

XXXIV Академические Чтения по Космонавтике
Москва, 26 – 29 января 2010 г.

ПРОБЛЕМА КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ АСТЕРОИДА АРОРНИС

В.В. Ивашкин*, К.А. Стихно**

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

****НПО им. С.А. Лавочкина ФКА**

Секция 5. Прикладная небесная механика и управление движением
Среда, 27 января 2010 г.

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 с акцентом на применение КА малой массы, чтобы можно было использовать существующие ракетно-космические системы.

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

1. ВВЕДЕНИЕ - b

Модель и уравнения движения астероида

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu_S}{|\mathbf{r}|^3} \mathbf{r} - \sum_i \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} + \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_i}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_i|^3} \right) + \Delta_1 + \Delta_2 \quad (1)$$

\mathbf{r} – гелиоцентрический радиус-вектор астероида;

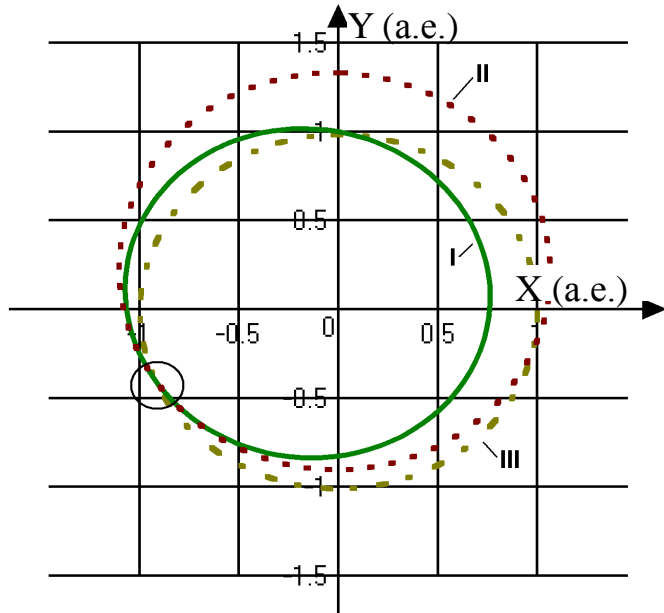
μ_S – гравитационный параметр Солнца;

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

Δ_1 – возмущение из-за сжатия Земли;

Δ_2 – возмущение из-за давления Солнечного света.

2. Номинальная траектория астероида Апофис - а



Физические параметры астероида:

- Диаметр $D_A = 250-390$ м
- Плотность $d_A = 2.5-3$ г/см³
- Масса (при $D_A = 320$ м, $d_A = 2.5$ г/см³) $m_A \approx 4.3 \cdot 10^{10}$ кг
- Энергия столкновения с Землей 800 МТ

- **Рис. 1. Орбиты Астероида Apophis и Земли**
- **I** – Орбита астероида до сближения в 2029г.
- **II** – Номинальная орбита астероида после сближения с Землей в 2029 г.
- **III** – Орбита Земли

- Параметры орбиты **I** астероида *Apophis*:
- Период обращения $T = 0.89$ г. ($T_c \approx 8$ лет)
- Афелий $r_a = 1.10$ а.е
- Перигелий $r_p = 0.75$ а.е
- Большая п/ось $a = 0.92$; наклон $I = 3.3$

Параметры орбиты **II** астероида *Apophis*:

- Период обращения $T = 1.17$ г. ($T_c \approx 7$ лет)
- Афелий $r_a = 1.33$ а.е
- Перигелий $r_p = 0.90$ а.е
- Большая п/ось $a = 1.11$; наклон $I = 2.12$

Скорость приближения к Земле $V_\infty \approx 5.5$ км/с

Скорость соударения с поверхностью $V_c \approx 12.6$ км/с

2. Номинальная траектория астероида Апофис - b

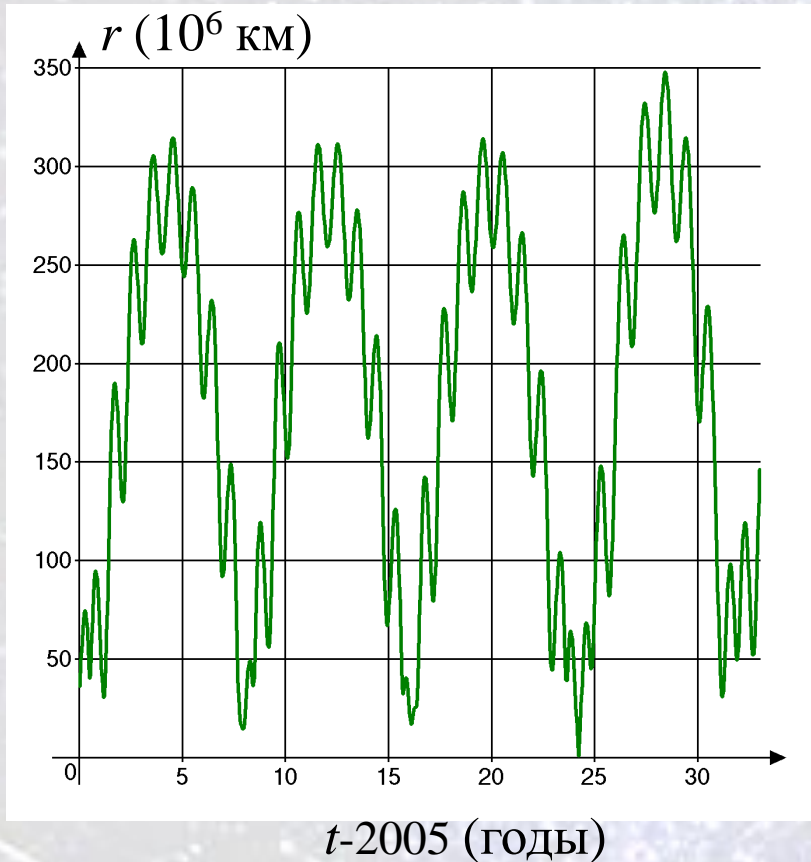


Рис. 2. Расстояние от астероида до центра Земли. Момент времени $t_0=0$ соответствует дате 2005 JAN. 30.0

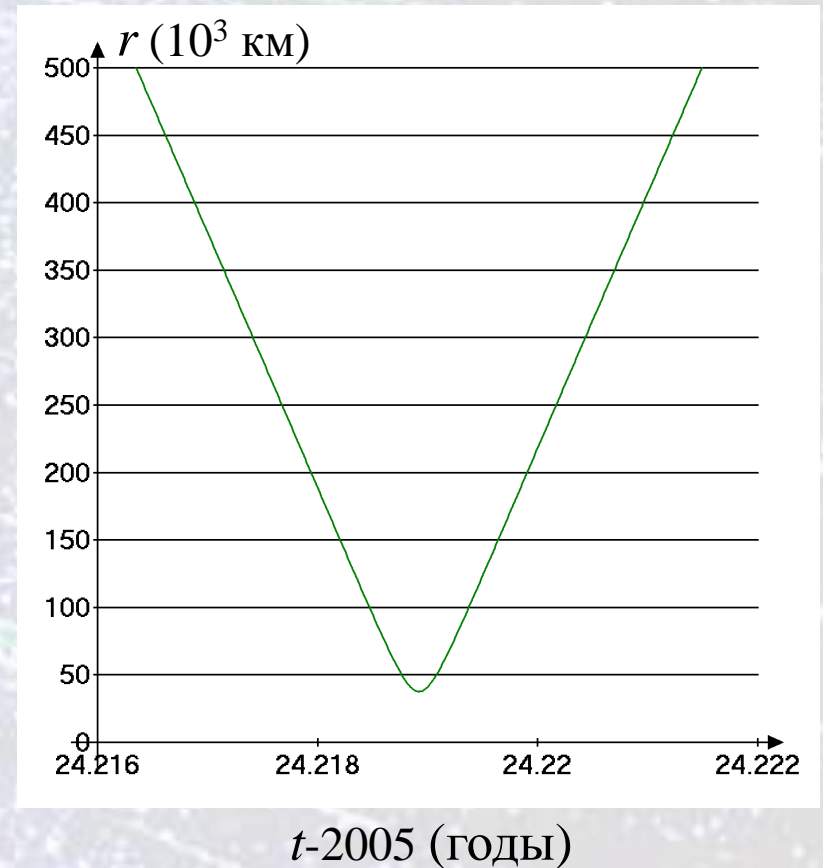


Рис. 3. Расстояние от Апофиса до центра Земли в окрестности точки сближения в 2029 г.

3. Семейство траекторий столкновения астероида с Землей в 2036 г - а

Поиск траекторий, приводящих к столкновению с Землей

С помощью метода градиентного спуска минимизируется функция перигейного расстояния в окрестности данного сближения в зависимости от начальных координат $Z \in D$

$$f(Z) = r_{\pi}(Z, t_{\pi i}(Z)) \rightarrow \min, \quad (3)$$

определяющая минимальное расстояние до Земли в момент некоторого сближения с Землей $t_{\pi i}$ для траектории с вектором начальных параметров Z .

Минимизация проводится методом градиентного спуска.

