



ISSN 2071-2898 (Print)  
ISSN 2071-2901 (Online)

**Ахметшин Р.З.**

Возмущения от Луны при  
многовитковых перелетах на  
геостационарную орбиту  
космического аппарата с  
малой тягой

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Ахметшин Р.З. Возмущения от Луны при многовитковых перелетах на геостационарную орбиту космического аппарата с малой тягой // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2015. № 107. 31 с.  
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-107>

**Ордена Ленина**  
**ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ**  
**имени М.В.Келдыша**  
**Российской академии наук**

**Р.З.Ахметшин**

**Возмущения от Луны**  
**при многовитковых перелетах**  
**на геостационарную орбиту**  
**космического аппарата с малой тягой**

**Москва — 2015**

*Ахметшин Р.З*

**Возмущения от Луны при многовитковых перелетах на геостационарную орбиту космического аппарата с малой тягой**

На примере нескольких оптимальных многовитковых траекторий перелета на геостационарную орбиту космического аппарата (КА) с постоянно действующей (без пауз) малой тягой исследуется влияние гравитационного притяжения Луны. Сравниваются две модели движения КА: в центральном ньютоновом поле и с дополнительным воздействием притяжения Луны.

**Ключевые слова:** космический аппарат, малая тяга, многовитковые перелеты, геостационарная орбита, гравитационное возмущение, Луна

*Akhmetshin Rauf Zulfarovich*

**The influence of Moon gravitation onto the multy-orbital transfers to the geostationary orbit of the spaceflight with low thrust**

Some trajectories of the multi-orbital transfers to the geostationary orbit are considered and two models of spacecraft motion are compared. The first one is the flight in the central Newtonian field, and the next one – with additional influence of the Moon gravitation.

**Key words:** spacecraft, low thrust, multi-orbital transfers, geostationary orbit, gravitational perturbation, Moon

## Оглавление

Начальные орбиты.....	3
Траектории перелетов в отсутствие возмущений .....	4
Учет возмущений в уравнениях движения КА .....	5
Краевые задачи .....	7
Влияние возмущений на оптимальную траекторию .....	8
Влияние возмущений на «короткой» траектории .....	12
Влияние возмущений на «средней» траектории .....	15
Влияние возмущений на «длинной» траектории .....	19
Влияние возмущений на «очень длинной» траектории .....	23
Влияние возмущений для «легкого» КА .....	27
Итоговые результаты .....	31
Литература .....	31

## Начальные орбиты

В работе [1] изучались многовитковые перелеты в сфере действия Земли для модели центрального ньютонова поля без учета каких-либо возмущений. В данной работе, на примере нескольких траекторий перелета на геостационарную орбиту (ГСО) продолжительностью от  $\approx 2.5$  месяцев до года и угловой дальностью от 65 до 282 витков, рассматривается влияние такого возмущающего фактора, как гравитационное притяжение КА Луной.

Перелет на геостационарную орбиту с использованием малой тяги представляет собой второй этап комбинированного маневра, в котором задействованы и большая, и малая тяга. На его первом этапе с помощью большой тяги космический аппарат выводится на промежуточную орбиту, с которой затем происходит многовитковая скрутка на ГСО с помощью электроракетных двигателей малой тяги. Промежуточная орбита, которая является начальной для перелета с малой тягой, есть результат компромиссного выбора в пользу большего использования в комбинированном маневре большой тяги, либо малой тяги. Чем больше вклад малой тяги (в т.ч. в поворот плоскости орбиты) – тем больше полезная нагрузка, выводимая на ГСО, но и больше продолжительность перелета (и наоборот).

*Таблица О*

### Примеры начальных орбит, с которых осуществляется перелет на ГСО с помощью малой тяги

	$H_{\pi}$ [тыс.км]	$H_{\alpha}$ [тыс.км]	$R_{\pi}$ [тыс.км]	$R_{\alpha}$ [тыс.км]	$e$	$i$ [град]	$T$ [сут]	$M_{КА}$ [т]
1	23	55.6	29.371	61.971	0.3569	4	1.124	4.287
2	9.2	76.8	15.571	83.171	0.6846	13	1.264	5.548
3	2.793	78.8	9.164	85.171	0.8057	26	1.180	6.397
4	0.793	79.8	7.164	86.171	0.8465	41	1.161	7.074
5	0.793	68.94	7.164	75.311	0.8263	46.5	0.965	2.325

$H_{\pi}$ ,  $R_{\pi}$  – высота и радиус перигея,  $H_{\alpha}$ ,  $R_{\alpha}$  – высота и радиус апогея,  $e$  – эксцентриситет,  $i$  – наклонение,  $T$  – период,  $M_{КА}$  – масса КА.

Варианты такого компромисса приведены в табл. О, где даны характеристики начальных (для перелета с малой тягой) орбит. Наиболее выразительный параметр, по которому различаются эти орбиты – наклонение, возрастающее от  $4^0$  для 1-й орбиты до  $46.5^0$  для 5-й. Также показателен радиус перигея, уменьшающийся с  $\approx 29$  тыс.км для 1-й орбиты до  $\approx 7$  тыс.км для двух последних орбит. Отметим также, что для первых двух орбит радиусы перигея  $> 15$  тыс.км, то есть выше основного радиационного пояса. Наконец, последний вариант выделяется тем, что масса КА заметно меньше, чем в других случаях, а тяговооруженность существенно больше.

Отметим еще, что начальные орбиты имеют большой эксцентриситет. Это связано, в частности, с тем, что при комбинированном маневре необходимо повернуть плоскость орбиты на большой угол, что эффективней осуществлять на большом удалении от Земли, в окрестности апогея.

### **Траектории перелета в отсутствие возмущений**

Характеристики соответствующих оптимальных траекторий перелета с этих орбит приведены в таблице R, более подробно – в таблицах R1–R5. Эти траектории получены в результате решения двухточечной краевой задачи на минимум затрат рабочего вещества. Предполагается, что тяга работает постоянно (2 ЭРД СПД-140 с удельной тягой 1790 с и суммарной тягой 0.548 н). В таком случае получаем задачу на минимум времени перелета, т.е. задачу быстрогодействия. На направление тяги не накладывается никаких ограничений, оно выбирается оптимальным на основе принципа максимума. Для определенности, в качестве начала траектории перелета принимается перигей начальной орбиты, а долгота восходящего узла  $\Omega$  и угловое расстояние перицентра от узла  $\omega$  приняты нулевыми. Используется модель центрального ньютонова поля Земли, которая удобна тем, что результат не зависит от даты старта. Привязка к датам необходима, только когда мы начинаем учитывать вращение Земли – при расчете вариаций геопотенциала, положения Солнца или Луны относительно Земли – при учете их гравитационного влияния, или при определении факта попадания КА в тень Земли. Эти траектории назовем «номинальными», в сравнении с ними будем оценивать влияние различных возмущений. Задача решается в равноденственных переменных в небесной системе координат. В расчетах  $t_0 = 0$  соответствует  $0^h00^m$  01.01.2018 г.

Напомним, что, как показано в [1], краевая задача может иметь много локальных решений – с разной угловой дальностью, причем тем больше, чем больше витков. Для простоты экстремум ищется в классе траекторий с целым числом витков (витки вычисляются в равноденственной переменной  $\varphi = \theta + \omega + \Omega$ ,  $\theta$  – истинная аномалия). В этом классе приведенные траектории реализуют глобальный экстремум минимизируемого функционала – затрат рабочего вещества. Для примера приведены две траектории перелета на ГСО с орбиты 2 с количеством витков, отличающимся от оптимального на 10 в ту и другую сторону.

Таблица R

### Траектории перелета на ГСО в отсутствие возмущений

	1	2(-10)	2	2(+10)	3	4	5
$\Delta i$ [град]	4	13	13	13	26	41	46.5
N [витки]	65	147	157	167	232	282	104
T [сут]	69.1	184.6	180	181.8	269.7	343.9	120.3
$M_{РВ}$ [кг]	186.3	497.8	485.3	490.2	727.2	927.3	324.2

$\Delta i$  – изменение наклона, N – количество витков, T – продолжительность перелета,  $M_{РВ}$  – затраты рабочего вещества.

Первые четыре траектории по продолжительности перелета можно условно назвать так: 1) «короткая» – 2.3 месяца, 2) «средняя» – 6 месяцев, 3) «длинная» – 9 месяцев, и 4) «очень длинная» – почти год (11.5 месяцев). Последнюю (4 месяца) можно назвать траекторией перелета «легкого» КА.

### Учет возмущений в уравнениях движения КА

Обрисует кратко, без вывода громоздких формул, как учитывается гравитационное влияние Луны в уравнениях оптимального движения КА с малой тягой.

Равноденственные переменные  $\langle h, \varphi, y, z, v, w \rangle$  (в обозначениях [1]) определяются через оскулирующие переменные формулами:

$$h = \sqrt{\mu/p}, \quad y = e \cos(\omega + \Omega), \quad v = \cos \Omega \tan(i/2), \\ \varphi = \theta + \omega + \Omega, \quad z = e \sin(\omega + \Omega), \quad w = \sin \Omega \tan(i/2),$$

где  $\mu$  – гравитационная постоянная Земли,  $p$  – фокальный параметр,  $e$  – эксцентриситет,  $i$  – наклонение,  $\theta$  – истинная аномалия,  $\Omega$  – долгота восходящего узла,  $\omega$  – угловое расстояние перицентра от узла.

