

Научная статья

УДК 681.5.015.23: 629.7.05

doi: 10.17223/19988621/80/6

Оптимизация программы выведения полезной нагрузки на заданную траекторию

Александр Сергеевич Глазунов¹, Анастасия Александровна Сизова²,
Ирина Леонидовна Петрова³

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия*

¹ ssan4ekk77@gmail.com

² sizova_aa@voenmeh.ru

³ petrova_il@voenmeh.ru

Аннотация. Исследована задача выбора и оптимизации программы выведения полезной нагрузки на заданную круговую орбиту. Рассмотрено как прямое выведение на круговую орбиту, так и выведение с использованием промежуточной эллиптической орбиты. Рассчитан диапазон массы полезной нагрузки, которую можно вывести на круговую орбиту с заданными параметрами при помощи ракеты-носителя среднего класса, в качестве которой используется снятая с вооружения баллистическая ракета.

Ключевые слова: ракета-носитель, баллистическая ракета, программа выведения полезной нагрузки, критерий оптимизации, выведение на орбиту

Для цитирования: Глазунов А.С., Сизова А.А., Петрова И.Л. Оптимизация программы выведения полезной нагрузки на заданную траекторию // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2022. № 80. С. 59–72. doi: 10.17223/19988621/80/6

Original article

Optimization of a program for launching the payload on a specified trajectory

Aleksandr S. Glazunov¹, Anastasiya A. Sizova², Irina L. Petrova³

*Baltic State Technical University “VOENMEKH” named after D.F. Ustinov,
Saint Petersburg, Russian Federation*

¹ ssan4ekk77@gmail.com

² sizova_aa@voenmeh.ru

³ petrova_il@voenmeh.ru

Abstract. In this paper, the problem of choosing and optimizing a program for launching the payload (PL) into a specified circular orbit is considered. Both direct insertion into

the circular orbit and the insertion using an intermediate elliptical orbit are examined. The mass range of the PL, which can be placed into the circular orbit with specified parameters, is calculated.

The PL is launched using a medium-class launch vehicle (LV), which is proposed to be a hypothetical ballistic missile withdrawn from service.

The LV movement program is divided into two sections: the escape from the atmosphere and the launch section. Both sections use a control program with the pitch angle as a parameter. The optimal parameters for the program are determined.

Direct insertion into the circular orbit is revealed to be possible for a very limited range of PL masses. It is shown that the range can be significantly extended if an intermediate elliptical orbit is used.

The study results prove that the use of the selected LV allows placing the PL in the specified circular and elliptical orbits. For the formation of the orbital trajectories of the PL launch, it is possible to use an almost invariable parametric class of LV flight control programs.

Keywords: launch vehicle, ballistic missile, payload launch program, optimization criterion, launch into orbit

For citation: Glazunov, A.S., Sizova, A.A., Petrova, I.L. (2022) Optimization of a program for launching the payload on a specified trajectory. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 80. pp. 59–72. doi: 10.17223/19988621/80/6

Введение

Постоянный рост заказов на выведение искусственных спутников Земли приводит к ежегодному дефициту ракетоносителей (РН) порядка нескольких десятков единиц. В литературе рассматривается идея использования в качестве РН баллистических ракет (БР), снятых с вооружения. К преимуществам использования БР в качестве РН следует отнести низкую стоимость и малые сроки их переоборудования, возможность обеспечения высокой надежности, широкие возможности варьирования траекториями выведения полезной нагрузки (ПН). Однако в связи с тем, что параметры траекторий выведения ПН отличаются от параметров баллистических траекторий, возникает необходимость доработки снимаемых с вооружения БР при переоборудовании их под РН; в частности, необходимо доработать логику функционирования их систем управления [1, 2].

Цель данной работы – исследование возможности выведения ПН на круговые орбиты при использовании в качестве РН гипотетической БР, снятой с вооружения, определение диапазона масс ПН, разработка и оптимизация программы выведения, позволяющей осуществить как прямой вывод ПН на круговую орбиту, так и вывод с использованием промежуточной эллиптической орбиты.

Постановка задачи

Следует представить вывод уравнений, описывающих движение РН в инерциальной геоцентрической системе координат. Рассматривается движение в плоскости стрельбы.

Кажущиеся ускорения РН в системе координат, связанной с продольной осью ракеты, описываются следующими уравнениями [3]:

$$\begin{cases} w_x = \left(P(t) - \frac{1}{2} c_{x0}(h, M) \rho(h) V^2 S_m \right) / m(t); \\ w_y = \left(\frac{1}{2} c_y^\alpha(M) \alpha \rho V^2 S_m \right) / m(t); \\ w_z = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где $P(t)$ – сила тяги ракетного двигателя; $c_{x0}(h, M)$ – коэффициент лобового сопротивления; $\rho(h)$ – плотность воздуха; V – модуль скорости движения РН относительно атмосферы Земли; S_m – площадь миделового сечения РН; $m(t)$ – масса РН; $c_y^\alpha(M)$ – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки α ; M – число Маха; h – высота полета РН.

