



XIII Международная конференция
«ЗАБАБАХИНСКИЕ НАУЧНЫЕ ЧТЕНИЯ»

А н а л и з к о с м и ч е с к и х
т р а е к т о р и й д л я
э к с п е д и ц и и З е м л я -
А п о ф и с - З е м л я

В.В.Ивашкин^{1,2}, А.Лан²

¹Институт прикладной
математики им.М.В.Келдыша РАН,

²Московский государственный
технический университет им.Н.Э.
Баумана

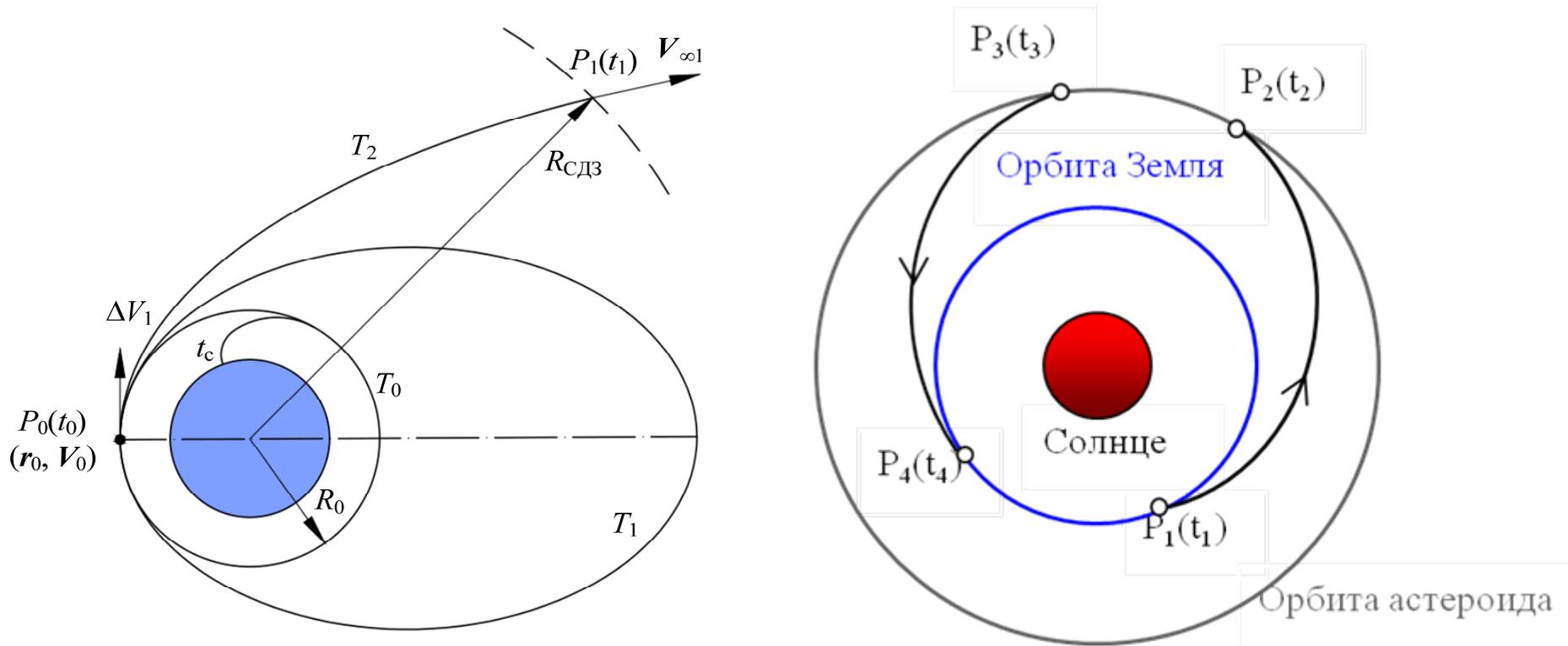
Ivashkin@keldysh.ru; seatu_angel@126.com