В [1] на основе этих формул и известных уравнений движения КА в оскулирующих переменных (см. например [2]) были получены уравнения движения в равноденственных переменных:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}, \text{ или}$$

$$\begin{aligned} \dot{m} &= -\gamma f, \quad \dot{h} = -\tilde{T}g, \quad \dot{\varphi} = (\mu/r^2 + \tilde{W}gI)/h, \\ \dot{y} &= (\tilde{S} \sin \varphi + \tilde{T} \cos \varphi (g+1) + \tilde{T}gy - \tilde{W}gIz)/h, \\ \dot{z} &= (-\tilde{S} \cos \varphi + \tilde{T} \sin \varphi (g+1) + \tilde{T}gz + \tilde{W}gIy)/h, \\ \dot{v} &= \tilde{W}gQ \cos \varphi/h, \quad \dot{w} = \tilde{W}gQ \sin \varphi/h. \end{aligned}$$

Здесь  $\mathbf{x} = \langle m, h, \varphi, y, z, v, w \rangle$  – фазовый вектор,  $m$  – масса КА,

$$g = 1/(1 + y \cos \varphi + z \sin \varphi),$$

$$I = v \sin \varphi - w \cos \varphi, \quad Q = (1 + v^2 + w^2)/2,$$

$$r = \mu g/h^2 - \text{модуль радиус-вектора КА } \mathbf{r},$$

$f$  – величина тяги,  $\gamma$  – константа, а  $\tilde{S}$ ,  $\tilde{T}$ ,  $\tilde{W}$  – компоненты ускорения  $\mathbf{a}$  от всех действующих на КА сил (за исключением нормальной силы притяжения Земли) по радиус-вектору, трансверсали и бинормали.

Случай  $\mathbf{a} = \mathbf{a}_{\text{MT}}$  – когда КА движется в центральном ньютоновом поле под действием только малой тяги, был рассмотрен в [1].

В данной работе дополнительно учитывается влияние на движение КА гравитационного притяжения Луны, т.е. [2]

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_{\text{MT}} + \mathbf{a}_{\text{л}}, \text{ где } \mathbf{a}_{\text{л}} = \mu_{\text{л}} (-\mathbf{r}_{\text{л}}/r_{\text{л}}^3 + (\mathbf{r}_{\text{л}} - \mathbf{r}) / |\mathbf{r}_{\text{л}} - \mathbf{r}|^3),$$

$\mu_{\text{л}}$  – гравитационная постоянная Луны, а радиус-вектор Луны  $\mathbf{r}_{\text{л}}$  – функция времени, задаваемая эфемеридами DE405.

Компоненты  $\tilde{S}_{\text{л}}$ ,  $\tilde{T}_{\text{л}}$ ,  $\tilde{W}_{\text{л}}$  вектора  $\mathbf{a}_{\text{л}}$  получим из

$$\tilde{S}_{\text{л}} = \mathbf{a}_{\text{л}} \mathbf{e}_{\text{r}}, \quad \tilde{T}_{\text{л}} = \mathbf{a}_{\text{л}} \mathbf{e}_{\text{n}}, \quad \tilde{W}_{\text{л}} = \mathbf{a}_{\text{л}} \mathbf{e}_{\text{t}},$$

где  $\mathbf{e}_{\text{r}}$ ,  $\mathbf{e}_{\text{n}}$ ,  $\mathbf{e}_{\text{t}}$  – единичные векторы вдоль радиус-вектора, трансверсали и бинормали.

Поскольку  $\tilde{S}$ ,  $\tilde{T}$ ,  $\tilde{W}$  входят в правые части уравнений движения линейно, при учете  $\mathbf{a}_{\text{л}}$  получаем в  $\mathbf{f}$  дополнительные слагаемые. Вводя далее вектор сопряженных переменных  $\boldsymbol{\lambda} = \langle \lambda_m, \lambda_h, \lambda_y, \lambda_z, \lambda_v, \lambda_w \rangle$  и выписывая гамильтониан задачи  $H = \boldsymbol{\lambda} \cdot \mathbf{f}$ , можем представить его в виде трех слагаемых  $H = H_0 + H_{\text{MT}} + H_{\text{л}}$ , и тогда уравнения для сопряженных переменных примут вид

$$\dot{\lambda} = -\partial H/\partial \mathbf{x} = -\partial H_0/\partial \mathbf{x} - \partial H_{\text{MT}}/\partial \mathbf{x} - \partial H_{\text{Л}}/\partial \mathbf{x},$$

где  $H_0$  соответствует  $\mathbf{a} = \mathbf{0}$ ,  $H_{\text{MT}}$  и  $H_{\text{Л}}$  добавляются при  $\mathbf{a} = \mathbf{a}_{\text{MT}} + \mathbf{a}_{\text{Л}}$ .

Уравнения оптимального движения при  $\mathbf{a} = \mathbf{a}_{\text{MT}}$ , без  $\mathbf{a}_{\text{Л}}$ , были получены в [1]. Подробно расписывая производные  $\partial H_{\text{Л}}/\partial \mathbf{x}$ , получим уравнения оптимального движения КА с учетом возмущений от Луны.

## Краевая задача

От каких параметров зависит краевая задача? Во-первых, от даты старта, поскольку она влияет на положение Луны относительно Земли и начальной орбиты. Во-вторых, от положения орбиты в пространстве, т.е. от параметров  $\omega$  и  $\Omega$ . Параметр  $\omega$  задан нулевым (из условий комбинированной задачи), а параметр  $\Omega$  может меняться во всем диапазоне углов от  $0^0$  до  $360^0$  – в зависимости от времени старта ракетносителя в течение суток. В-третьих – от времени старта КА с начальной орбиты, т.е. от положения КА на орбите, которое изменяется в диапазоне углов от  $0^0$  до  $360^0$  в течение суток с небольшим (периоды орбит 0.965-1.264). Для уменьшения варьируемых параметров принято, что начало траектории перелета с малой тягой – в перигее орбиты.

На правом конце орбита полностью задана. Поскольку тяга работает постоянно, то задача на минимум расхода массы есть задача быстрогодействия, вследствие чего можно обеспечить перелет на орбиту ГСО, но не в конкретную точку на этой орбите. Еще один параметр, который не зависит от внешних условий, но влияет на решение задачи – угловая дальность. Получить «оптимальное» значение этого параметра в процессе решения краевой задачи проблематично, так как задача имеет много локальных решений и «результат» будет существенно зависеть от начального приближения. Причем на одном витке может быть несколько экстремумов [1]. Поэтому, с целью упростить решение задачи, рассматриваются траектории с целым количеством витков  $N$ . Наилучшее значение  $N$  определяется прямым перебором.

Итак, при принятых упрощениях краевая задача зависит от трех параметров: времени старта  $t_0$  (будем рассматривать диапазон в один лунный месяц), долготы восходящего узла  $\Omega$  (из диапазона  $0^0 - 360^0$ ) и количества витков  $N$ . При этом имеем две модели движения: без возмущений и с возмущениями от Луны. По сути, имеем две разные краевые задачи. Первая



краевая задача играет двойную роль: 1) ее решения в большинстве случаев используются в качестве начального приближения для решения второй краевой задачи, 2) решения второй – сравниваются с решениями первой.

## **Влияние возмущений на оптимальную траекторию**

Обычно – при описании движения небесных тел естественного происхождения – под этим подразумевается различие в движении тела при интегрировании уравнений одной и другой модели. В нашем случае в это можно вкладывать, по крайней мере, три разных смысла.

1. Решение первой краевой задачи, а точнее, программа управления вектором тяги, достаточно точно аппроксимируется функциями времени, затем с этой программой управления интегрируются уравнения движения КА в соответствии со второй моделью и результат сравнивается с решением первой краевой задачи.
2. Начальные значения сопряженных переменных, дающих решение первой краевой задачи, используются для интегрирования оптимальных уравнений движения второй модели, и полученная траектория сравнивается с решением первой краевой. Такое сравнение позволяет, в первом приближении, оценить различие двух моделей и по величине невязок в краевых условиях понять, насколько решение первой краевой задачи подходит в качестве начального приближения для решения второй краевой.

Такое сравнение проведено для самой длинной траектории – четвертой. Результаты представлены в таблицах *P4, A4, I4*, где даны невязки в конечной орбите по расстояниям в перигее, апогее и по наклонению в зависимости от даты старта (с шагом в 4 суток) и параметра  $\Omega$  (с шагом в 10 градусов). Наибольшие значения в столбцах выделены жирным шрифтом. Видно, что в некоторых случаях они довольно большие ( $\approx -11$  тыс.км по перигею, 14 тыс.км – по апогею,  $\approx 1^0.6$  по наклонению).

3. Решается вторая краевая задача, т.е. невязки обнуляются и полученная траектория сравнивается с решением первой краевой. В этом случае в конечный момент времени две траектории различаются только продолжительностью перелета, массой КА (или затратами рабочего вещества) и, возможно, количеством витков. Именно такое сравнение проводится далее для всех пяти траекторий.