Для перехода к стартовой системе координат необходимо сделать один поворот вокруг оси z_c стартовой системы координат на угол тангажа ϑ . Матрица перехода следующая:

$$B = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & -\sin \vartheta & 0 \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Чтобы получить проекции кажущегося ускорения в инерциальной геоцентрической системе координат, осуществляются три поворота в следующей последовательности: на угол широты φ , на угол долготы λ и на угол азимута A . Матрица перехода выглядит следующим образом:

$$C = \begin{bmatrix} -\sin \varphi \cos \lambda \cos A - \sin \lambda \sin A & \cos \varphi \cos \lambda & \sin \varphi \cos \lambda \sin A - \sin \lambda \cos A \\ -\sin \varphi \sin \lambda \cos A + \cos \lambda \sin A & \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi \sin \lambda \sin A + \cos \lambda \cos A \\ \cos \varphi \cos A & \sin \varphi & -\cos \varphi \sin A \end{bmatrix}. \quad (3)$$

В результате проекции кажущегося ускорения в инерциальной геоцентрической системе координат

$$\bar{w}_u = C \cdot B \cdot \bar{w}. \quad (4)$$

Для получения абсолютных ускорений необходимо к кажущемуся ускорению добавить ускорение силы тяжести Земли. В качестве модели Земли выбран эллипсоид вращения, гравитационное поле которого описывается зональными гармониками до четвертой включительно. Гравитационное ускорение в соответствии с моделью нормального гравитационного поля Земли рассчитывается по формуле [3]

$$\bar{g} = -\frac{fM}{r^2} \left\{ (1+p) \frac{\bar{r}}{r} + \Delta p \cdot s \cdot \bar{e}_\omega \right\}, \quad (5)$$

здесь fM – произведение гравитационной постоянной на массу Земли, $\bar{r}$ – вектор координат центра масс ракеты, $\bar{e}_\omega = (0, 0, 1)$ – орт оси вращения Земли,

$$\begin{aligned} s &= \frac{\bar{r}}{r} \bar{e}_\omega = \frac{z}{r}, \quad p = 1.5a_r^2 \{ J_{20}(1-5d) - 1.875J_{40}a_r^2(1-14d+21d^2) \}, \\ \Delta p &= a_r^2 \{ 3J_{20} - 2.5J_{40}a_r^2(3-7d) \}, \quad a_r^2 = \left(\frac{a}{r} \right)^2, \quad d = s^2, \end{aligned} \quad (6)$$

где a – экваториальный радиус Земли, J_{20} и J_{40} – коэффициенты второй и четвертой гармоник потенциала гравитационного поля.

В результате система уравнений, описывающая движение РН в инерциальной геоцентрической системе координат, имеет вид [3]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV_x}{dt} = w_{xu} + g_x; \\ \frac{dV_y}{dt} = w_{yu} + g_y; \\ \frac{dV_z}{dt} = w_{zu} + g_z; \\ \frac{dx}{dt} = V_x; \\ \frac{dy}{dt} = V_y; \\ \frac{dz}{dt} = V_z, \end{array} \right. \quad (7)$$

где w_{xu} , w_{yu} , w_{zu} – проекции кажущегося ускорения на оси инерциальной геоцентрической системы координат, g_x , g_y , g_z – проекции гравитационного ускорения, V_x , V_y , V_z – проекции скорости РН в инерциальной геоцентрической системе координат.

Требуется определить и оптимизировать программу выведения ПН на заданную круговую орбиту.

Разработка и оптимизация программы выведения

Выведение РН условно разбивается на два участка: выход из атмосферы и участок выведения. На обоих участках используется программа управления, в которой параметром является угол тангажа ϑ .

Программа выхода из атмосферы выглядит следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \vartheta = \pi / 2, \quad \text{если } 0 \leq T \leq t_{0z}; \\ \vartheta = \pi / 2 - dZ \cdot (T - t_{0z}), \quad \text{если } t_{0z} < T \leq t_{0z} + t_z; \\ \vartheta = \pi / 2 - dZ \cdot t_z, \quad \text{если } t_{0z} + t_z < T \leq t_{0z} + t_z + t_{y\theta}; \\ \vartheta = \theta + \alpha, \quad \text{где } \alpha = \alpha_{\text{стаб}} \cdot e^{-k \cdot (T - (t_{0z} + t_z + t_{y\theta}))}, \\ \quad \text{если } t_{0z} + t_z + t_{y\theta} < T \leq t_{0z} + t_z + t_{y\theta} + t_{\text{стаб}}; \\ \vartheta = \theta, \quad \text{если } t_{0z} + t_z + t_{y\theta} + t_{\text{стаб}} < T \leq t_{\text{атм}}. \end{array} \right. \quad (8)$$

Здесь T – время полета; t_{0z} – время вертикального взлета; t_z – время «заклона»; dZ – угловая скорость «заклона»; $t_{y\theta}$ – время удержания угла тангажа для стабилизации переходных процессов (задается жестко, не более одной секунды); θ – угол наклона вектора скорости к местному горизонту; $t_{\text{стаб}}$ – время специального управления, при котором происходит медленное уменьшение угла атаки α ; $\alpha_{\text{стаб}}$ – угол атаки на момент окончания удержания угла тангажа; k – коэффициент при управлении по углу атаки; $t_{\text{атм}}$ – момент выхода из атмосферы.

