

**XXXIII Академические Чтения по Космонавтике
Москва, 26 – 30 января 2009 г.**

**О КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ АСТЕРОИДА
АПОФИС ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ
ЕГО ВОЗМОЖНОГО СТОЛКНОВЕНИЯ
С ЗЕМЛЕЙ**

В.В. Ивашкин*, К.А. Стихно**

***Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН**

****НПО им. С.А. Лавочкина ФКА**

СОДЕРЖАНИЕ

1. Введение.....	3
2. Импульсная коррекция орбиты астероида.....	8
3. Сравнение Импульсных и слабых воздействий.....	11
4. Схема Гравитационного Воздействия на Астероид.....	13
5. Коррекция орбиты Астероида Гравитационным воздействием.....	14
6. Управление движением КА.....	19
7. Выводы.....	23
8. Литература.....	25

1. ВВЕДЕНИЕ - а

В докладе исследуется проблема астероида Апофис. В настоящее время существует некоторая положительная вероятность столкновения астероида с Землей. Поэтому важен анализ возможности предотвращения этого столкновения.

В работе выполнен анализ задачи коррекции орбиты астероида Апофис.

Целью этой коррекция является предотвращение столкновения астероида с Землей в 2036 году.

1. ВВЕДЕНИЕ - b

Номинальная Траектория астероида Апофис -a

Модель и Уравнения Движения Астероида без Коррекции

$$\frac{d^2\mathbf{r}_A}{dt^2} = -\frac{\mu_S + \mu_A}{r_A^3}\mathbf{r}_A + \sum_i \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_A}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_A|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right) + \Delta_E + \mathbf{a}_{SP}; (1)$$

$\mathbf{r}_A, \mu_A (=Gm_A)$ – гелиоцентрический радиус-вектор и гравитационный параметр астероида;

μ_S – гравитационный параметр Солнца;

\mathbf{r}_i, μ_i – радиус-векторы (из DE-405) и гравитационные параметры возмущающих небесных тел (большие планеты и Луна);

Δ_E – возмущение из-за сжатия Земли;

\mathbf{a}_{SP} – возмущение из-за давления Солнечного света.

1. ВВЕДЕНИЕ - с

Номинальная Траектория астероида Апофис - b

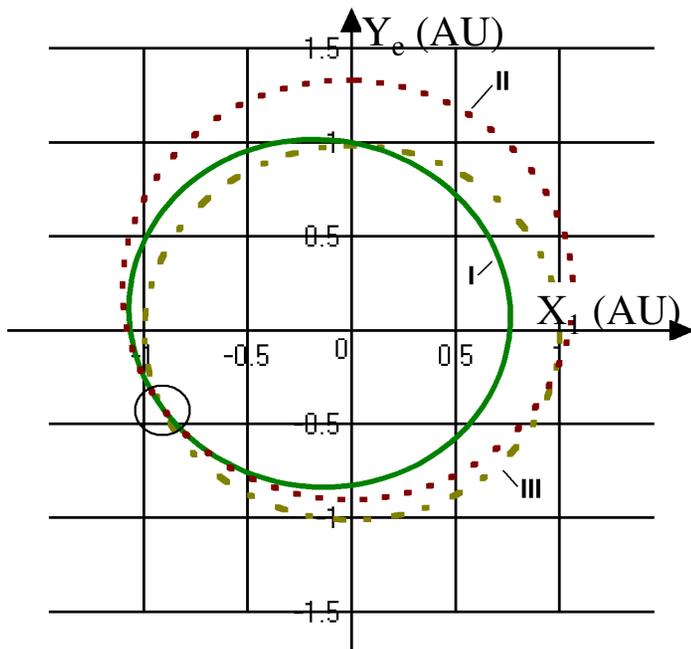


Рис. 1. Гелиоцентрические Орбиты Апофиса и Земли
I – Орбита Апофиса (из группы Атона) до сближения с Землей в 2029 году;
II – Номинальная орбита Апофиса (из группы Аполлона) после этого сближения;
III – Орбита Земли

Физические характеристики Апофиса:

- Поперечник $D_A = 250-390$ м
- Плотность $d_A = 2.5-3$ г/см³
- Масса ($D_A = 320$ м, $d_A = 2.5$ г/см³) $m_A \approx 4.3 \cdot 10^{10}$ кг
- Энергия потенциально возможного столкновения с Землей ~ 800 МТ ТНТ
- Энергия Тунгусского взрыва (1908 г.): ~12 МТ

1. ВВЕДЕНИЕ - d

6

Орбиты Апофиса со столкновениями с Землей в 2036 г.

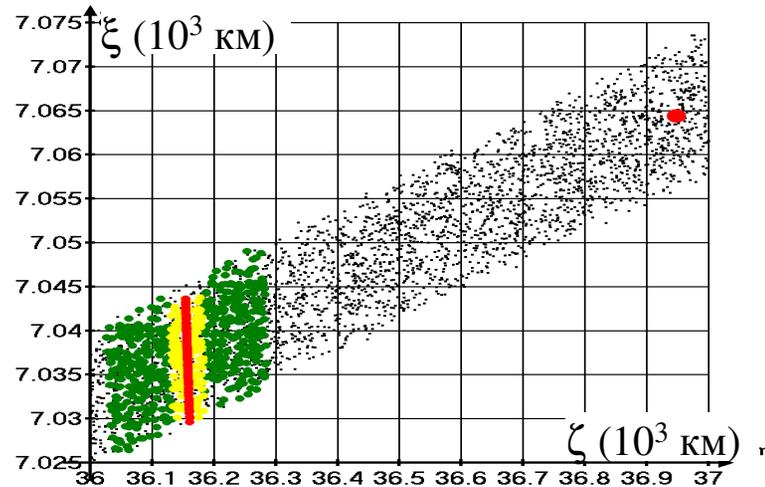


Рис. 2а. Множества «опасных» и столкновительных (в апреле 2036 г.) орбит Апофиса в картинной плоскости у Земли в 2029 г. :

- узкая красная полоска, $r_{\pi} < 6371$ км, $\zeta \sim 36160$ км (~ 600 м);
- окружающие желтые полосы, $r_{\pi} < 1 \cdot 10^6$ км;
- Зеленые полосы, $r_{\pi} < 5 \cdot 10^6$ км, $\zeta \sim 36000$ - 36300 км;
- Точки «эллипса рассеивания»
- По начальным данным [ИПА, 2005]