Невязка в перигее  $\Delta R_{\pi}$ : -11.4 ÷ 0 тыс. км

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta R_{\pi}$ [тыс.км]						
0	-2.5	-1.4	-5.2	-2.5	-0.8	-0.7	-3.8
10	-3.1	-1.7	-2.6	-3.2	-0.7	-0.7	-2.6
20	-3.3	-1.6	-0.6	-3.5	-0.6	-0.9	-1.1
30	-3.0	-1.2	-1.2	-3.1	-0.4	-1.1	-0.4
40	-2.3	-0.7	-2.1	-1.8	-0.3	-1.1	-0.7
50	-1.1	-0.2	-2.8	-0.1	-0.9	-1.1	-1.1
60	0.0	-0.3	-2.9	-0.6	-1.7	-1.0	-1.5
70	-0.4	-1.6	-2.6	-1.5	-1.5	-0.7	-1.9
80	-1.0	-2.5	-2.0	-2.4	-1.9	-0.4	-2.2
90	-1.5	-2.8	-1.3	-3.1	-1.0	-0.5	-2.2
100	-2.1	-2.7	-0.7	-3.3	-0.6	-2.0	-2.1
110	-2.5	-2.1	-0.7	-3.1	-1.1	-3.5	-1.7
120	-2.9	-1.3	-2.1	-2.6	-1.8	-4.5	-1.2
130	-3.0	-0.6	-3.3	-1.9	-2.5	-4.6	-0.7
140	-2.9	-0.7	-4.1	-1.2	-3.0	-3.8	-1.5
150	-2.5	-1.0	-4.4	-0.5	-3.1	-2.0	-4.2
160	-1.8	-1.4	-4.2	-1.2	-2.8	-0.4	-6.4
170	-1.1	-1.7	-3.7	-3.0	-2.1	-1.0	-8.0
180	-0.2	-1.9	-2.9	-4.3	-1.3	-1.7	<b>-8.7</b>
190	-2.7	-1.9	-1.9	-5.0	-0.6	-2.2	-8.4
200	-5.9	-1.8	-0.6	<b>-5.4</b>	0.0	-2.3	-7.0
210	-8.6	-1.5	0.0	-5.4	-2.1	-2.0	-4.6
220	-10.4	-1.0	-0.2	-5.0	-3.9	-1.4	-1.4
230	<b>-11.4</b>	-0.5	-0.4	-4.4	-5.1	-0.7	-0.2
240	-11.3	-0.1	-0.5	-3.6	-5.8	-0.1	-0.8
250	-10.2	-2.7	-0.6	-2.7	<b>-6.1</b>	-1.2	-1.1
260	-8.1	-5.5	-0.6	-1.8	-6.1	-3.2	-1.1
270	-5.1	-7.9	-0.5	-0.9	-5.7	-4.7	-0.9
280	-1.8	-9.7	-0.4	-0.4	-5.1	-5.6	-0.5
290	-0.3	-10.7	-0.6	-0.3	-4.3	-6.1	-0.3
300	-0.7	<b>-10.7</b>	-2.2	-0.3	-3.2	<b>-6.1</b>	-1.8
310	-0.9	-9.7	-4.0	-0.3	-2.1	-5.8	-3.3
320	-0.8	-7.6	-5.6	-0.3	-1.0	-5.1	-4.3
330	-0.6	-4.5	-6.7	-0.4	-0.4	-4.1	-4.9
340	-0.5	-1.0	<b>-7.1</b>	-0.8	-0.5	-2.9	-5.0
350	-1.5	-0.9	-6.6	-1.7	-0.7	-1.6	-4.6

Невязка в апогее  $\Delta R\alpha$ : 0.2 ÷ 14.0 тыс. км

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta R\alpha$ [тыс.км]						
0	0.6	6.1	1.0	0.6	2.5	1.0	0.8
10	0.7	7.4	0.6	0.7	2.6	2.4	0.6
20	0.8	7.2	1.7	0.8	2.2	3.8	0.6
30	0.8	5.7	5.8	0.8	1.4	5.0	1.5
40	0.6	3.7	9.9	0.5	0.6	5.7	3.4
50	0.4	1.6	12.6	0.5	0.4	5.8	5.5
60	0.5	0.2	<b>13.1</b>	3.5	0.5	5.1	7.4
70	2.4	0.4	11.7	7.2	7.2	3.8	9.0
80	4.6	0.6	8.9	10.8	0.5	2.1	<b>9.8</b>
90	6.8	0.6	5.7	13.3	0.4	0.5	9.8
100	8.9	0.6	2.7	<b>14.0</b>	1.5	0.5	8.9
110	10.6	0.4	0.6	13.0	4.2	0.6	7.1
120	11.8	0.3	0.3	10.5	7.4	0.7	4.5
130	<b>12.1</b>	0.7	0.5	7.3	10.3	0.7	1.7
140	11.5	2.0	0.6	4.1	12.2	0.5	0.2
150	9.9	3.7	0.6	1.2	<b>12.6</b>	0.2	0.6
160	7.4	5.4	0.6	0.1	11.3	0.9	1.0
170	4.3	7.0	0.6	0.4	8.8	4.2	1.3
180	0.8	8.2	0.5	0.7	5.8	7.6	1.5
190	0.5	<b>8.8</b>	0.4	1.0	2.8	9.9	1.5
200	1.2	8.7	0.2	1.1	0.1	<b>10.7</b>	1.4
210	1.7	7.7	0.7	1.2	0.6	9.7	1.0
220	2.0	5.9	1.9	1.1	1.0	7.4	0.5
230	2.2	3.4	3.0	1.1	1.2	4.5	2.1
240	2.2	0.7	3.7	1.0	1.3	1.6	5.0
250	2.0	0.8	4.0	0.8	1.4	0.6	6.4
260	1.7	1.2	3.7	0.6	1.4	0.9	6.2
270	1.1	1.6	2.9	0.5	1.2	1.1	4.7
280	0.5	1.8	1.6	0.6	1.1	1.2	2.6
290	1.5	1.9	0.4	1.0	0.8	1.2	0.6
300	3.3	1.8	0.4	1.3	0.6	1.1	0.3
310	3.9	1.6	0.7	1.3	0.3	1.0	0.6
320	3.3	1.2	0.9	1.0	0.1	0.8	0.7
330	2.0	0.7	1.1	0.6	0.4	0.7	0.8
340	0.7	0.3	1.2	0.3	1.3	0.5	0.9
350	0.4	3.2	1.2	0.4	2.1	0.4	0.8

Невязка в наклонении  $\Delta i: 0.58 \div 1.56$  град

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta i$ [град]						
0	0.82	1.03	0.72	0.81	0.92	0.85	0.78
10	0.79	1.06	0.80	0.78	0.90	0.90	0.81
20	0.80	1.04	0.91	0.79	0.90	0.95	0.87
30	0.85	1.00	1.02	0.86	0.91	0.99	0.96
40	0.94	0.99	1.08	0.95	0.94	1.01	1.03
50	1.04	1.00	1.08	1.07	0.99	1.03	1.08
60	1.13	1.06	1.04	1.15	1.06	1.07	1.12
70	1.20	1.13	1.03	1.17	1.17	1.12	1.11
80	1.23	1.20	1.09	1.11	1.23	1.18	1.10
90	1.23	1.26	1.17	1.03	1.31	1.23	1.11
100	1.18	1.31	1.25	0.97	<b>1.34</b>	1.27	1.13
110	1.09	1.33	1.27	0.97	1.32	1.28	1.17
120	1.00	1.32	1.27	1.02	1.21	1.27	1.20
130	0.91	1.26	1.21	1.08	1.03	1.23	1.19
140	0.84	1.16	1.13	1.07	0.86	1.18	1.12
150	0.80	1.02	1.03	1.01	0.73	1.09	1.00
160	0.76	0.86	0.90	0.88	0.67	0.95	0.85
170	0.70	0.70	0.78	0.75	0.64	0.77	0.71
180	0.64	0.63	0.67	0.64	0.63	0.63	0.61
190	0.60	0.69	0.61	0.59	0.63	0.70	0.58
200	0.65	0.83	0.64	0.63	0.68	0.88	0.62
210	0.78	0.97	0.76	0.73	0.78	1.05	0.71
220	0.96	1.09	0.94	0.87	0.91	1.15	0.86
230	1.12	1.18	1.12	1.00	1.05	1.22	1.08
240	1.23	1.24	1.28	1.12	1.17	1.28	1.30
250	1.27	1.29	1.39	1.22	1.25	1.33	1.48
260	1.26	1.34	1.46	1.28	1.29	1.36	<b>1.56</b>
270	1.26	1.37	<b>1.47</b>	1.33	1.30	<b>1.36</b>	1.55
280	1.27	<b>1.37</b>	1.43	<b>1.34</b>	1.28	1.34	1.49
290	1.32	1.33	1.36	1.33	1.23	1.28	1.39
300	<b>1.34</b>	1.23	1.27	1.29	1.17	1.20	1.29
310	1.30	1.09	1.16	1.23	1.10	1.10	1.18
320	1.22	0.94	1.05	1.15	1.04	0.99	1.07
330	1.11	0.86	0.94	1.05	1.00	0.90	0.95
340	0.99	0.87	0.82	0.96	0.96	0.85	0.86
350	0.89	0.94	0.74	0.87	0.94	0.84	0.79

## Влияние возмущений на «короткой» траектории

Подробные характеристики «номинальной» траектории – в отсутствие возмущений – приведены в табл. *R1*. А результаты расчетов перелетов на ГСО с учетом возмущений от Луны представлены в табл. *M1* и *T1*. В них даны отличия в массе рабочего вещества  $M_{РВ}$  и продолжительности перелета  $T$  от номинальной траектории, как функции даты старта и долготы восходящего узла  $\Omega$ . Отметим, что в отсутствие возмущений значения  $M_{РВ}$  и  $T$  не зависят от указанных параметров. И затраты рабочего вещества, и продолжительность перелета могут отличаться как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения. Жирным шрифтом в столбцах выделены максимальные и минимальные значения. Диапазон изменения  $M_{РВ}$ : от -0.8 до 0.9 кг,  $T$ : от -0.3 до 0.35 сут. Максимальные отклонения  $M_{РВ}$  и  $T \approx 0.5\%$ . Оптимальное количество витков не изменилось.

*Таблица R1*

### «Короткая» траектория перелета на ГСО

$n$ [витки]	$t$ [сут]	$e$	$R_{\pi}$ [тыс.км]	$R_{\alpha}$ [тыс.км]	$i$ [град]	$M_{КА}$ [т]	$M_{РВ}$ [кг]
0	0.0	0.357	29.37	61.97	4.0	4.287	0
5	5.6	0.329	30.46	60.40	3.6	4.272	15
10	11.2	0.302	31.55	58.83	3.2	4.257	30
15	16.7	0.274	32.62	57.25	2.8	4.242	45
20	22.1	0.246	33.68	55.68	2.5	4.227	60
25	27.5	0.218	34.72	54.12	2.1	4.213	74
30	32.9	0.190	35.74	52.57	1.8	4.198	89
35	38.2	0.163	36.75	51.03	1.5	4.184	103
40	43.5	0.135	37.72	49.50	1.2	4.170	117
45	48.7	0.107	38.67	47.99	1.0	4.156	131
50	53.9	0.080	39.59	46.50	0.7	4.142	145
55	59.0	0.053	40.48	45.03	0.5	4.128	159
60	64.1	0.026	41.34	43.58	0.2	4.114	173
65	69.1	0.000	42.16	42.16	0.0	4.101	186

$n$  – виток,  $t$  – время,  $M_{РВ}$  – масса рабочего вещества; остальные обозначения те же, что и в табл. *O*.