Во время полета в атмосфере в момент t_{k1} происходит разделение первой и второй ступеней. Здесь t_{k1} – время окончания работы первой ступени. Разделение происходит во время гравитационного разворота при небольших угловых скоростях вращения РН, при этом угол тангажа продолжает плавно изменяться.

Так как задачей является выведение ПН на орбиту, то вектор скорости при выходе из атмосферы должен быть направлен как можно ближе к касательной к Земле. Однако ограничение на величину скоростного напора при разделении первой и второй ступеней накладывает граничное условие «снизу» на угол наклона вектора скорости в момент выхода из атмосферы.

Таким образом, требуется определить время «заклона» t_z , обеспечивающее выведение на минимальный угол наклона вектора скорости, при котором соблюдается ограничение по скоростному напору. Данная задача решается с помощью метода Ньютона:

$$\frac{\partial Qa_{tk1}}{\partial t_z} \Delta t_z = \Delta Qa_{tk1}, \quad (9)$$

где Qa_{tk1} – величина скоростного напора в момент отделения первого разгонного блока.

После успешного выхода из атмосферы начинается участок выведения, в котором варьируемыми параметрами программы управления являются начальный угол тангажа ϑ_0 и скорость изменения угла тангажа $d\vartheta$. Граничными условиями, необходимыми для нахождения указанных параметров, являются угол наклона вектора скорости в конце работы третьей ступени (должен быть равен нулю) и конечное значение модуля вектора скорости. Данная задача является двухпараметрической и также решается методом Ньютона:

$$\begin{cases} \frac{\partial \theta_{tk3}}{\partial \vartheta_0} \Delta \vartheta_0 + \frac{\partial \theta_{tk3}}{\partial (d\vartheta)} \Delta (d\vartheta) = \Delta \theta_{tk3}; \\ \frac{\partial V_{tk3}}{\partial \vartheta_0} \Delta \vartheta_0 + \frac{\partial V_{tk3}}{\partial (d\vartheta)} \Delta (d\vartheta) = \Delta V_{tk3}, \end{cases} \quad (10)$$

где θ_{tk3} – угол наклона вектора скорости в момент времени окончания работы третьей ступени t_{k3} , V_{tk3} – модуль скорости в момент времени окончания работы третьей ступени.

Программа управления для участка выведения с учетом найденных параметров ϑ_0 и $d\vartheta$ выглядит следующим образом:

$$\begin{cases} \vartheta = \vartheta_0 + d\vartheta \cdot (T - t_{\text{атм}}), & \text{если } t_{\text{атм}} < T \leq t_{k2} - t_{ks}; \\ \vartheta = \vartheta_0 + d\vartheta \cdot (t_{k2} - t_{ks} - t_{\text{атм}}), & \text{если } t_{k2} - t_{ks} < T \leq t_{k2}; \\ \vartheta = \vartheta_0 + \vartheta_r + d\vartheta \cdot (T - t_{ks} - t_{\text{атм}}), & \text{если } t_{k2} < T \leq t_{k3} - t_{ks}; \\ \vartheta = \vartheta_0 + \vartheta_r + d\vartheta \cdot (t_{k3} - 2 \cdot t_{ks} - t_{\text{атм}}), & \text{если } t_{k3} - t_{ks} < T \leq t_{k3}, \end{cases} \quad (11)$$

где t_{k2} – время окончания работы второй ступени, t_{k3} – время окончания работы третьей ступени, t_{ks} – время удержания угла тангажа, ϑ_r – добавка к углу тангажа.

Результаты моделирования

Расчеты производились для гипотетической РН со следующими параметрами: $m_0 = 60$ т – стартовая масса, $m_{c1} = 500$ кг/с – массовый расход первой ступени,

$m_{c2} = 150$ кг/с – массовый расход второй ступени, $m_{c3} = 50$ кг/с – массовый расход третьей ступени, $u_e = 2\,800$ м/с – эффективная скорость истечения газов, $S_m = 3$ м² – площадь миделевого сечения для всех ступеней, $c_x \approx 0.2$ – среднее значение коэффициента лобового сопротивления, $c_y^a = 0.04$ 1/рад – среднее значение производной коэффициента подъемной силы по углу атаки.

