

Расширенный научный семинар «Управление движением
естественных небесных тел», 21-23 Марта, 2018

ИССЛЕДОВАНИЕ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ЭКСПЕДИЦИИ ЗЕМЛЯ-АПОФИС- ЗЕМЛЯ С УЧЕТОМ ВЫБОРА ОРБИТ ПРЕБЫВАНИЯ У АСТЕРОИДА

Лан Аньци¹, Ивашкин В.В. ^(1,2)

1-МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва,

2-ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва

Введение

- Исследование баллистико-траекторных характеристик экспедиции к потенциально опасному астероиду Апофис с возвратом к Земле для изучения этого астероида и уменьшения астероидной опасности:
- Построение и анализ оптимальных по максимуму полезной массы КА траекторий для экспедиции З-А-З с ДУ «большой тяги».
- Анализ пассивного орбитального движения КА и мини-аппарата около астероида Апофис с учетом возмущений от притяжения небесных тел, несферичности астероида и давления Солнечного света.
- Анализ возможностей создания стабильных орбит спутника астероида Апофис с временем жизни - 1-4 месяца для основного КА и несколько лет для мини-спутника

Предлагаемая схема экспедиции

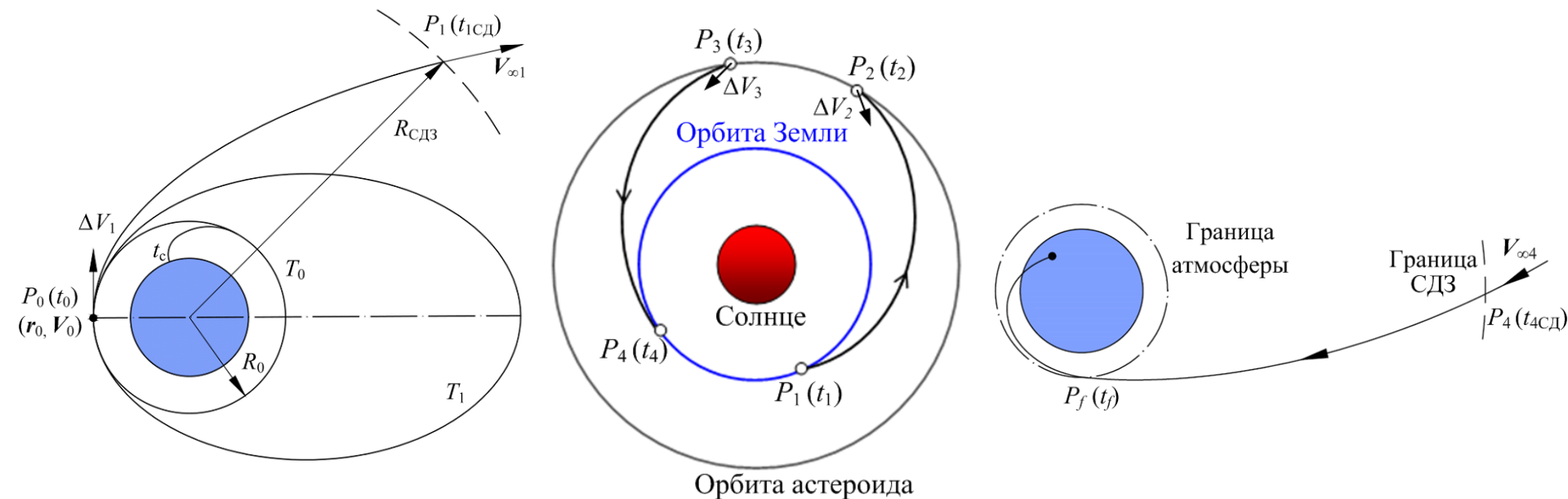
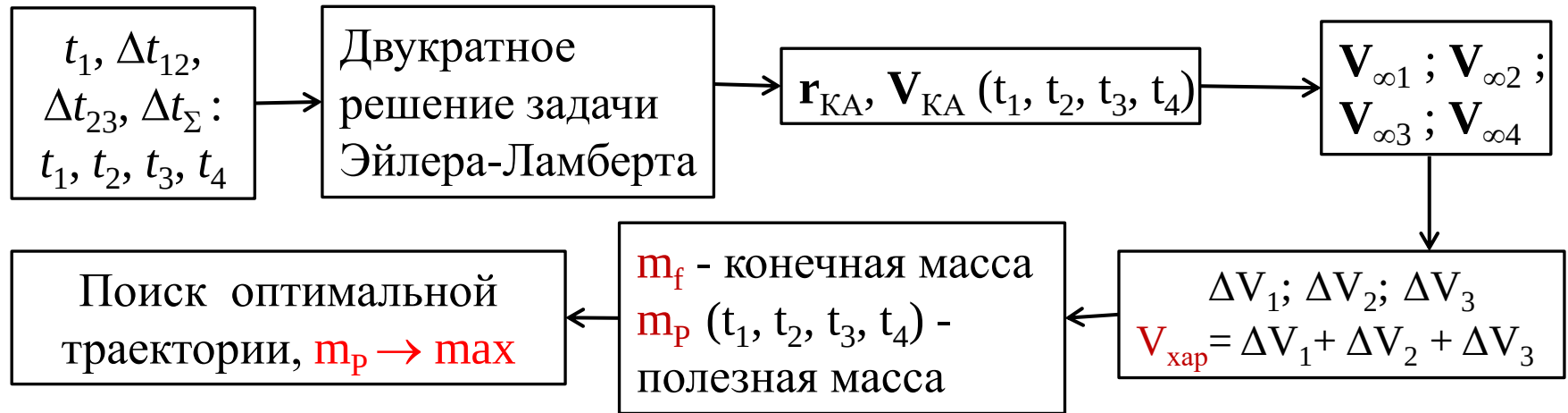


Рис.1 Схема полета

- (1) Использование ДУБТ: ДУ1 (РБ), ДУ2.
- (2) Выведение долговременного, на несколько лет, мини-спутника с радиомаяком на орбиту спутника астероида.
- (3) Три импульса: ΔV_1 ; ΔV_2 ; ΔV_3

Этап 1 - Определение гелиоцентрических межпланетных участков траектории перелета КА

Упрощенная модель: точечные сферы действия; импульсы скорости



$$\mathbf{V}_{\infty i} = \mathbf{V}_{КА}(t_i) - \mathbf{V}^*(t_i), \quad i = 1, 2, 3, 4$$

$$\mathbf{V}^* = \mathbf{V}_E \text{ при } i=1,4; \mathbf{V}^* = \mathbf{V}_A \text{ при } i=2,3$$

$$\Delta V_i = \sqrt{V_{\infty i}^2 + \frac{2\mu_i}{r_i}} - \sqrt{\frac{\mu_i}{r_i}}, \quad i = 1, 2, 3$$

$$m(t_1) = m(t_0) \exp\left(-\frac{\Delta V_1}{c_1}\right) - m_{1E},$$

$$m(t_2) = m(t_1) \exp\left(-\frac{\Delta V_2}{c_2}\right), \quad m_f = m(t_2) \exp\left(-\frac{\Delta V_3}{c_2}\right)$$

$$m_{2E} = m_{20} + a_{T2} m_{T2}, \quad m_{T2} = m(t_1) - m_f$$

$$m_p = m_f - m_{2E}$$

Оптимизация межпланетных траекторий перелета КА для экспедиции Земля-Апофис-Земля

Функционал : $J = \max m_p$.