Заранее проводится интегрирование 10^4 случайно выбранных начальных данных из D . Для первой итерации выбираются те начальные данные, для которых траектории имеют наименьшее расстояние до Земли в 2036 году.

3. Семейство траекторий столкновения астероида с Землей в 2036 г - в

Множество орбит Апофиса со столкновениями с Землей в 2036 г.

Картинная плоскость перпендикулярна геоцентрической скорости номинальной траектории астероида в момент его наибольшего сближения с Землей в апреле 2029 года.

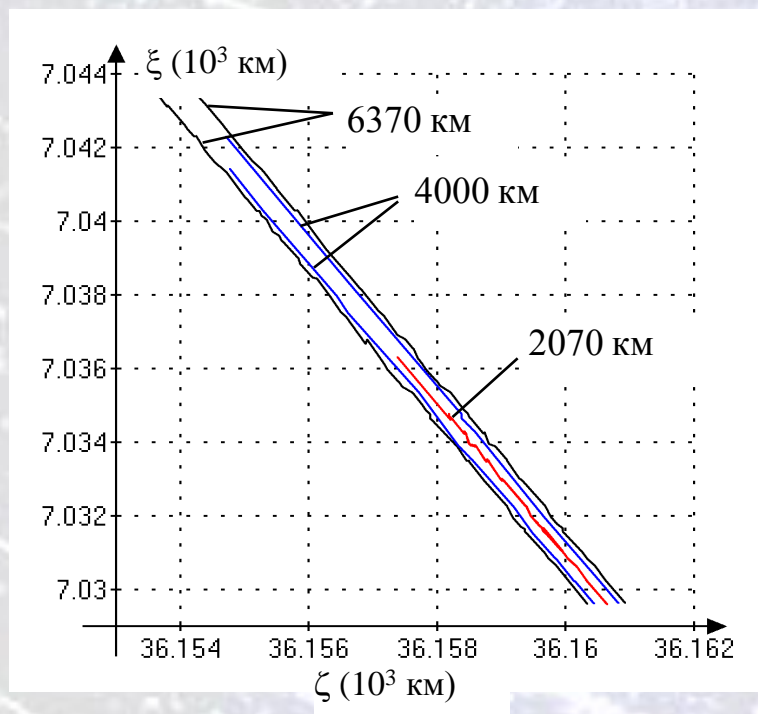


Рис. 4. Картинная плоскость у Земли в 2029г.

Изолинии постоянного перигейного расстояния (2070 км; 4000 км; 6370 км) орбиты Апофиса в 2036 г.

Ширина опасной области ~600 м.

Коррекция орбиты астероида

Рассматриваются два вида воздействий:

Импульсные воздействия (ударно-кинетические, ядерные и др.)

- довольно простые и быстрые в реализации
- зачастую эффективны с энергетической точки зрения
- довольно малы импульс скорости и масса КА для ударно-кинетического воздействия до 2028 года, энергия термоядерного воздействия до 2035 года
- возможность уменьшения ошибок за счет двухимпульсной коррекции
- 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

Слабые воздействия (малая тяга, гравитационный «трактор»)

- 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
- часто сложны в техническом исполнении
- имеют большую длительность воздействия

4. Импульсная коррекция орбиты астероида - а

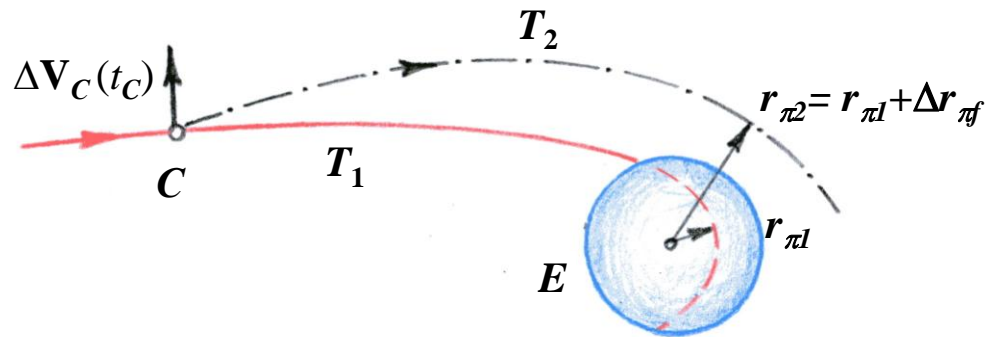


Рис. 5. Схема одноимпульсной коррекции столкновительной орбиты астероида

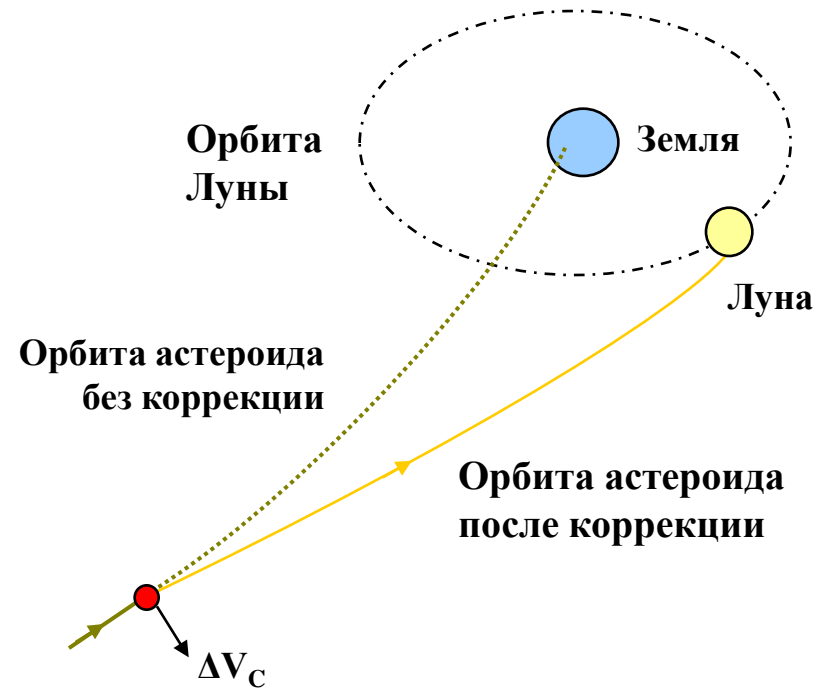


Рис. 6. Схема одноимпульсной "Лунной" коррекции для отклонения Апофиса от Земли и направления астероида на Луну.



Рис. 7. Схема двухимпульсной коррекции столкновительной траектории астероида

4. Импульсная коррекция орбиты астероида - b

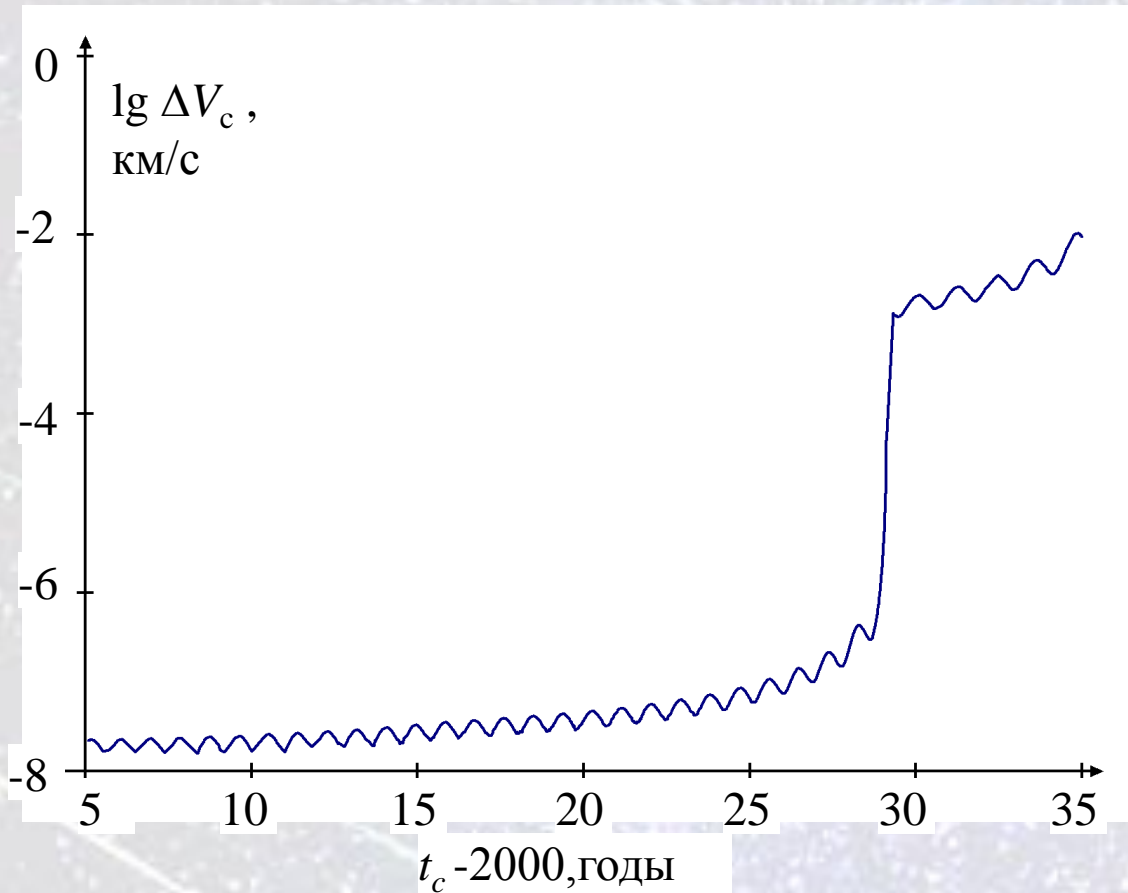


Рис. 8. Величина импульса скорости коррекции для отклонения Апофиса от Земли при изменении перигейного расстояния в апреле 2036 г. $\Delta r_{\pi f} = 10^6$ км