Моменты переключения программы управления были выбраны следующие: $t_{0z} = 0.5$ с, $t_{уд} = 0.6$ с, $t_{атм} = 90$ с, $t_{k1} = 60$ с, $t_{k2} = 133$ с, $t_{k3} = 176$ с, $t_{ks} = 10$ с.

При расчетах космическим пространством принималась высота выше 100 км, поэтому если конечная высота выведения оказывалась ниже 100 км, то задача считалась нерешенной.

Для определения массы ПН при решении задачи выведения на круговую орбиту использовался итеративный перебор, который заключался в следующем: некоторая начальная масса ПН постепенно уменьшалась на величину Δm_i ($\Delta m_1 = -100$ кг, $\Delta m_2 = -200$ кг и т.д.), и с ней решалась задача выведения. Сначала шаг изменения массы выбирался около 100 кг, затем границы уточнялись с шагом 10 кг и 1 кг. В результате были получены минимальная и максимальная масса ПН, которую РН сможет вывести на заданную круговую орбиту.

Для решения задачи выведения РН на круговую орбиту была написана программа на языке C++. Алгоритм программы заключается в следующем:

1. Задается вектор приращений Δm_i , которые по очереди подаются в алгоритм.
2. С заданными начальными условиями выполняется расчет вертикального участка движения РН.
3. С начальными условиями, полученными в конце вертикального участка, решается однопараметрическая задача Ньютона и определяется время «заклона» РН.
4. С полученным временем «заклона» выполняется расчет движения РН до момента выхода из атмосферы.
5. С начальными условиями, соответствующими моменту выхода из атмосферы, решается двухпараметрическая задача Ньютона и определяются параметры ϑ_0 и $d\vartheta$.
6. Если двухпараметрическая задача Ньютона сходится, то выполняется расчет участка выведения, запоминается масса полезной нагрузки, и работа программы возвращается к п. 2;
7. Если двухпараметрическая задача Ньютона не сходится, то возвращаемся к п. 2, выбирая следующее приращение.

Результат вычислений диапазона масс ПН, которую РН способна вывести на круговую орбиту, представлен в табл. 1–3.

Таблица 1

Вариация массы ПН с шагом 100 кг

Δm , кг	Задача Ньютона	Время заклона, с	Начальный тангаж, °	Производная тангажа, °/с	Высота на момент конца работы 3-й ступени, км
...	...	...	...	...	...
–700	Не сошлась	1.329	–	–	–
–800	Сошлась	1.322	–22.3	0.008	122.7
–900	Сошлась	1.318	–39.3	0.417	102.3
–1000	Не сошлась	1.311	–	–	–
...	...	...	...	...	...

Таблица 2

Вариация массы ПН с шагом 10 кг

Δm , кг	Задача Ньютона	Время заклона, с	Начальный тангаж, °	Производная тангажа, °/с	Высота на момент конца работы 3-й ступени, км
...	...	...	...	...	...
-780	Не сошлась	1.328	—	—	—
-790	Сошлась	1.326	-18.2	-0.092	127.8
...	...	...	...	...	...
-910	Сошлась	1.315	-40.5	0.446	100.9
-920	Не сошлась	1.312	—	—	—
...	...	...	...	...	...

Таблица 3

Вариация массы ПН с шагом 1 кг

Δm , кг	Задача Ньютона	Время заклона, с	Начальный тангаж, °	Производная тангажа, °/с	Высота на момент конца работы 3-й ступени, км
...	...	...	...	...	...
-784	Не сошлась	1.327	—	—	—
-785	Сошлась	1.326	-13.9	-0.191	133.1
...	...	...	...	...	...
-916	Сошлась	1.317	-41.3	0.463	100.1
-917	Не сошлась	1.317	—	—	—
...	...	...	...	...	...

На рис. 1–6 представлены результаты моделирования для максимальной и минимальной массы ПН при выведении на круговые орбиты.

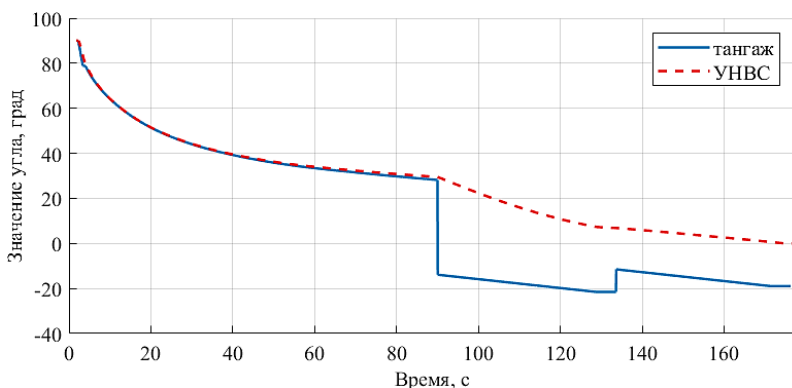


Рис. 1. Зависимость углов тангажа и наклона вектора скорости от времени для максимальной полезной нагрузки