2017-3-21

В в е д е н и е

- Выполнено исследование траекторий для полета космического аппарата (КА) от Земли к астероиду Апофис, пребывания у Апофиса в течение некоторого времени – основного КА и специального мини-аппарата с радиомаяком (для уточнения орбиты Апофиса обработкой сигналов от спутника при долговременном движении около астероида) и возвращения основного КА от Апофиса к Земле.
- Определение оптимальных по максимуму полезной массы КА траекторий для экспедиции 3-А-3.
- Анализ пассивного орбитального движения КА и мини-аппарата около астероида Апофис с учетом возмущений от небесных тел, несферичности астероида и давления Солнечного света.

С х е м а п о л е т а



$\Delta t_{\Sigma} = t_4 - t_1 = \{390, 420, 450, 510, 540, 570, 600, 630, 660, 690, 730\}$ суток.

$t_1 \in [01.05.2019; 31.12.2022]$; $\Delta t_A = t_3 - t_2 = 7$ сут.

Поиск оптимальных траекторий (с учетом возможности совершения одного пассивного витка по орбите) выполняется по максимуму полезной массы КА с помощью глобального метода анализа.

перелета КА

1) Коррекция траектории с учетом реального гравитационного поля , давления Солнечного света и эфемерид небесных тел.

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_E}{|\mathbf{r}|^3} \mathbf{r} - \sum_i \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} + \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_i}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_i|^3} \right) + \Delta_1 + \Delta_2;$$

$$\Delta \mathbf{r}_f = \mathbf{r}(t_f) - \mathbf{r}_A(t_f) \neq 0 \longrightarrow$$

Варьировать: время старта t_c , время пребывания КА на орбите ожидания, импульс скорости ΔV_1

$$\longrightarrow \Delta \mathbf{r}_f \rightarrow 0$$

2) Коррекция массово-энергетических характеристик экспедиции:

- учтен неимпульсный характер разгона от Земли - $\Delta V_1' = \Delta V_1 - + \sum \delta V_{grk}$ (2 или 3 включения двигателя при разгоне);
- Учтены затраты на коррекцию траектории КА и управление движением КА у астероида - $\Delta V_{K1} = 50$ м/с, $\Delta V_{K2} = 10$ м/с, $\Delta V_{K3} = 25$ м/с;
- Уточнены характеристики разгонного блока «Фрегат» (отделяемая масса блока, гарантийные запасы топлива и др.);
- учтены массы отделяемых от КА у астероида долговременного мини-спутника астероида с радиомаяком и посадочного аппарата – 10 кг и 20 кг (по рекомендации НПО им С. А. Лавочкина).

ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ

($\Delta u < 2\pi$)

Табл.1 Оптим. траектория для случая $\Delta u < 2\pi$

Траектория 1	
Δu	$\Delta u < 2\pi$
Δt_{Σ} (сут.)	450
t_1 (дата)	23,01,2021г
Δt_{12} (сут.)	120
Δt_{34} (сут.)	323
t_4 (дата)	18,04,2022г
ΔV_1 (км/с)	3.888
ΔV_2 (км/с)	2.329
ΔV_3 (км/с)	0.912
$V_{хар}$ (км/с)	7.129
m_f (кг)	379
m_p (кг)	149

