

Space Colonization Journal, Vol. 10, February 26, 2014.

Русская версия журнала «Колонизация космоса», Том #10, от 26 февраля 2014 г.

# Астероид Апофис: эволюция орбиты и возможное использование.

Авторы:

Иосиф Иосифович Смутьский  
Ярослав Иосифович Смутьский

Журнал является научным журналом, имеющим отдельное приложение в виде аналитических записок. Журнал публикует статьи о колонизации космоса, в частности колонизации планет, проблемы и перспективы колонизация Марса, Луны, Венеры и других планет и спутников Солнечной системы, робототехнике, проекты освоения космоса, проблемы, связанные с проживанием в открытом космосе, робототехнике, полетам к другим звездным системам, колонизации планет, спутников за пределами Солнечной системы, а также колонизации других планетарных систем.

Издатель: Space Robotics Corporation, Лондон, Великобритания

ISSN: 2053-1737

Издатель: Space Robotics Corporation Limited.

Адрес издателя: 1st Floor, 2 Woodberry Grove, Finchle, London, United Kingdom, N12 0DR.

Тип журнала: периодический электронный научный журнал, дополненный мультимедийным функционалом, без ограничений на объем публикаций.

Главный редактор журнала: Александр Багров, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник Института астрономии Российской Академии наук, ведущий специалист сектора «Проектирование космических систем» Научно-производственного объединения им. С. А. Лавочкина.

Дизайн и верстка: Марина Усенко.

ISSN: 2053-1737.

ISSN присвоен журналу организацией: ISSN UK Centre of the British Library, Boston Spa, Wetherby, West Yorkshire, LS23 7BQ, United Kingdom.

Версии журнала:

основная версия журнала: <http://spacecolonization.info>;

русскоязычная версия журнала: <http://spacecolonization.ru> .

Любое использование материалов допускается только с согласия правообладателя Space Robotics Corporation.

## Астероид Апофис: эволюция орбиты и возможное использование.

Иосиф Иосифович Смутьский<sup>1</sup>, Ярослав Иосифович Смутьский<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник    <sup>2</sup>Младший научный сотрудник.

**Основное место работы:** <sup>1</sup>Институт криосферы Земли Сибирского отделения Российской Академии наук, г. Тюмень, ул. Малыгина, 86, Россия, 625048.

**URL:** <http://www.ikz.ru/about/staff/smulskij-iosif-iosifovich>, **E-mail:** [jmulsky@mail.ru](mailto:jmulsky@mail.ru)

<sup>2</sup>Институт теплофизики им. с.с. Кутателадзе Сибирского отделения Российской академии наук, Россия, проспект Академика Лаврентьева, д. 1, г. Новосибирск, Россия, 630090.

**URL:** <http://www.itp.nsc.ru/Lab22/Home/Smulsky.html>, **E-mail:** [ysmulskii@mail.ru](mailto:ysmulskii@mail.ru)

**Получено:** 24 февраля 2014. **Принято к публикации:** 26 февраля 2014. **Опубликовано:** 26 февраля 2014.

**Аннотация.** На основе анализа доступных массивов научных данных автор установил, что ряд неопределенностей в траектории Апофиса обусловлены несовершенством методов ее определения. Новым численным методом проинтегрированы дифференциальные уравнения движения Апофиса, планет, Луны и Солнца и исследована эволюция орбиты астероида. Апофис 13 апреля 2029 г. пройдет у Земли на расстоянии 6 ее радиусов и в течении 1000 лет более близкого его прохождения не будет. Рассчитаны условия по превращению Апофиса в спутник Земли, который может быть использован для различных задач по освоению космического пространства.

**Ключевые слова:** астероид, Апофис, движение, орбита, спутник, космическое, пространство, Земля.

### 1. Введение

В работе [1] описана история проблемы. Впервые астероид Апофис был обнаружен 19 - 20 июня 2004 г. в обсерватории Kitt Peak [2] и повторно наблюдался в обсерватории Siding Spring Survey [3] 20-го декабря этого же года. С тех пор к нему приковано внимание многих исследователей. По результатам первых определений элементов его орбиты были выполнены расчеты его движения, и оказалось [4], что 13 апреля 2029 г. он пройдет на расстоянии 38000 км от центра Земли. В результате воздействия Земли орбита астероида существенно изменится. Так как существующие методы расчета дают большие погрешности, то, по мнению ряда исследователей [1, 4, 5], траектория его становится неопределенной, недетерминированной и даже хаотической. Различные статические методы анализа предсказывают некоторую вероятность столкновения Апофиса с Землей 13 апреля 2036 г. Основным интересом исследователей сконцентрирован вокруг этой проблемы.

