

УМЕНЬШЕНИЕ РАЗМЕРОВ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ ОТРАБОТАВШИХ БЛОКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ТИПА «СОЮЗ» ПРИ ПРЕДНАМЕРЕННОМ ЧЛЕНЕНИИ ИХ КОНСТРУКЦИИ

2007 Б. А. Титов, С. А. Рычков

Самарский государственный аэрокосмический университет

Для уменьшения районов падения отработавших блоков ракеты-носителя предлагается преднамеренное членение конструкции отработавших блоков в процессе их свободного падения. Приводится баллистический расчет процесса выведения полезной нагрузки на целевую орбиту и расчет падения отработавшего блока с учетом членения конструкции. Установлена зависимость массы выводимой полезной нагрузки от размера района падения отработавших блоков ракеты-носителя. Дана общая оценка эффекта от применения преднамеренного членения конструкции отработавших блоков.

Рассмотрим влияние на размеры районов падения отработавших блоков при преднамеренном членении их конструкции на примере центрального блока (ЦБ) ракеты-носителя (РН) типа «Союз». Для качественной оценки преднамеренного членения установим зависимость между размерами района падения ЦБ и массой полезной нагрузки (ПН), выводимой на целевую геопереходную орбиту (ГПО) с высотой перигея $H_{p\text{ ГПО}} = 5500$ км и наклоном $i_{\text{ГПО}} = 25^\circ$. Трехступенчатая РН выводит на круговую опорную орбиту высотой $H_{\text{орб}} = 200$ км ПН с разгонным блоком (РБ), а затем РБ осуществляет перевод ПН с опорной орбиты на ГПО. Будем полагать, что членение ЦБ осуществляется по сечениям, показанным на рисунке 1.

Рассмотрим процесс расчета массы ПН, выводимой на целевую орбиту без применения членения ЦБ. Программа угла тангажа φ

на этапе работы первой ступени (рис. 2) определяется зависимостью [1]

$$j(t) = \Theta(t) + a(t), \quad (1)$$

где Θ – угол наклона траектории; a – угол атаки; t – время.

На стартовом вертикальном участке «0-1» от $t = 0$ до t_1 : $a(t) = 0$, $\Theta(t) = p/2$, и поэтому из (1) следует, что $j(t) = p/2$.

На участке «1-2» начального разворота от t_1 до t_2 угол атаки a изменяется согласно зависимости [1] (рис. 3):

$$a(t) = a_{\text{max}} \cdot k(k-2); \quad k = 2 \cdot e^{a_{\text{шт}}(t-t_1)},$$

где a_{max} – максимальное значение угла атаки, рад; $a_{\text{шт}}$ – коэффициент, определяющий интенсивность «создания» и «снятия» угла атаки.

Угол тангажа на участке «1-2» определяется согласно (1). Для получения зависи-

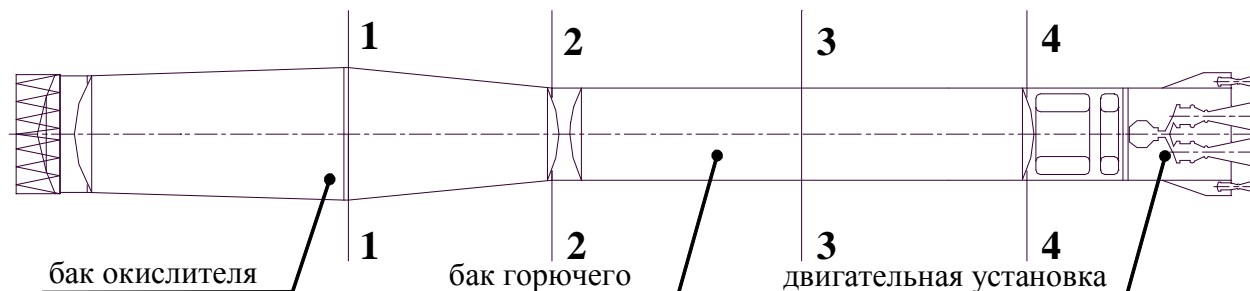


Рис. 1. Центральный блок РН типа «Союз»