Переменные : t_1, t_2, t_3, t_4 ($\Delta t_{\Sigma} = t_4 - t_1, \Delta t_{12} = t_2 - t_1, \Delta t_{23} = t_3 - t_2$)

Рассмотренные задачи оптимизации:

	Const	Переменные	Ограничение
(1)	$\Delta t_{\Sigma}, \Delta t_{23}$	$t_1, \Delta t_{12}$	$t_1 \in T_1, \Delta t_{12} \in T_{12}$
(2)	Δt_{23}	$\Delta t_{\Sigma}, t_1, \Delta t_{12}$	$t_1 \in T_1, \Delta t_{\Sigma} \in T_{\Sigma}, \Delta t_{12} \in T_{12},$
(3)	Δt_{Σ}	$t_1, \Delta t_{12}, \Delta t_{23}$	$t_1 \in T_1, \Delta t_{12} \in T_{12}, \Delta t_{23} \in T_{23}$
(4)		$\Delta t_{\Sigma}, t_1, \Delta t_{12}, \Delta t_{23}$	$t_1 \in T_1, \Delta t_{\Sigma} \in T_{\Sigma}, \Delta t_{12} \in T_{12}, \Delta t_{23} \in T_{23}$
(5)		$\Delta t_{\Sigma}, t_1, \Delta t_{12}, \Delta t_{23}$	$t_1 \in T_1, \Delta t_{\Sigma} \in T_{\Sigma}, \Delta t_{12} \in T_{12}, \Delta t_{23} \in T_{23}$ $V_{\text{вх}} \text{ ограничена}$

Методы оптимизации: метод И.М. Соболя с точками ЛПт - последовательностей, генетический алгоритм, квазиньютоновский BFGS (Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno) метод, перебор, метод базиса-вектора Лоудена, метод покоординатного спуска.

Проверка необходимых условий оптимальности в классе многоимпульсных перелетов для функционала «max m_p» для экспедиции 3-А-3

Принцип максимума Понтрягина;

Сопряженные функции ($c_1 \neq c_2$, $m_{1E} > 0$, $m(t_1) > 0$, $m_p > 0$):

$$\mathbf{p}_1 = \boldsymbol{\lambda}_v(t_1) = \frac{c_2 m(t_0) \mu_1}{c_1 m_f} \left(\mu_2 \mu_3 - \frac{a_{T2}}{1 + a_{T2}} \right) \frac{\mathbf{V}_{\infty 1}}{V_{p1}},$$

$$\mu_1 = e^{-\Delta V_1 / c_1}$$

$$\mu_2 = e^{-\Delta V_2 / c_2}$$

$$\mathbf{p}_2 = \boldsymbol{\lambda}_v(t_2) = -\frac{\mathbf{V}_{\infty 2}}{V_{\infty 2}}, \quad \mathbf{p}_3 = \boldsymbol{\lambda}_v(t_3) = \frac{\mathbf{V}_{\infty 3}}{V_{\infty 3}}, \quad \mathbf{p}_4 = \boldsymbol{\lambda}_v(t_4) = 0.$$

$$\mu_3 = e^{-\Delta V_3 / c_2}$$

$$\dot{\mathbf{p}}_0 = \Phi_2^{-1} \cdot (\mathbf{p}_f - \Phi_1 \cdot \mathbf{p}_0) \quad \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_f \\ \delta \dot{\mathbf{r}}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_1 & \Phi_2 \\ \Phi_3 & \Phi_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_0 \\ \delta \dot{\mathbf{r}}_0 \end{bmatrix}$$

$$\Phi_1 = \frac{\partial \mathbf{r}_f}{\partial \mathbf{r}_0}, \quad \Phi_2 = \frac{\partial \mathbf{r}_f}{\partial \dot{\mathbf{r}}_0},$$

$$\Phi_3 = \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}_f}{\partial \mathbf{r}_0}, \quad \Phi_4 = \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}_f}{\partial \dot{\mathbf{r}}_0}$$

$$\mathbf{p}(t) = \Phi_1(t, t_0) \mathbf{p}_0 + \Phi_2(t, t_0) \dot{\mathbf{p}}_0$$

Условие оптимальности: $p(t) = |\mathbf{p}(t)| \leq 1$

Этап 2 – Уточнение характеристик траекторий КА

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

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_0}{|\mathbf{r}|^3} \mathbf{r} - \sum_i \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} + \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_i}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_i|^3} \right) + \Delta_1 + \Delta_2;$$

Δ_1 – от сжатия Земли (J_2);
 Δ_2 – от давления Солнечного света

	Краевые условия	Варьируемые параметры
Земля - астероид	$ \Delta \mathbf{r} _{(t=t_2)} = \mathbf{r} - \mathbf{r}_A _{(t=t_2)} \rightarrow 0$	$\Omega_0, \omega_0, V_{\infty 1}$
Астероид - Земля	В момент $t_{4\text{СД}}$ КА будет на входе в сферу действия Земли, с прицельной дальностью b ($V_{\infty 4}, r_p$)	3 компоненты вектора $\mathbf{V}_{\infty 3}$

(2) Коррекция массово-энергетических характеристик экспедиции:

- гравитационные потери при разгоне от Земли - $\Delta V_1^* = \Delta V_1 + \sum \delta V_{1gr}$ (2 или 3 включения двигателя при разгоне);
 $\delta V_{1gr} \approx k(\mu / r^3) t_e^2 \Delta V_1; k \approx 0.019$
- затраты на коррекцию траектории КА и управление движением КА у астероида;
- характеристики разгонного блока (отделяемая масса блока, гарантийные запасы топлива и др.);
- массы отделяемых от КА у астероида долговременного мини-спутника астероида с радиомаяком и посадочного аппарата

(3) Оптимизация уточненных траекторий по граничным временам, в частности t_0, t_f (методом покоординатного спуска)

Оптимальные траектории 3-Апофис-3

Исходные данные: РН «Союз-ФГ» - $m_0 = 7130$ кг ($H_0 = 200$ км);

РБ «Фрегат» - $I_{sp} = 333$ с ; $m_{1E} = 970$ кг; ДУ2- $I_{sp} = 304$ с; $m_{20} = 100$ кг; $a_{T2} = 0.15$.