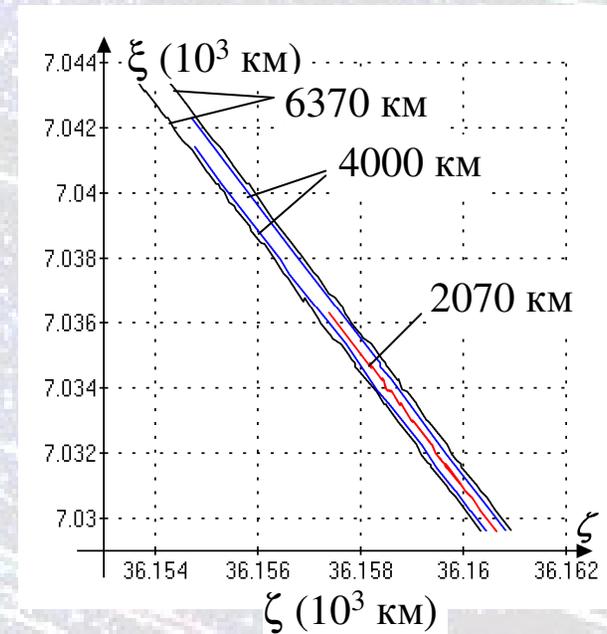


Рис. 2б. Картинная плоскость у Земли в 2029 г. - Изолинии постоянного перигейного расстояния (2070 км; 4000 км; 6370 км) орбиты Апофиса в 2036 г.

6

1. ВВЕДЕНИЕ - е

Рассматривается Проблема уменьшения Астероидной опасности для Земли, связанная с астероидом Апофис

Анализируется задача коррекции орбиты астероидом Апофис

Возможны два основных типа коррекционных воздействия:

- Импульсные кратковременные воздействия
- Слабые долговременные воздействия

2. ИМПУЛЬСНАЯ КОРРЕКЦИЯ ОРБИТЫ АСТЕРОИДА - а

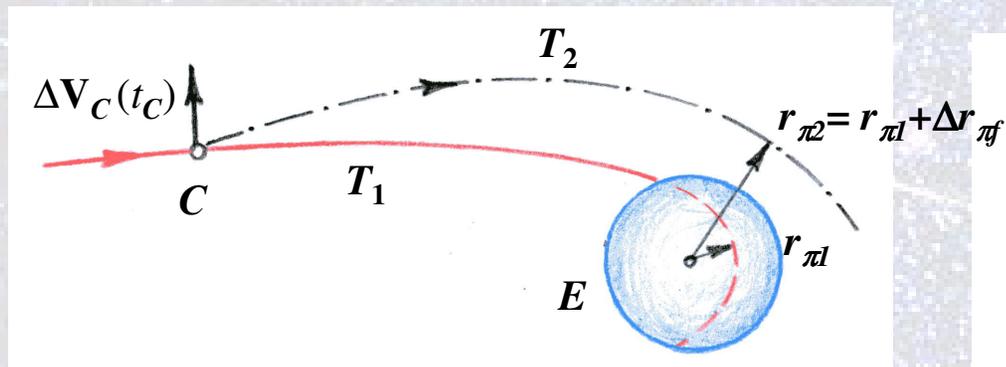


Рис. 3а. Схема одноимпульсной коррекции столкновительной орбиты астероида

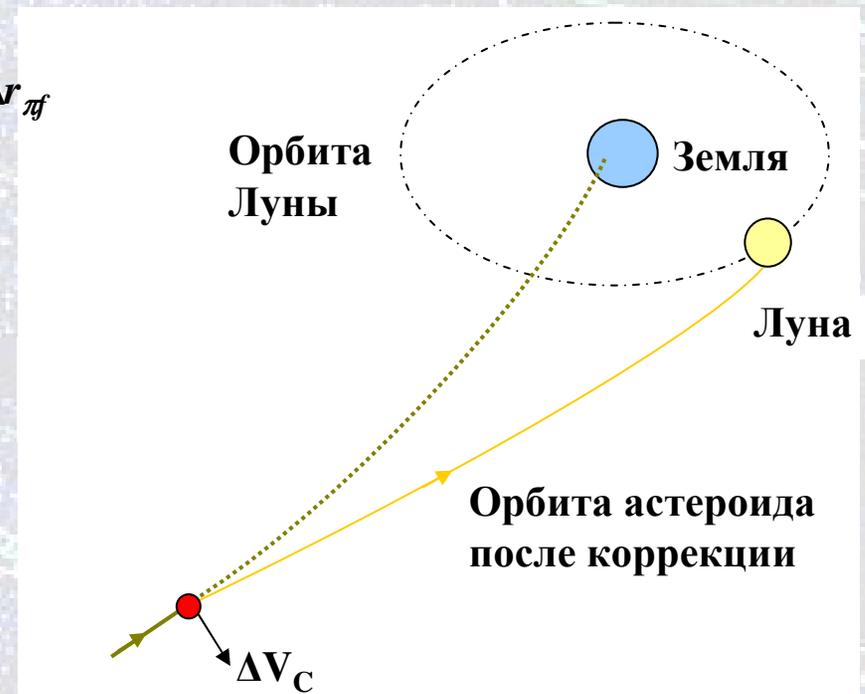


Рис. 3б. Схема одноимпульсной “Лунной” коррекции для отклонения Апофиса от Земли и направления астероида на Луну.