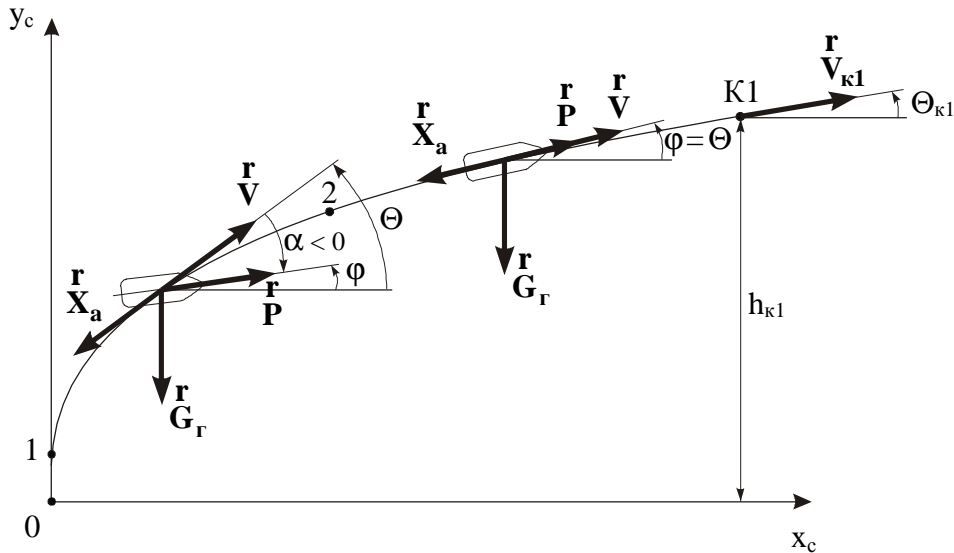


Рис. 2. Основные участки траектории первой ступени РН

мости $\Theta(t)$ необходимо проинтегрировать систему уравнений движения РН в скоростной системе координат (СК) [1]. На участке “2-К1” гравитационного разворота движение происходит при $a(t) = 0$, и поэтому программа угла тангажа имеет вид: $j(t) = \Theta(t)$.

Краевым условием для первой ступени РН является равенство

$$q_{к1} = q_{к1}^{max},$$

где $q_{к1}$ – величина скоростного напора в момент времени $t = t_{к1}$, Н/м²; $q_{к1}^{max}$ – максимально допустимая величина скоростного напора в момент окончания работы первой ступени, Н/м².

При выборе программы угла тангажа для верхних ступеней РН необходимо обеспечить в конце активного участка при полном выгорании топлива максимально возможную конечную скорость. Для случая движения вне атмосферы в плоскопараллельном поле сил тяжести программа угла тангажа получена в виде [3]:

$$tgj = tgj_0 + B \cdot t, \quad (2)$$

где j_0 – начальное значение угла тангажа, рад; B – скорость изменения тангенса угла тангажа, c^{-1} .

В работе [3] было установлено, что в условиях практического отсутствия атмосферы оптимальная программа угла тангажа

весьма близка к линейной зависимости от времени:

$$j = j_0 + j \cdot t, \quad (3)$$

где j – угловая скорость по тангажу, c^{-1} .

Краевым условием для второй ступени РН является равенство

$$L_{цб} = L_{цб}^{зад}, \quad (4)$$

где $L_{цб}$ – линейная дальность падения ЦБ от точки старта, м; $L_{цб}^{зад}$ – заданная линейная дальность падения ЦБ от точки старта, м.

Параметры движения в момент окончания работы второй ступени можно получить, проинтегрировав систему уравнений движения в стартовой СК [4]. Известно, что энергетически выгодной программой угла тангажа верхних ступеней РН является $j = const$ [1]. Но для удовлетворения краево-