$t_1 \in [01.05.2019; 31.12.2022]$; $\Delta t_{\Sigma} \leq 2$ года; $\Delta t_{12} = t_2 - t_1 \geq 5$ сут; $\Delta t_{34} = t_4 - t_3 \geq 5$ сут.

Задача (1) - Этап 1 : $\Delta t_{\Sigma} \in \{390, 420, 450, 510, 540, 570, 600, 630, 660, 690, 730\}$ суток. $\Delta t_{23} = 7$ сут;

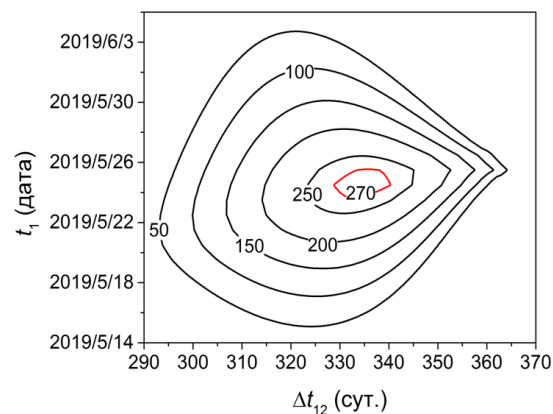
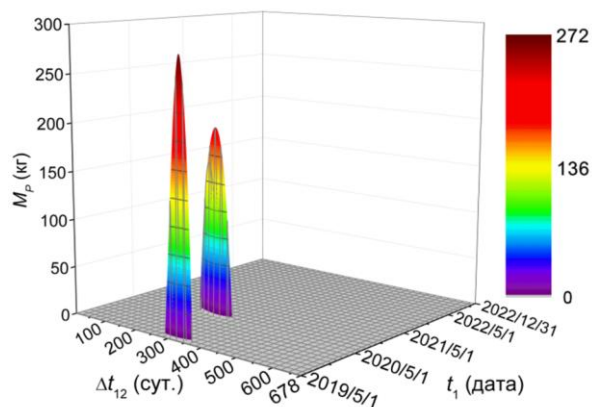
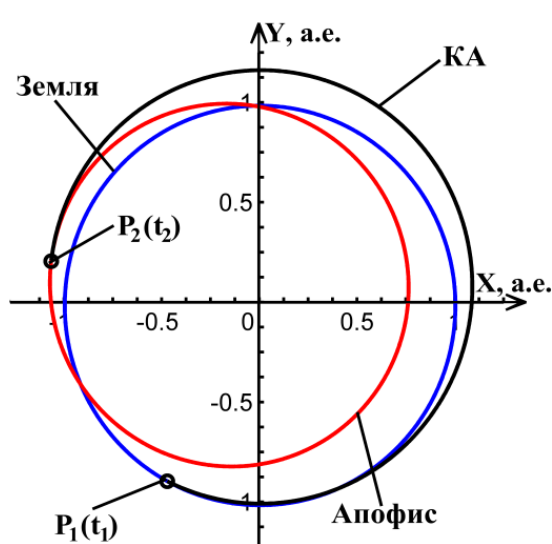
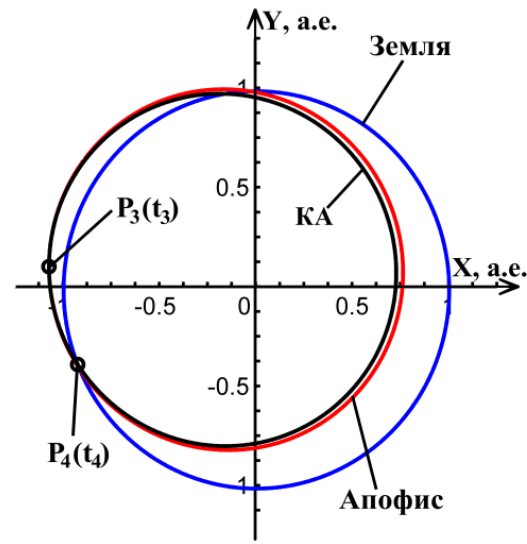


Рис.2 $m_p - (t_1, \Delta t_{12})$ для $\Delta t_{\Sigma} = 690$ сут.



а) 3-А



б) А-3

Рис.3 Межпланетные перелеты КА для траектории № 16

Для Тр. № 16 : $\Delta t_{\Sigma} = 690$ сут., $t_1 = 24.05.2019$,
 $\Delta t_{12} = 335$ сут., $\Delta t_{23} = 7$ сут. $V_{\text{хар}} = 6.618$ км/с,
 $m_f = 527$ кг, $m_p = 272$ кг.

Задача (2) - Этап 1 : трехмерная оптимизация при $\Delta t_{23} \in [7,30,60,90,120,130]$ сут.;
 Определено оптимальное время ожидания у Апофиса 90-120 сут.

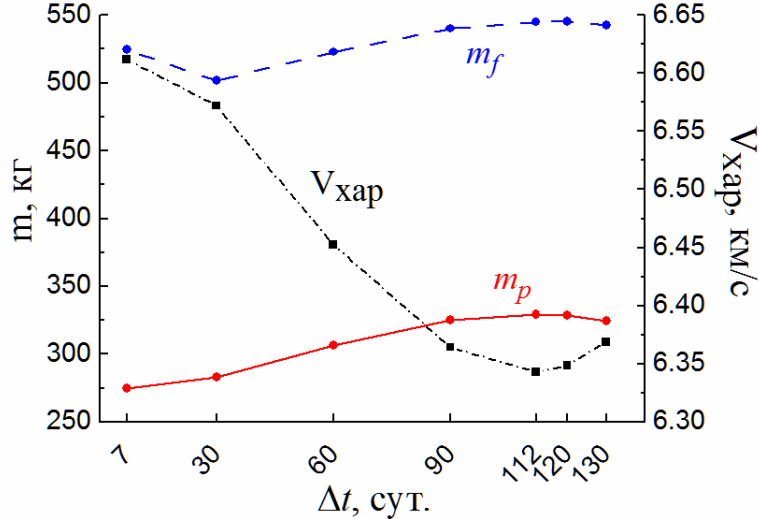


Рис.4 Зависимость $V_{хар}$, m_f , m_p от времени Δt_{23}

Задача (3) - Этап 1 : трехмерная оптимизация при $\Delta t_{\Sigma} = 690$ сут. Получена траектория № 19: $t_1=23.05.2019$, $\Delta t_{12}=336$ сут., $\Delta t_{23}=93$ сут, $V_{хар} = 6.519$ км/с, $m_f = 544$ кг, $m_p = 293$ кг.