2. ИМПУЛЬСНАЯ КОРРЕКЦИЯ ОРБИТЫ АСТЕРОИДА - b

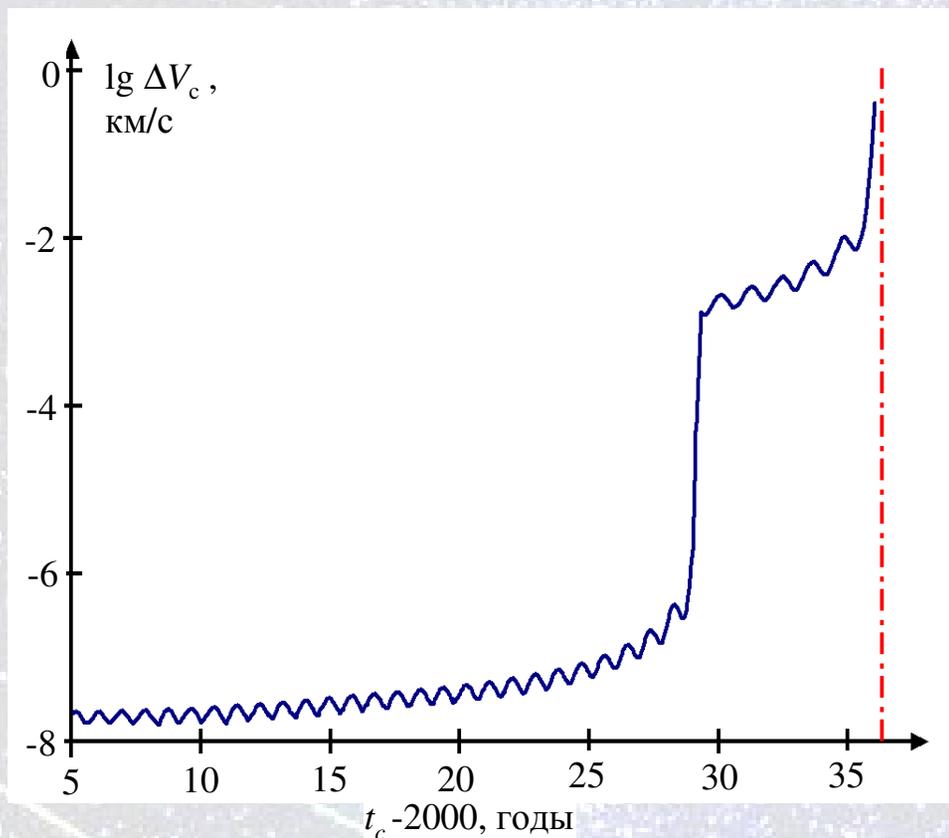


Рис. 4. Величина импульса скорости коррекции для отклонения Апофиса от Земли при изменении перигейного расстояния в апреле 2036 г. $\Delta r_{\text{пф}} = 10^6$ км (правая вертикальная прямая соответствует столкновению в 2036 г.)

При коррекции до сближения с Землей в 2029 г. величина импульса скорости коррекции значительно меньше, чем при коррекции после этого сближения.

2. ИМПУЛЬСНАЯ КОРРЕКЦИЯ ОРБИТЫ АСТЕРОИДА - с

10

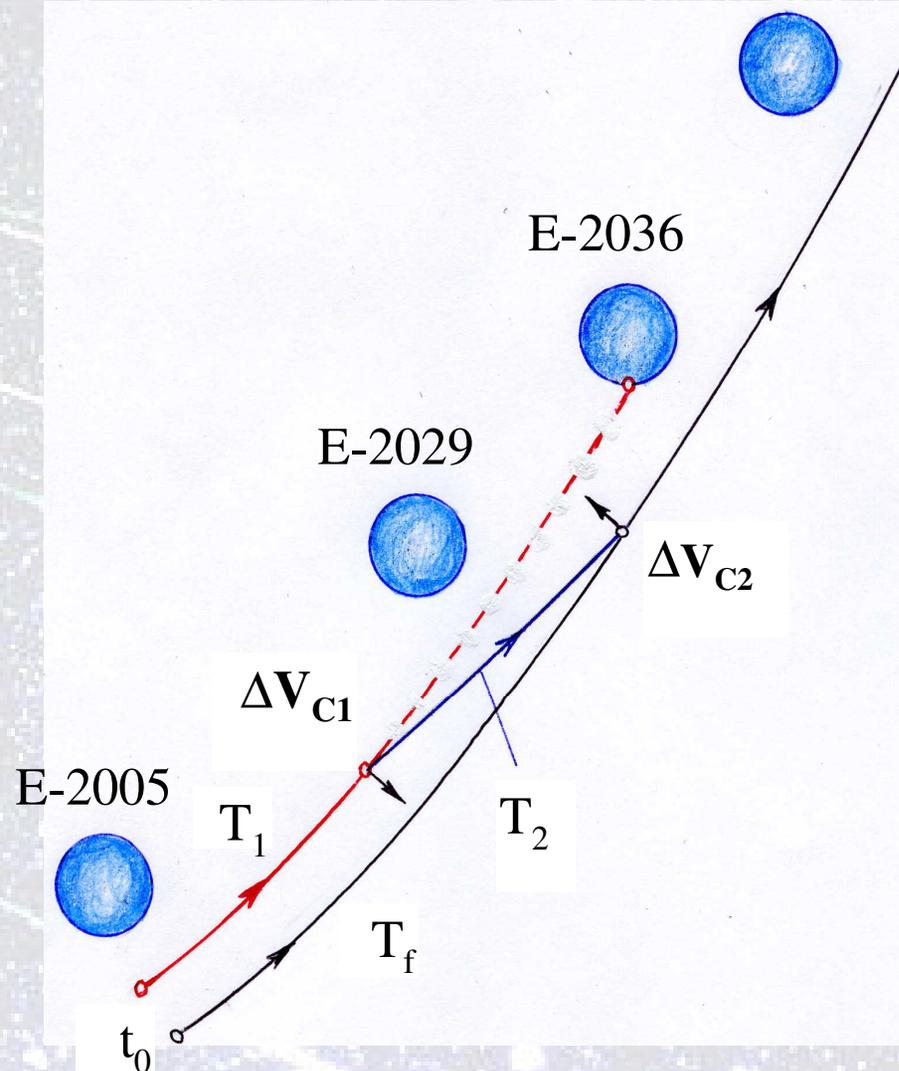


Рис. 5. Схема двухимпульсной коррекции столкновительной траектории астероида.

10

3. СРАВНЕНИЕ ИМПУЛЬСНЫХ И СЛАБЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ - а

Импульсные воздействия (ударно-кинетические, ядерные и др.) обладают рядом достоинств:

- довольно простые и быстрые в реализации;
- зачастую эффективны с энергетической точки зрения; так, довольно малы величина импульса скорости, масса космического аппарата для ударно-кинетического воздействия до 2028 года, энергия термоядерного воздействия до 2035 года для отклонения астероида Апофис;
- дополнительные возможности в коррекции дает двухимпульсное воздействие – для устранения ошибок определения орбиты и исполнения первой коррекции, а также для выбора параметров орбиты после коррекции.

Но они имеют недостатки:

- недостаточен уровень знания характеристик вещества и структуры астероида и модели воздействия;
- мала продолжительность воздействия, это ведет к трудностям управления;
- все это приводит к недостаточной точности осуществления коррекции

3. СРАВНЕНИЕ ИМПУЛЬСНЫХ И СЛАБЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ - б

Слабые воздействия (солнечное давление, малая тяга, гравитационный «трактор» и т.д.)

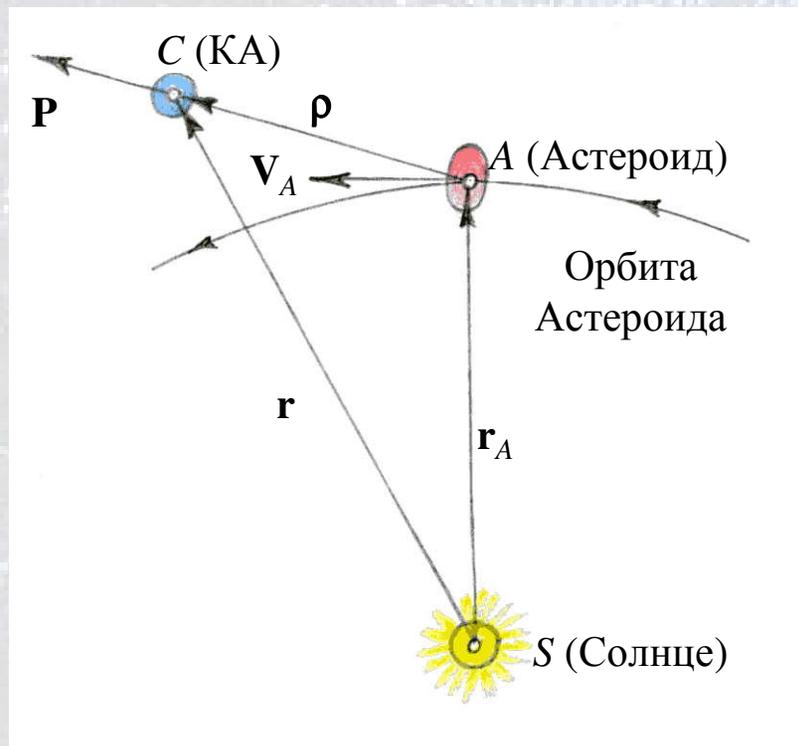
- часто сложны в техническом исполнении;
- имеют большую длительность воздействия;
- но, с другой стороны, они:

- зачастую имеют достаточно простую модель воздействия;
- из-за большой продолжительности работы могут быть организованы измерения и коррекция программы воздействия;
- все это приводит потенциально к лучшей точности коррекции.

Рассмотрим гравитационное воздействие, предложенное в
[Lu E.T., Love S.G. , 2005]

4. Схема Гравитационного Воздействия на Астероид

13



**Рис. 6. Схема размещения КА
вблизи Астероида для коррекции
его орбиты гравитационным
воздействием**

13

5. Коррекция орбиты Астероида Гравитационным Воздействием – а

14

Модель Гравитационного Воздействия

Уравнения Гелиоцентрического движения Астероида
с гравитационным воздействием на «активной» дуге траектории:

$$t_{c0} \leq t \leq t_{c0} + \Delta t_c; \quad (2)$$

$$\frac{d^2 \mathbf{r}_A}{dt^2} = -\frac{\mu_S}{r_A^3} \mathbf{r}_A + \mu \left(\frac{\boldsymbol{\rho}}{\rho^3} - \frac{\mathbf{r}}{r^3} \right) + \mathbf{a}_{PL} + \mathbf{a}_{SP}; \quad (3)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{\sum P_k}{c_e}; \quad (4)$$

Здесь: $\mathbf{a}_S \equiv -\mu_S \mathbf{r}_A / r_A^3$ – ускорение из-за Солнечной гравитации;

$\mathbf{a}_{SC} \equiv \mu (\boldsymbol{\rho} / \rho^3 - \mathbf{r} / r^3)$ – ускорение из-за гравитации КА;

$\mu = Gm$; $m = \mu / G$ – масса КА; она уменьшается при воздействии (4);

P_k – тяга двигателей КА, c_e – скорость истечения для двигателей КА;

$$m = m(t_{c0}) = m_0 \text{ при } c_e = \infty; \quad (5)$$

\mathbf{a}_{PL} – ускорение из-за гравитации Луны и планет, а также сжатия Земли;

\mathbf{a}_{SP} – ускорение от давления солнечного света.

14

5. Коррекция орбиты Астероида Гравитационным Воздействием – в

15

Продолжительность Гравитационного Воздействия - а

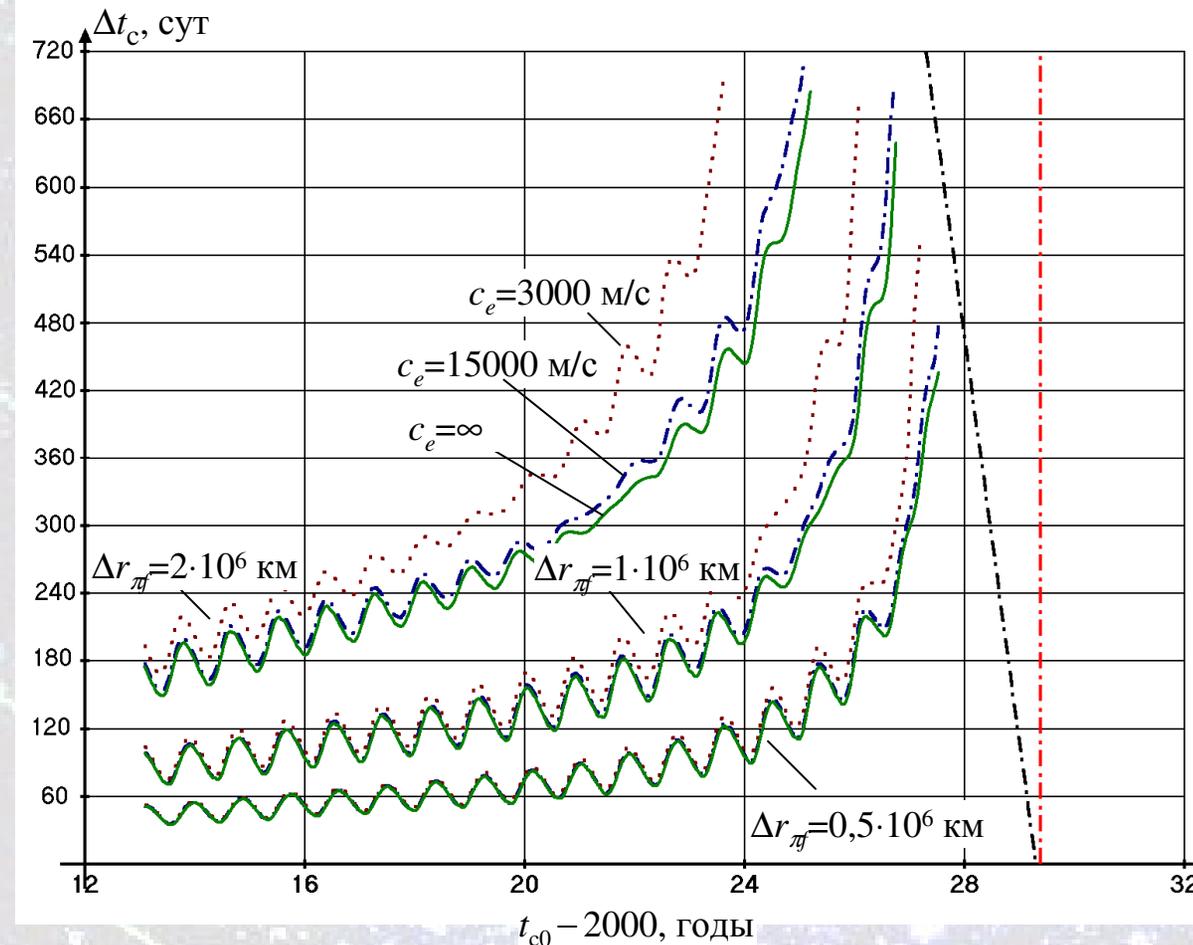


Рис. 7. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и изменения перигейного расстояния в 2036 году (начальная масса КА $m_0 = 5000$ кг, расстояние $\rho = 320$ м).