Рис.1 а) 3-А

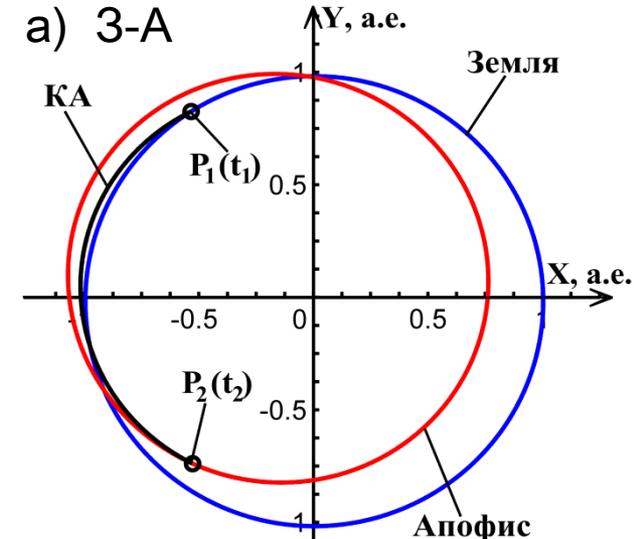
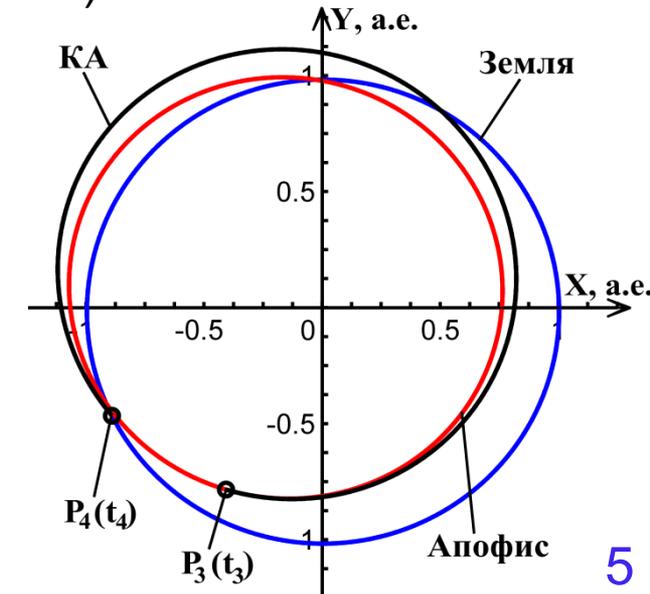


Рис.1 б) А-3



ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ

$$(\Delta u_i > 2\pi)$$

Табл.2 Оптим. траектория для случая $\Delta u_i > 2\pi$

	Траектория 2
Δu	$\Delta u > 2\pi$ ($\neq 1,2$)
Δt_{Σ} (сут.)	690
t_1 (дата)	24,05,2019г
Δt_{12} (сут.)	335
Δt_{34} (сут.)	348
t_4 (дата)	13,04,2021г
ΔV_1 (км/с)	3.422
ΔV_2 (км/с)	2.851
ΔV_3 (км/с)	0.370
$V_{хар}$ (км/с)	6.643
m_f (кг)	488
m_p (кг)	222