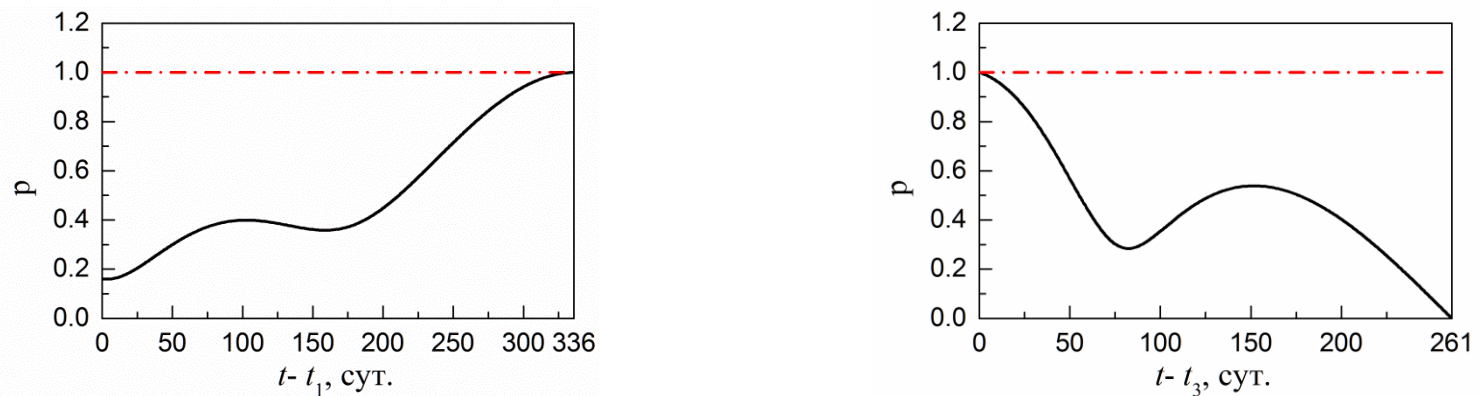


Рис.5 Изменение ρ со временем для траектории № 19

Задача (4) - Этап 1 : четырехмерная оптимизация
 Получена траектория № 20: $\Delta t_{\Sigma} = 716$ сут., $t_1=05.05.2020$, $\Delta t_{12}=300$ сут., $\Delta t_{23}=112$ сут.
 $t_4= 21.04.2022$. $V_{хар} = 6.343$ км/с, $m_f = 545$ кг, $m_p = 329$ кг.

Этап 2 - Уточнение полученных траекторий :

Затраты скорости на коррекцию и управление $\Delta V_{K1} = 50$ м/с, $\Delta V_{K2} = 10$ м/с, $\Delta V_{K3} = 25$ м/с;
 Масса рабочего топлива (максимум) - Фрегат-1:5250 кг; Фрегат -2:5600 кг; Фрегат-3:7100кг;
 Фрегат-СБ: 7100кг+3100кг;
 Масса мини-спутника $\Delta m_{A1} = 10$ кг ; масса посадочного аппарата $\Delta m_{A2} = 20$ кг.

Таблица 1. Характеристики траектории № 16а, 19а, 20а , Союз-ФГ+Фрегат-1

Номер	Δt_s , сут.	t_0	t_2	t_3	t_f	$V_{\text{хар}}$, км/с	m_f , кг	m_p , кг
16а	692	21.05.2019	24,04,2020	01,05,2020	12.04.2021	6,721	492	226
19а	691	21.05.2019	24,04,2020	22,07,2020	11.04.2021	6,624	509	245
20а	715	06.05.2020	02,03,2021	23,06,2021	21.04.2022	6,447	517	290

Таблица 2. Значения конечной и полезной массы КА для траектории № 16а, 19а, 20а (после уточнения) с использованием разных РН

	Союз-ФГ			Союз-2.1б			Зенит		
m_0 (кг)	7130			8250			14000		
Номер	16а	19а	20а	16а	19а	20а	16а	19а	20а
	Фрегат-1			Фрегат-2		Фрегат-3	Фрегат-СБ		
m_f (кг)	492	509	517	604	624	611	1193	1233	1287
m_p (кг)	226	245	290	301	325	362	700	748	877

Скорость входа КА в атмосферу Земли $V_{\text{вх}}$:

$V_{\text{вх}} = 12,74 \text{ км/с}, 12,32 \text{ км/с}, 13,26 \text{ км/с}$, для Тр. № 16а, 19а, 20а соответственно.

Таблица 3. Характеристики миссий “Stardust”, “Hayabusa” и “OSIRIS-REx”

Миссия	“Stardust”	“Hayabusa”	“OSIRIS-REx”
Сухая масса КА (кг)	300	415	880
Скорость входа в атмосферу Земли $V_{\text{вх}}$ (км/с)	12.9	12.5	12.2

Задача (5) : полная четырехпараметрическая оптимизация с ограничением на скорость входа, $V_{\text{вх}} \leq 12.8 \text{ км/с}$.

Таблица 4. Изменение конечной и полезной массы со скоростью $V_{\text{вх}}$

$V_{\text{вх}} \leq$ (км/с)	12.8	12.9	13	13.1	13.2	13.3
m_p (кг) Союз-ФГ	275.3	280	284	287.5	289	290
m_p (кг) Союз 2.1б	343.6	349	354	358	361	362
m_p (кг) Зенит	839.6	852	861	869.8	876	877

Модель астероида Апофис

Параметры	
μ_A (м ³ /с ²)	1.8-2.86
R_A (м)	160
b/a	1.06 (± 0.02)
c/a (α)	1.5 (± 0.2)
λ (°)	250
β (°)	-75
P_A (час)	30.56