В работе [4] анализируются возможности сближения Апофиса с Землей и его последствия. Рассматриваются различные противодействия падению астероида на Землю и предлагаются миссии его разведки. В заключении отмечается необходимость прогноза движения Апофиса на период 2029 г с максимальными ошибками, лежащими в пределах до одного километра.

Вопросы, связанные с наблюдением Апофиса наземными и космическими средствами, обсуждаются в ряде работ [1, 4, 5, 6]. Так как орбита астероида находится вблизи орбиты Земли, то на значительной части орбиты диск астероида освещен частично или совсем не виден. Поэтому необходимо установить периоды его наблюдения наземными средствами, а при использовании космических средств требуется определить наиболее эффективное расположение их на орбите.

Расчет движения астероида, представляет, по-видимому, одну из сложных проблем. В работе [7] дифференциальные уравнения возмущенного движения астероида интегрировались методом Эверхардта [8], при этом положения возмущающих тел использовались из эфемерид

DE403 и DE405 Лаборатории реактивного движения США. Авторы уделили внимание резонансным явлениям, которые могут приводить к столкновению Апофиса с Землей в 2036 г.

Авторы работ [9, 10] по 933 наблюдениям улучшили начальные параметры орбиты Апофиса. Однако при исследовании стандартными методами они получили, что в результате прохождения астероида через ряд резонансов с Землей и Марсом его движение становится хаотичным. С целью определения вероятности столкновения Апофиса с Землей в 2036 г. они выполнили 10 тыс. вариаций начальных условий, из которых 13 приводят к столкновению Апофиса с Землей [10].

Смирнов Е.А. [11] задался целью протестировать различные методы интегрирования на предмет пригодности их для расчета движения астероида, который может столкнуться с Землей. Он рассмотрел методы Эверхарта, Рунге-Кутты 4-го порядка, метод Йошиды 6 и 8 порядков, метод Эрмита 4 и 6 порядков, Multistep Predictor-Corrector (MS-PC) метод 6 и 8 порядков и метод Parker-Sochacki. Автор пришел к выводу, что методы Эверхардта и MS-PC уступают другим методам. Он также отмечает, что в этих задачах с особыми точками методы с конечными разностями плохо приближают производные высших порядков. Этот вывод является весьма важным, так как далее будут представлены результаты интегрирования уравнений другим методом, который не имеет указанных недостатков. Отметим, что Смирнов Е.А. [11] метод Эверхардта при сближении Апофиса с Землей заменял методом Рунге-Кутты. Так как первый метод широко используется при интегрировании дифференциальных уравнений движения тел Солнечной системы то необходимо обратить внимание на его ошибки в задачах сближения тел.

В работе [12] рассматриваются математические проблемы расчета орбиты астероида и её изменения различными способами. Оценены возможности ударно-кинетического и термоядерного способов коррекции траектории Апофиса.

Всесторонние исследования астероида Апофис представлены в работе [1]. Хронологически изложена вся наблюдательная история и дана динамика уменьшения погрешностей его элементов орбиты. Авторы работы большое внимание уделили точности расчета орбиты и влиянию на нее различных факторов. Рассмотрено влияние неточности положения планет, физических параметров астероида, возмущения других астероидов. Исследовано влияние на точность интегрирования длины числа, несферичности Земли и Луны, возмущения от солнечной радиации и теплового неравномерного нагрева и др.

Уравнения возмущенного движения астероида интегрировались с помощью стандартной динамической модели (SDM), в которой положение остальных тел использовались из эфемерид DE405. Известно, что эфемериды DE405 являются аппроксимацией несколько сотен тысяч наблюдений до 1998 г. При переходе к эфемеридам DE414, которые аппроксимируют данные наблюдения до 2006 г. ошибка предсказания траектории Апофиса к 2036г уменьшилась на 140 тыс. км. Эта ошибка, как показано в работе [1], в десять раз превосходит ошибки от других возмущений. Отметим, что полученный результат свидетельствует о необходимости более точного другого способа расчета траектории астероида.