Продолжительность гравитационного воздействия примерно пропорциональна изменению перигейного расстояния Δr_{π} .

15

5. Коррекция орбиты Астероида Гравитационным Воздействием – с

16

Продолжительность Гравитационного Воздействия - b

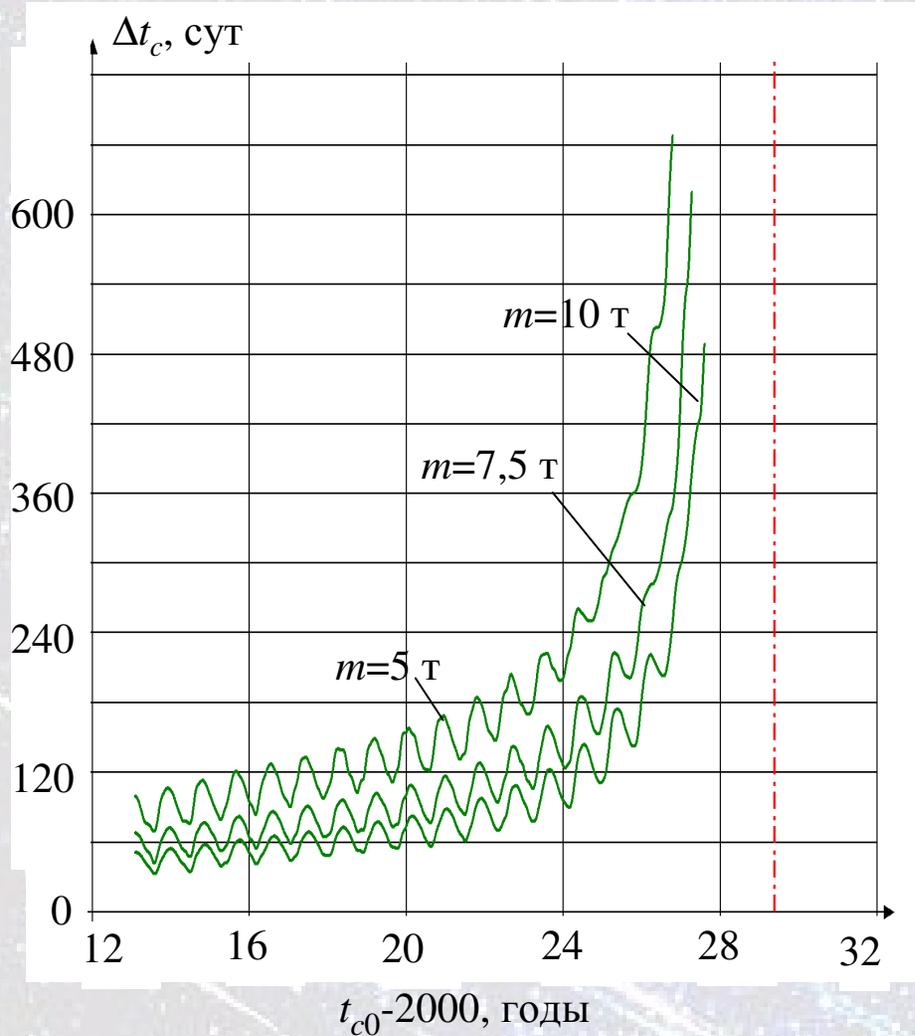


Рис. 8. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции и массы КА: $c_e = \infty$; $\rho = 320$ м; $\Delta r_{\pi f} = 1 \cdot 10^6$ км.

Продолжительность гравитационного воздействия примерно обратно пропорциональна массе КА

16

5. Коррекция орбиты Астероида Гравитационным Воздействием – d

17

Продолжительность Гравитационного Воздействия - c

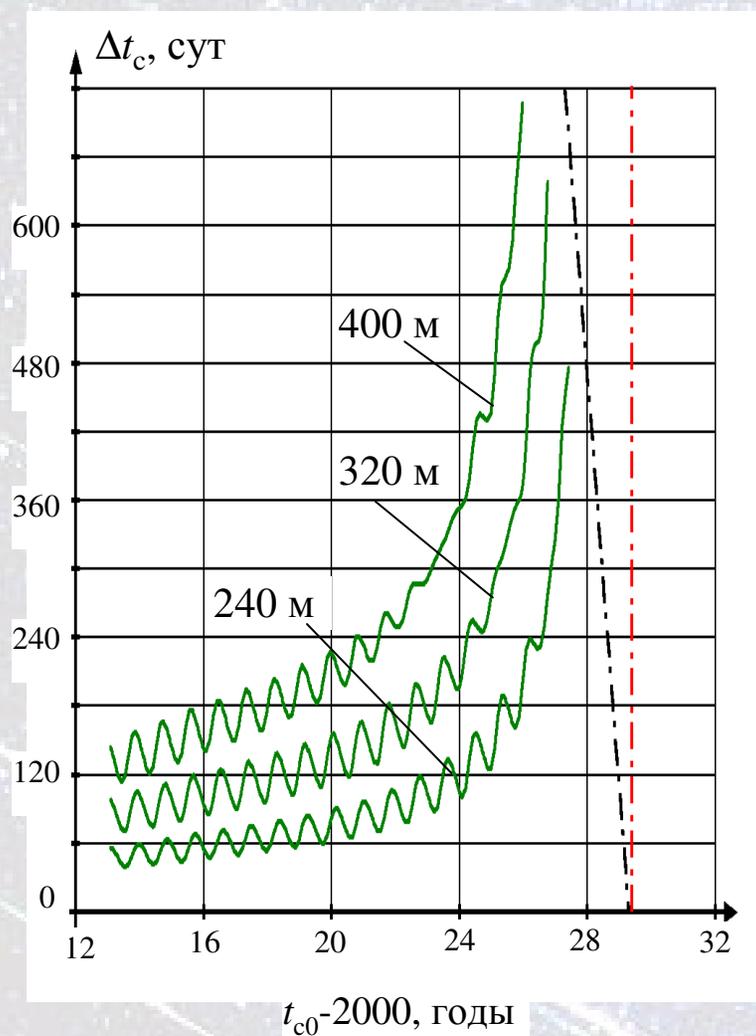


Рис. 9. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции и расстояния от КА до астероида

($c_e = \infty$; $m = 5$ т; $\Delta r_{\pi f} = 1 \cdot 10^6$ км).

Продолжительность гравитационного воздействия примерно пропорциональна квадрату расстояния, ρ^2 .