Изменение массы рабочего вещества  $\Delta M_{PB}$ : **-0.8 ÷ 0.9 кг (0.5%)**

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta M_{PB}$ [кг]						
0	-0.0	-0.2	-0.3	-0.1	-0.1	-0.2	-0.2
10	0.1	-0.0	-0.1	0.0	0.1	-0.0	-0.0
20	0.3	0.2	0.0	0.2	0.3	0.2	0.1
30	0.4	0.4	0.2	0.3	0.4	0.4	0.3
40	0.5	0.6	0.4	0.4	0.6	0.6	0.4
50	0.6	0.8	0.5	0.5	0.7	0.7	0.6
60	0.7	0.9	0.7	0.6	0.7	0.9	0.7
70	0.7	<b>0.9</b>	0.8	0.6	<b>0.7</b>	0.9	0.8
80	<b>0.7</b>	0.9	0.9	0.7	0.7	<b>0.9</b>	0.9
90	0.7	0.9	<b>0.9</b>	0.7	0.7	0.9	<b>0.9</b>
100	0.7	0.8	0.9	<b>0.7</b>	0.6	0.8	0.9
110	0.6	0.6	0.8	0.7	0.5	0.7	0.9
120	0.6	0.5	0.7	0.6	0.5	0.6	0.8
130	0.6	0.4	0.6	0.6	0.4	0.4	0.7
140	0.5	0.3	0.5	0.5	0.3	0.3	0.6
150	0.5	0.2	0.4	0.5	0.3	0.2	0.4
160	0.4	0.1	0.2	0.4	0.3	0.1	0.3
170	0.3	0.1	0.1	0.3	0.2	-0.0	0.1
180	0.3	0.0	-0.0	0.2	0.2	-0.1	-0.0
190	0.2	0.0	-0.1	0.1	0.1	-0.1	-0.1
200	0.0	-0.0	-0.2	-0.0	0.1	-0.1	-0.2
210	-0.1	-0.0	-0.2	-0.2	-0.0	-0.1	-0.3
220	-0.2	-0.1	-0.3	-0.3	-0.1	-0.2	-0.4
230	-0.4	-0.1	-0.3	-0.4	-0.2	-0.2	-0.5
240	-0.5	-0.2	-0.4	-0.4	-0.3	-0.3	-0.5
250	-0.6	-0.3	-0.4	-0.5	-0.4	-0.3	-0.6
260	-0.7	-0.4	-0.4	-0.6	-0.5	-0.4	-0.6
270	-0.8	-0.5	-0.5	-0.6	-0.6	-0.5	-0.6
280	-0.8	-0.6	-0.5	-0.7	-0.7	-0.6	-0.6
290	<b>-0.8</b>	-0.7	-0.5	<b>-0.7</b>	-0.7	-0.6	<b>-0.6</b>
300	-0.8	-0.8	-0.5	-0.6	<b>-0.8</b>	-0.7	-0.6
310	-0.7	<b>-0.8</b>	<b>-0.6</b>	-0.6	-0.7	<b>-0.7</b>	-0.6
320	-0.6	-0.8	-0.5	-0.5	-0.7	-0.7	-0.5
330	-0.5	-0.7	-0.5	-0.4	-0.6	-0.6	-0.5
340	-0.4	-0.6	-0.5	-0.3	-0.4	-0.5	-0.4
350	-0.2	-0.4	-0.4	-0.2	-0.3	-0.4	-0.3

Изменение продолжительности перелета  $\Delta T$ :  $-0.3 \div 0.35$  сут (0.5%)

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta T$ [сутки]						
0	-0.01	0.08	-0.10	-0.03	-0.03	-0.09	-0.07
10	0.04	-0.00	-0.05	0.02	0.04	-0.02	-0.02
20	0.10	0.08	0.01	0.06	0.10	0.06	0.04
30	0.15	0.16	0.07	0.10	0.16	0.13	0.10
40	0.19	0.24	0.14	0.14	0.21	0.21	0.15
50	0.22	0.29	0.20	0.18	0.25	0.27	0.21
60	0.25	0.33	0.26	0.20	0.27	0.32	0.26
70	0.26	<b>0.35</b>	0.30	0.23	<b>0.27</b>	0.34	0.29
80	<b>0.26</b>	0.34	0.33	0.24	0.26	<b>0.35</b>	0.32
90	0.26	0.32	<b>0.34</b>	0.25	0.25	0.34	<b>0.34</b>
100	0.25	0.28	0.34	<b>0.26</b>	0.22	0.30	0.33
110	0.24	0.24	0.31	0.25	0.19	0.26	0.32
120	0.22	0.20	0.27	0.24	0.17	0.21	0.29
130	0.21	0.15	0.23	0.22	0.14	0.15	0.26
140	0.19	0.11	0.18	0.20	0.12	0.10	0.21
150	0.17	0.08	0.13	0.17	0.11	0.06	0.16
160	0.15	0.05	0.08	0.14	0.09	0.02	0.10
170	0.13	0.03	0.04	0.10	0.08	-0.00	0.05
180	0.09	0.02	-0.00	0.06	0.07	-0.02	-0.00
190	0.06	0.01	-0.03	0.02	0.05	-0.04	-0.05
200	0.01	-0.00	-0.06	-0.02	0.02	-0.04	-0.09
210	-0.03	-0.02	-0.09	-0.06	-0.01	-0.05	-0.12
220	-0.08	-0.03	-0.11	-0.10	-0.04	-0.06	-0.15
230	-0.14	-0.05	-0.12	-0.13	-0.08	-0.08	-0.18
240	-0.19	-0.08	-0.14	-0.17	-0.12	-0.10	-0.19
250	-0.23	-0.12	-0.15	-0.19	-0.16	-0.13	-0.20
260	-0.26	-0.16	-0.17	-0.22	-0.20	-0.16	-0.21
270	-0.29	-0.19	-0.18	-0.23	-0.24	-0.19	-0.22
280	-0.30	-0.23	-0.19	-0.24	-0.26	-0.22	-0.23
290	<b>-0.30</b>	-0.26	-0.20	<b>-0.24</b>	-0.28	-0.24	<b>-0.23</b>
300	-0.29	-0.28	-0.20	-0.23	<b>-0.28</b>	-0.26	-0.22
310	-0.27	<b>-0.29</b>	<b>-0.20</b>	-0.22	-0.27	<b>-0.26</b>	-0.22
320	-0.23	-0.28	-0.20	-0.19	-0.25	-0.25	-0.20
330	-0.19	-0.26	-0.19	-0.16	-0.21	-0.23	-0.18
340	-0.13	-0.22	-0.17	-0.12	-0.16	-0.20	-0.15
350	-0.07	-0.16	-0.14	-0.07	-0.10	-0.15	-0.11

## Влияние возмущений на «средней» траектории

Как и в предыдущем случае, подробные характеристики «номинальной» траектории приведены в табл. R2. А результаты расчетов перелетов на ГСО с учетом возмущений от Луны представлены в табл. M2 и T2, и к ним еще добавилась табл. N2 с информацией о том, как изменяется оптимальное количество витков. Так как траектория длиннее, то и отличия в несколько раз больше. Диапазон изменения  $M_{PB}$  : от -3.8 до 3.9 кг,  $T$  : от -1.4 до 1.4 суток,  $N$  : от -1 до +2 витков. Однако в процентном соотношении максимальные отклонения  $M_{PB}$  и  $T$  составляют только 0.8 %.

Таблица R2

«Средняя» траектория перелета на ГСО

N [витки]	t [сут]	e	R $\rho$ [тыс.км]	R $\alpha$ [тыс.км]	i [град]	M $_{KA}$ [Т]	M $_{PB}$ [кг]
0	0.0	0.685	15.57	83.17	13.0	5.548	0
10	12.6	0.650	17.23	81.08	11.1	5.514	34
20	25.1	0.612	18.97	78.77	9.5	5.480	68
30	37.5	0.572	20.78	76.29	8.1	5.447	101
40	49.7	0.530	22.64	73.68	6.9	5.414	134
50	61.8	0.486	24.52	70.98	5.9	5.381	167
60	73.8	0.442	26.42	68.22	4.9	5.349	199
70	85.5	0.396	28.30	65.42	4.2	5.317	231
80	97.1	0.350	30.16	62.60	3.5	5.286	262
90	108.5	0.303	31.98	59.79	2.9	5.255	293
100	119.8	0.256	33.75	57.00	2.3	5.225	323
110	130.8	0.210	35.45	54.25	1.8	5.195	353
120	141.7	0.163	37.06	51.54	1.4	5.166	382
130	152.3	0.118	38.59	48.90	1.0	5.137	411
140	162.7	0.073	40.01	46.34	0.6	5.109	439
150	173.0	0.030	41.32	43.85	0.2	5.082	466
157	180.0	0.000	42.16	42.16	0.0	5.063	485



Изменение массы рабочего вещества  $\Delta M_{РВ}$ : -3.8 ÷ 3.9 кг (0.8%)