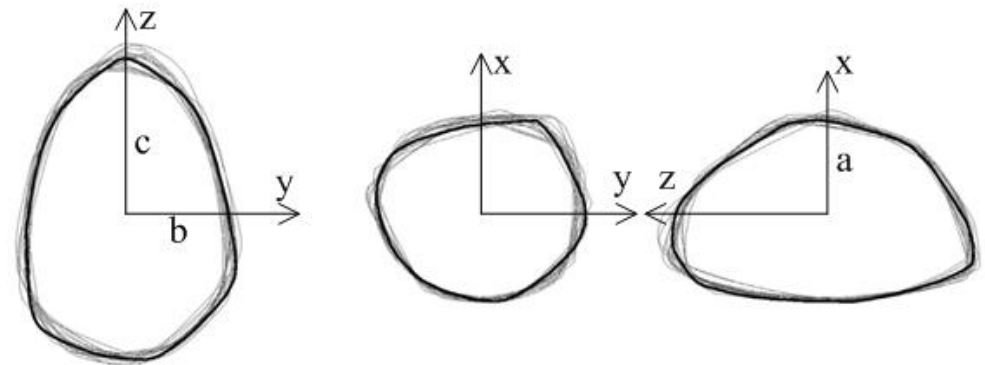


Рис.6

P. Pravec et al. / Icarus 233 (2014) 48–60

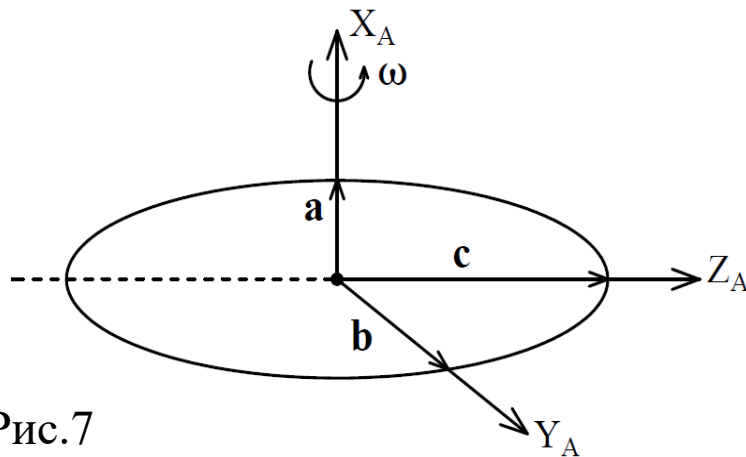


Рис.7

Принятая модель астероида – удлиненный эллипсоид вращения ($a=b<c$), собственное вращение - вокруг малой оси .

Полагаем приближенно :

- 1) Удлиненный эллипсоид вращения, удлинение $\alpha=c/a=\{1.3; 1.5; 1.7\}, a=b<c$.
- 2) Собственное вращение – вокруг малой оси, ориентированной по вектору $\mathbf{L}$ (λ, β).

Уравнения движения КА вокруг астероида

Траектория КА

(в астероидоцентрической невращающейся СК):

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{V}; \\ \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{a}_0 + k_1 \cdot \mathbf{a}_1 + k_2 \cdot \mathbf{a}_2 + k_3 \cdot \mathbf{a}_3; \\ k_1, k_2, k_3 \in \{0; 1\}. \end{cases}$$

Гравитационный параметр Апофиса
взят в диапазоне 1.8-2.86 м³/с². (Масса
Апофиса 2.7 – 4.3×10¹⁰ кг)

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

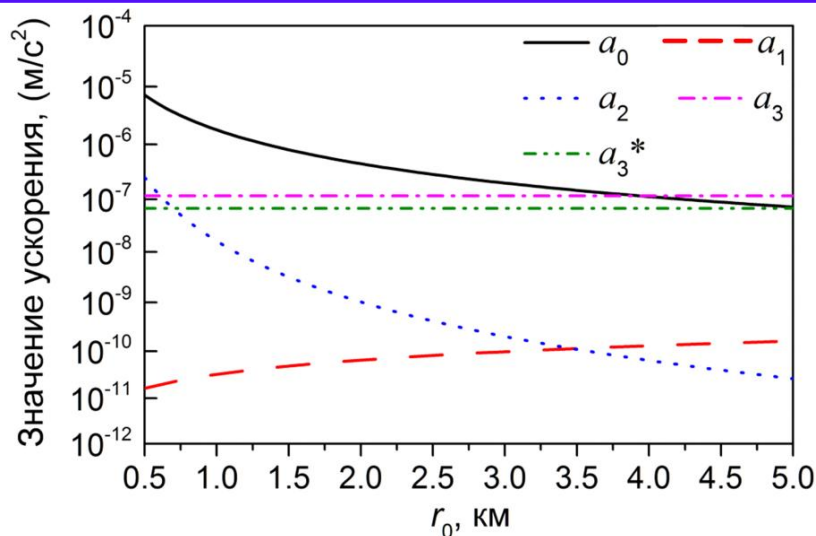
$\mathbf{a}_1$ – возмущение от притяжения
других небесных тел

$\mathbf{a}_2$ – возмущение от несферичности
Астероида

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

На основе **Тр.16** выполнен численный анализ (с учетом притяжения Солнца, Земли, Луны, Венеры, Юпитера, и др.). Начальная дата выбрана **23 апреля 2020** из даты t_2 прилета КА к Апофису . Диапазон радиуса орбиты спутника астероида **0.5-2км**.

Анализ движения КА у Апофиса с учетом частных возмущений



Для основного КА: $F_{SC} = 5\text{м}^2$, $F_{SP} = 10\text{м}^2$, $C_{SC}=1,4$, $C_{SP}=1,1$, $m_{SC} = 600$ кг.

Для мини-спутника: шар с диаметром $D = 40$ см, массой $m = 10$ кг, $C_{SC} = 1,4$ (по рекомендации АО «НПО Лавочкина»).

Рис.8 Изменение величин всех ускорений для случая $t_0 = 23.04.2020$, $r_0 = 0.5\text{--}5\text{км}$, $e_0 = 0$, $\mu_A = 1.8 \text{ м}^3/\text{с}^2$. $\alpha = 1.7$.

Влияние удаленных небесных тел

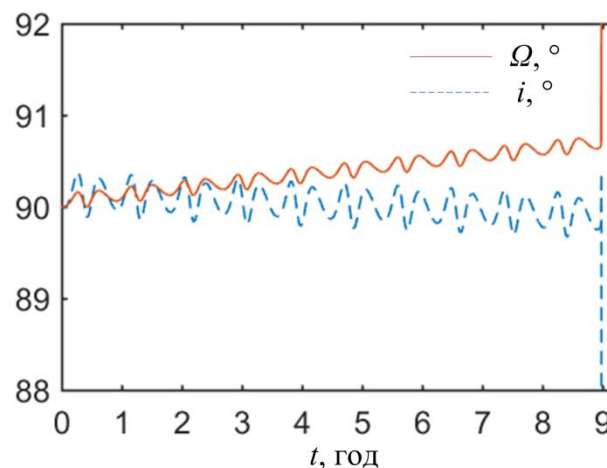
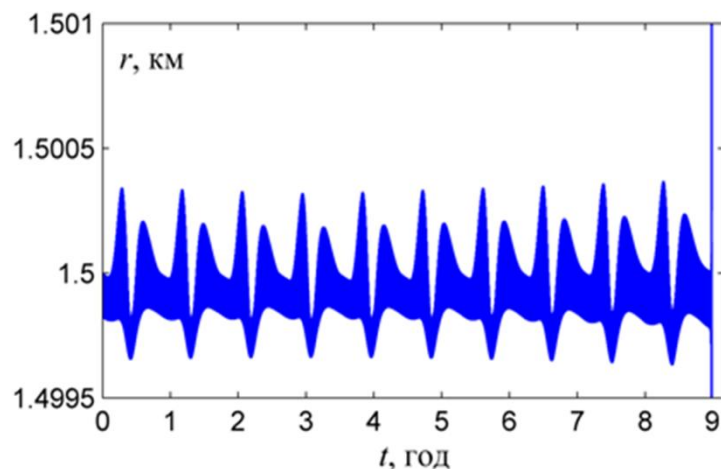