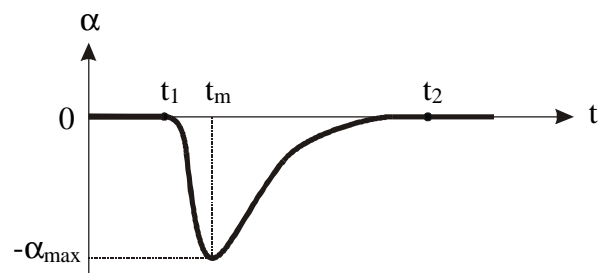


Рис. 3. Программа изменения угла атаки на участке работы первой ступени РН

го условия (4) на этапе работы второй ступени РН приходится выбирать программу угла тангажа вида (3). Для уменьшения энергетических потерь из-за отклонения программы угла тангажа от оптимальной разобьем ее на два линейных участка. Поэтому программа изменения угла тангажа на этапе работы второй ступени РН будет задана кусочно-линейной зависимостью:

$$j(t) = j_{02} \pm j_{max}^{\delta}(t - t_{\kappa 1}) \text{ нпу } t_{\kappa 1} \leq t \leq t_{\Delta 2};$$

$$j(t) = j_{02} + \Delta j_2 + j_2^{\delta}(t - t_{\Delta 2}) \text{ нпу } t_{\Delta 2} < t \leq t_{\kappa 2},$$

где j_{02} – начальное значение угла тангажа в момент начала работы второй ступени, принимаемое равным значению угла тангажа в момент времени $t = t_{\kappa 1}$; $j_{\kappa 1}$; j_{max}^{δ} – максимально допустимая скорость изменения угла тангажа, c^{-1} ; j_2^{δ} – скорость изменения угла тангажа на интервале $[t_{\Delta 2}; t_{\kappa 2}]$, c^{-1} ; Δj_2 – приращение угла тангажа на интервале $[t_{\kappa 1}; t_{\Delta 2}]$.

Оптимальную программу угла тангажа для участка работы третьей ступени также выбираем из семейства линейных программ (3). Краевым условием для этого участка является

$$h_{\kappa 3} = H_{об}; \Theta_{\kappa 3} = 0, \quad (5)$$

где $h_{\kappa 3}$ – высота в момент окончания работы третьей ступени, м; $\Theta_{\kappa 3}$ – угол наклона тра-

ектории в момент окончания работы третьей ступени.

Для решения данной двухпараметрической задачи будем использовать методику, изложенную в [4] и рассчитанную на закон изменения угла тангажа вида (2). Однако полученное при этом оптимальное начальное значение угла тангажа j_{03} , как правило, оказывается больше значения $j_{\kappa 2}$ (рис. 4, а). Поэтому введем дополнительный линейный участок (рис. 4, б) и закон изменения угла тангажа будем выбирать в виде зависимости:

$$j(t) = j_{\kappa 2} \pm j_{max}^{\delta}(t - t_{\kappa 2}) \text{ нпу } t_{\kappa 2} \leq t < t_{\Delta 3};$$

$$j(t) = \text{arctg}[\text{tg} j_{03} + B_3(t - t_{\Delta 3})] \text{ нпу } t_{\Delta 3} \leq t \leq t_{\kappa 3},$$

где $j_{\kappa 2}$ – значение угла тангажа в момент окончания работы второй ступени; B_3 – темп изменения тангенса угла тангажа на интервале $[t_{\Delta 3}; t_{\kappa 3}]$.

Тогда для решения краевой задачи на этапе работы третьей ступени, кроме условий (5), необходимо выполнение еще одного равенства:

$$j_{\kappa 2} + \Delta j_3 = j_{03},$$

где Δj_3 – приращение угла тангажа на интервале $[t_{\kappa 2}; t_{\Delta 3}]$.