17

5. Коррекция орбиты Астероида Гравитационным Воздействием – e

Продолжительность Гравитационного Воздействия - d

**Приближенный анализ задачи на основе
модели импульсной коррекции:**

$$\Delta V_c(t_c') \approx a_{SC} \Delta t_c(t_{c0}), \quad a_{SC} \approx \mu / \rho^2; \quad t_c' = t_{c0} + \Delta t_c / 2;$$

$$\Delta t_c(t_{c0}) \approx \rho^2 \Delta V_c(t_c') / Gm(t_c') \approx \quad (6)$$

$$\approx \rho^2 \Delta r_{\pi f} / Gm(t_c') d_{rV}(t_c');$$

$$\text{здесь } d_{rV} = \Delta r_{\pi f} / \Delta V_c \approx dr_{\pi f} / dV_c.$$

6. УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КА - а

19

Тяга двигателей КА

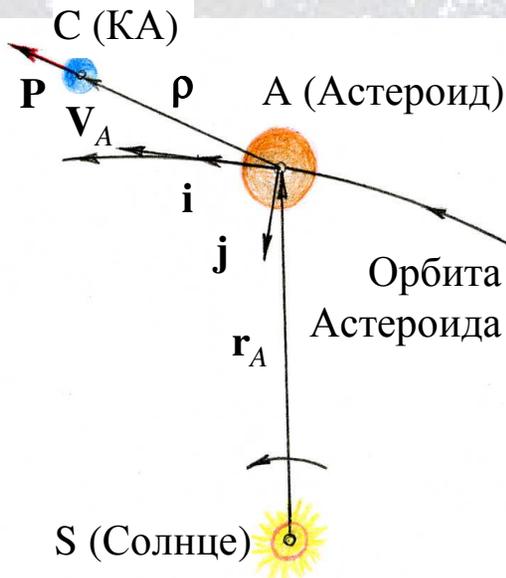


Рис. 10. Схема удержания КА вблизи астероида в «орбитальной» системе координат

При управлении КА с помощью его ракетных двигателей выполняется условие

$$\rho = \rho V_A / V_A = \text{const} - \quad (7)$$

В орбитальной системе координат СК, связанной с орбитой астероида. Суммарная тяга двигателей КА определяется из уравнения движения КА относительно астероида:

$$d^2\rho/dt^2 = \Sigma P_k / m - (\mu_A + \mu) \rho / \rho^3 + a'_S + a'_{PL} + a'_{SP} - a_C - a_e. \quad (8)$$

Здесь: a_C и a_e – Кориолисово и переносное ускорения из-за вращения орбитальной СК. Вследствие (7) и оценок: $dp/dt=0$; $d^2\rho/dt^2=0$; $a_C=0$; $(|a'_S| + |a'_{PL}| + |a'_{SP}| + |a_e|) \approx 10^{-10} \text{ m/s}^2$ ускорение от астероида (с относительной погрешностью 10^{-6}):

$$a_A = -(\mu_A + \mu) \rho / \rho^3 \approx -\mu_A \rho / \rho^3 (\approx 2.9 \cdot 10^{-5} \text{ m/s}^2), \quad (9)$$

а тяга двигателей КА:

$$P = \Sigma P_k = -m a_A = m \mu_A \rho / \rho^3; P = |P| = Gm m_A / \rho^2. \quad (10)$$

Т.о., суммарная тяга P направлена ~ вдоль вектора ρ . Пример: $m=5\text{т}$, $m_A=4.3 \cdot 10^7 \text{ т}$, $R_A=160 \text{ м}$, $\rho=320 \text{ м}$, тогда $P=0.14 \text{ Н}$.

6. УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КА - b

Масса КА

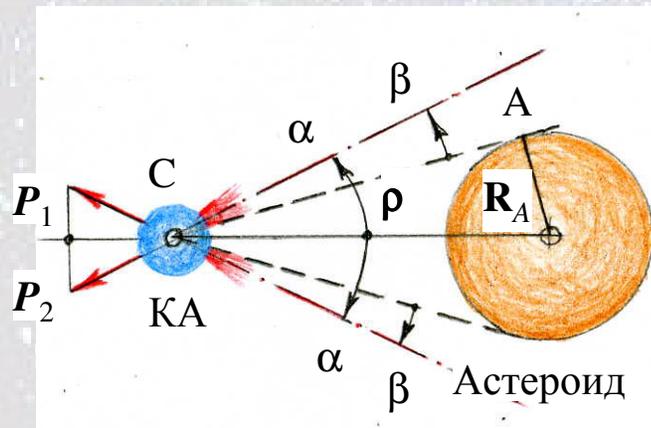


Рис. 11. Схема удержания
КА вблизи астероида
[E. Lu and S.Love, 2005]

На рис. 11 приведена принятая схема действия двигателей КА с отклонением их осей над горизонтом астероида на угол β ($=20^\circ$). Угол отклонения от продольной оси КА

$$\alpha = \arcsin(R_A/\rho) + \beta. \quad (11)$$

Сумма величин тяг и общий секундный расход массы:
 $\Sigma P_k = P / \cos \alpha = Gm m_A / \rho^2 \cos \alpha;$

$$dm/dt = - Gm m_A / c_e \rho^2 \cos \alpha; \quad t_{c0} \leq t \leq t_{c0} + \Delta t_c. \quad (12)$$

Текущая масса КА:

$$m(t) = m_0 \exp\{-Gm_A(t-t_{c0})/c_e \rho^2 \cos \alpha\}; \quad (13)$$

$$t_{c0} \leq t \leq t_{c0} + \Delta t_c.$$

Конечная масса КА и расход массы:

$$m_f = m(t_{c0} + \Delta t_c) = m_0 \exp\{-Gm_A \Delta t_c / c_e \rho^2 \cos \alpha\}; \quad (14)$$