Рис.9 Влияние удаленных небесных тел ($\mu_A = 1.8 \text{ м}^3/\text{с}^2$, $t_0 = 23.04.2020$, $\Omega_0 = i_0 = 90^\circ$, $r_0 = 1.5 \text{ км}$)

Влияние несферичности астероида

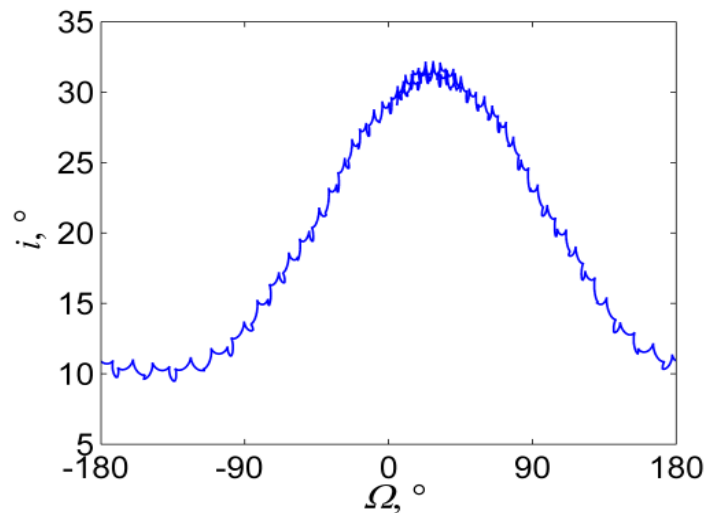


Рис.10 (а) Ротационный режим

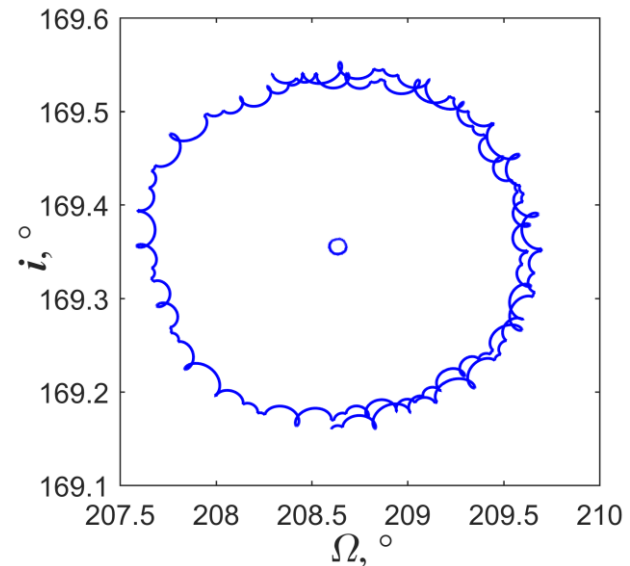


Рис.10 (б) Колебательный режим

Рис.10 Изменение плоскости орбиты из-за несферичности астероида ($r_0 = 0.5$ км, $\mu_A = 1.8$ м³/с², $\alpha = 1.7$, вращение вокруг малой оси **а**)

Выявлены две стационарные точки: (1) $\Omega_0 \approx 208,6^\circ$, $i_0 \approx 169,35^\circ$; (2) $\Omega_0 \approx 28,6^\circ$, $i_0 \approx 10,65^\circ$.

Для $\alpha_A = 1.5$, $\mu_A = [1.8; 2.86]$ м³/с², получены две треугольные точки либрации, находящиеся на расстоянии $\sim 816 - 955$ м от центра масс астероида.

4.2.3 Влияние давления Солнечного света

Ориентация плоскости орбиты $\delta r_3 \sim r_0^3 \sin \beta$

β - Угол между нормалью к плоскости орбиты КА и направлением от КА к Солнцу

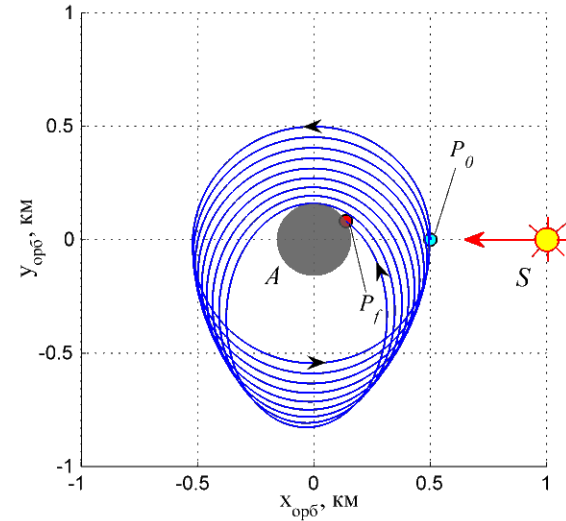
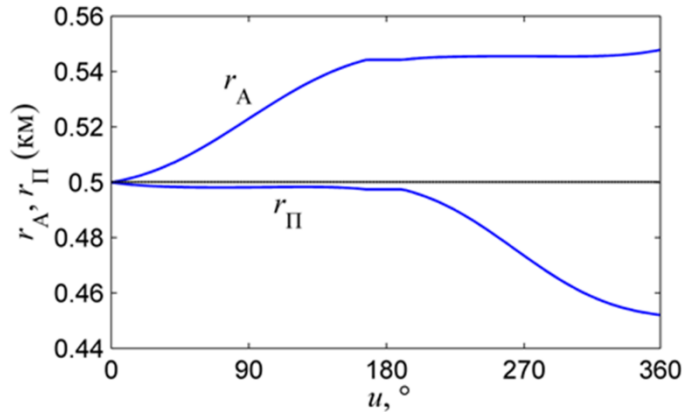