Далее рассмотрим трехимпульсный перелет, совершаемый РБ для перевода ПН с

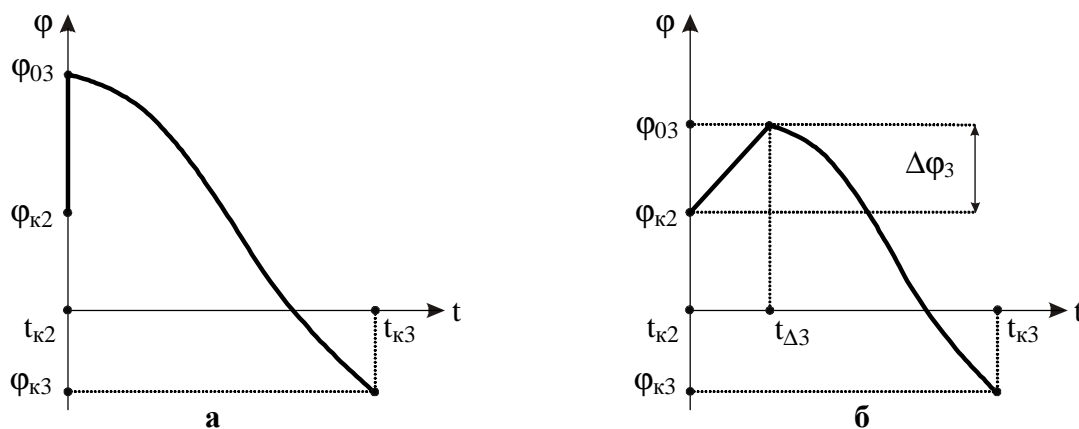


Рис. 4. К решению краевой задачи для третьей ступени РН

опорной орбиты на ГПО (рис. 5). Первый импульс ΔV_1 обеспечивает выход РБ на круговую опорную орбиту после отделения третьей ступени. Второй импульс ΔV_2 обеспечивает переход на промежуточную компланарную эллиптическую орбиту. Третий импульс ΔV_3 обеспечивает переход с промежуточной эллиптической орбиты на ГПО. Величины необходимых приращений скорости определяются следующими выражениями [5]:

$$\Delta V_1 = V_{орб} - V_{u0}; \quad \Delta V_2 = V_p - V_{орб};$$

$$\Delta V_3 = \sqrt{V_{а гпо}^2 + V_a^2 - 2 \cdot V_{а гпо} \cdot V_a \cdot \cos(i_{орб} - i_{гпо})};$$

$$V_{орб} = \sqrt{\frac{m}{R + H_{орб}}};$$

$$V_p = V_{орб} \sqrt{\frac{2 \cdot (R + H_{гсо})}{(R + H_{орб}) + (R + H_{гсо})}};$$

$$V_a = V_{гсо} \sqrt{\frac{2 \cdot (R + H_{орб})}{(R + H_{орб}) + (R + H_{гсо})}};$$

$$V_{а гпо} = V_{гсо} \sqrt{\frac{2 \cdot (R + H_{п гпо})}{(R + H_{п гпо}) + (R + H_{гсо})}};$$

где $V_{орб}$ – круговая скорость на высоте $H_{орб}$, м/с; V_{u0} – абсолютная скорость после отделения третьей ступени, м/с; V_a – скорость в апогее промежуточной эллиптической орбиты, м/с; V_p – скорость в перигее промежуточной эллиптической орбиты, м/с; $V_{а гпо}$ – скорость в апогее геопереходной орбиты, м/с; $i_{орб}$ – наклонение опорной орбиты относительно плоскости экватора; $m = 3,98602 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли; $H_{гсо} = 35\,786 \text{ км}$ – высота геостационарной орбиты; $V_{гсо}$ – круговая скорость на высоте $H_{гсо}$, м/с.

Будем пренебрегать потерями скорости из-за действия силы притяжения Земли и возможной некомпланарности векторов силы тяги и скорости. Поэтому суммарная характеристическая скорость маневра ΔV_X определяется как сумма трех импульсов: $\Delta V_X = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3$. Зная характеристическую скорость перелета, можно рассчитать необходимый запас топлива РБ, используя формулу Циолковского [5]:

$$m_m^{РБ} = m_0^{ГБ} \left[1 - e^{(-\Delta V_X / P_{уд РБ})} \right],$$

где $m_0^{ГБ}$ – начальная масса головного блока, кг; $P_{уд РБ}$ – удельная тяга двигателя РБ, м/с. Тогда максимальная масса выводимой ПН составит:

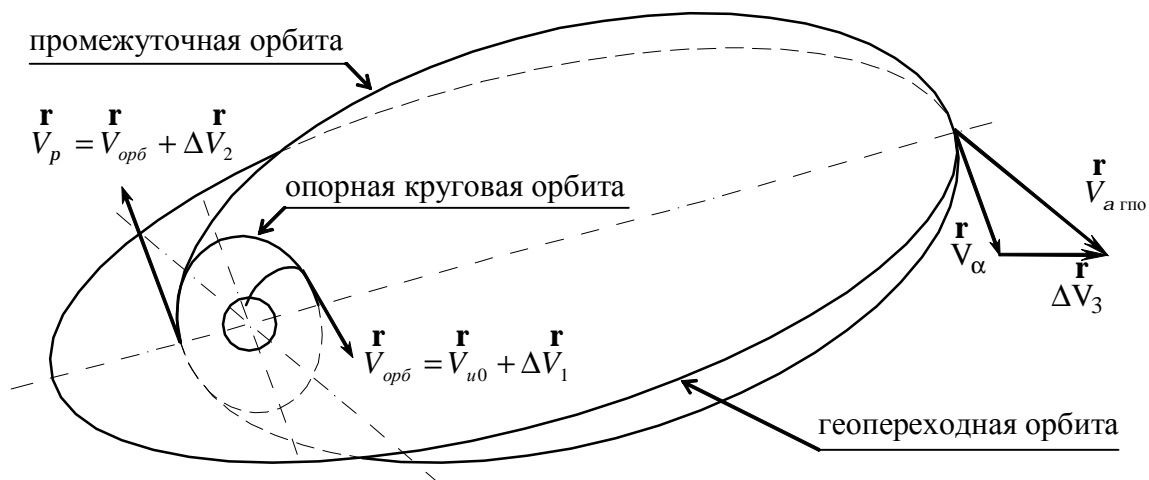


Рис. 5. Схема трехимпульсного перелета на ГПО

$$m_{nn}^{max} = m_0^{ГБ} - m_k^{РБ} - m_m^{РБ},$$

где $m_k^{РБ}$ – масса конструкции РБ, включая остаток топлива, кг.

В случае применения принудительного членения конструкции ЦБ схема расчета массы ПН, выводимой на ГПО, будет отличаться от изложенной выше только краевым условием для второй ступени РН, которое записывается в виде

$$L_{цф} = L_{цб}^{зад}, \quad (6)$$

где $L_{цф}$ – линейная дальность падения “центра фрагментов”, т. е. средняя арифметическая дальность падения частей ЦБ, м.

Проведена серия расчетов m_{nn}^{max} и линейного разброса ΔL частей ЦБ в плоскости стрельбы при различных вариантах программы угла тангажа при членении конструкции ЦБ согласно принятой схеме (рис. 1). При этом предполагалось, что членение осуществляется на высоте 90 км и дальнейшего разрушения конструкции не происходит. Была оп-

ределена m_{nn}^{max} , соответствующая выбору программы угла тангажа без применения членения. В этом случае в качестве района падения ЦБ принимается эллипс с полуосями 60 км и 20 км, учитывающий самопроизвольное разрушение конструкции ЦБ во время падения. Исходные данные для расчета приведены в таблице 1. Полученные результаты представлены в таблице 2 (нулевая строка соответствует расчету без применения членения ЦБ). На основании полученных результатов построен график зависимости m_{nn}^{max} от ΔL (рис. 6). Программа угла тангажа без членения и некоторые наиболее характерные варианты программы угла тангажа при членении конструкции ЦБ представлены на рисунках 7 и 8, соответственно.

На рисунке 8 различные варианты программ угла тангажа обусловлены выбором различных значений угла $j_{к2}$. Вариант № 1 соответствует оптимальной программе угла тангажа, которая обеспечивает наибольшую начальную орбитальную скорость $V_{и0}$, наименьшую характеристическую скорость пе-

Таблица 1. Исходные данные для расчета

Наименование	Обозначение
Масса ускорителей, включая остатки топлива, кг	$m_{y1} = 4 \times 5070, m_{y2} = 8440, m_{y3} = 2790$
Масса рабочего топлива, кг	$m_{m1} = 4 \times 38512, m_{m2} = 91247, m_{m3} = 22440$
Секундный массовый расход, кг/с	$m_{сек1} = 4 \times 326.37, m_{сек2} = 316.83, m_{сек3} = 93.5$
Номинальная тяга в пустоте, кН	$P_{n1} = 4 \times 1021.3, P_{n2} = 990.2, P_{n3} = 298$
Степень высотности сопла	$I_{con} = 1.15$
Площадь миделя, м ²	$S_m = 25.86$
Масса конструкции РБ, включая остатки топлива, кг	$m_k^{РБ} = 900$
Удельная тяга двигателя РБ, м/с	$P_{y0 PP} = 3162$
Масса ГБ, кг	$m_0^{ГБ} = 7070$
Широта точки старта	$j_0 = 45^\circ 59'$
Долгота точки старта	$l_0 = 63^\circ 33'$
Азимут стрельбы	$A = 64^\circ 42' 6''$
Максимальное значение угла атаки	$a_{max} = 3^\circ$
Предельное значение скоростного напора, Н/м ²	$q_{к1}^{max} = 2900$
Максимальная скорость изменения угла тангажа, град/с	$j\&_{max} = 1.0$
Заданная дальность падения центрального блока, км	$L_{цб}^{зад} = 1600$