В работе [1] весьма детально рассмотрены дальнейшие исследования по уточнению траектории Апофиса. По годам расписаны периоды оптических и радарных измерений, намечены программы наблюдений при сближениях с Землей в 2021 и 2029 гг. и миссии космических кораблей в 2018 и 2027 гг. Оценены величины уменьшения погрешностей траектории астероида, которые будут обусловлены вышеотмеченными действиями. Следует отметить, что эфемериды, построенные на аппроксимации данных наблюдений, позволяют с хорошей точностью определять положение тел в пределах интервала времени аппроксимации. Предсказание положений тел на момент времени, удаленный от этого интервала, ухудшается и тем больше, чем дальше он отстоит от интервала аппроксимации. Поэтому планируемые в работе [1] наблюдения и миссии к Апофису будут использованы для уточнения будущих эфемерид.

Итак, при расчете траектории Апофиса интегрировались уравнения возмущенного движения [1, 7, 12], а положение остальных тел использовались из эфемерид. Применялись

разностные методы интегрирования, которые при сближении тел, дают большие погрешности определения высших производных. Добавление к основному Ньютонскому гравитационному воздействию других слабых воздействий приводит к усложнению задачи и к увеличению неопределенности траектории. Многие слабые воздействия не имеют достаточного количественного обоснования. Кроме того, неизвестны физические параметры астероида и константы взаимодействия. Поэтому при учете этих воздействий используются экспертные оценки. И самое существенное это то, что погрешность решения задачи о движении астероида при ньютоновском взаимодействии на порядки превышает добавки от малых дополнительных воздействий.

Для исследования влияния начальных условий на вероятность столкновения Апофиса с Землёй применяют методику работы [1]. Начальные условия для астероида определяются из элементов его орбиты, которые известны с некоторой погрешностью  $\sigma$ . Например, величина эксцентриситета  $e=e_n\pm\sigma_e$ , где  $e_n$  – номинальное значение эксцентриситета, а  $\sigma_e$  – среднеквадратичное отклонение при обработке нескольких сотен наблюдений астероида. В этих работах поиск параметров столкновения ведут в области возможных движений астероида  $3\sigma$ , например, для эксцентриситета начальные условия вычисляются в области  $e=e_n\pm 3\sigma_e$ . Из неё случайным образом выбирают 10 тыс., а в некоторых работах 100 тыс. наборов начальных условий, т.е. вместо одного астероида рассматривают движение 10 или 100 тыс. астероидов. Некоторые из них могут столкнуться с Землёй. По их количеству определяют вероятность столкновения астероида с Землей. Такая статистическая постановка некорректна. При наличии многих измерений параметра, номинальная его величина, например,  $e_n$  является наиболее вероятной. Поэтому траектория, рассчитанная по номинальным начальным условиям (НУ) является наиболее вероятной. Траектория, рассчитанная с небольшим отклонением от номинальных НУ, является менее вероятной, а вероятность траектории посчитанной по параметрам границы области отклонений (т.е. по  $e=e_n\pm\sigma_e$ ) стремится к нулю. Траектория же с НУ, определенным по параметрам, которые в три раза больше возможных их отклонений (т.е. по  $e=e_n\pm 3\sigma_e$ ) имеет еще меньшую вероятность. Так как НУ определяются 6-ю элементами орбиты, то одновременная реализация граничных значений всеми элементами является еще менее вероятной. На наш взгляд, исследовать влияние НУ следует на тех наборах, которые получают в результате последовательного накопления данных наблюдения. Если разница движений астероида на последних двух наборах НУ незначительна до определенной даты, то можно сделать вывод, что до этой даты движение астероида начальными условиями определено полностью.

Как показано в работе [1], для дальнейшего уточнения траектории Апофиса потребуется выполнения ряда дополнительных работ. Поэтому представляет интерес более точное определение его траектории, что приведет к снижению их количества.