Рис.11 Случай $\Omega_0 = 0, i_0 = 0$ ($\beta \approx 80^\circ$), $t_0 = 23.04.2020$, $T \sim 5$ сут

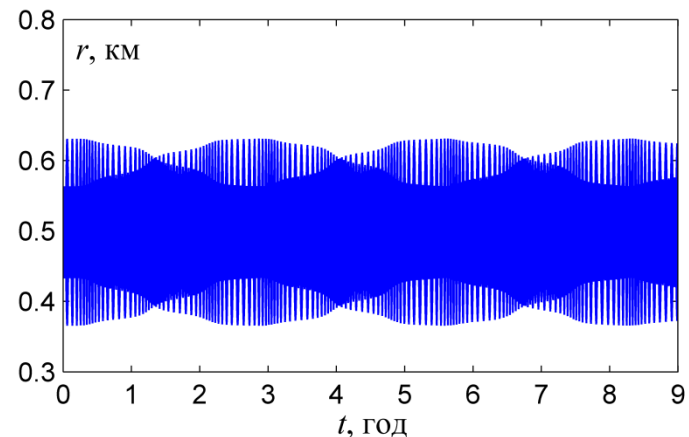
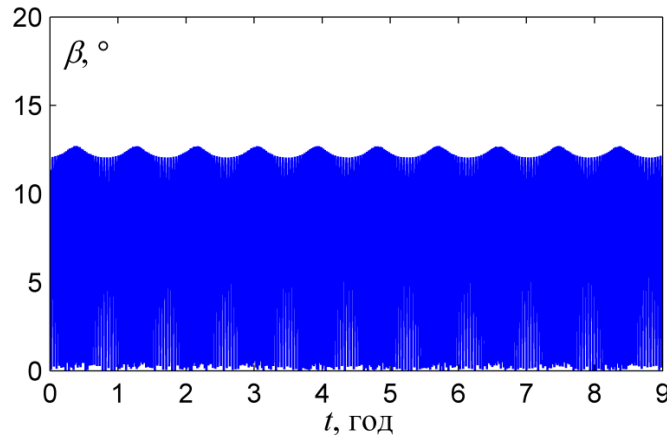


Рис.12 Случай $\Omega_0 = i_0 = 90^\circ$ ($\beta \approx 10^\circ$), $t_0 = 23.04.2020$, $T \sim 9$ лет

Совместное влияние всех трех возмущений

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

Орбитальное движение основного КА как спутника Апофиса

Таблица 4. Время жизни **основного КА** при движении вокруг астероида ($r_0 = 0.5$ км)

$\mu_A (\text{м}^3/\text{с}^2)$	α	T (сут.)
1.8	1.3	136
	1.5	88
	1.7	38 (A)
2.86	1.3	71
	1.5	310
	1.7	60

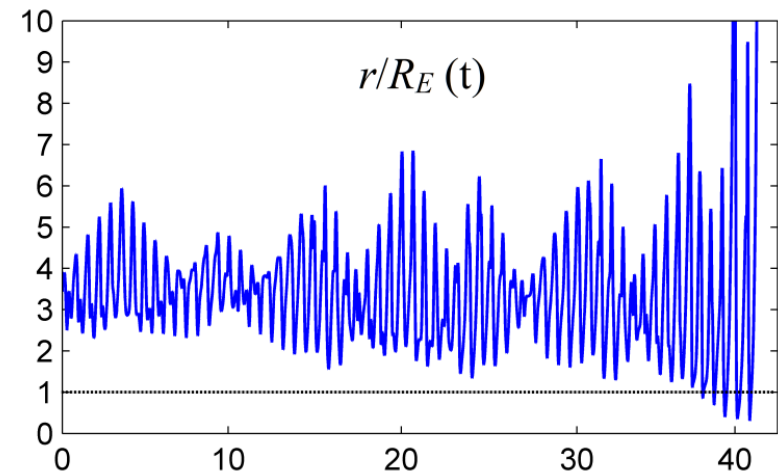


Рис. 13 Эволюция относительного расстояния для варианта А ($e_0=0$, $\Omega_0 = i_0 = 90^\circ$, $t_0 = 23.04.2020$)

(1) Для всех рассмотренных значений μ_A и α , «время жизни» основного КА **$T > 120$ сут.** при **$r_0 \in [0.9; 1.2]$ км.**

(2) Вторая возможность увеличить время жизни – коррекция. Необходимая скорость коррекции мала, < 1 м/с

Возможно использование оптимального времени ожидания (90-120 сут.)

Анализ возможности создания стабильной орбиты мини-спутника Апофиса для долгосрочных исследований

Таблица 5. Время жизни мини-спутника при движении вокруг астероида, со всеми возмущениями.

μ_A ($\text{м}^3/\text{с}^2$)	α	r_0 (км)	T
1.8	1.3	0.9	~ 2 года
	1.5 - 1.7	0.9	~ 1.2 года
	1.3 - 1.7	1.5	~9 лет
	1.3 - 1.7	2.0	~80 сут
2.86	1.3	1.0	~ 2 года
	1.5	1.0	~ 1.2 года
	1.7	1.0	~ 2 года
	1.3 - 1.7	1.5	~9 лет
		2.0	~9 лет
		2.5	~90 сут

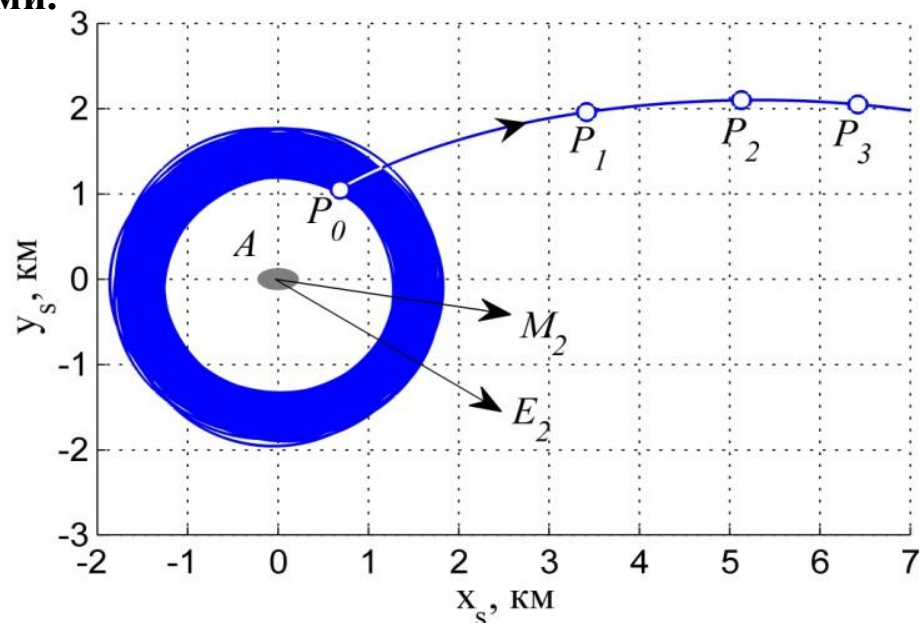


Рис. 14 Орбитальное движение мини-КА у астероида Апофис в 2020-2029гг для варианта $\mu_A = 1.8 \text{ м}^3/\text{с}^2$, $\alpha=1.7$, $e_0=0$, $\Omega_0 = i_0 = 90^\circ$, $t_0 = 23.04.2020$

P_0 - положение мини-спутника **13 апреля 2029**, минимальное расстояние от Апофиса до Земли ~ 38000 км.