Рис.2 а) 3-А

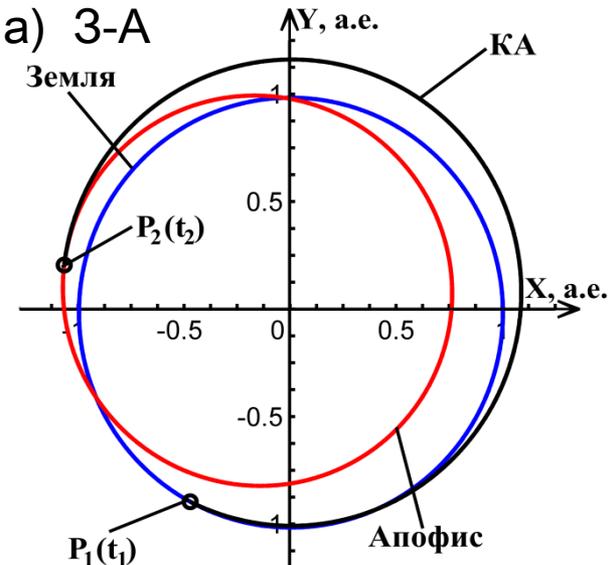


Рис.2 б) А-3

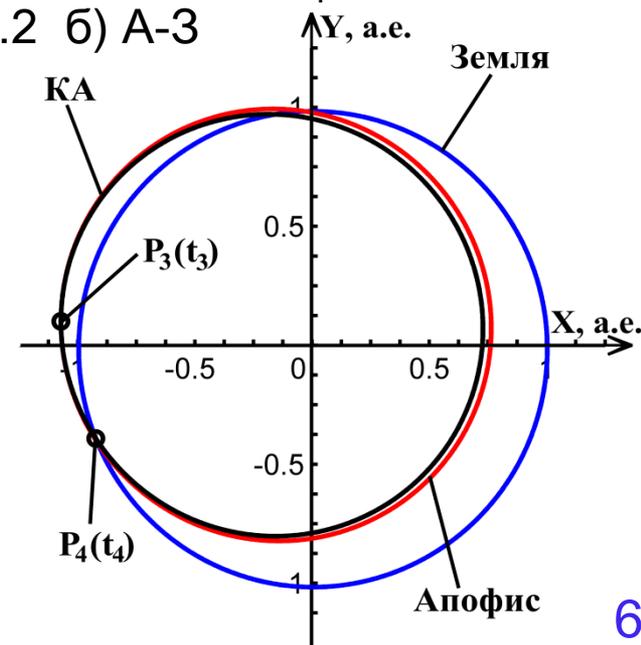


Табл.3 Полезная масса КА для полученных траекторий

	Траектория 1, $\Delta u < 2\text{т}$			Траектория 2, $\Delta u > 2\text{т}$		
	Союз-ФГ	Союз-2	Зенит	Союз-ФГ	Союз-2	Зенит
Начальная масса	7130кг	8250 кг	14000 кг	7130кг	8250 кг	14000 кг
Конечная масса	379 кг	449 кг	971 кг	488 кг	599 кг	1183 кг
Полезная масса	149 кг	196 кг	548 кг	222 кг	296 кг	691 кг

Уравнения движения КА вокруг астероида

Траектория КА (астероидоцентрическая невращающаяся СК):

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{v}; \\ \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \mathbf{a}_0 + k_1 \cdot \mathbf{a}_1 + k_2 \cdot \mathbf{a}_2 + k_3 \cdot \mathbf{a}_3; \\ k_1 = (0 ; 1), k_2 = (0 ; 1), k_3 = (0 ; 1). \end{array} \right.$$

$\mathbf{a}_0 = -\frac{\mu_A}{r^3} \mathbf{r}$ – центральное ускорение

\mathbf{a}_1 – возмущение от притяжения
других небесных тел

\mathbf{a}_2 – возмущение от несферичности
Астероида

\mathbf{a}_3 – возмущение от давления
солнечного света.

Гравитационный параметр Апофиса
взят в диапазоне 1.8-2.86 м³/с².

На основе **Тр.2** выполнен численный анализ (с учетом Солнца, Земли, Луны, Венеры, Юпитера). Начальная дата выбрана **23 апреля 2020** из даты t_2 прилета КА к Апофису. Радиус круговой орбиты спутника астероида **0.5~2км**.