Fig. 1. Dependence of the pitch angle and the velocity vector inclination angle on time for the maximum payload

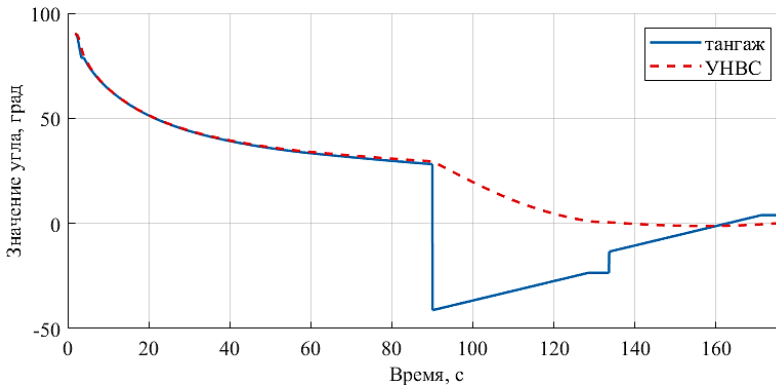


Рис. 2. Зависимость углов тангажа и наклона вектора скорости от времени для минимальной полезной нагрузки
Fig. 2. Dependence of the pitch angle and the velocity vector inclination angle on time for the minimum payload

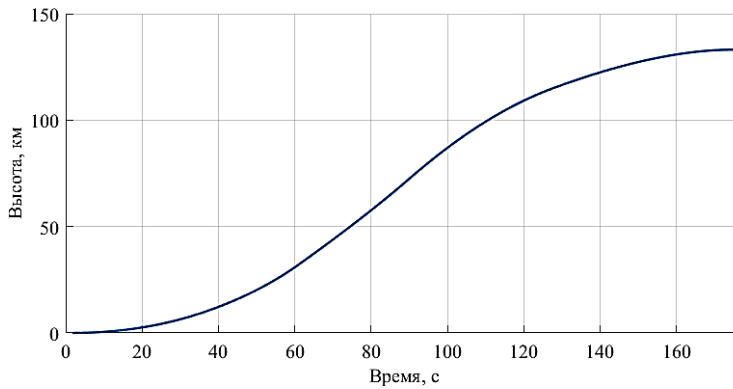


Рис. 3. Зависимость высоты от времени для максимальной полезной нагрузки
Fig. 3. Dependence of the altitude on time for the maximum payload

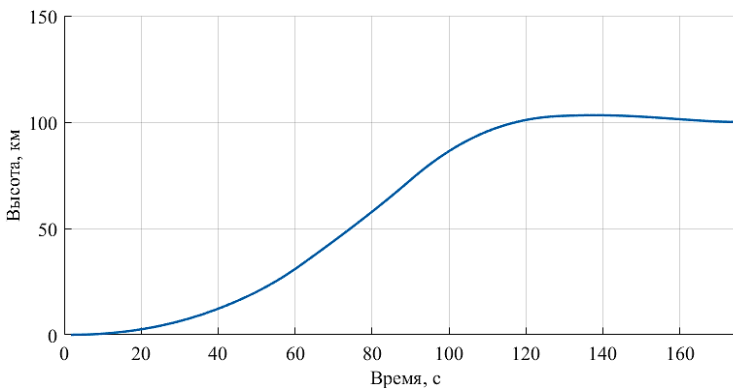


Рис. 4. Зависимость высоты от времени для минимальной полезной нагрузки
Fig. 4. Dependence of the altitude on time for the minimum payload

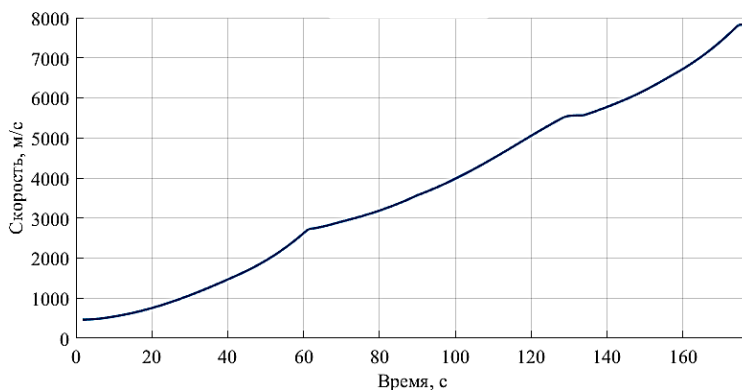


Рис. 5. Зависимость инерциальной скорости от времени для максимальной полезной нагрузки