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta M_{РВ}$ [кг]						
0	-0.6	-1.0	-1.2	-0.7	-0.7	-1.1	-1.0
10	0.2	0.0	-0.4	0.1	0.2	-0.2	-0.2
20	1.1	1.0	0.5	0.9	1.1	0.8	0.7
30	1.8	2.0	1.4	1.5	1.9	1.7	1.5
40	2.4	2.7	2.2	2.1	2.6	2.5	2.2
50	2.9	3.3	2.9	2.6	3.1	3.2	2.8
60	3.2	3.7	3.4	3.0	3.4	3.6	3.3
70	<b>3.3</b>	<b>3.8</b>	3.7	3.2	<b>3.5</b>	3.9	3.6
80	3.3	3.7	<b>3.9</b>	<b>3.3</b>	3.4	<b>3.9</b>	<b>3.7</b>
90	3.2	3.5	3.8	3.2	3.1	3.7	3.6
100	2.9	3.1	3.5	3.1	2.7	3.3	3.4
110	2.6	2.6	3.1	2.9	2.3	2.8	3.1
120	2.3	2.1	2.6	2.5	1.9	2.2	2.7
130	1.9	1.6	2.1	2.2	1.6	1.6	2.3
140	1.6	1.1	1.8	1.8	1.3	1.1	1.8
150	1.3	0.8	1.1	1.4	1.0	0.6	1.3
160	1.1	0.5	0.6	1.1	0.8	0.2	0.9
170	0.9	0.3	0.3	0.7	0.7	0.0	0.5
180	0.7	0.1	0.0	0.4	0.6	-0.2	0.0
190	0.5	0.1	-0.3	0.1	0.4	-0.3	-0.3
200	0.2	0.0	-0.5	-0.2	0.2	-0.3	-0.7
210	-0.2	-0.4	-0.7	-0.5	0.0	-0.4	-1.0
220	-0.6	-0.3	-0.9	-0.8	-0.4	-0.5	-1.2
230	-1.1	-0.6	-1.1	-1.2	-0.8	-0.7	-1.5
240	-1.6	-0.9	-1.4	-1.6	-1.2	-1.0	-1.7
250	-2.2	-1.3	-1.7	-2.0	-1.7	-1.4	-2.0
260	-2.7	-1.8	-2.0	-2.4	-2.3	-1.9	-2.3
270	-3.2	-2.3	-2.3	-2.8	-2.8	-2.4	-2.6
280	-3.5	-2.9	-2.6	-3.1	-3.2	-2.9	-2.9
290	-3.7	-3.3	-2.9	-3.3	-3.6	-3.3	-3.1
300	<b>-3.8</b>	-3.7	-3.1	<b>-3.3</b>	<b>-3.7</b>	-3.5	-3.3
310	-3.6	<b>-3.8</b>	<b>-3.1</b>	-3.3	-3.7	<b>-3.6</b>	<b>-3.3</b>
320	-3.3	-3.7	-3.0	-3.0	-3.5	-3.5	-3.2
330	-2.8	-3.4	-2.8	-2.6	-3.0	-3.2	-2.8
340	-2.2	-2.8	-2.3	-2.1	-2.4	-2.7	-2.4
350	-1.4	-2.0	-1.8	-1.4	-1.6	-2.0	-1.7

Изменение продолжительности перелета  $\Delta T$ : -1.4 ÷ 1.4 сут (0.8%)

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta T$ [сутки]						
0	-0.2	-0.4	-0.4	-0.2	-0.3	-0.4	-0.4
10	0.1	-0.0	-0.1	0.0	0.1	-0.1	-0.1
20	0.4	0.4	0.2	0.3	0.4	0.3	0.3
30	0.7	0.7	0.5	0.6	0.7	0.6	0.6
40	0.9	1.0	0.8	0.8	1.0	0.9	0.8
50	1.1	1.2	1.1	1.0	1.2	1.2	1.0
60	1.2	1.4	1.3	1.1	1.3	1.3	1.2
70	<b>1.2</b>	<b>1.4</b>	1.4	1.2	<b>1.3</b>	1.4	1.3
80	1.2	1.4	<b>1.4</b>	<b>1.2</b>	1.2	<b>1.4</b>	<b>1.4</b>
90	1.2	1.3	1.4	1.2	1.1	1.4	1.3
100	1.1	1.1	1.3	1.1	1.0	1.2	1.3
110	1.0	1.0	1.1	1.1	0.9	1.0	1.2
120	0.8	0.8	1.0	0.9	0.7	0.8	1.0
130	0.7	0.6	0.8	0.8	0.6	0.6	0.8
140	0.6	0.4	0.6	0.7	0.5	0.4	0.7
150	0.5	0.3	0.4	0.5	0.4	0.2	0.5
160	0.4	0.2	0.2	0.4	0.3	0.1	0.3
170	0.3	0.1	0.1	0.3	0.3	-0.0	0.2
180	0.3	0.1	-0.0	0.2	0.2	-0.1	0.0
190	0.2	0.0	-0.1	0.0	0.1	-0.1	-0.1
200	0.1	-0.0	-0.2	-0.1	0.1	-0.1	-0.2
210	-0.1	-0.1	-0.2	-0.2	-0.0	-0.1	-0.4
220	-0.2	-0.1	-0.3	-0.3	-0.1	-0.2	-0.5
230	-0.4	-0.2	-0.4	-0.4	-0.3	-0.3	-0.5
240	-0.6	-0.3	-0.5	-0.6	-0.5	-0.4	-0.6
250	-0.8	-0.5	-0.6	-0.7	-0.6	-0.5	-0.7
260	-1.0	-0.7	-0.7	-0.9	-0.8	-0.7	-0.9
270	-1.2	-0.9	-0.9	-1.0	-1.0	-0.9	-1.0
280	-1.3	-1.1	-1.0	-1.1	-1.2	-1.1	-1.1
290	-1.4	-1.2	-1.1	-1.2	-1.3	-1.2	-1.2
300	<b>-1.4</b>	-1.4	-1.1	<b>-1.3</b>	<b>-1.4</b>	-1.3	-1.2
310	-1.3	<b>-1.4</b>	<b>-1.2</b>	-1.2	-1.4	<b>-1.3</b>	<b>-1.2</b>
320	-1.2	-1.4	-1.1	-1.1	-1.3	-1.3	-1.2
330	-1.0	-1.3	-1.0	-1.0	-1.1	-1.2	-1.1
340	-0.8	-1.0	-0.9	-0.8	-0.9	-1.0	-0.9
350	-0.5	-0.7	-0.7	-0.5	-0.6	-0.7	-0.6

Изменение оптимального числа витков  $\Delta N$ : -1 ÷ 2

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta N$						
0	—	—	—	—	—	—	—
10	—	—	—	—	—	—	—
20	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
30	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
40	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
50	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
60	+1	+2	+1	+1	+1	+2	+1
70	<b>+1</b>	<b>+2</b>	+2	+1	<b>+1</b>	+2	+2
80	+1	+2	<b>+2</b>	<b>+1</b>	+1	<b>+2</b>	<b>+2</b>
90	+1	+2	+2	+1	+1	+2	+2
100	+1	+1	+2	+1	+1	+1	+1
110	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
120	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
130	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
140	+1	+1	—	+1	+1	+1	+1
150	+1	+1	—	+1	+1	+1	+1
160	+1	+1	—	+1	+1	—	+1
170	+1	—	—	+1	+1	—	—
180	+1	—	—	—	+1	—	—
190	—	—	—	—	—	—	—
200	—	—	—	—	—	—	—
210	—	—	—	—	—	—	—
220	—	—	—	—	—	—	—
230	—	—	—	—	—	—	—
240	—	—	—	—	—	—	—
250	—	—	—	—	—	—	—
260	-1	—	—	—	—	—	—
270	-1	—	—	-1	-1	—	-1
280	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
290	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
300	<b>-1</b>	-1	-1	<b>-1</b>	<b>-1</b>	-1	-1
310	-1	<b>-1</b>	<b>-1</b>	-1	-1	<b>-1</b>	<b>-1</b>
320	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
330	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
340	—	-1	—	—	—	-1	—
350	—	—	—	—	—	—	—

## Влияние возмущений на «длинной» траектории

В этом случае диапазон изменения  $M_{PB}$  : от -7.9 до 8.1 кг,  $T$  : от -2.9 до 3 суток ( $\approx 1.1\%$ ),  $N$  : от -3 до +2 витков (табл. МЗ, ТЗ, NЗ).

Таблица R3

### «Длинная» траектория перелета на ГСО

n [ВИТКИ]	t [СУТ]	e	R $\pi$ [ТЫС.КМ]	R $\alpha$ [ТЫС.КМ]	i [ГРАД]	M $_{KA}$ [Т]	M $_{PB}$ [КГ]
0	0.0	0.806	9.16	85.17	26.0	6.397	0
10	12.0	0.793	10.01	86.65	23.1	6.365	32
20	24.4	0.775	11.00	86.84	20.4	6.331	66
30	36.9	0.753	12.12	86.14	17.9	6.297	100
40	49.5	0.729	13.35	84.97	15.6	6.264	133
50	62.0	0.701	14.67	83.48	13.6	6.230	167
60	74.5	0.671	16.09	81.75	11.9	6.196	201
70	86.9	0.639	17.57	79.84	10.3	6.163	234
80	99.3	0.605	19.13	77.77	9.0	6.129	268
90	111.5	0.570	20.72	75.59	7.8	6.096	301
100	123.6	0.533	22.36	73.31	6.8	6.064	333
110	135.6	0.494	24.02	70.96	5.8	6.031	366
120	147.4	0.455	25.70	68.56	5.0	5.999	398
130	159.2	0.415	27.37	66.13	4.3	5.968	429
140	170.7	0.374	29.03	63.68	3.7	5.937	460
150	182.1	0.332	30.67	61.22	3.1	5.906	491
160	193.4	0.291	32.28	58.77	2.6	5.875	522
170	204.5	0.249	33.85	56.33	2.2	5.846	551
180	215.5	0.208	35.37	53.93	1.7	5.816	581
190	226.3	0.167	36.83	51.56	1.4	5.787	610
200	236.9	0.126	38.23	49.23	1.0	5.758	639
210	247.3	0.086	39.55	46.95	0.7	5.730	667
220	257.6	0.046	40.79	44.74	0.4	5.702	695
232	269.7	0.000	42.16	42.16	0.0	5.670	727

Изменение массы рабочего вещества  $\Delta M_{PB}$ : -7.9 ÷ 8.1 кг (1.1%)