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

5. Коррекция орбиты астероида гравитационным воздействием

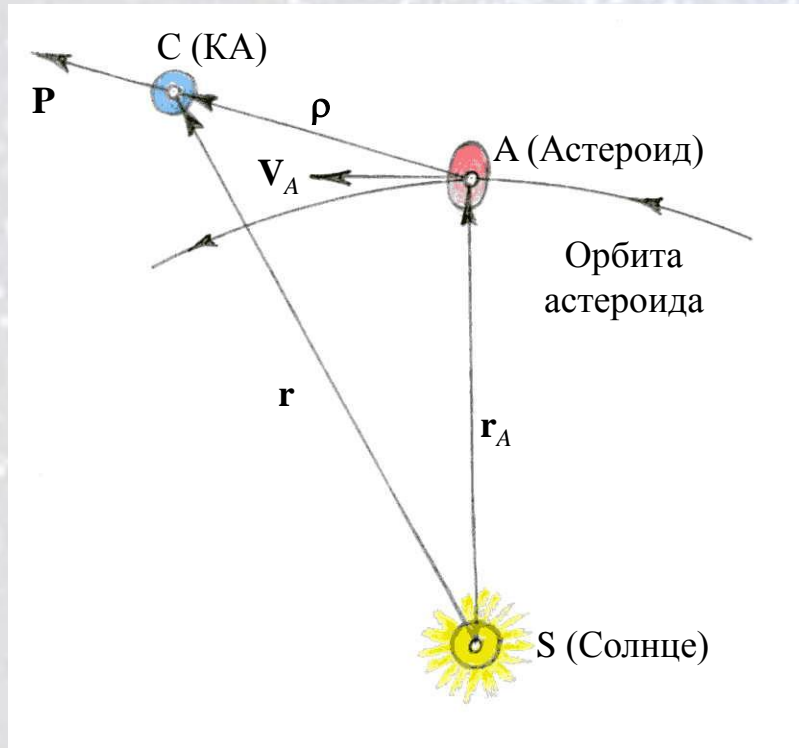


Рис. 9. Схема расположения аппарата около астероида

5. Коррекция орбиты астероида гравитационным воздействием – а

Модель гравитационного воздействия

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

$$t_{c0} \leq t \leq t_{c0} + \Delta t_c; \quad (4)$$

$$\frac{d^2 \mathbf{r}_A}{dt^2} = -\frac{\mu_S}{r_A^3} \mathbf{r}_A + \mu \left(\frac{\boldsymbol{\rho}}{\rho^3} - \frac{\mathbf{r}}{r^3} \right) + \mathbf{a}_{PL} + \mathbf{a}_{SP}; \quad (5)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{\sum P_k}{c_e}; \quad (6)$$

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 (6);

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

$$m = m(t_{c0}) = m_0 \quad \text{при } c_e = \infty; \quad (7)$$

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

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

5. Коррекция орбиты астероида гравитационным воздействием – в

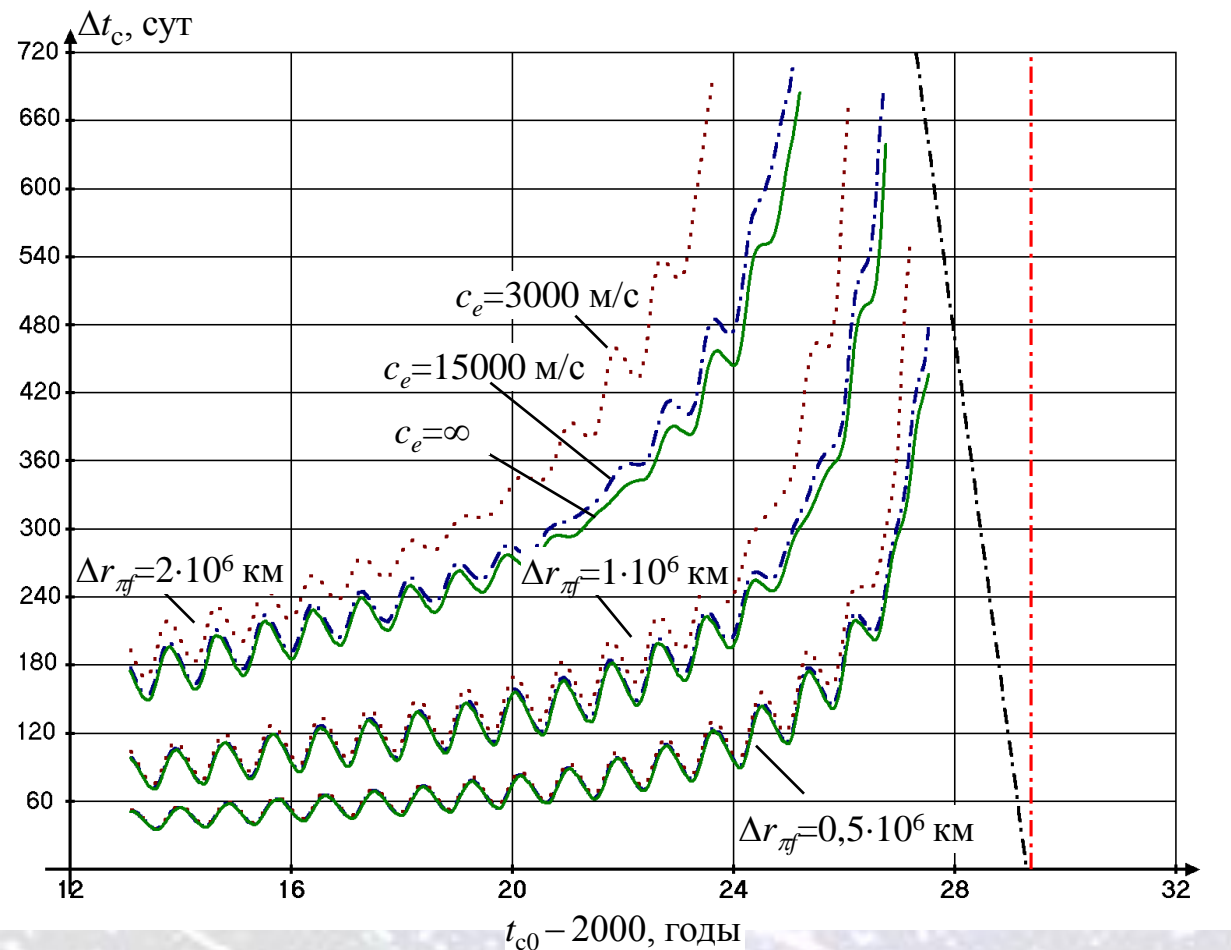


Рис. 10. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и изменения перигейного расстояния в 2036 году (начальная масса КА $m_0 = 5000$ кг, расстояние от КА до астероида $\rho = 320$ м).

Продолжительность гравитационного воздействия примерно пропорциональна изменению перигейного расстояния $\Delta r_{\pi f}$.