Fig. 5. Dependence of the inertial velocity on time for the maximum payload

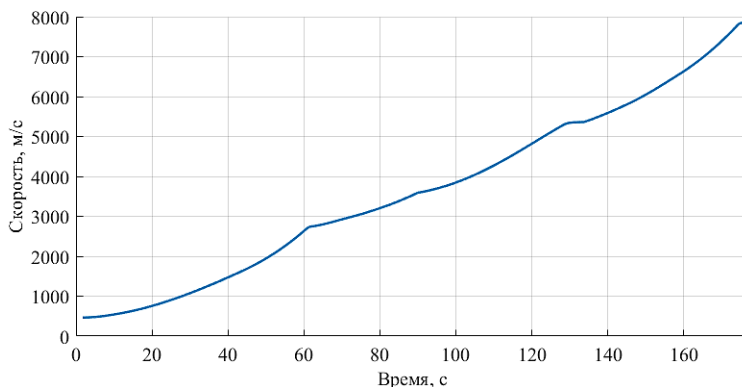


Рис. 6. Зависимость инерциальной скорости от времени для минимальной полезной нагрузки

Fig. 6. Dependence of the inertial velocity on time for the minimum payload

Исходя из результатов исследований, можно сделать вывод, что прямое выведение на круговую орбиту возможно для весьма ограниченного диапазона масс ПН.

Скорректируем предъявляемые граничные условия и поставим задачу следующим образом. Требуется определить программу управления, которая позволит вывести ПН на промежуточную эллиптическую орбиту, используя весь запас характеристической скорости РН. Далее ПН переводится на заданную круговую орбиту с помощью дополнительного импульса двигателя ступени разведения, приложенного в апогее эллиптической орбиты. При этом ограничение на конечную скорость выведения снимается, и ставится задача найти ее максимум.

Алгоритм поиска программы управления для вывода на промежуточную эллиптическую орбиту ПН заданной массы заключается в следующем:

1. Задается некоторое начальное ограничение на скорость РН в конце работы третьей ступени, к примеру первая космическая скорость, и проверяется сходимость описанной выше двухпараметрической задачи Ньютона.

2. Скорость увеличивается с шагом 100 м/с, и определяется максимальное значение скорости РН в конце работы третьей ступени, при котором двухпараметрическая задача Ньютона сходится.

3. Если конечная скорость на участке выведения начинает превышать вторую космическую, то расчет останавливается.

Для решения данной задачи была написана программа на языке C++.

В ходе решения задачи была также произведена оценка импульса ΔI двигателя ступени разведения для перевода ПН на круговую орбиту.

В табл. 4 приведены результаты моделирования выведения ПН различной массы на эллиптические орбиты. При расчетах некоторая начальная масса ПН постепенно уменьшалась на величину Δm_i .

Таблица 4

Влияние начальной массы ПН на конечную скорость

Δm , кг	Задача Ньютона	Высота апогея, км	ϑ_0 , °	$d\vartheta$, %/с	ΔI , м/с	Конечная скорость, м/с
-700	Не сошлась	—	—	—	—	—
-800	Сошлась	122.7	-22.3	0.007	-4.171	7 836.515
-900	Сошлась	456.4	-30.1	0.198	94.839	7 942.218
-1 000	Сошлась	1 223.2	-25.0	0.077	285.215	8 138.184
-1 100	Сошлась	2 106.6	-20.3	-0.034	465.135	8 334.230
-1 200	Сошлась	3 130.2	-17.6	-0.093	634.361	8 531.780
-1 300	Сошлась	4 319.0	-20.1	-0.033	792.433	8 733.519
-1 400	Сошлась	5 818.6	0.8	-0.514	938.019	8 914.746
-1 500	Сошлась	8 517.3	-9.4	-0.269	1 133.401	9 223.326
-1 600	Сошлась	11 010.2	5.9	-0.608	1 243.622	9 408.338
-1 700	Сошлась	17 928.5	-17.8	-0.071	1 415.705	9 830.243
-1 800	Сошлась	27 013.7	-28.3	0.158	1 482.248	10 140.170
-1 900	Сошлась	72 633.6	-1.3	-0.411	1 367.411	10 612.371
-2 000	Не сошлась	—	—	—	—	—

На рис. 7–12 представлены результаты моделирования для максимальной и минимальной массы ПН при выведении на эллиптические орбиты.

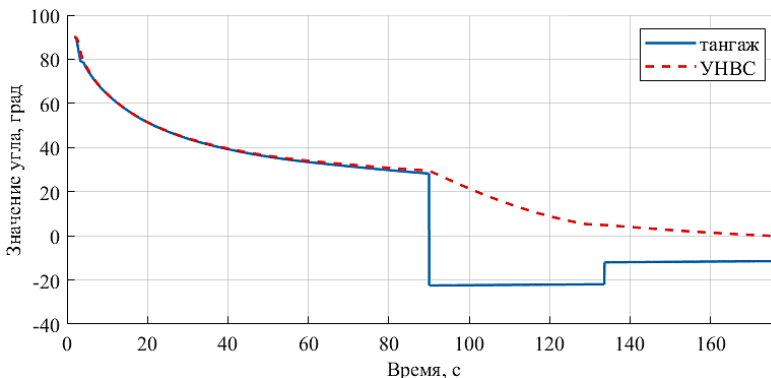


Рис. 7. Зависимость углов тангажа и наклона вектора скорости от времени для максимальной полезной нагрузки при эллиптической орбите