Таблица 2. Результаты расчета

№ п/п	$j_{к2}$, град	$V_{к2}$, м/с	DL, км	$V_{к3}$, м/с	$V_{н0}$, м/с	ΔV_x , м/с	$m_{пн}^{max}$, кг
0	11.0	4139.52	60.00	7040.41	7341.58	3834.78	1202.42
1	12.0	4131.09	46.82	7183.03	7484.22	3692.76	1299.00
2	6.0	4136.05	45.82	7155.03	7456.20	3720.14	1280.04
3	0.0	4126.17	44.11	7113.96	7415.15	3762.19	1251.24
4	-6.0	4101.04	41.97	7062.76	7363.92	3811.93	1217.67
5	-12.0	4060.95	39.55	6997.09	7298.27	3878.23	1173.73
6	-18.0	4005.09	36.92	6935.87	7237.06	3938.79	1134.39
7	-24.0	3933.21	34.20	6877.47	7178.65	3996.14	1097.82
8	-30.0	3842.66	31.30	6836.60	7137.80	4036.40	1072.55
9	-36.0	3731.42	28.34	6811.93	7113.15	4060.14	1057.80

релета ΔV_x и, как следствие, наибольшую $m_{пн}$. Уменьшение значения $j_{к2}$ до 0° (вариант № 3) приводит к дополнительным энергетическим потерям и к уменьшению массы ПН, но при этом уменьшается разброс частей ЦБ.

При дальнейшем уменьшении значения $j_{к2}$ с целью обеспечения выполнения крае-

вого условия (б) приходится вводить дополнительный линейный участок для увеличения угла тангажа с максимальной скоростью ϕ_{max} . Это приводит к дополнительным потерям в энергетике и, соответственно, к еще большему уменьшению $m_{пн}$, но также позволяет значительно уменьшить разброс частей ЦБ (варианты № 5 и № 7). Значение