$$\Delta m_c = m_0 - m_f.$$

6. УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КА - с

21

Расход массы -а

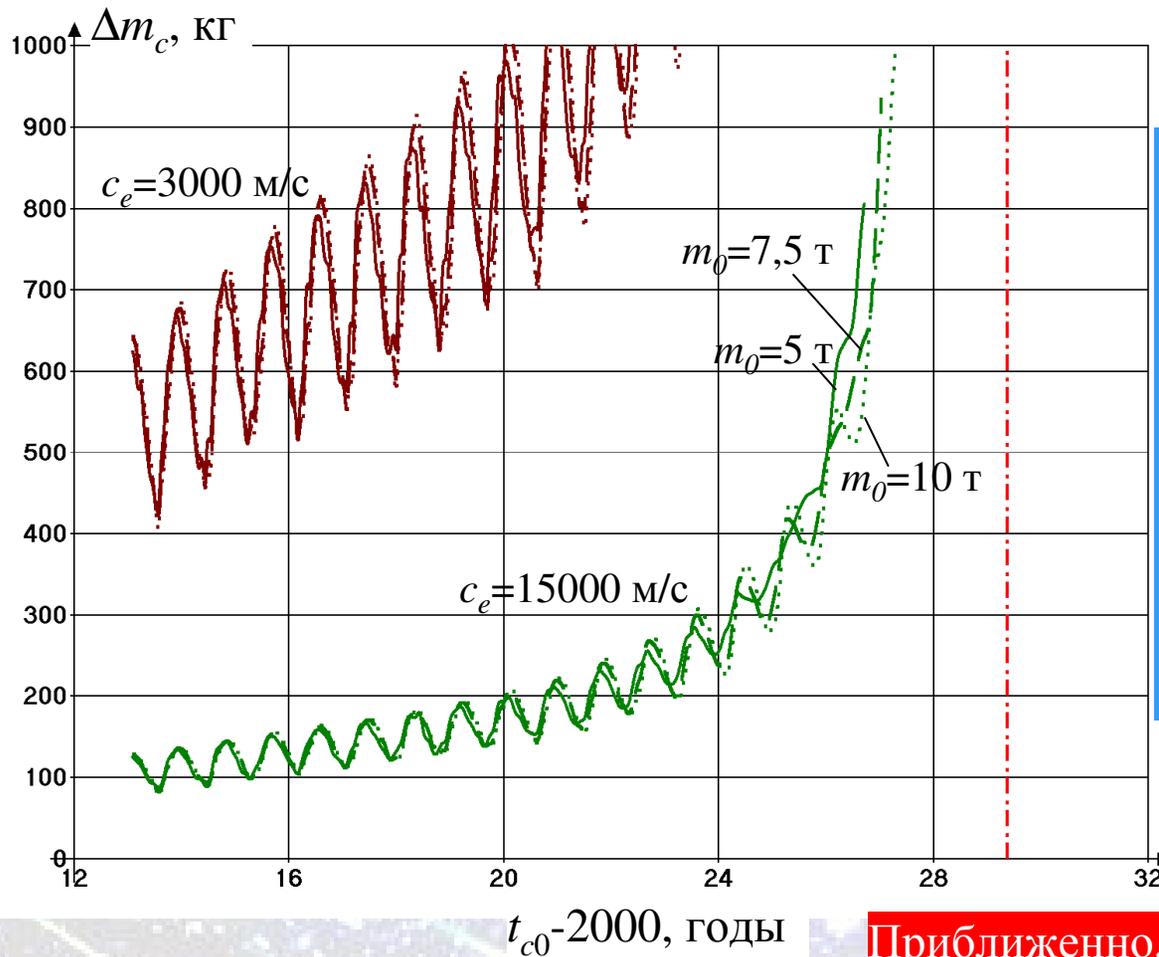


Рис. 12. Расход массы КА в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и начальной массы КА (расстояние до астероида $\rho=320$ м; изменение перигея в 2036 г. $\Delta r_{\pi f} = 1 \cdot 10^6$ км).

Приблизенно, из (14) и (6):

$$\Delta m_c \approx m_A \Delta r_{\pi f} / c_e \cos \alpha(\rho) d_{TV}.$$

21

6. УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КА - d

22

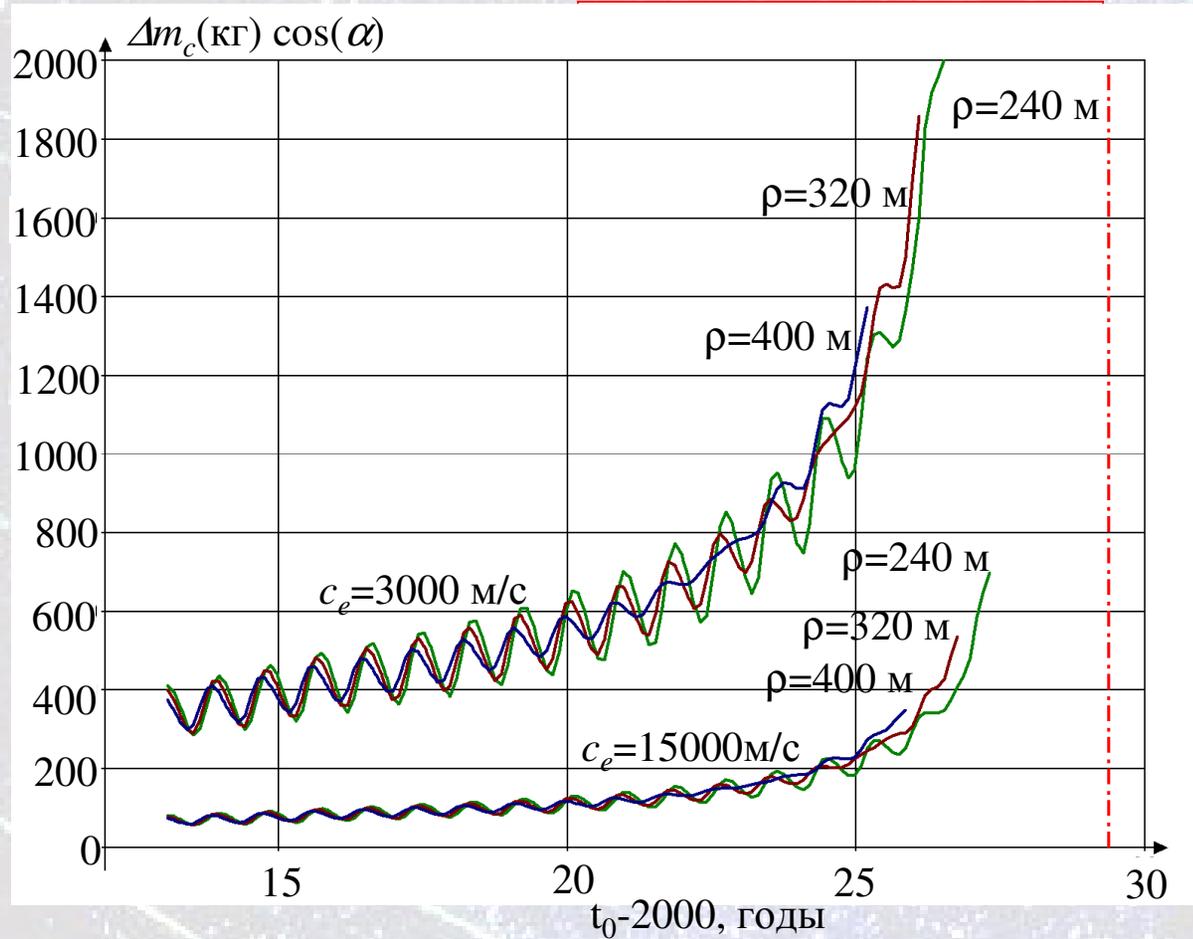


Рис. 13. Расход массы КА в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и расстояния до астероида (начальная масса КА $m=320 \text{ м}$; изменение перигея в 2036 г. $\Delta r_{\pi f} = 1 \cdot 10^6 \text{ км}$).