5. Коррекция орбиты астероида гравитационным воздействием – с

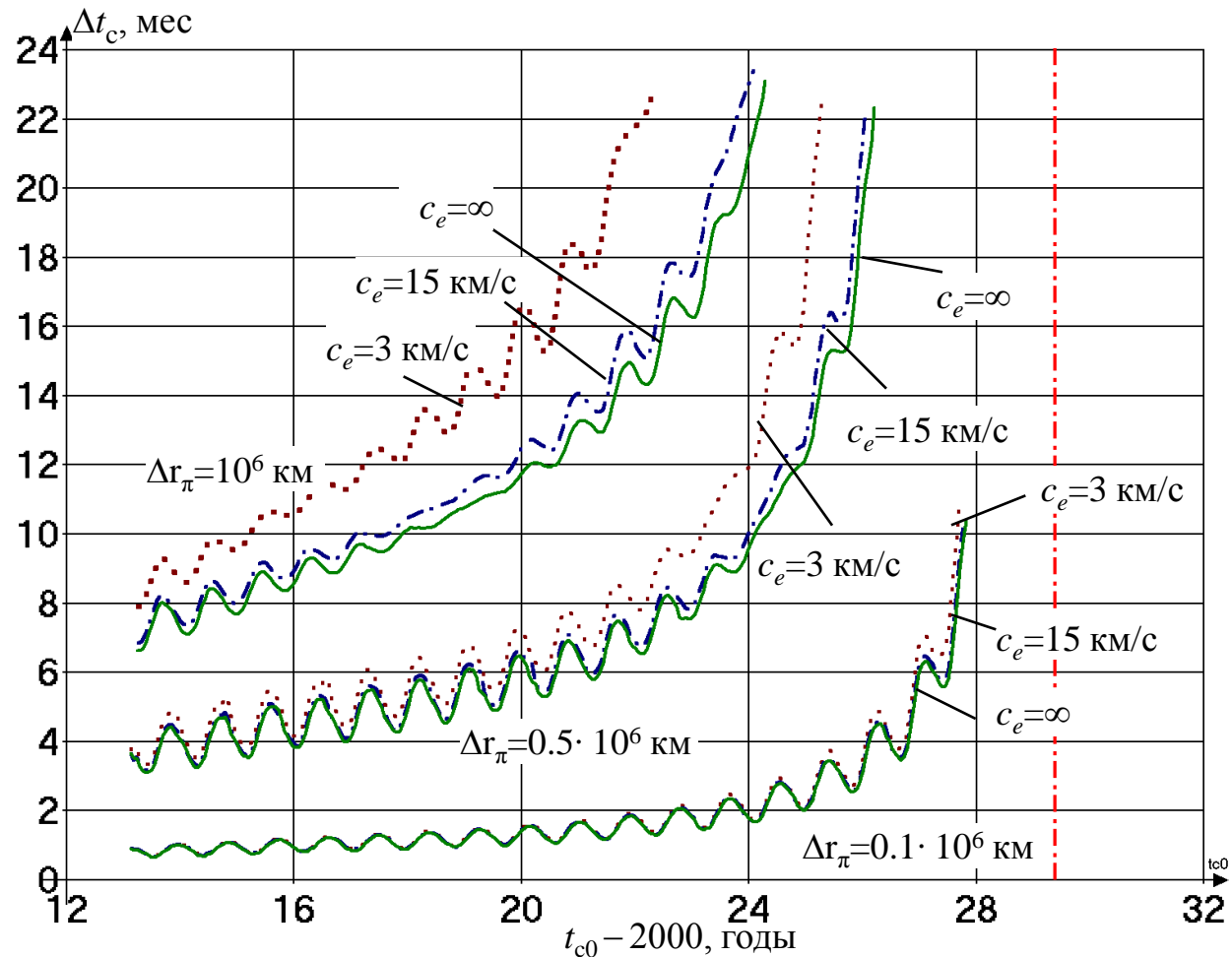


Рис. 11. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения (начальная масса КА $m_0=2$ т, изменение перигейного расстояния в 2036 году 1, 0.5 и 0.1 млн. км; расстояние от КА до астероида $\rho=320$ м).

5. Коррекция орбиты астероида гравитационным воздействием – d

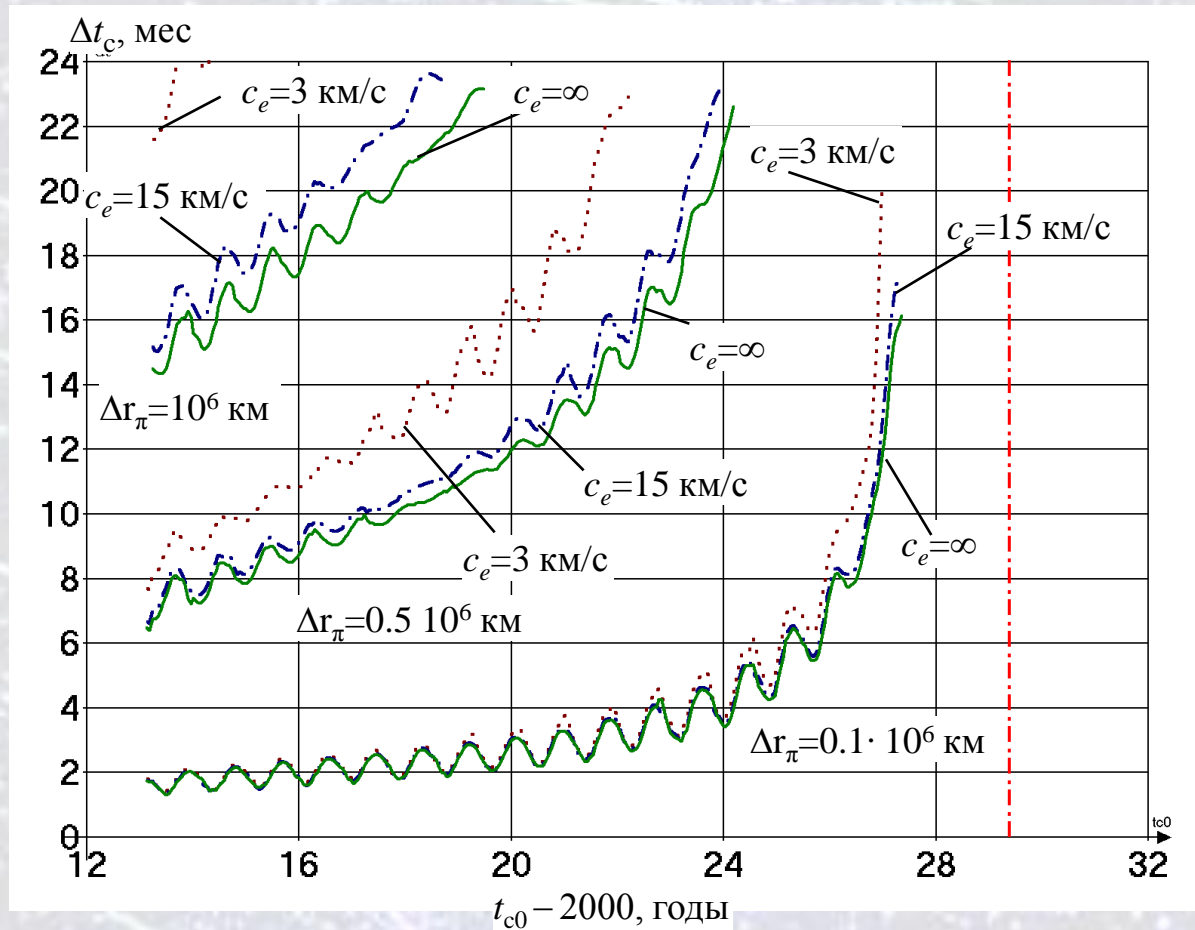


Рис. 12. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения (начальная масса КА $m_0=1$ т, изменение перигейного расстояния в 2036 году 1, 0.5 и 0.1 млн. км; расстояние от КА до астероида $\rho=320$ м).

5. Коррекция орбиты астероида гравитационным воздействием – e

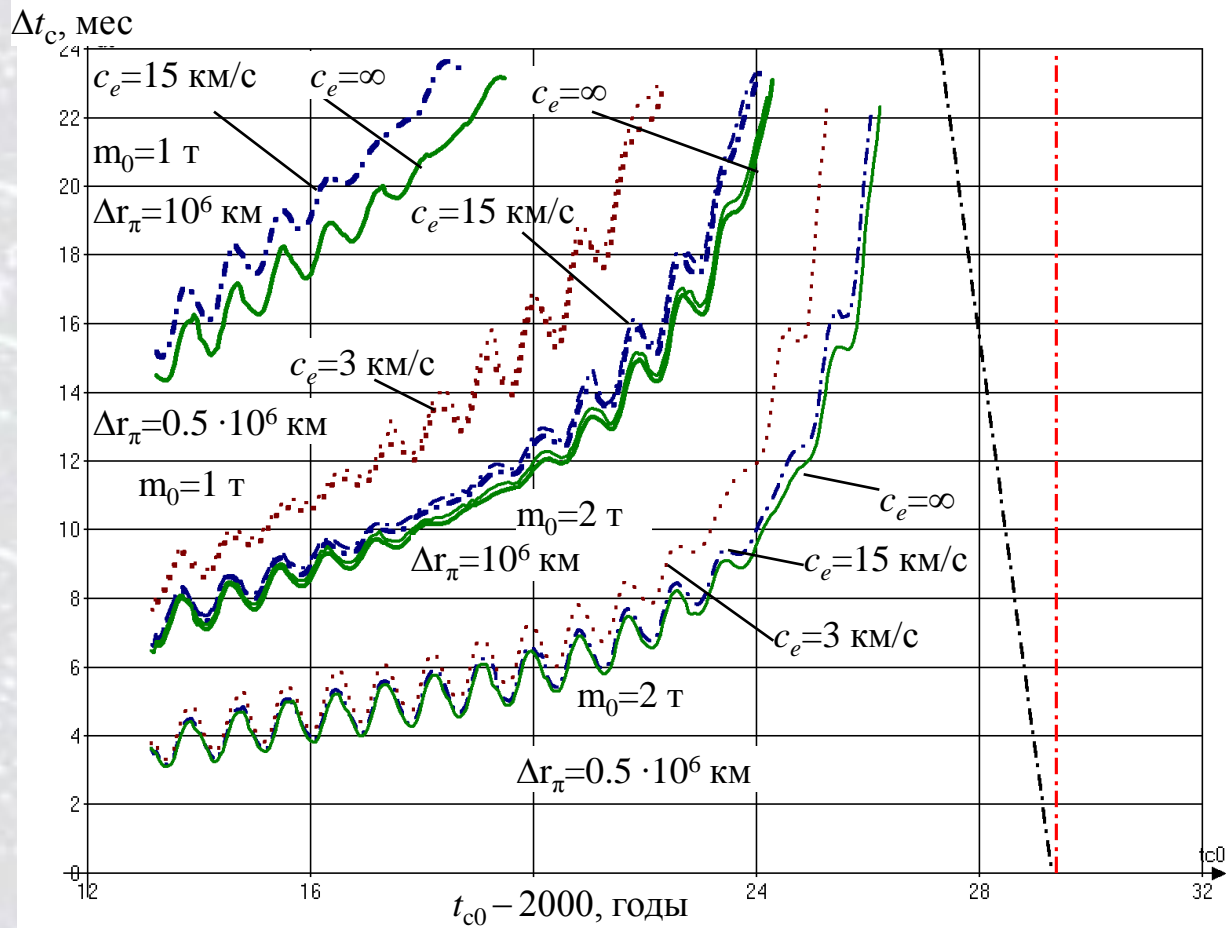


Рис. 13. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения (начальная масса КА $m_0=1$ т и 2т, изменение перигейного расстояния в 2036 году 1 и 0.5 млн. км; расстояние от КА до астероида $\rho=320$ м).