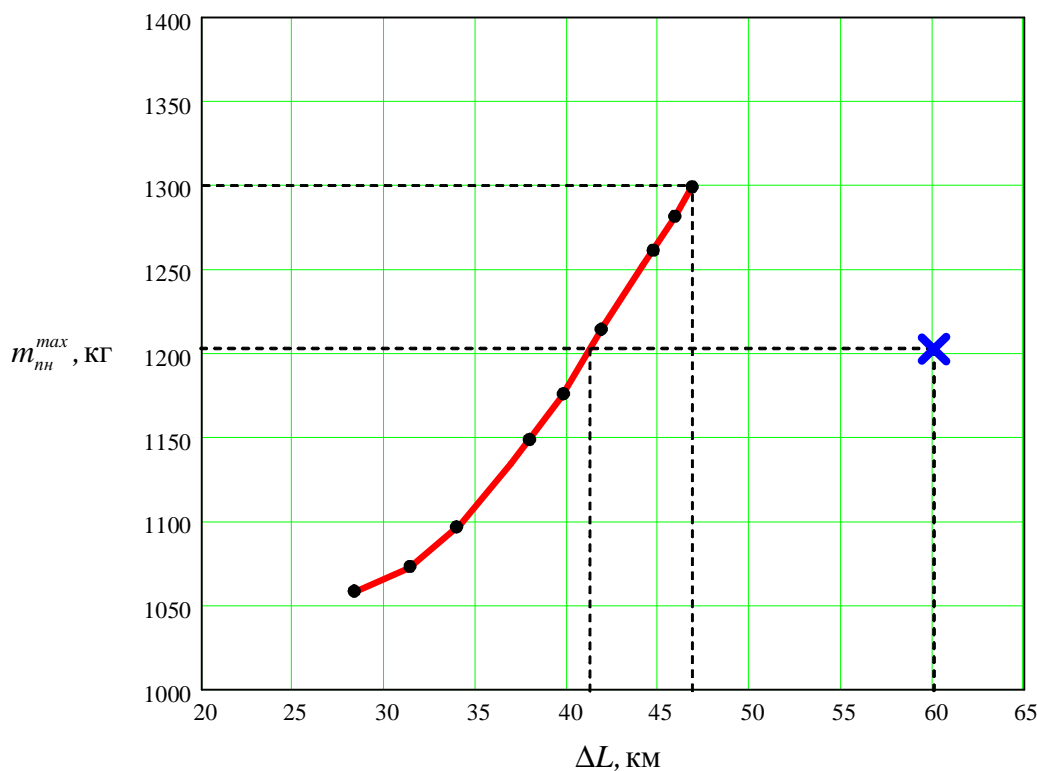


Рис. 6. Зависимость максимальной массы ПН, выводимой на ГПО, от линейного разброса частей ЦБ в плоскости стрельбы
 × - вариант расчета без членения конструкции центрального блока