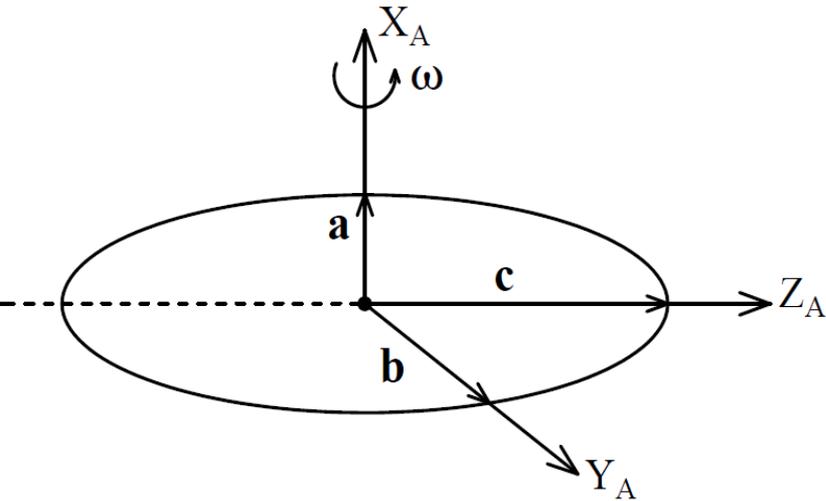


Рис. 3

Parameters

μ_A (м ³ /с ²)	1.8-2.86
R_A (м)	160
b_A/a_A	1.06 (± 0.02)
c_A/a_A (α)	1.5 (± 0.2)
λ (°)	250
β (°)	-75
P_A (час)	30.56

Табл.4 Параметры астероида Апофиса

Полагаем приближенно:

- 1) астероид - эллипсоид вращения, вытянутый вдоль большой полуоси c_A , а две другие, малые полуоси, - совпадают, $a_A = b_A < c_A$, $b/a = 1$; удлинение $\alpha = c/a = 1.3; 1,5; 1.7$.
- 2) астероид вращается вокруг малой оси эллипсоида a , оси OX_A максимального момента инерции, рис.3.