Fig. 7. Dependence of the pitch angle and the velocity vector inclination angle on time for the maximum payload in an elliptical orbit

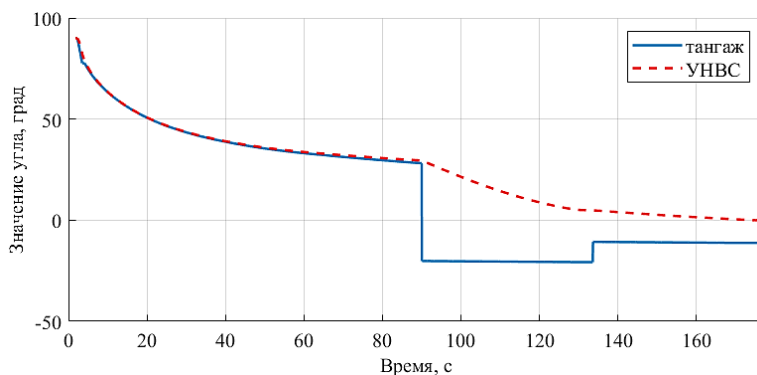


Рис. 8. Зависимость углов тангажа и наклона вектора скорости от времени для минимальной полезной нагрузки при эллиптической орбите

Fig. 8. Dependence of the pitch angle and the velocity vector inclination angle on time for the minimum payload in an elliptical orbit

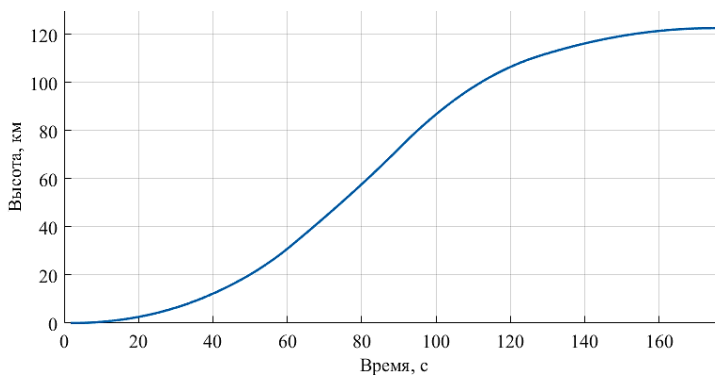


Рис. 9. Зависимость высоты от времени для максимальной полезной нагрузки при эллиптической орбите

Fig. 9. Dependence of the altitude on time for the maximum payload in an elliptical orbit

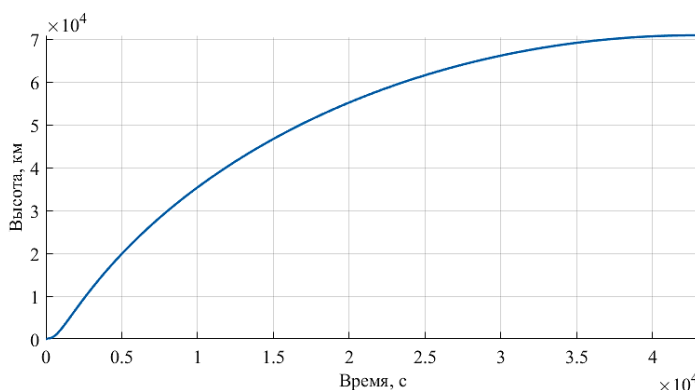


Рис. 10. Зависимость высоты от времени для минимальной полезной нагрузки при эллиптической орбите

Fig. 10. Dependence of the altitude on time for the minimum payload in an elliptical orbit

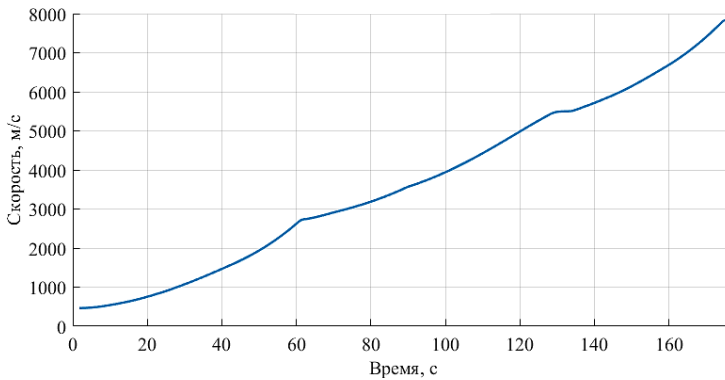


Рис. 11. Зависимость инерциальной скорости от времени для максимальной полезной нагрузки при эллиптической орбите