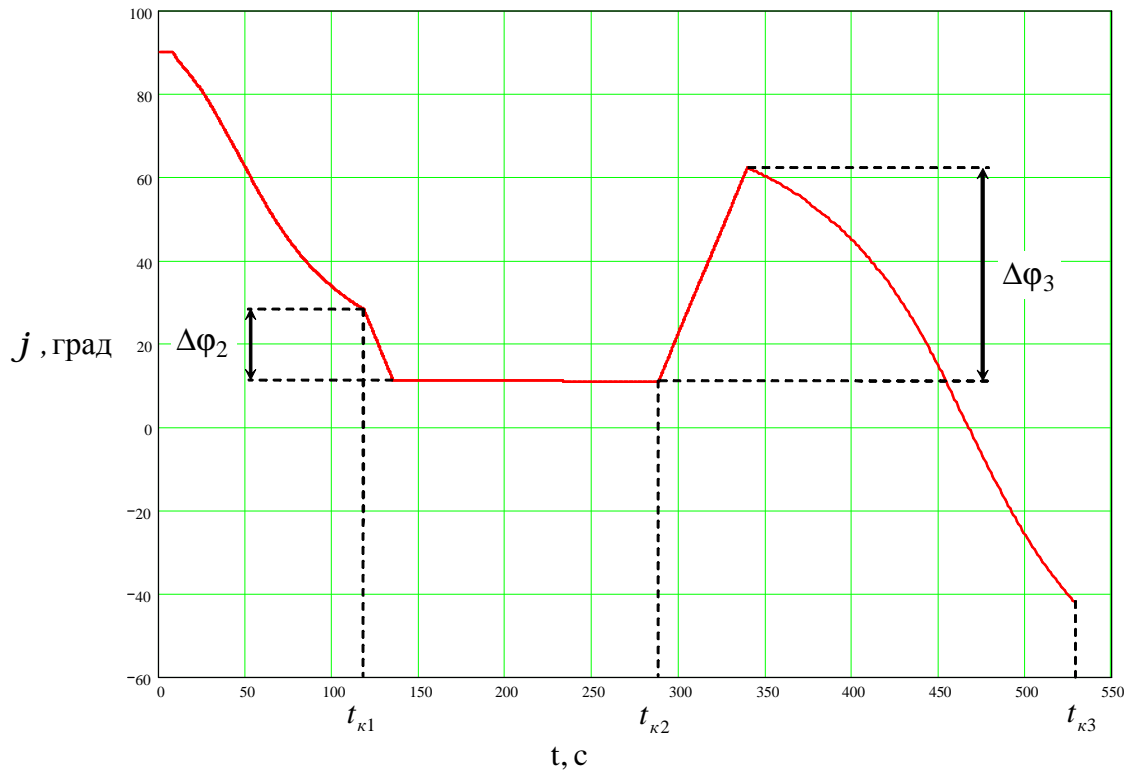


Рис. 7. Программа угла тангажа без членения конструкции ЦБ

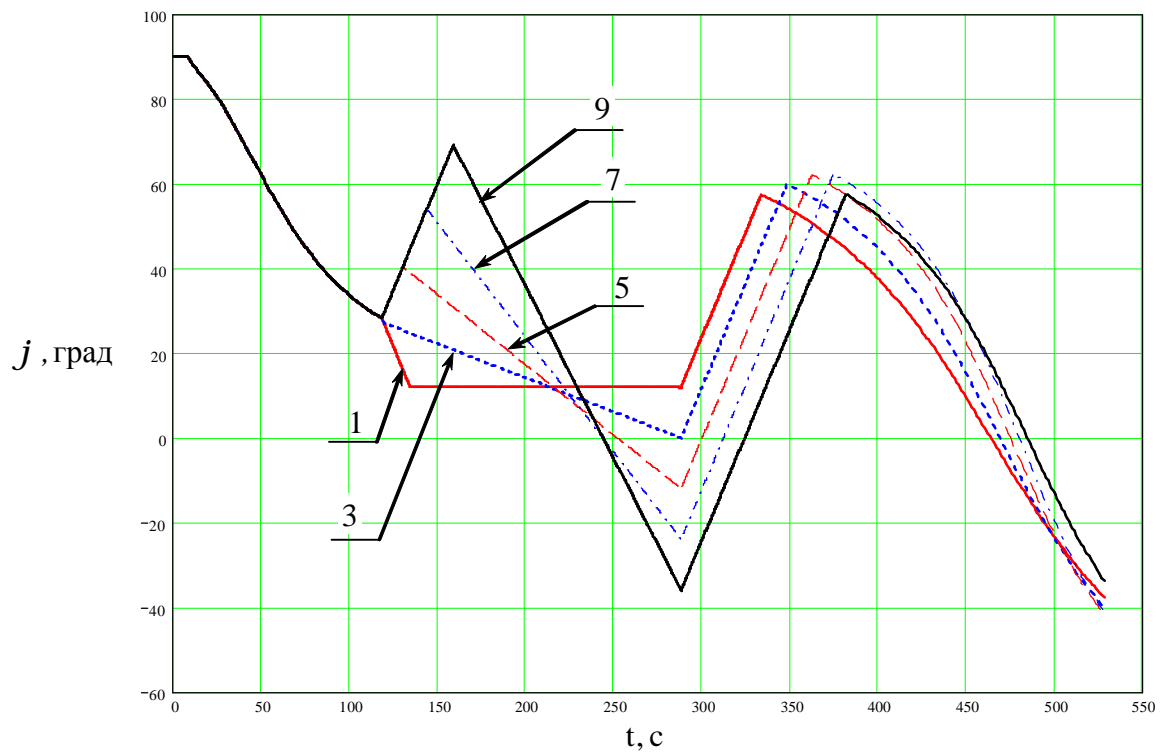


Рис. 8. Программы угла тангажа при членении конструкции ЦБ
Номер позиции соответствует номеру n/n в таблице 2

$j_{k2} = -36^\circ$ (вариант № 9) является минимально допустимым, поскольку при дальнейшем уменьшении значения j_{k2} потребная величина ϕ_2 на интервале $[t_{\Delta 2}; t_{k2}]$ будет превышать максимальную величину угловой скорости, т. е. $|\phi_2| > j_{\max}$.

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы:

1) применение членения конструкции ЦБ увеличивает массу выводимой ПН на 8 % (до 1300 кг), при этом линейный разброс в плоскости стрельбы частей ЦБ составляет 46,82 км (рис. 6);

2) при одной и той же массе выводимой ПН (1200 кг) применение членения конструкции ЦБ позволяет уменьшить разброс частей до 41,1 км (рис. 6).

Список литературы

1. Аппазов Р. Ф., Сытин О. Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. – М.: Наука, 1987.

2. Аэродинамика ракет / Н. Ф. Краснов, В. Н. Кошевой, А. Н. Данилов и др. – М.: Высш. шк., 1968.

3. Охоцимский Д. Е., Энеев Т. М. Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли // Успехи физических наук. – 1957. – Т. 63, вып. 1а. – С. 4-32.

4. Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г. С. Нариманова и М. К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972.

5. Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета: Учебное пособие. – М.: Наука, 1990.