- 3) ось OX_A сохраняет неизменное положение в пространстве по вектору $K: \omega \sim a \sim K$
 $\omega_{ZA} = \omega_{YA} = 0, \quad \omega_{XA} = \omega.$

Анализ движения КА у астероида под действием частных возмущений

1. Влияние удаленных небесных тел
2. Влияние несферичности астероида
3. Влияние давления солнечного света. Угол β_0

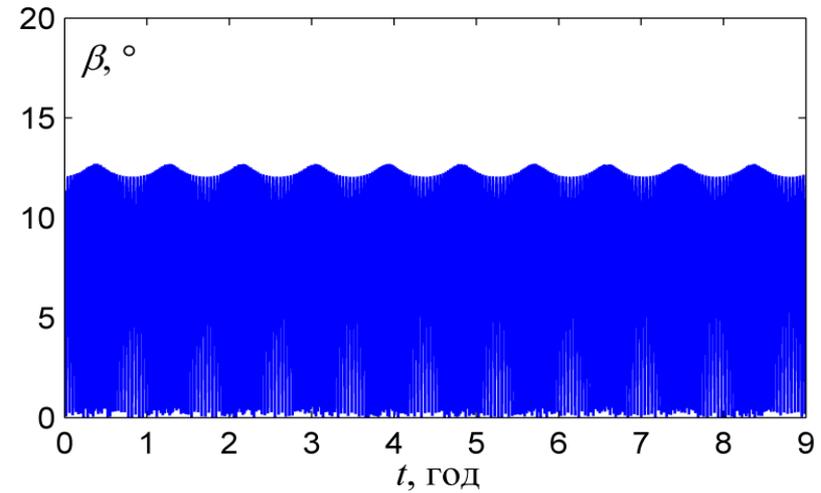
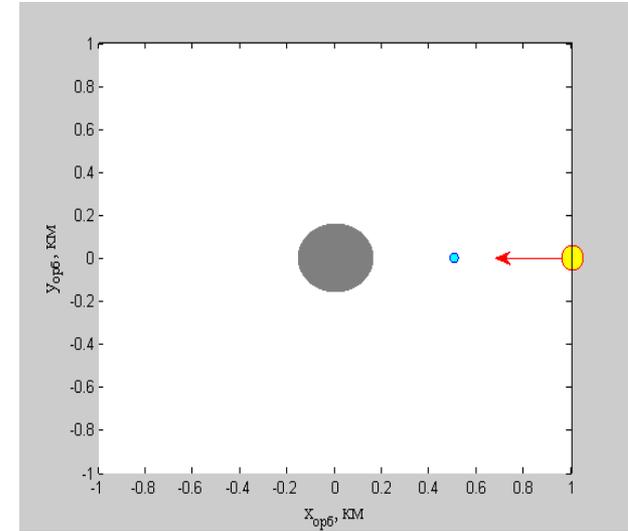
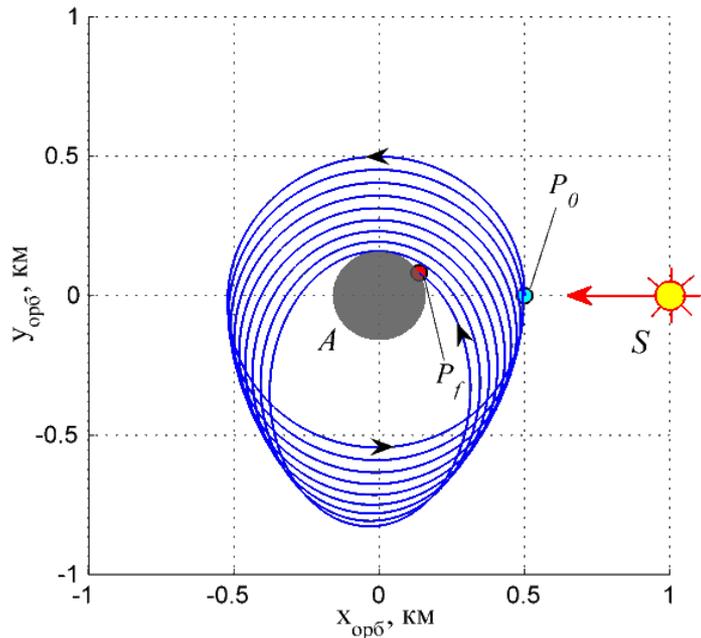