Совместное влияние всех трех возмущений

Диапазоны «оптимального» начального радиуса орбиты мини-спутника ($T \sim 9$ лет):

μ_A ($\text{м}^3/\text{с}^2$)	α	r_0 (км)
1.8	1.5-1.7	1.3 - 1.6
2.86	1.7	1.4 - 2

Варьировался ряд основных параметров задачи, в частности:

Большая полуось a_0 , эксцентриситет e_0 , ориентация плоскости Ω_0 , i_0 орбиты

Гравитационный параметр μ_A , удлинение α , период и ось вращения астероида

Параметры КА – масса, коэффициент отражения.

Начальное время движения КА

Начальное положение спутника на орбите

Основные результаты анализа сохраняются.

ВЫВОДЫ

1. Разработана двухэтапная методика построения оптимальных по максимуму полезной массы межпланетных траекторий КА для экспедиции Земля - астероид – Земля. Разработан алгоритм построения сопряженных функций для случая максимизации полезной массы, с учетом различия скоростей истечения газов у двигательных установок и наличия отделения масс.
2. Построены оптимальные по максимуму полезной массы межпланетные траектории КА для экспедиции Земля - Апофис - Земля с помощью ДУ большой тяги - для перелета в течение 2019-2022 гг. Показано, что существует принципиальная возможность реализации космической экспедиции Земля-Апофис-Земля с использованием обычных двигателей большой тяги и РН «Союз-ФГ», «Союз-2.1б», «Зенит».
3. Выявлено, что для оптимальных межпланетных траекторий экспедиции возврат к Земле происходит вблизи восходящего узла орбиты Апофиса относительно эклиптики. Определено оптимальное время ожидания КА у Апофиса. Установлено, что нужно не более трех импульсов для реализации оптимальной экспедиции Земля-Апофис-Земля.

4. Разработана методика определения характеристик орбитального движения спутника астероида с учетом возмущений от небесных тел, несферичности астероида как удлиненного эллипсоида вращения, давления солнечного света и собственного вращения астероида вокруг малой оси.
5. Определены характеристики орбит движения основного КА и мини-аппарата вокруг Апофиса. Выявлены параметры начальной круговой орбиты (ориентация и радиус), при которых «время жизни» спутника Апофиса будет большим: более месяца для основного КА на низкой орбите и несколько лет, до сближения с Землей в 2029 г., для мини-спутника. При этом «оптимальной» является начальная ориентация плоскости орбиты КА, нормальной к направлению на Солнце.

ПУБЛИКАЦИИ

Публикации в журналах, индексируемых Scopus или Web of Science

- 1.Ивашкин В.В., Лан А. Анализ орбитального движения спутника астероида Апофис // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 4. С. 268-277.
- 2.Ивашкин В.В., Лан А. Анализ орбитального движения космического аппарата вокруг астероида Апофис // Доклады Академии наук. 2016. Т. 468, № 4. С.403-407.
- 3.Anqi Lang, V.V. Ivashkin. Dynamics of Spacecraft Orbital Motion around Asteroid Apophis // International Astronautical Congress IAC-2016. Proceedings. Paper IAC-16-C1,6,2,x33922, 12 p.
- 4.Vyacheslav V. Ivashkin, and Anqi Lang. Optimal Spacecraft Trajectories For Flight To Asteroid Apophis With Return To Earth Using Chemical High Thrust Engines // Advances in the Astronautical Sciences. Vol. 153.Published by Univelt. P.O. Box 28130. San Diego, California 92198. 2015. Pp. 1653-1667.
- 5.Ivashkin, V.V., Krylov, I.V., Lang, A. Optimal spacecraft trajectories for expedition to asteroid Apophis with return to Earth // International Astronautical Congress IAC-2013. Proceedings. 2013.Vol. 7, pp. 5388-5398.
- 6.Ивашкин В.В., Крылов И.В., А. Лан. Оптимальные траектории для экспедиции КА к астероиду Апофис с возвращением к Земле // Астрономический Вестник. 2013. Т. 47. № 4. С. 361-372.

Публикации, соответствующие перечню ВАК РФ

7. Ивашкин В.В., Лан А. Определение и анализ оптимальных космических траекторий для организации экспедиции Земля – Апофис – Земля с применением двигательных установок большой тяги // Космонавтика и ракетостроение. Вып 5 (98). 2017. С. 63-71.
8. Лан Аньци. Анализ космических траекторий для экспедиции Земля–Апофис–Земля и движения космического аппарата вокруг астероида Апофис. Инженерный журнал: наука и инновации, 2017.№ 7(67).С.1-19.
9. Ивашкин В.В., Лан А. Анализ оптимальности траекторий экспедиции Земля-астероид-Земля // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2017. № 113, 25 с.doi:10.20948/prepr-2017-113. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint/asp?id=2017-113>
10. Лан Аньци, Ивашкин В. В. Исследование характеристик траекторий космического аппарата для экспедиции Земля–Апофис–Земля // ЭКОЛОГИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК НАУЧНЫХ ЦЕНТРОВ ЧЭС. 2017. №4 . Вып. 2. С. 93–101.

Другие публикации

11. В.В. Ивашкин, И.В. Крылов, А. Лан. Анализ траекторий для космической экспедиции к астероиду Апофис с возвращением к Земле // «Космическая баллистика – от истоков к будущему». Под ред. Р.Р. Назирова. М.:ИКИ РАН. 2015. ISSN 2075-6836. С. 105-112.
12. Ивашкин В.В., Лан А. Исследование орбитального движения КА вокруг астероида Апофис // Труды международной конференции «Околоземная астрономия-2015». Терскол - М.: Ярус-К, декабрь 2015. С.175-180.

Спасибо за внимание!