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta M_{PB}$ [кг]						
0	-1.7	-2.2	-2.3	-1.7	-1.9	-2.3	-2.2
10	0.1	-0.1	-0.5	0.0	0.1	-0.3	-0.3
20	2.0	2.0	1.4	1.8	2.1	1.7	1.6
30	3.7	3.9	3.2	3.5	3.9	3.6	3.4
40	5.2	5.6	4.9	4.9	5.4	5.3	4.9
50	6.3	6.8	6.3	6.0	6.6	6.6	6.2
60	7.1	7.7	7.3	6.9	7.4	7.5	7.1
70	<b>7.4</b>	<b>8.0</b>	7.9	7.3	<b>7.7</b>	8.0	7.6
80	7.4	8.0	<b>8.1</b>	<b>7.4</b>	7.6	<b>8.1</b>	<b>7.8</b>
90	7.1	7.5	7.9	7.2	7.1	7.8	7.6
100	6.5	6.8	7.3	6.8	6.4	7.1	7.1
110	5.7	5.8	6.5	6.2	5.6	6.2	6.4
120	4.9	4.8	5.5	5.4	4.7	5.1	5.5
130	4.1	3.7	4.4	4.5	3.8	3.9	4.6
140	3.3	2.7	3.4	3.6	2.9	2.8	3.7
150	2.6	1.9	2.4	2.8	2.2	1.8	2.7
160	2.0	1.2	1.5	2.1	1.7	1.0	1.9
170	1.5	0.7	0.8	1.4	1.2	0.4	1.1
180	1.1	0.3	0.2	0.8	0.8	-0.0	0.4
190	0.6	-0.0	-0.4	0.3	0.5	-0.4	-0.3
200	0.1	-0.3	-0.8	-0.3	0.1	-0.6	-0.9
210	-0.5	-0.6	-1.3	-0.9	-0.4	-0.9	-1.5
220	-1.2	-1.0	-1.8	-1.6	-1.0	-1.3	-2.1
230	-2.1	-1.5	-2.3	-2.3	-1.8	-1.8	-2.7
240	-3.1	-2.2	-3.0	-3.2	-2.7	-2.5	-3.4
250	-4.2	-3.1	-3.7	-4.1	-3.7	-3.4	-4.1
260	-5.3	-4.1	-4.5	-5.1	-4.8	-4.4	-4.9
270	-6.3	-5.2	-5.3	-5.9	-5.8	-5.4	-5.7
280	-7.1	-6.2	-6.0	-6.7	-6.8	-6.3	-6.4
290	-7.7	-7.1	-6.6	-7.2	-7.5	-7.1	-7.0
300	<b>-7.9</b>	-7.7	-7.0	<b>-7.5</b>	-7.9	-7.6	-7.3
310	-7.8	<b>-7.9</b>	<b>-7.0</b>	-7.4	<b>-7.9</b>	<b>-7.7</b>	<b>-7.4</b>
320	-7.3	-7.7	-6.8	-7.0	-7.5	-7.5	-7.1
330	-6.4	-7.0	-6.2	-6.1	-6.7	-6.8	-6.4
340	-5.1	-5.8	-5.2	-4.9	-5.4	-5.6	-5.3
350	-3.5	-4.1	-3.9	-3.4	-3.8	-4.1	-3.9

Изменение продолжительности перелета  $\Delta T$ : -2.9 ÷ 3.0 сут (1.1%)

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta T$ [сутки]						
0	-0.6	-0.8	-0.9	-0.6	-0.7	-0.9	-0.8
10	0.1	-0.0	-0.2	0.0	0.0	-0.1	-0.1
20	0.7	0.7	0.5	0.7	0.8	0.6	0.6
30	1.4	1.5	1.2	1.3	1.4	1.3	1.3
40	1.9	2.1	1.8	1.8	2.0	2.0	1.8
50	2.3	2.5	2.3	2.2	2.4	2.5	2.3
60	2.6	2.8	2.7	2.5	2.7	2.8	2.6
70	<b>2.8</b>	<b>3.0</b>	2.9	2.7	<b>2.8</b>	3.0	2.8
80	2.7	3.0	<b>3.0</b>	<b>2.8</b>	2.8	<b>3.0</b>	<b>2.9</b>
90	2.6	2.8	2.9	2.7	2.6	2.9	2.8
100	2.4	2.5	2.7	2.5	2.4	2.6	2.6
110	2.1	2.2	2.4	2.3	2.1	2.3	2.4
120	1.8	1.8	2.0	2.0	1.7	1.9	2.0
130	1.5	1.4	1.6	1.7	1.4	1.5	1.7
140	1.2	1.0	1.2	1.4	1.1	1.1	1.4
150	1.0	0.7	0.9	1.0	0.8	0.7	1.0
160	0.8	0.4	0.6	0.8	0.6	0.4	0.7
170	0.6	0.2	0.3	0.5	0.4	0.1	0.4
180	0.4	0.1	0.1	0.3	0.3	-0.0	0.1
190	0.2	-0.0	-0.1	0.1	0.2	-0.1	-0.1
200	0.1	-0.1	-0.3	-0.1	0.0	-0.2	-0.3
210	-0.2	-0.2	-0.5	-0.3	-0.2	-0.3	-0.5
220	-0.4	-0.4	-0.7	-0.6	-0.4	-0.5	-0.8
230	-0.8	-0.6	-0.9	-0.9	-0.7	-0.7	-1.0
240	-1.2	-0.8	-1.1	-1.2	-1.0	-0.9	-1.3
250	-1.6	-1.2	-1.4	-1.5	-1.4	-1.3	-1.5
260	-2.0	-1.5	-1.7	-1.9	-1.8	-1.6	-1.8
270	-2.3	-1.9	-2.0	-2.2	-2.2	-2.0	-2.1
280	-2.6	-2.3	-2.2	-2.5	-2.5	-2.3	-2.4
290	-2.8	-2.6	-2.4	-2.7	-2.8	-2.6	-2.6
300	<b>-2.9</b>	-2.8	-2.6	<b>-2.8</b>	-2.9	-2.8	-2.7
310	-2.9	<b>-2.9</b>	<b>-2.6</b>	-2.7	<b>-2.9</b>	<b>-2.9</b>	<b>-2.7</b>
320	-2.7	-2.9	-2.5	-2.6	-2.8	-2.8	-2.6
330	-2.4	-2.6	-2.3	-2.3	-2.5	-2.5	-2.4
340	-1.9	-2.1	-1.9	-1.8	-2.0	-2.1	-2.0
350	-1.3	-1.5	-1.4	-1.3	-1.4	-1.5	-1.4

Изменение оптимального числа витков  $\Delta N$ :  $-3 \div 2$ 

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta N$						
0	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
10	—	—	—	—	—	—	—
20	+1	+1	—	+1	+1	—	+1
30	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+2
40	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2
50	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2
60	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2
70	<b>+2</b>	<b>+2</b>	+2	+2	<b>+2</b>	+2	+2
80	+2	+2	<b>+2</b>	<b>+2</b>	+2	<b>+2</b>	<b>+2</b>
90	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2
100	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2
110	+1	+1	+2	+2	+1	+2	+2
120	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
130	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
140	+1	—	+1	+1	—	—	+1
150	—	—	—	—	—	—	—
160	—	—	—	—	—	—	—
170	—	—	—	—	—	—	—
180	—	—	—	—	—	—	—
190	—	—	—	—	—	—	—
200	—	—	—	—	—	—	—
210	—	—	—	—	—	—	—
220	—	—	—	—	—	—	—
230	—	—	—	—	—	—	-1
240	-1	—	-1	-1	-1	-1	-1
250	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
260	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
270	-2	-1	-1	-2	-2	-1	-2
280	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
290	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
300	<b>-2</b>	-2	-2	<b>-2</b>	-2	-2	-2
310	-2	<b>-3</b>	<b>-2</b>	-2	<b>-3</b>	<b>-2</b>	<b>-2</b>
320	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
330	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
340	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
350	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1

## Влияние возмущений на «очень длинной» траектории

Таблица R4

### «Очень длинная» траектория перелета на ГСО

n [ВИТКИ]	t [СУТ]	e	R $\pi$ [ТЫС.КМ]	R $\alpha$ [ТЫС.КМ]	i [ГРАД]	M <sub>КА</sub> [Т]	M <sub>РВ</sub> [КГ]
0	0.0	0.846	7.16	86.17	41.0	7.074	0
10	11.8	0.842	7.53	88.09	37.6	7.042	32
20	24.1	0.837	8.01	90.06	34.1	7.009	65
30	36.8	0.829	8.63	92.01	30.6	6.975	99
40	50.1	0.817	9.40	93.57	27.1	6.939	135
50	63.7	0.801	10.32	93.54	23.8	6.902	172
60	77.3	0.781	11.38	92.58	20.9	6.866	208
70	90.9	0.758	12.55	91.16	18.2	6.829	245
80	104.5	0.732	13.81	89.45	15.9	6.792	282
90	117.9	0.704	15.17	87.50	13.8	6.756	318
100	131.3	0.674	16.61	85.39	12.1	6.720	354
110	144.5	0.642	18.10	83.14	10.5	6.684	390
120	157.5	0.609	19.64	80.79	9.2	6.649	425
130	170.4	0.574	21.21	78.37	8.0	6.615	459
140	183.1	0.538	22.81	75.88	7.0	6.580	494
150	195.6	0.501	24.42	73.37	6.0	6.546	528
160	208.0	0.463	26.03	70.83	5.2	6.513	561
170	220.2	0.424	27.62	68.28	4.5	6.480	594
180	232.2	0.385	29.19	65.74	3.9	6.448	626
190	244.0	0.346	30.73	63.22	3.4	6.416	658
200	255.7	0.307	32.23	60.73	2.8	6.385	689
210	267.1	0.267	33.69	58.27	2.4	6.354	720
220	278.4	0.228	35.08	55.85	2.0	6.323	751
230	289.4	0.190	36.42	53.48	1.6	6.294	780
240	300.3	0.152	37.69	51.17	1.2	6.264	810
250	311.0	0.114	38.88	48.92	0.9	6.235	839
260	321.5	0.078	40.00	46.73	0.6	6.207	867
270	331.8	0.042	41.03	44.61	0.3	6.179	895
282	343.9	0.000	42.16	42.16	0.0	6.147	927