5. Коррекция орбиты астероида гравитационным воздействием – f

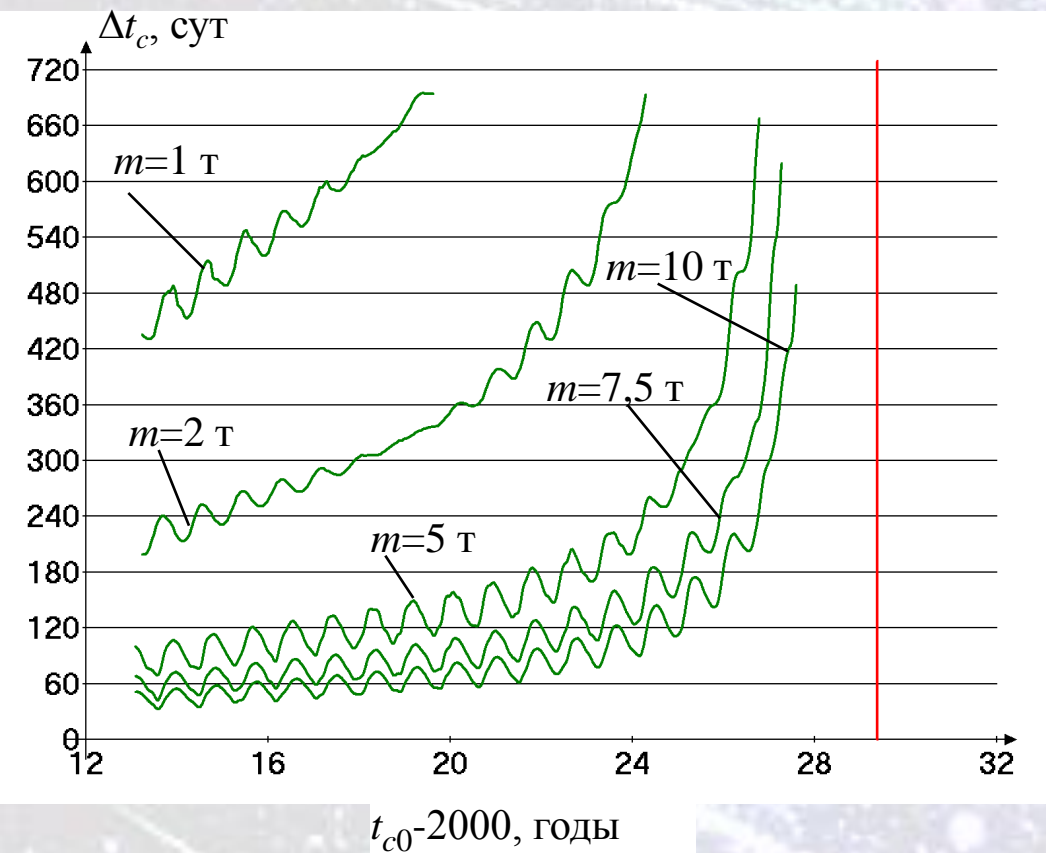


Рис. 14. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции и массы КА: $c_e = \infty$; $\rho = 320$ м; $\Delta r_{\pi f} = 1 \cdot 10^6$ км.

Продолжительность гравитационного воздействия примерно обратно пропорциональна массе КА

5. Коррекция орбиты астероида гравитационным воздействием – g

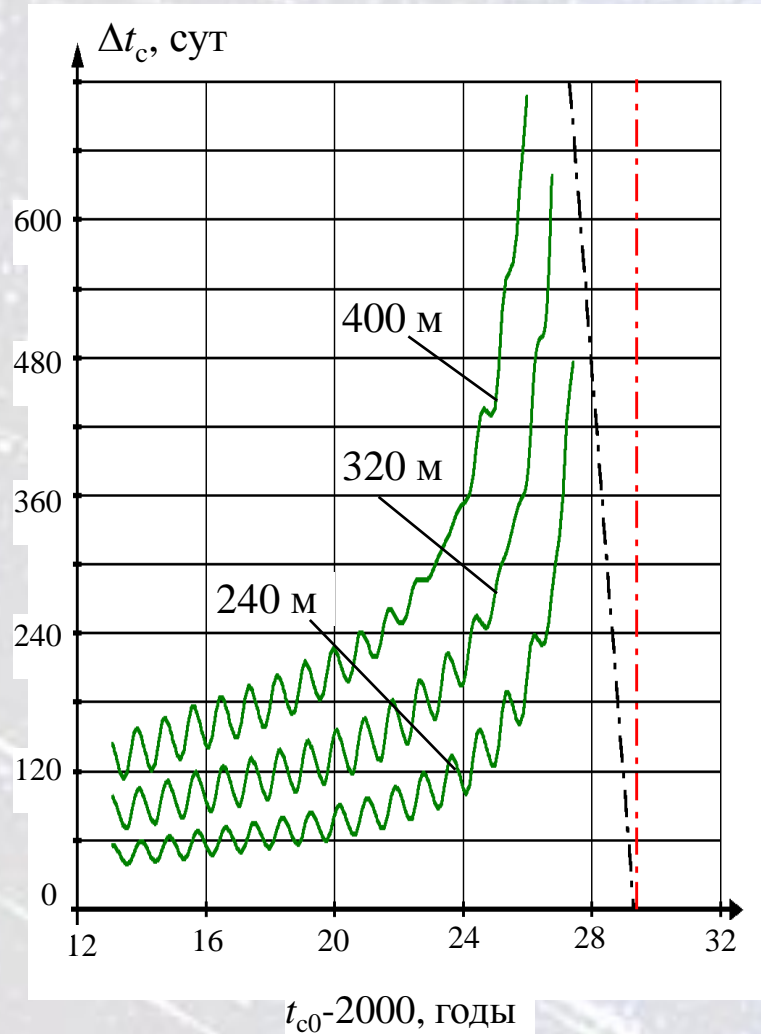


Рис. 15. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции и расстояния от КА до астероида

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

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

6. Управление движением КА - а

Тяга двигателей КА

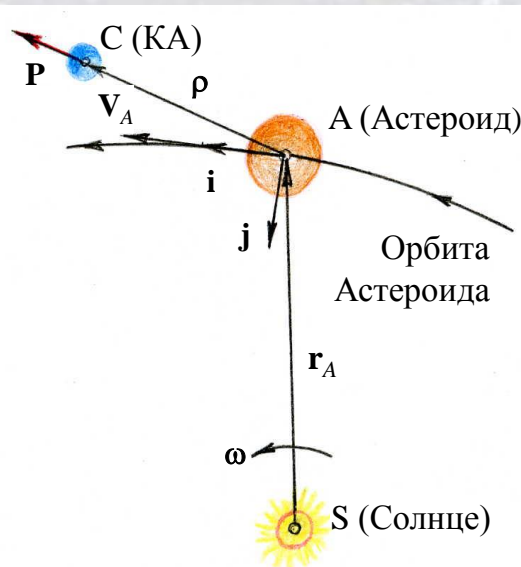


Рис. 16. Схема удержания КА вблизи астероида в «орбитальной» системе координат

При управлении КА с помощью его ракетных двигателей выполняется условие

$$\rho = \rho V_A / V_A = \text{const} \quad (8)$$

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

$$d^2\rho/dt^2 = \sum P_k / m - (\mu_A + \mu) \rho / \rho^3 + a'_S + a'_{PL} + a'_{SP} - a_C - a_e \quad (9)$$

Здесь: a_C и a_e – Кориолисово и переносное ускорения из-за вращения орбитальной СК. Вследствие (7) и оценок:

$$d\rho/dt = 0; d^2\rho/dt^2 = 0; a_C = 0; (|a'_S| + |a'_{PL}| + |a'_{SP}| + |a_e|) \approx 10^{-10} \text{ m/s}^2$$

ускорение от астероида (с относительной погрешностью 10^{-6}):

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

а тяга двигателей КА:

$$P = \sum P_k = -m a_A = m \mu_A \rho / \rho^3; P = |P| = Gm m_A / \rho^2 \quad (11)$$