Fig. 11. Dependence of the inertial velocity on time for the maximum payload in an elliptical orbit

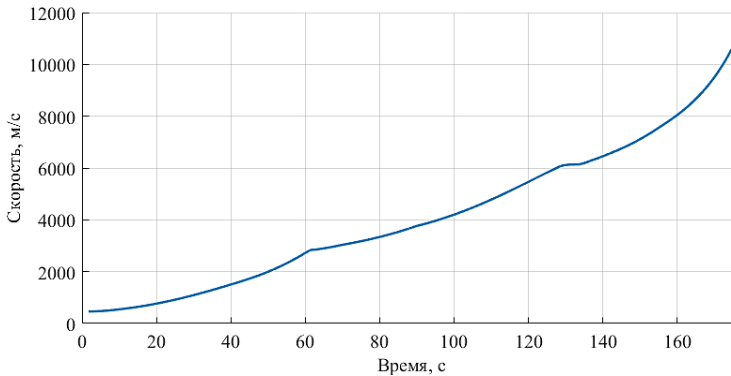


Рис. 12. Зависимость инерциальной скорости от времени для минимальной полезной нагрузки при эллиптической орбите

Fig. 12. Dependence of the inertial velocity on time for the minimum payload in an elliptical orbit

Заключение

Исходя из результатов исследований, можно сделать следующие выводы:

1. Если уменьшить массу полезной нагрузки БР, то снимаемые с вооружения ракеты можно использовать для выведения полезной нагрузки на круговые и эллиптические орбиты.

2. Диапазон масс, которые БР может вывести на круговую орбиту, довольно узкий, однако его можно значительно расширить, если использовать промежуточную эллиптическую орбиту.

3. При снижении массы полезной нагрузки хотя бы на 1.5 т можно получить достаточно высокие орбиты.

4. Для формирования траекторий выведения ПН на круговые и эллиптические орбиты можно использовать практически неизменный параметрический класс программ управления.

Список источников

1. Шевченко С.Н. Метод обоснования объемов экспериментальной отработки и количества запусков по программе выведения полезной нагрузки в космическое пространство при переоборудовании межконтинентальных баллистических ракет в ракеты космического назначения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1 (39). С. 51–54.
2. Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. М. : Рестарт, 2009. 528 с.
3. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов : учеб. пособие. М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. 413 с.
4. Костюсова Е.К., Починский В.И. О задачах выведения ракеты-носителя на заданные эллиптические орбиты // Труды института математики и механики УрО РАН. 2011. № 3. С. 201–216.

References

1. Shevchenko S.N. (2018) Metod obosnovaniya ob"iomov eksperimental'noy otrabotki i kolichestva zapuskov po programme vyvedeniya poleznoy nagruzki v kosmicheskoe prostranstvo pri pereoborudovanii mezhkontinental'nykh ballisticheskikh raket v rakety kosmicheskogo naznacheniya [Method of justification of experimental verification scope and number of launches within the program of payloads injection in space at retrofit of the strategic intercontinental ballistic missiles into integrated launch vehicles]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkin*. 39(1). pp. 51–54.
2. Koblelev V.N., Milovanov A.G. (2009) *Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft launch vehicles]. Moscow: Restart.
3. Sikharulidze Yu.G. (2011) *Ballistika i navedenie letatel'nykh apparatov. Uchebnoe posobie* [Ballistics and direction of aircrafts. A textbook]. Moscow: BINOM. Laboratoriya znaniy.
4. Kostousova E.K., Pochinskiy V.I. (2011) O zadachakh vyvedeniya rakety-nositelya na zadannye ellipticheskie orbity [On problems of putting a carrier rocket into specified elliptic orbits]. *Trudy instituta matematiki i mekhaniki UrO RAN – Proceedings of the Institute of Mathematics and Mechanics, Ural Branch of the Russian Academy of Sciences*. 3. pp. 201–216.

Сведения об авторах:

Глазунов Александр Сергеевич – студент кафедры «Динамика и управление полетом летательных аппаратов» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия. E-mail: ssan4ekk77@gmail.com

Петрова Ирина Леонидовна – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Динамика и управление полетом летательных аппаратов» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия. E-mail: petrova_il@voenmeh.ru

Сизова Анастасия Александровна – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Динамика и управление полетом летательных аппаратов» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия. E-mail: sizova_aa@voenmeh.ru

Information about the authors:

Glazunov Aleksandr S. (Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, Russian Federation). E-mail: ssan4ekk77@gmail.com

Petrova Irina L. (Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Baltic State Technical University “VOENMEKH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, Russian Federation). E-mail: petrova_il@voenmeh.ru

Sizova Anastasiya A. (Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Baltic State Technical University “VOENMEKH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, Russian Federation). E-mail: sizova_aa@voenmeh.ru

Статья поступила в редакцию 09.06.2022; принята к публикации 01.12.2022

The article was submitted 09.06.2022; accepted for publication 01.12.2022