Изменение массы рабочего вещества  $\Delta M_{PB}$ : -12.5 ÷ 12.9 кг (1.4%)

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta M_{PB}$ [кг]						
0	-3.1	-3.6	-3.7	-3.2	-3.3	-3.7	-3.6
10	-0.1	-0.3	-0.7	-0.2	-0.1	-0.5	-0.5
20	3.0	2.9	2.3	2.8	3.0	2.7	2.6
30	5.8	6.0	5.3	5.5	6.0	5.7	5.5
40	8.2	8.7	8.0	7.9	8.5	8.4	8.0
50	10.1	10.7	10.2	9.8	10.4	10.5	10.1
60	11.4	12.1	11.8	11.2	11.7	12.0	11.6
70	12.1	<b>12.7</b>	12.7	11.9	<b>12.3</b>	12.8	12.4
80	<b>12.1</b>	12.6	<b>12.9</b>	<b>12.1</b>	12.2	<b>12.9</b>	<b>12.6</b>
90	11.6	12.0	12.5	11.8	11.6	12.4	12.2
100	10.7	10.9	11.6	11.0	10.6	11.3	11.4
110	9.5	9.5	10.2	9.9	9.2	9.9	10.2
120	8.2	7.9	8.6	8.6	7.8	8.2	8.8
130	6.8	6.3	6.9	7.2	6.3	6.4	7.2
140	5.4	4.8	5.3	5.7	5.0	4.8	5.7
150	4.2	3.4	3.8	4.4	3.8	3.3	4.2
160	3.1	2.3	2.5	3.1	2.8	2.0	2.9
170	2.2	1.4	1.4	2.0	2.0	1.0	1.7
180	1.4	0.7	0.5	1.1	1.3	0.3	0.6
190	0.6	0.1	-0.3	0.2	0.6	-0.3	-0.3
200	-0.1	-0.4	-0.9	-0.6	-0.1	-0.8	-1.2
210	-1.0	-1.0	-1.7	-1.4	-0.9	-1.3	-2.0
220	-2.1	-1.8	-2.5	-2.4	-1.9	-2.0	-2.9
230	-3.4	-2.8	-3.5	-3.5	-3.0	-3.0	-3.9
240	-4.8	-4.0	-4.6	-4.8	-4.4	-4.2	-5.0
250	-6.4	-5.4	-5.9	-6.2	-5.9	-5.6	-6.3
260	-8.1	-6.9	-7.3	-7.7	-7.5	-7.1	-7.7
270	-9.6	-8.5	-8.7	-9.2	-9.1	-8.7	-9.0
280	-11.0	-10.1	-9.9	-10.5	-10.6	-10.2	-10.3
290	-12.0	-11.3	-10.9	-11.5	-11.7	-11.4	-11.3
300	<b>-12.5</b>	-12.2	-11.6	<b>-12.1</b>	-12.4	-12.1	-11.9
310	-12.4	<b>-12.5</b>	<b>-11.7</b>	-12.0	<b>-12.5</b>	<b>-12.3</b>	<b>-12.0</b>
320	-11.7	-12.1	-11.3	-11.4	-11.9	-11.9	-11.6
330	-10.4	-11.0	-10.2	-10.2	-10.6	-10.8	-10.4
340	-8.4	-9.1	-8.6	-8.3	-8.7	-9.0	-8.7
350	-6.0	-6.6	-6.4	-5.9	-6.2	-6.5	-6.3

Изменение продолжительности перелета  $\Delta T$ : -4.6 ÷ 4.8 сут (1.4%)

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta T$ [сутки]						
0	-1.2	-1.3	-1.4	-1.2	-1.2	-1.4	-1.3
10	-0.0	-0.1	-0.3	-0.1	-0.1	-0.2	-0.2
20	1.1	1.1	0.9	1.0	1.1	1.0	0.9
30	2.1	2.2	2.0	2.0	2.2	2.1	2.0
40	3.0	3.2	3.0	2.9	3.1	3.1	3.0
50	3.8	4.0	3.8	3.6	3.9	3.9	3.8
60	4.2	4.5	4.4	4.1	4.3	4.5	4.3
70	4.5	<b>4.7</b>	4.7	4.4	<b>4.6</b>	4.7	4.6
80	<b>4.5</b>	4.7	<b>4.8</b>	<b>4.5</b>	4.5	<b>4.8</b>	<b>4.7</b>
90	4.3	4.4	4.6	4.4	4.3	4.6	4.5
100	4.0	4.0	4.3	4.1	3.9	4.2	4.2
110	3.5	3.5	3.8	3.7	3.4	3.7	3.8
120	3.0	2.9	3.2	3.2	2.9	3.0	3.3
130	2.5	2.3	2.6	2.7	2.3	2.4	2.7
140	2.0	1.8	2.0	2.1	1.9	1.8	2.1
150	1.6	1.3	1.4	1.6	1.4	1.2	1.6
160	1.2	0.9	0.9	1.2	1.0	0.7	1.1
170	0.8	0.5	0.5	0.7	0.7	0.4	0.6
180	0.5	0.3	0.2	0.4	0.5	0.1	0.2
190	0.2	0.0	-0.1	0.1	0.2	-0.1	-0.1
200	-0.1	-0.2	-0.4	-0.2	-0.0	-0.3	-0.4
210	-0.4	-0.4	-0.6	-0.5	-0.3	-0.5	-0.7
220	-0.8	-0.7	-0.9	-0.9	-0.7	-0.8	-1.1
230	-1.3	-1.0	-1.3	-1.3	-1.1	-1.1	-1.5
240	-1.8	-1.5	-1.7	-1.8	-1.6	-1.5	-1.9
250	-2.4	-2.0	-2.2	-2.3	-2.2	-2.1	-2.3
260	-3.0	-2.6	-2.7	-2.9	-2.8	-2.7	-2.8
270	-3.6	-3.2	-3.2	-3.4	-3.4	-3.2	-3.3
280	-4.1	-3.7	-3.7	-3.9	-3.9	-3.8	-3.8
290	-4.4	-4.2	-4.1	-4.3	-4.3	-4.2	-4.2
300	<b>-4.6</b>	-4.5	-4.3	<b>-4.5</b>	-4.6	-4.5	-4.4
310	-4.6	<b>-4.6</b>	<b>-4.3</b>	-4.5	<b>-4.6</b>	<b>-4.6</b>	<b>-4.5</b>
320	-4.3	-4.5	-4.2	-4.2	-4.4	-4.4	-4.3
330	-3.9	-4.1	-3.8	-3.8	-3.9	-4.0	-3.9
340	-3.1	-3.4	-3.2	-3.1	-3.2	-3.3	-3.2
350	-2.2	-2.4	-2.4	-2.2	-2.3	-2.4	-2.3

Изменение оптимального числа витков  $\Delta N$ : -4 ÷ 3

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta N$						
0	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
10	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
20	—	—	—	—	—	—	—
30	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
40	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2
50	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2
60	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3
70	+3	<b>+3</b>	+3	+3	<b>+3</b>	+3	+3
80	<b>+3</b>	+3	<b>+3</b>	<b>+3</b>	+3	<b>+3</b>	<b>+3</b>
90	+2	+3	+3	+2	+2	+3	+3
100	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2
110	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+1
120	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
130	—	+1	+1	+1	+1	+1	+1
140	—	—	—	—	—	—	—
150	—	—	—	—	—	—	—
160	—	—	—	—	—	—	—
170	—	-1	-1	—	—	-1	-1
180	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
190	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
200	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
210	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
220	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
230	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
240	-2	-1	-2	-2	-2	-1	-2
250	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
260	-3	-2	-2	-3	-2	-2	-2
270	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3
280	-4	-3	-3	-3	-3	-3	-3
290	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
300	<b>-4</b>	-4	-4	<b>-4</b>	-4	-4	-4
310	-4	<b>-4</b>	<b>-4</b>	-4	<b>-4</b>	<b>-4</b>	<b>-4</b>
320	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
330	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
340	-3	-4	-3	-3	-3	-3	-3
350	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3

Естественно, что на самой длинной траектории самые большие диапазоны изменения  $M_{PB}$ ,  $T$  и  $N$ , как в абсолютном:  $-12.5 \div 12.9$  кг,  $-4.6 \div 4.8$  суток,  $-4 \div 3$  витка, так и процентном отношении: 1.4% (табл.  $M4$ ,  $T4$ ,  $N4$ ).