22

7. ВЫВОДЫ - а

Из-за возможного соударения Апофиса с Землей, на случай реализации столкновительной траектории астероида Апофис, важно проанализировать проблему предотвращения этого столкновения. Для этого могут быть использованы некоторые импульсные и слабые воздействия.

Анализ показывает, что для отклонения Апофиса от Земли в 2036 г. может быть использовано гравитационное воздействие с помощью сравнительно небольшого КА массой несколько тонн. При воздействии до 2021 г. продолжительность воздействия для отклонения на 1 млн. км. составит несколько месяцев. Для управления и удержания КА в специальном положении относительно астероида могут быть использованы как электро-реактивные, так и химические ДУ. Расход массы для этого управления составляет 100-1000 кг.

7. ВЫВОДЫ - b

24

Сейчас очень важно уточнить орбиту астероида, а также его физические характеристики как с помощью наземных, так и, что очень эффективно, с помощью космических наблюдений на базе специальных КА, - особенно при близких сближениях в 2013 и 2021 годах.

Основные результаты представлены в публикациях:

Доклады АН, 2008, т. 419, № 5, с. 624-627

Доклады АН, 2009, т. 424, № 5, с. 621-626

Доклад на XXXI Академических чтениях по космонавтике, Москва, 2007 г.

Доклад на Международной конференции «Planetary Defense Conference», 2007, G. Washington University, США

Доклад на Международной конференции в Терсколе, 2007 г.

Доклад на Тунгусской конференции, Москва, 2008 г.

Доклады на 58-59 Международных Конгрессах Астронавтических Конгрессах, 2007-2008 гг.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (Гранты 06-01-00531, 09-01-00710) и программы поддержки научных школ (Гранты НШ-2448.2006.1, НШ-1123.2008.1).

8. ЛИТЕРАТУРА - а

1. **Ahrens T.J., Harris A.W.** *Deflection and fragmentation of near-Earth asteroids.* // Nature, 1992, Vol. 360, pp. 429-433.
2. **Ailor W.** *Earth Threatening Asteroids: Issues and Future Actions.* // 58th International Astronautical Congress, Hyderabad, India, September 24-28, 2007. Proceedings, Presentation: IAC-07-H.L.01.pdf.
3. **Ивашкин В.В., Смирнов В.В.** *Качественный анализ некоторых методов уменьшения астероидной опасности для Земли.* // *Астрономический вестник.* 1993. Т.27, N 6. С. 46-54.
4. **Ивашкин В.В.** *Качественный сравнительный анализ некоторых методов изменения орбиты сближающегося с Землей малого небесного тела.* // Сборник трудов конференции “Околоземная астрономия XXI века”, г. Звенигород, 21-25 мая 2001 г. ИНАСАН. М.: ГЕОС, 2001. С. 294-304.
5. **Ивашкин В.В., Стихно К.А.** *Анализ проблемы коррекции орбиты сближающегося с Землей астероида Apophis.* // Труды XXXI Академических чтений по космонавтике, Москва, январь-февраль 2007 г. Под ред. А.К. Медведевой. М., Комиссия РАН, 2007, с. 91-92.
6. **Ivashkin V.V., Stikhno C.A.** *An Analysis of the Correction Problem for the Near-Earth Asteroid (99942) Apophis=2004 MN4.* // The 2007 Planetary Defense Conference, March 5-8, 2007, the G. Washington Univ., Washington, D.C., USA. <http://www.aero.org/conferences/planetarydefense/> .
7. **Ivashkin V.V., Stikhno C.A.** *A Problem of the Orbit Correction for the Near-Earth Asteroid Apophis.* // 58th International Astronautical Congress, Hyderabad, India, September 24-28, 2007. Proceedings, Paper IAC-07-C1.7.08.pdf.
8. **Ивашкин В.В., Стихно К.А.** *О проблеме коррекции орбиты сближающегося с Землей астероида (99942) Apophis.* // Доклады Академии Наук, 2008, т. 419, N 5. С. 624-627.
9. **Ивашкин В.В., Стихно К.А.** *Анализ проблемы коррекции орбиты астероида Апофис.* // В кн. «Околоземная астрономия 2007». Труды Международной конференции, 3-7 сент. 2007, Терскол. Изд. КБНЦ РАН, Нальчик. 2008. С. 44-48.
10. **Ivashkin V.V., Stikhno C.A.** *On prevention of possible collision of asteroid Apophis with Earth,* // International Conference "100 years since Tunguska phenomenon: Past, present and future", June 26-28, 2008b; Moscow: <http://www.keldysh.ru/papers/2008/source/article/Tunguska.pdf> .

8. ЛИТЕРАТУРА - б

11. **Ivashkin V.V., Stikhno C.A.** *USING A WEAK GRAVITY EFFECT FOR CORRECTION OF THE ASTEROID APOPHIS ORBIT.* // 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 29 September – 3 October, 2008. Proceedings, DVD: Paper, IAC-08.C1.6.7.pdf, 10 p.
12. **Ивашкин В.В., Стихно К.А.** *О применении гравитационного воздействия на астероид Apophis для коррекции его орбиты.* // Доклады Академии Наук, 2009, т. 424, N 5. С. 621-626.
13. **Ивашкин В.В., Стихно К.А.** *О коррекции орбиты астероида Апофис для предотвращения его возможного столкновения с землей.* // Материалы XXXIII Академических чтений по космонавтике, Москва, январь 2007 г. Под ред. А.К. Медведевой. М., Комиссия РАН, 2009, с. 364-365.
14. **Lu E.T., Love S.G.** *Gravitational tractor for towing asteroids.* // Nature, 2005, Vol. 438, pp. 177-178.
15. **Медведев Ю.Д., Свешников М.Л. и др.** *Астероидно-кометная опасность.* // Ред. А.Г. Сокольский. С.-Петербург, изд. ИТА РАН, 1996. 244 с.
16. **Phipps C.I.** *Laser Deflection of NEO's.* // NASA Near Earth Object Interception Workshop. Proceedings. LA-UR-92-420, pp. 256-260.
17. **Степаньянц В.А., Львов Д.В.** *Эффективный алгоритм решения системы дифференциальных уравнений движения.* // Математическое моделирование. 2000, т.12, вып. 6. С. 9-14.
18. *Угроза с неба: рок или случайность? Опасность столкновения Земли с астероидами, кометами и метеороидами.* // Науч. ред. А.М. Микиша, М.А. Смирнов. Космосинформ, Москва. 1999. 218 с.
19. **Э.И. Ягудина, В.А. Шор.** *Орбита AC3 (99942) Apophis = 2004 MN4 из анализа оптических и радарных наблюдений.* // Всероссийская конференция «Астероидно-кометная опасность-2005 (АКО-2005)», Санкт-Петербург, 3-7 октября 2005 г. Материалы конференции. СПб: ИПА РАН, 2005. С. 355-358.