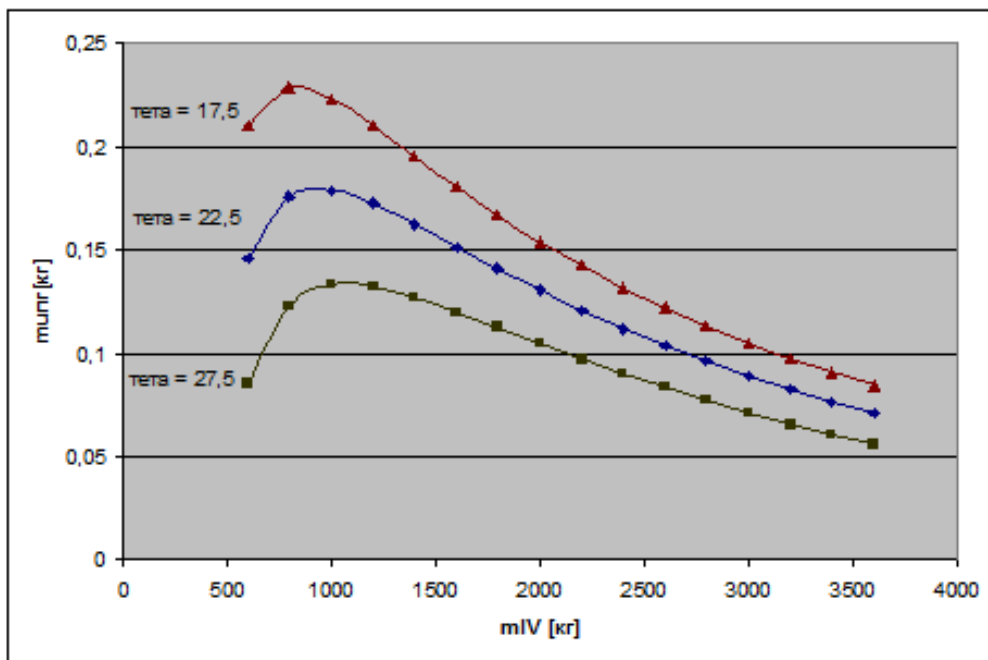


Рис.8. Изменение относительной масса полезного груза при увеличении и уменьшении  $\theta_k$

Таким образом, использование методики позволяет прогнозировать характеристики модификации РН, созданной на основе данной базовой БР. При наличии особенностей организации выведения на орбиту (апогейное включение ДУ4 и  $\varphi(t) = \varphi(t)^{зад}$ ) и при заданных параметрах РБ4 с РДТТ определены достижимые

тактико-технические характеристики модификации РН по массе полезного груза и по высоте круговой орбиты. Важно отметить, что максимум относительной массы полезного груза такой модификации РН (это показатель эффективности модификации РН) достигается, когда  $m_{04} = 900$  кг. Тогда высота апогея  $h_a = 800$  км и масса доставляемая на орбиту ПГ  $m_{пр} = 160$  кг. В тоже время, максимальная доставляемая масса на орбиту будет иметь место, когда  $m_{04} = 2600$  кг ( $m_{пр} = 270$  кг). В этом случае высота орбиты равна 300 км. Полученные оценки могут быть использованы при выборе направлений проектных работ в конструкторском бюро.

### **Библиографический список**

1. Алифанов О.М., Андреев А.Н., Гущин В.Н., Золотов А.А., Матвеев Ю.А., Перелыгин Б.П., Хохулин В.С., Баллистические ракеты и ракеты-носители: Пособие для студентов машиностроительных вузов. – М.: Дрофа, 2004.
2. Николаев Ю.Н., Панин С.Д., Соломонов Ю.С., Сычев М.П. Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет. Часть I. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 1998г.-104с.
3. Ю.С. Соломонов, А.П. Сухадольский, С.М. Зинченко, Ю.С. Васильев, В.И. Андриюшин, П.Б. Пилипенко, В.А. Французов, А.А. Багдасарьян. Космические ракетные комплексы с твердотопливными ракетами «Старт» и «Старт -1». М. «Универсум», 2000.-432с.