Т.о., суммарная тяга P направлена практически 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

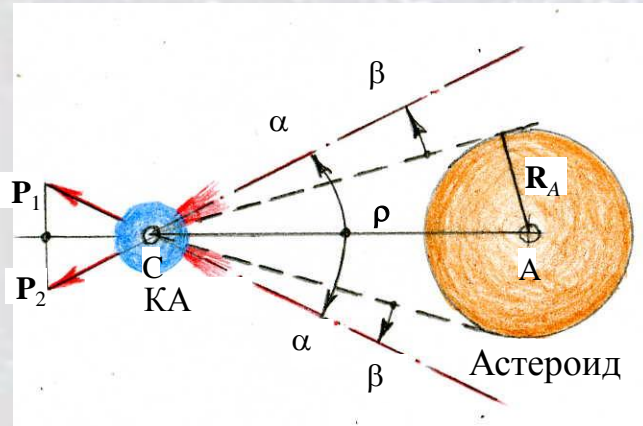


Рис. 17. Схема удержания КА вблизи астероида [10 E. Lu and S.Love,2005]

На рис. 17 приведена принятая схема действия двигателей КА с отклонением их осей над горизонтом астероида на угол β ($=20^\circ$). Угол отклонения от продольной оси КА

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

Сумма величин тяг и общий секундный расход массы:

$$\Sigma P_k = P / \cos \alpha = Gm m_A / \rho^2 \cos \alpha;$$

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

Текущая масса КА:

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

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

Расход массы – а

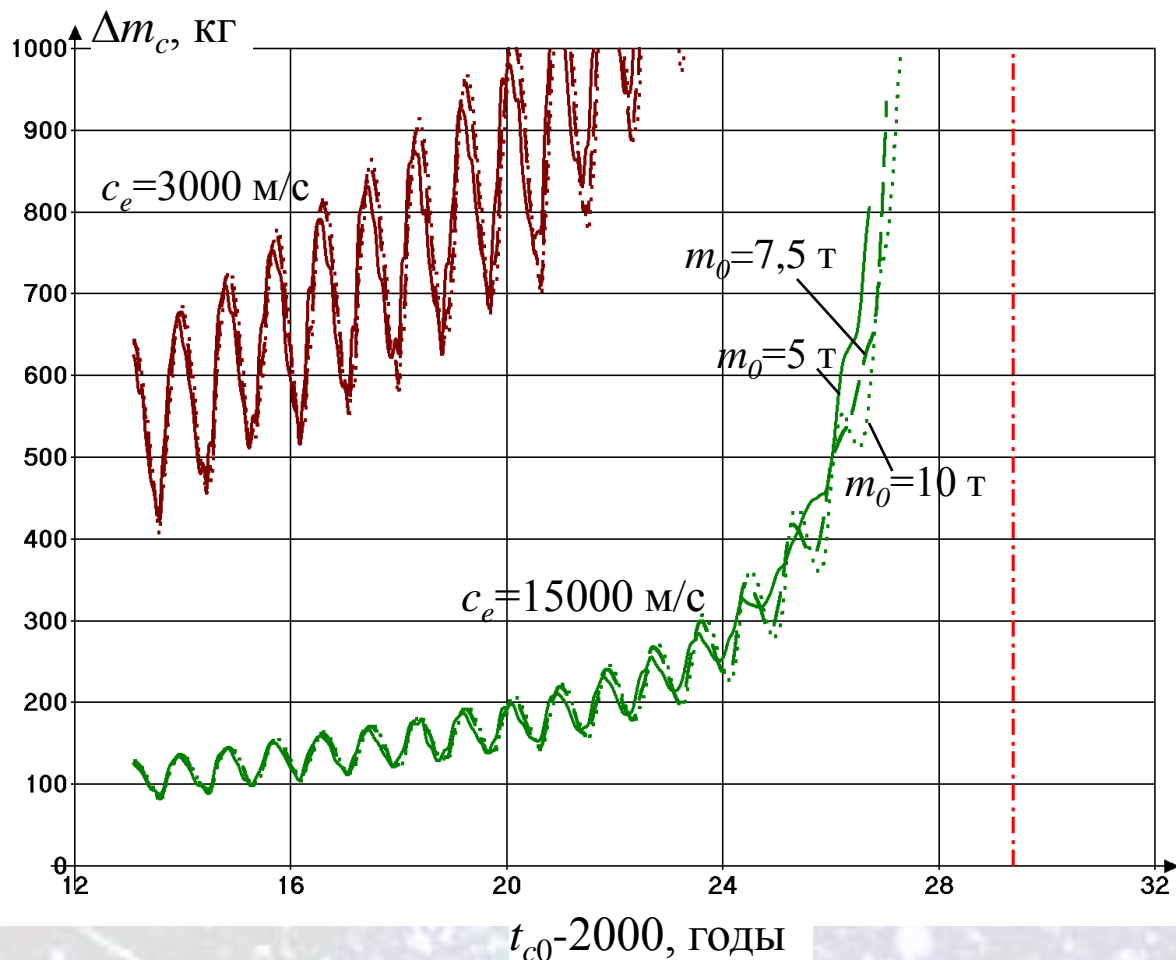


Рис. 18. Расход массы КА в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и начальной массы КА (расстояние до астероида $\rho = 320$ м; изменение перигея в 2036 г. $\Delta r_{pf} = 1 \cdot 10^6$ км).

6. Управление движением КА - d

Расход массы – b

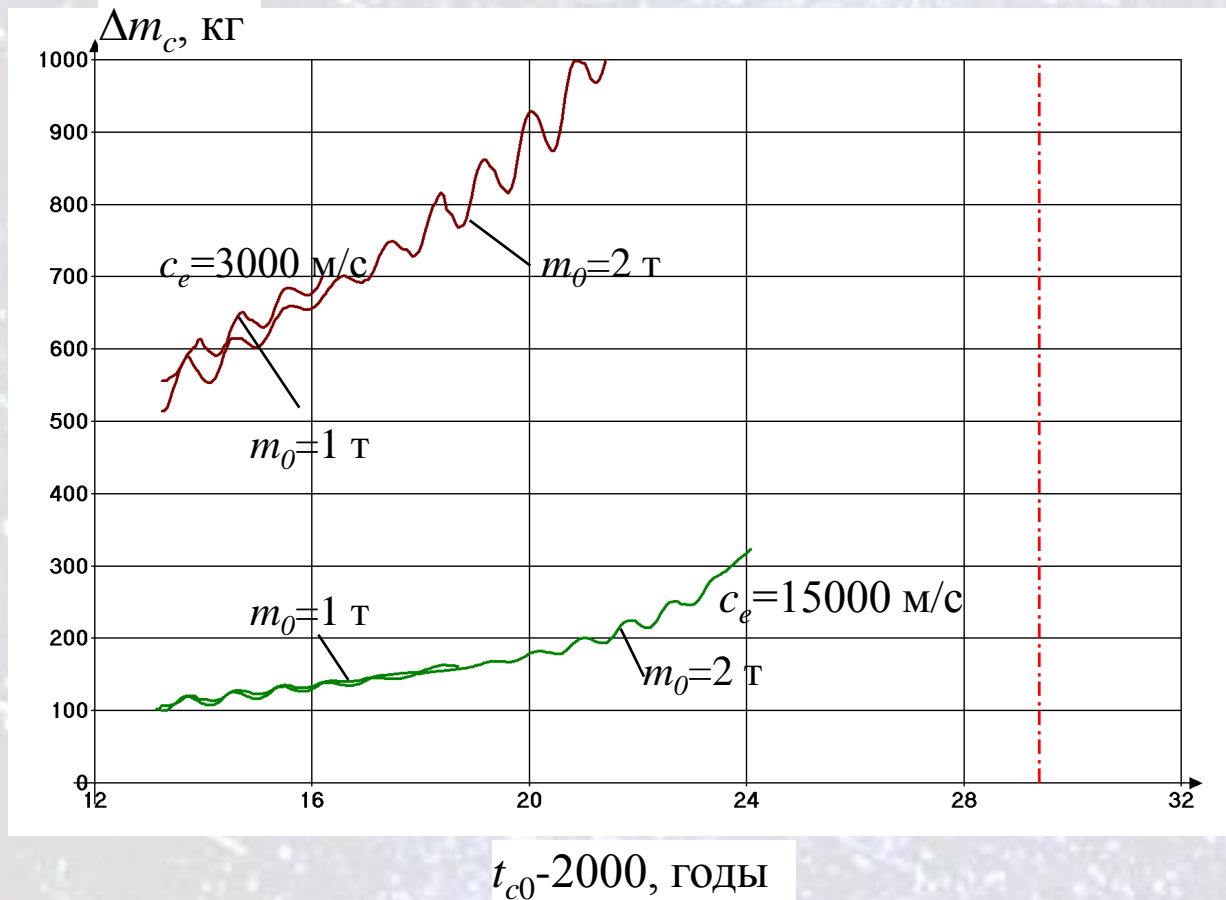


Рис. 19. Расход массы КА в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и начальной массы КА: расстояние до астероида $\rho=320$ м; изменение перигея в 2036 г. $\Delta r_{\pi f} = 1 \cdot 10^6$ км.