Рис. 4 Движение основного КА при $\Omega_0 \approx 0^\circ$, $i_0 \approx 90^\circ$ ($\beta_0 \approx 80^\circ$) $r_0 = 0.5$ km. $T \sim 5$ сут.

Рис.5 Эволюция угла β за 9 лет (2020-2029) при $\Omega_0 \approx 90^\circ$, $i_0 \approx 90^\circ$ ($\beta_0 \approx 10^\circ$) $r_0 = 0.5$ km. 10

С о в м е с т н о е в л и я н и е в с е х т р е х в о з м у щ е н и й

- Нелинейная корреляция между влиянием несферичности астероида и влиянием давления Солнечного света

Табл.5 Время жизни **основного КА** при движении вокруг астероида ($r_0 = 0.5$ км)

μ_A (м ³ /с ²)	α	T (сут.)
1.8	1.3	136
	1.5	88
	1.7	38 (А)
2.86	1.3	71
	1.5	310
	1.7	60

В а р и а н т А : $\mu = 1.8$ м³/с²,
 $\alpha = 1.7$, $r_0 = 0.5$ км, $e_0 = 0$, $\Omega_0 = i_0 = 90^\circ$

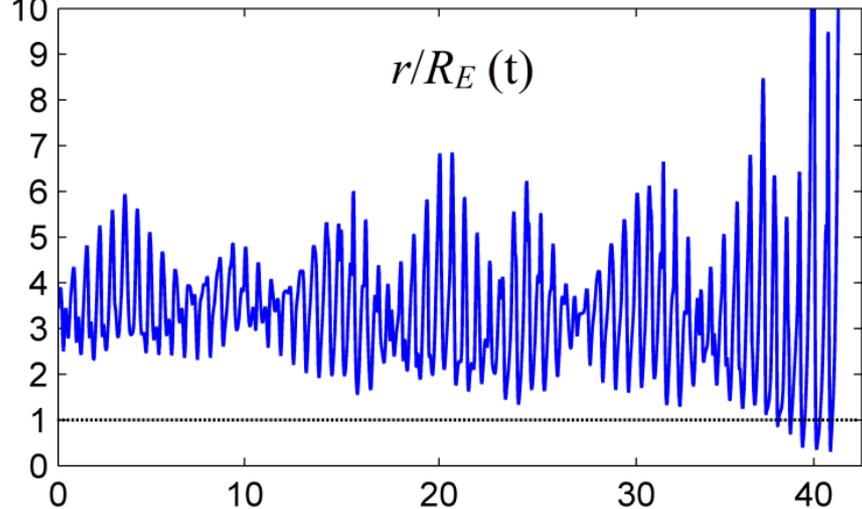


Рис. 6 Эволюция относительного расстояния для варианта А

С о в м е с т н о е в л и я н и е в с е х т р е х в о з м у щ е н и й

Табл.6 Время жизни **мини-спутника** при движении вокруг астероида

μ_A (M ³ /c ²)	α	r_0 (км)	T
1.8	1.3-1.5	1.5	~ 9 лет
	1.7	0.9	~ 1.2 года
		1.5	~ 9 лет (Б , 2020-2029)
		2.0	~ 80 days
2.86	1.7	1.0	~ 2 года
	1.3-1.7	1.5	~ 9 лет
		2.0	~ 9 лет
		2.5	~ 90 сут.

В апреле 2029 происходит тесное сближение астероида с Землей, орбита мини-спутника сильно изменяется из-за возмущения от притяжения Земли.

Показана также возможность устойчивого движения мини-спутника Апофиса при запуске после 2029 г.

Совместное влияние всех трех возмущений

В а р и а н т Б:

$$\mu_A = 1.8 \text{ м}^3/\text{с}^2,$$

$$\alpha = 1.7, r_0 = 1.5$$

$$\text{к м}, \Omega_0 = i_0 = 90^\circ$$

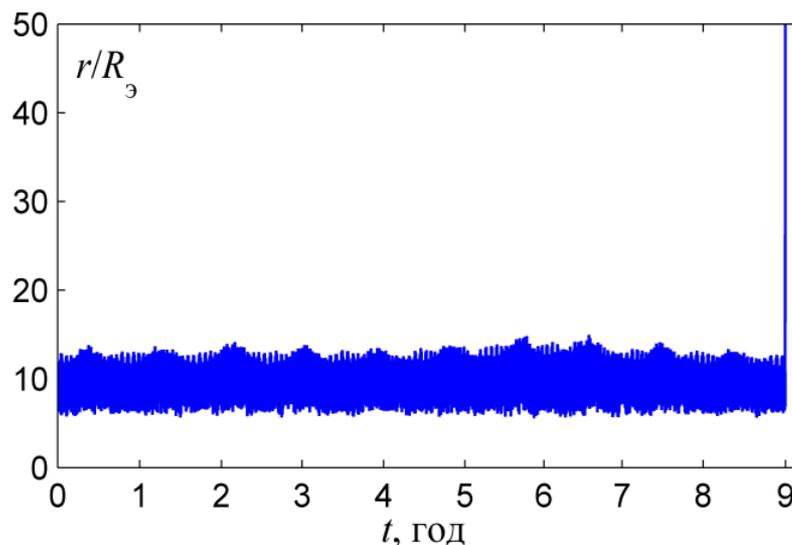


Рис.7 Эволюция
относительного
расстояния для
варианта Б

P_0 -
п о л о ж е н и
е м и н и -
с п у т н и к а
13 а п р е л я
2029, Min
р а с с т о я н
и е о т