## Влияние возмущений для «легкого» КА

Таблица R5

### Траектория перелета на ГСО «легкого» КА

n [витки]	t [сут]	e	R $\lambda$ [тыс.км]	R $\alpha$ [тыс.км]	i [град]	M $_{KA}$ [т]	M $_{PB}$ [кг]
0	0.0	0.826	7.16	75.31	46.5	2.325	0
5	4.9	0.825	7.43	77.60	42.6	2.312	13
10	10.1	0.822	7.82	80.05	38.5	2.298	27
15	15.6	0.816	8.38	82.67	34.2	2.283	42
20	21.3	0.806	9.15	85.40	29.8	2.268	57
25	27.4	0.792	10.21	87.92	25.4	2.251	74
30	33.8	0.768	11.59	88.22	21.3	2.234	91
35	40.2	0.735	13.22	86.73	17.6	2.217	108
40	46.6	0.697	15.06	84.49	14.5	2.199	126
45	53.0	0.654	17.09	81.78	11.9	2.182	143
50	59.3	0.607	19.25	78.74	9.7	2.165	160
55	65.5	0.556	21.51	75.47	7.9	2.148	177
60	71.6	0.503	23.84	72.06	6.5	2.132	193
65	77.6	0.447	26.19	68.55	5.2	2.116	209
70	83.4	0.390	28.54	64.99	4.2	2.100	225
75	89.2	0.331	30.85	61.43	3.3	2.084	241
80	94.9	0.273	33.09	57.90	2.6	2.069	256
85	100.4	0.214	35.24	54.43	1.9	2.054	271
90	105.8	0.156	37.27	51.04	1.3	2.040	285
95	111.1	0.099	39.16	47.76	0.8	2.026	299
100	116.2	0.043	40.90	44.59	0.4	2.012	313
104	120.3	0.000	42.16	42.16	0.0	2.001	324

Изменение массы рабочего вещества  $\Delta M_{PB}$ : -1.6 ÷ 1.5 кг (0.5%)

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta M_{PB}$ [кг]						
0	-0.3	-0.4	-0.4	-0.3	-0.3	-0.4	-0.4
10	0.1	-0.0	-0.1	0.0	0.0	-0.1	-0.0
20	0.4	0.4	0.2	0.3	0.4	0.3	0.3
30	0.7	0.7	0.6	0.6	0.7	0.7	0.6
40	0.9	1.0	0.9	0.9	1.0	1.0	0.9
50	1.1	1.3	1.1	1.0	1.2	1.2	1.1
60	1.3	1.4	1.3	1.2	1.3	1.4	1.3
70	<b>1.3</b>	<b>1.5</b>	1.5	1.3	<b>1.4</b>	1.5	1.4
80	1.3	1.5	<b>1.5</b>	<b>1.3</b>	1.3	<b>1.5</b>	<b>1.4</b>
90	1.3	1.4	1.5	1.3	1.3	1.4	1.4
100	1.2	1.3	1.4	1.2	1.1	1.3	1.3
110	1.1	1.1	1.3	1.1	1.0	1.2	1.2
120	0.9	0.9	1.1	1.0	0.8	1.0	1.1
130	0.8	0.7	0.9	0.9	0.7	0.7	0.9
140	0.7	0.5	0.7	0.8	0.6	0.5	0.7
150	0.6	0.4	0.5	0.6	0.4	0.3	0.6
160	0.4	0.2	0.3	0.5	0.3	0.2	0.4
170	0.3	0.1	0.2	0.3	0.3	0.1	0.2
180	0.3	0.0	0.0	0.2	0.2	-0.0	0.1
190	0.1	-0.0	-0.1	0.1	0.1	-0.1	-0.1
200	0.0	-0.1	-0.2	-0.1	0.0	-0.2	-0.2
210	-0.1	-0.2	-0.3	-0.2	-0.1	-0.3	-0.4
220	-0.3	-0.2	-0.4	-0.4	-0.2	-0.3	-0.5
230	-0.5	-0.4	-0.6	-0.5	-0.4	-0.4	-0.7
240	-0.7	-0.5	-0.7	-0.7	-0.6	-0.6	-0.8
250	-0.9	-0.7	-0.8	-0.9	-0.8	-0.7	-0.9
260	-1.1	-0.8	-1.0	-1.1	-1.0	-0.9	-1.1
270	-1.3	-1.0	-1.1	-1.2	-1.2	-1.1	-1.2
280	-1.5	-1.2	-1.2	-1.4	-1.4	-1.2	-1.3
290	-1.6	-1.4	-1.3	-1.4	-1.5	-1.4	-1.4
300	<b>-1.6</b>	-1.5	<b>-1.3</b>	<b>-1.5</b>	<b>-1.5</b>	-1.5	<b>-1.4</b>
310	-1.5	<b>-1.5</b>	-1.3	-1.4	-1.5	<b>-1.5</b>	-1.4
320	-1.4	-1.5	-1.3	-1.3	-1.4	-1.4	-1.3
330	-1.2	-1.3	-1.1	-1.1	-1.3	-1.3	-1.2
340	-0.9	-1.1	-1.0	-0.9	-1.0	-1.1	-1.0
350	-0.6	-0.8	-0.7	-0.6	-0.7	-0.8	-0.7

Изменение продолжительности перелета  $\Delta T$ :  $-0.6 \div 0.6$  сут (0.5%)

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta T$ [сутки]						
0	-0.1	-0.2	-0.2	-0.1	-0.1	-0.2	-0.1
10	0.0	0.0	-0.0	0.0	0.0	-0.0	-0.0
20	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
30	0.3	0.3	0.2	0.2	0.3	0.2	0.2
40	0.4	0.4	0.3	0.3	0.4	0.4	0.3
50	0.4	0.5	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4
60	0.5	0.5	0.5	0.4	0.5	0.5	0.5
70	<b>0.5</b>	<b>0.6</b>	0.5	0.5	<b>0.5</b>	0.5	0.5
80	0.5	0.5	<b>0.6</b>	<b>0.5</b>	0.5	<b>0.6</b>	<b>0.5</b>
90	0.5	0.5	0.6	0.5	0.5	0.5	0.5
100	0.4	0.5	0.5	0.5	0.4	0.5	0.5
110	0.4	0.4	0.5	0.4	0.4	0.4	0.5
120	0.3	0.3	0.4	0.4	0.3	0.4	0.4
130	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3
140	0.2	0.2	0.3	0.3	0.2	0.2	0.3
150	0.2	0.1	0.2	0.2	0.2	0.1	0.2
160	0.2	0.1	0.1	0.2	0.1	0.1	0.1
170	0.1	0.0	0.1	0.1	0.1	0.0	0.1
180	0.1	0.0	0.0	0.1	0.1	-0.0	0.0
190	0.1	-0.0	-0.0	0.0	0.0	-0.0	-0.0
200	0.0	-0.0	-0.1	-0.0	0.0	-0.1	-0.1
210	-0.0	-0.1	-0.1	-0.1	-0.0	-0.1	-0.1
220	-0.1	-0.1	-0.2	-0.1	-0.1	-0.1	-0.2
230	-0.2	-0.1	-0.2	-0.2	-0.1	-0.2	-0.2
240	-0.3	-0.2	-0.3	-0.3	-0.2	-0.2	-0.3
250	-0.3	-0.2	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3
260	-0.4	-0.3	-0.4	-0.4	-0.4	-0.3	-0.4
270	-0.5	-0.4	-0.4	-0.5	-0.4	-0.4	-0.4
280	-0.5	-0.5	-0.4	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5
290	-0.6	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5
300	<b>-0.6</b>	-0.6	<b>-0.5</b>	<b>-0.5</b>	<b>-0.6</b>	-0.5	<b>-0.5</b>
310	-0.6	<b>-0.6</b>	-0.5	-0.5	-0.6	<b>-0.5</b>	-0.5
320	-0.5	-0.6	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5
330	-0.4	-0.5	-0.4	-0.4	-0.5	-0.5	-0.4
340	-0.4	-0.4	-0.4	-0.3	-0.4	-0.4	-0.4
350	-0.2	-0.3	-0.3	-0.2	-0.3	-0.3	-0.3

Изменение оптимального числа витков  $\Delta N$ : -1 ÷ 0

$t_0$ [сут]	0	4	8	12	16	20	24
$\Omega$ [град]	$\Delta N$						
0	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
10	—	-1	-1	—	—	-1	-1
20	—	-1	—	—	—	—	—
30	—	—	—	—	—	—	—
40	—	—	—	—	—	—	—
50	—	—	—	—	—	—	—
60	—	—	—	—	—	—	—
70	**	**	—	—	**	—	—
80	—	—	**	**	—	**	**
90	—	—	—	—	—	—	—
100	—	—	—	—	—	—	—
110	—	—	—	—	—	—	—
120	—	—	—	—	—	—	—
130	—	—	—	—	—	—	—
140	—	—	—	—	—	—	—
150	—	—	—	—	—	—	—
160	—	—	—	—	—	—	—
170	—	—	—	—	—	-1	—
180	—	-1	-1	—	—	-1	—
190	—	-1	-1	—	—	-1	-1
200	—	-1	-1	-1	—	-1	-1
210	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
220	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
230	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
240	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
250	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
260	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
270	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
280	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
290	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
300	<b>-1</b>	-1	<b>-1</b>	<b>-1</b>	<b>-1</b>	-1	<b>-1</b>
310	-1	<b>-1</b>	-1	-1	-1	<b>-1</b>	-1
320	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
330	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
340	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
350	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1

За счет меньшей массы КА, чем в других вариантах, на этой траектории наибольший угол поворота плоскости орбиты –  $46.5^{\circ}$ , хотя по другим показателям она занимает промежуточное положение между «короткой» и «средней» траекториями, и в том числе – по изменениям  $M_{PB}$ ,  $T$  и  $N$  :  $-1.6 \div 1.5$  кг,  $-0.6 \div 0.6$  суток,  $-1 \div 0$  витка, или  $0.5\%$  (табл. 54, T5, N5).

## Итоговые результаты

Основные результаты сведены в табл. S.

Таблица S

### Изменения характеристик оптимальных траекторий перелета на ГСО из-за возмущений от Луны

	1	2	3	4	5
$\Delta N$ [витки]	—	$-1 \div 2$	$-3 \div 2$	$-4 \div 3$	$-1 \div 0$
$\Delta T$ [сут]	$-0.3 \div 0.35$	$-1.4 \div 1.4$	$-2.9 \div 3.0$	$-4.6 \div 4.8$	$-0.6 \div 0.6$
$\Delta M_{PB}$ [кг]	$-0.8 \div 0.9$	$-3.8 \div 3.9$	$-7.9 \div 8.1$	$-12.5 \div 12.9$	$-1.6 \div 1.5$
$\Delta T, \Delta M_{PB} \%$	0.5%	0.8%	1.1%	1.4%	0.5%

Таким образом, даже для самой «длинной» из рассмотренных (почти годовой по продолжительности перелета на ГСО) траекторий гравитационное влияние Луны не превышает  $1.5\%$ .

Автор благодарит Петухова В.Г. за полезные консультации и предоставленные данные для расчетов.

## Литература

1. Ахметшин Р.З. Плоская задача оптимального перелета космического аппарата с малой тягой с высокоэллиптической орбиты на геостационар. Космические исследования. 2004, т.42, №3, с.248-259.
2. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.