6. Управление движением КА - е

Расход массы – с

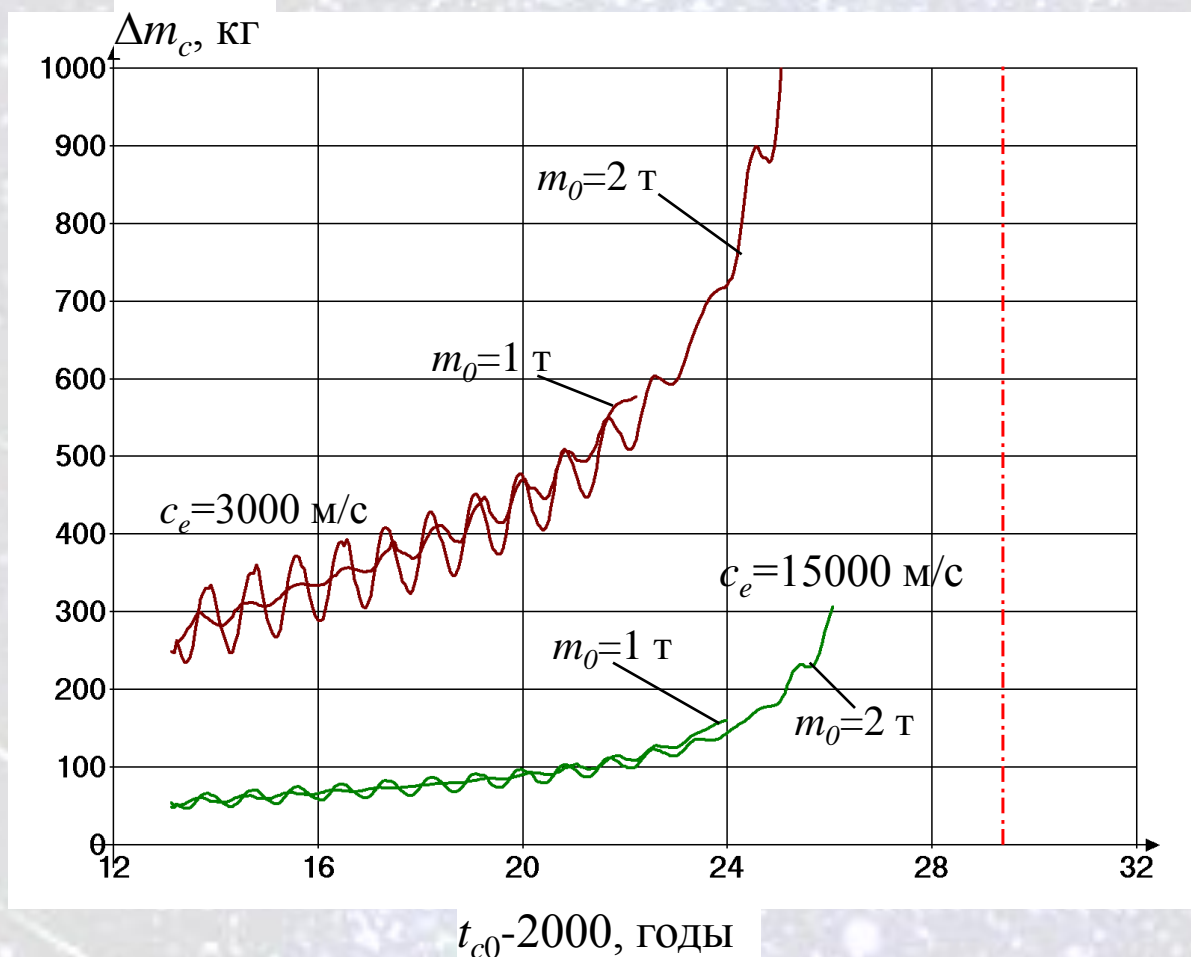


Рис. 20. Расход массы КА в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и начальной массы КА: расстояние до астероида $\rho = 320$ м; изменение перигея в 2036 г. $\Delta r_{\pi f} = 0.5 \cdot 10^6$ км.

6. Управление движением КА - f

Расход массы – d

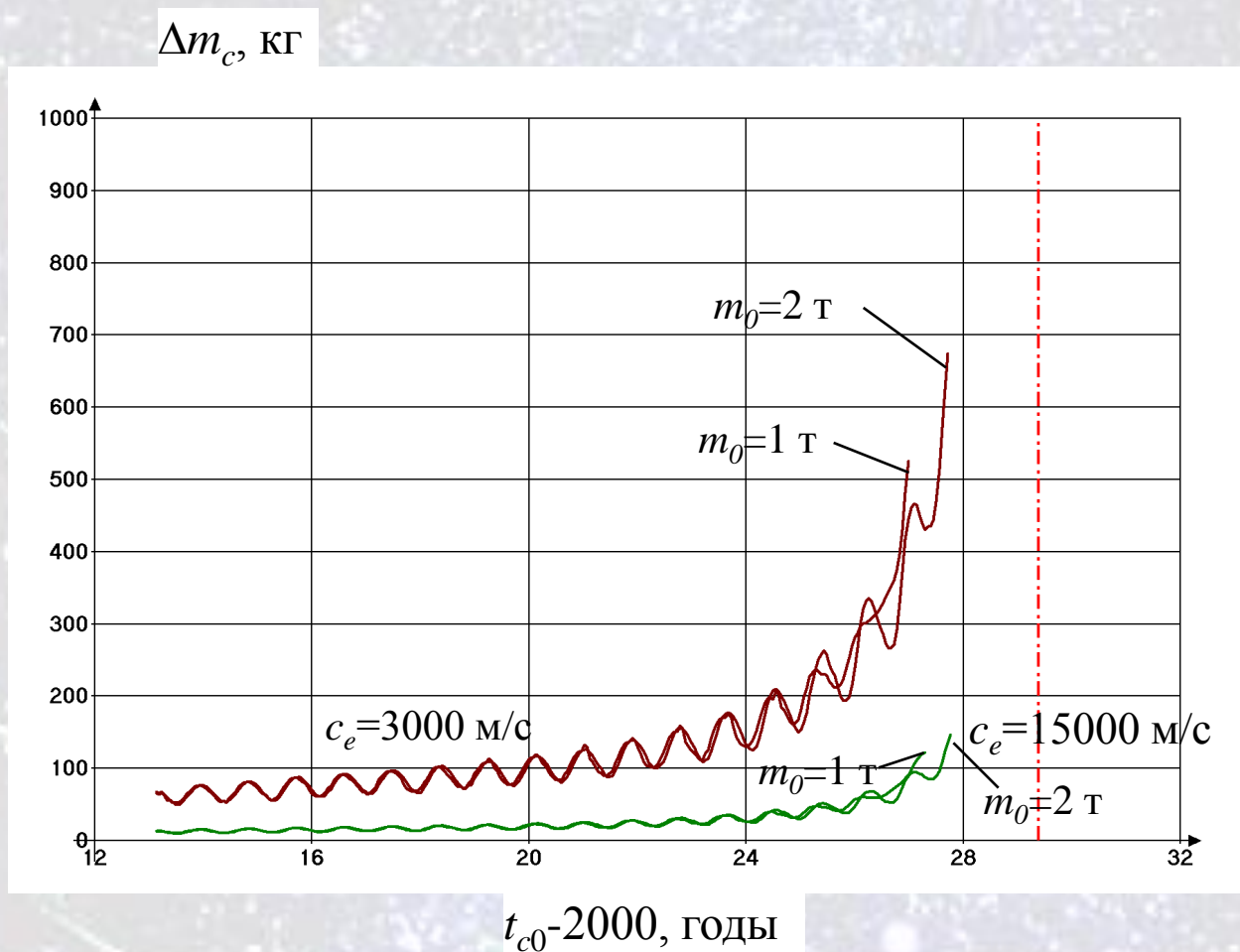


Рис. 21. Расход массы КА в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и начальной массы КА: расстояние до астероида $\rho = 320$ м; изменение перигея в 2036 г. $\Delta r_{pf} = 0.1 \cdot 10^6$ км.