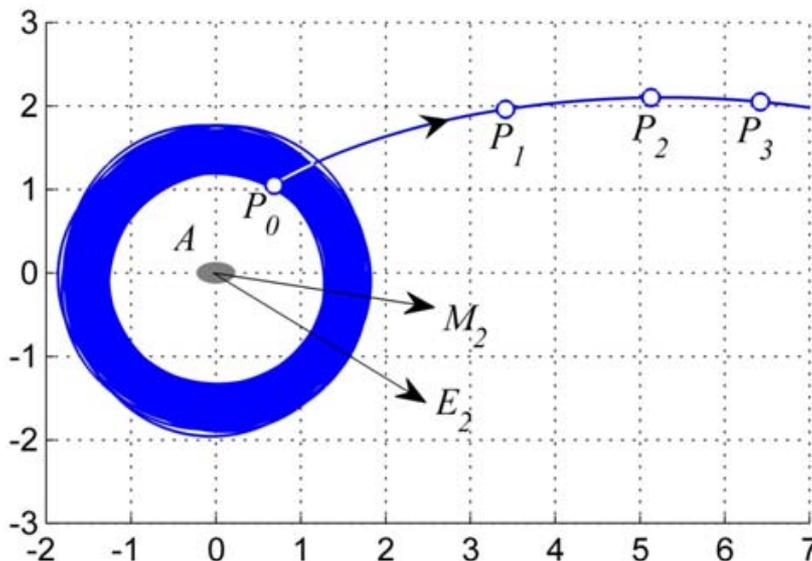


Рис. 8 Орбитальное
движение мини-КА у
астероида Апофис в
2020-2029 гг для
варианта Б

С о в м е с т н о е в л и я н и е в с е х т р е х в о з м у щ е н и й

Проварьирован ряд основных параметров задачи, в частности:

Радиус начальной орбиты r_0

Эксцентриситет орбиты e

Гравитационный параметр астероида μ_A

Удлинение астероида α

Период вращения астероида

Ось вращения

Параметры КА – масса, коэффициент отражения.

Начальное время движения КА

Начальное положение спутника на орбите

Основные результаты анализа сохраняются

Табл.7 Диапазоны
«оптимального» начального
радиуса орбиты ($T \sim 9$ лет):

μ_A (м ³ /с ²)	α	r_0 (к м)
1.8	1.5-1.7	1.3 - 1.6
2.86	1.7	1.4 - 2

Выводы

1. Определены оптимальные по максимуму полезной массы траектории КА для экспедиции Земля - Апофис - Земля при выведении с помощью РН Союз-ФГ, Союз-2, Зенит и при разгоне у Земли с помощью блока Фрегат - для разных суммарных времен экспедиции, и для одновиткового и двухвиткового случаев перелета в течение 2019-2022 гг с учетом возмущений от небесных тел и давления Солнечного света, гравитационных потерь при разгоне от Земли. Найдены варианты с положительной полезной массой.
2. Проведен анализ пассивного орбитального движения основного КА и мини-спутника с радиомаяком (для уточнения орбиты Апофиса обработкой сигналов от спутника при долговременном движении около Апофиса) с учетом возмущений от небесных тел, несферичности астероида и давления Солнечного света для астероида как эллипсоида вращения и с учетом его собственного вращения вокруг малой оси.
3. Выявлено, что в случае совместного влияния возмущений имеет место сильная корреляция между влияниями несферичности астероида и давления Солнечного света.

Выводы

4. Оптимальной (по «времени жизни» спутника) является начальная ориентация плоскости орбиты КА, нормальной к направлению на Солнце.
5. Существует оптимальный (с точки зрения «времени жизни») начальный радиус орбиты мини-спутника, ~ 1.5 км.
6. Показано, что временные требования для орбит спутников астероида можно удовлетворить: «время жизни» основного КА (с начальным радиусом $r_0 \sim 0.5$ км) составляет несколько недель, «время жизни» мини-спутника (при $r_0 \sim 1.5$ км) составляет несколько лет, с 2020 г. до сближения с Землей в 2029 г.

Спасибо за внимание!