6. Управление движением КА - g

Расход массы – e

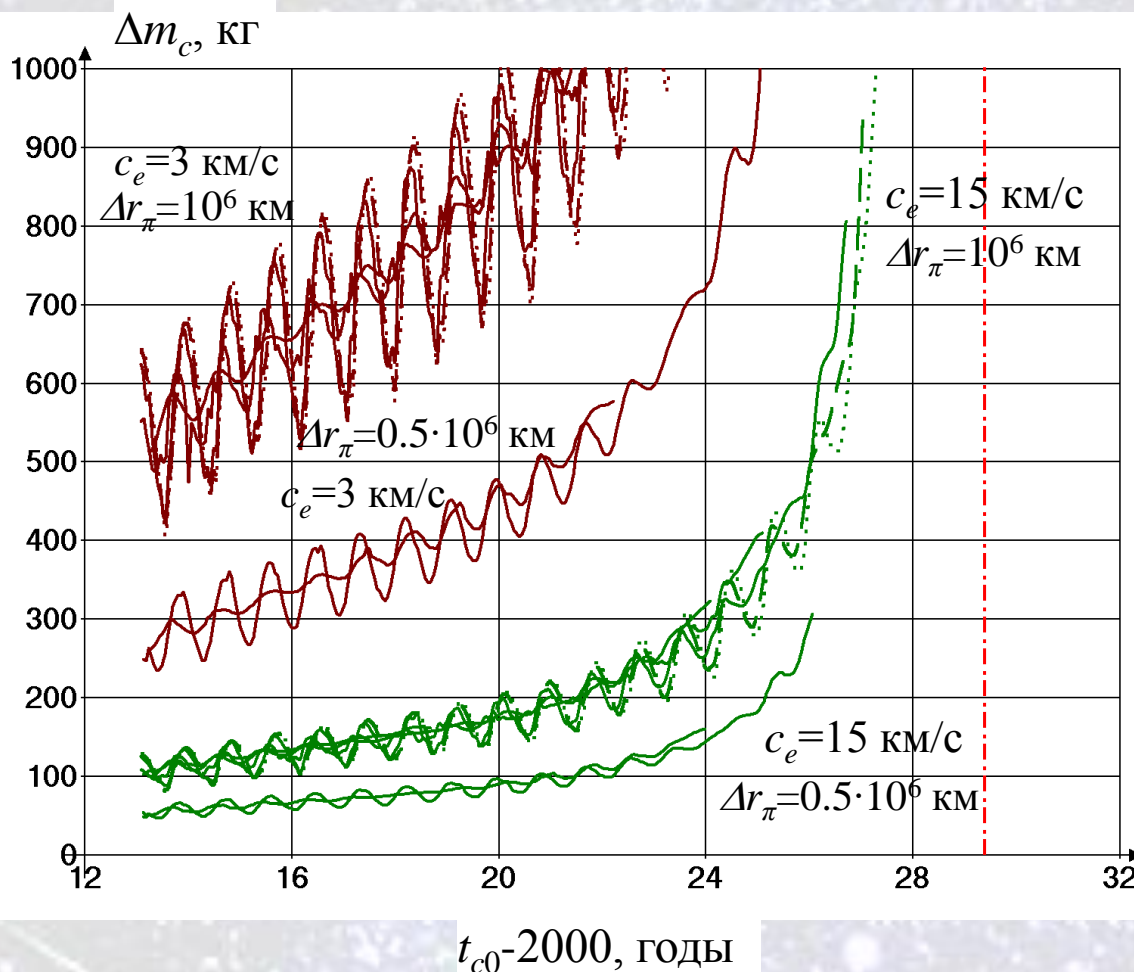


Рис. 22. Расход массы КА в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и изменения перигейного расстояния КА: расстояние до астероида $\rho=320 \text{ м}$; начальная масса КА $m_0=(1;2;5;7.5;10) \text{ тонн}$.

Расход массы приблизительно определяется соотношением $\Delta m_c \approx m_A \Delta r_{\pi f} / c_e \cos \alpha(\rho) d_{TV}$

6. Управление движением КА - h

Расход массы - f

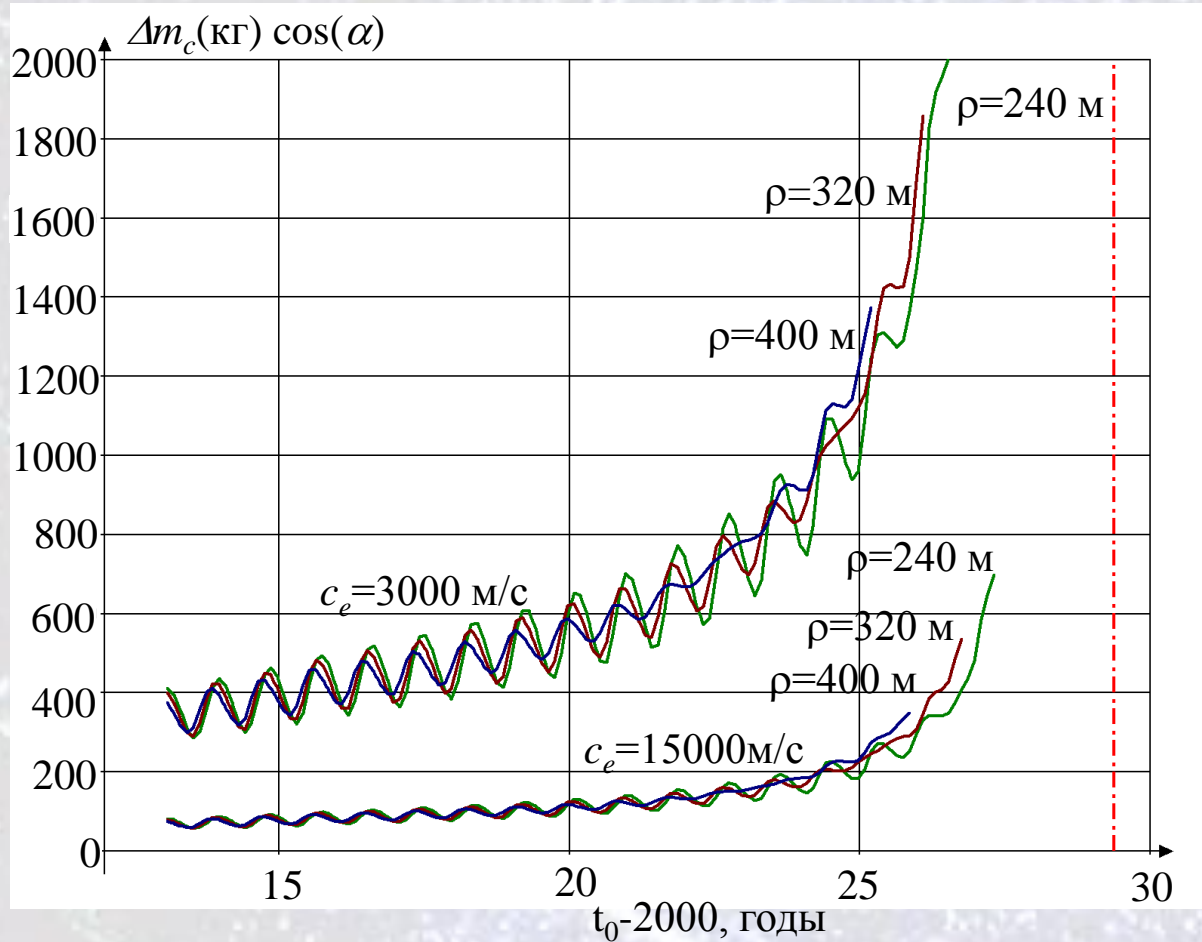


Рис. 23. Расход массы КА в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и расстояния до астероида (начальная масса КА $m=5$ т; изменение перигея в 2036 г. $\Delta r_{\pi f} = 1 \cdot 10^6$ км).

7. Выводы

Анализ показал, что для отклонения Апофиса от Земли в 2036 г. может быть использовано гравитационное воздействие с помощью сравнительно небольшого КА массой около одной тонны. При воздействии в 2013-2021 г. продолжительность воздействия для отклонения на 1 млн. км. составит около 1-2 лет. 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. При меньшем отклонении время воздействия и расход массы соответственно уменьшаются.

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.

Работа выполнена при поддержке РФФИ(Гранты 06-01-00531 и 09-01-00710) и программы поддержки научных школ (Грант NSh-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.** 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.
Ivashkin V.V.
4. **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.
5. **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, 2007a, the G. Washington Univ., Washington, D.C., USA. <http://www.aero.org/conferences/planetarydefense/> .
6. **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, 2007b. Proceedings, Paper IAC-07-C1.7.08.pdf.
7. **В.В. Ивашкин, К.А. Стихно.** О проблеме коррекции орбиты сближающегося с Землей астероида (99942) Арорфис. // Доклады Академии Наук, 2008, т. 419, N 5. С. 624-627.
8. **В.В. Ивашкин, К.А. Стихно.** 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.
9. **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

10. **Lu E.T., Love S.G.** *Gravitational tractor for towing asteroids*, Nature, 2005, Vol. 438, pp. 177-178.
11. **Медведев Ю.Д., Свешников М.Л. и др.** *Астероидно-кометная опасность*. // Ред. А.Г. Сокольский. С.-Петербург, изд. ИТА РАН, 1996. 244 с.
12. **Phipps Cl.** *Laser Deflection of NEO's*, NASA Near Earth Object Interception Workshop. Proceedings. LA-UR-92-420, pp. 256-260.
13. **V.V. Ivashkin, C.A. Stikhno.** 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.
14. **Степаньянц В.А., Львов Д.В.** *Эффективный алгоритм решения системы дифференциальных уравнений движения*. // Математическое моделирование. 2000, т.12, вып. 6. С. 9-14.
14. *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.
15. **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.
16. **В.В. Ивашкин, К.А. Стихно.** О применении гравитационного воздействия на астероид Apophis для коррекции его орбиты. // Доклады Академии Наук, 2009, т. 424, N 5. С. 621-626.
17. **В.В. Ивашкин, К.А. Стихно.** О предотвращении возможного столкновения астероида Apophis с Землей. // *Астрономический вестник*, 2009, т. 43, N 6. С. 502-516.