Для интегрирования дифференциальных уравнений движения тел Солнечной системы за большие интервалы времени [13]- [14] нами разработана программа Galactica. В ней учитываются только сила тяготения Ньютона и не используются разности для определения производных. В задачах о составной модели вращения Земли [15] и гравитационном маневре у Венеры [16] интегрировались уравнения движения с малым расстоянием (порядка радиуса планеты) между телами. В результате решения этих задач и выполнения многочисленных проверок установлено, что с помощью программы Galactica можно рассчитать движение астероида Апофиса как до сближения с Землёй, так и после с достаточно высокой точностью. Поэтому в настоящей работе были выполнены исследования эволюции орбиты Апофиса, в результате которых открылись некоторые перспективы его использования.

## 2. Постановка проблемы

При взаимодействии астероида, Солнца, планет и Луны по закону тяготения Ньютона дифференциальные уравнения движения имеют следующий вид [17]:

$$\frac{d^2 \vec{r}_i}{dt^2} = -G \sum_{k \neq i}^n \frac{m_k \vec{r}_{ik}}{r_{ik}^3}, \quad i=1,2,\dots,n, \quad (1)$$

где  $\vec{r}_i$  - радиус-вектор тела с массой  $m_i$  относительно какого-либо неускоренного центра, например, барицентра Солнечной Системы;  $G$  - гравитационная постоянная,  $\vec{r}_{ik} = \vec{r}_i - \vec{r}_k$  - радиус-вектор до тела с массой  $m_i$  от тела с массой  $m_k$ .  $n = 12$  (девять планет, Солнце, Луна и астероид). В результате численных экспериментов и их анализа мы пришли к выводу, что конечно-разностные методы интегрирования не обеспечивают необходимую точность. В алгоритме программы Galactica значение функции в следующий момент времени  $t=t_0 + \Delta t$  определяется с помощью ряда Тейлора, который, например, для координаты  $x$  имеет вид:

$$x = x_0 + \sum_{k=1}^K \frac{1}{k!} x_0^{(k)} (\Delta t)^k, \quad (2)$$

где  $x_0^{(k)}$  - производная порядка  $k$  в момент  $t_0$ . Значение скорости  $x'$  определяется по аналогичной формуле, а ускорение  $x_0''$  - по формуле (1). Более высокие производные  $x_0^{(k)}$  определены аналитически в результате дифференцирования уравнений (1). Сейчас используется расчетная схема шестого порядка, т.е. при  $K=6$ .

### 3. Подготовка начальных условий

Задача рассматривается в барицентрической экваториальной системе координат на эпоху J2000.0 с юлианским днем  $JD_s = 2451545$ . Элементы орбиты Апофиса (эксцентриситет  $e$ , большая полуось  $a$ , угол наклона к плоскости эклиптики  $i_e$ , угол восходящего узла  $\Omega$ , аргумент перигелия  $\omega_e$  и др.) и его положения (средняя аномалия  $M$ ) были использованы из базы малых планет тел [18] на 30.0 ноября 2008 г. Они представлены 16-ю десятичными знаками и приведены в таблице табл. 1 в виде трёх вариантов. Сейчас рассматривается 1-ый вариант. Эти элементы соответствуют решению с номером JPL sol. 140, которое получено Otto Mattic 04.04.2008 г. В табл. 1 также даны неопределенности  $\sigma$  этих данных. Относительная их величина  $\delta$  находится в пределах от  $2.4 \cdot 10^{-8}$  до  $8 \cdot 10^{-7}$ . Эти же данные имеются в базе данных астероидов Эдварда Боуэлла [19], но они представлены 8-ю десятичными знаками и отличаются от предыдущих элементов в 7-ом знаке, т.е. в пределах погрешности  $\delta$ . В работе [1] использовались элементы орбиты астероида Апофис на эпоху  $JD = 2453979.5$  (01.0 сентября 2006 г.), которые соответствуют решению с номером JPL sol. 142. По публично доступной JPL системе Horizons решение sol. 142 можно продлить до 30.0 ноября 2008 г. В этом случае видно, что отличие орбитальных элементов решения 142 от решения 140 не превышают  $0.5 \cdot \sigma$  неопределённостей элементов орбиты.

По элементам, представленным в табл. 1, были рассчитаны декартовы координаты и скорости Апофиса в барицентрической экваториальной системе по следующему алгоритму [14, 15, 20, 21]. Из уравнения Кеплера:

$$E - e \cdot \sin E = M \quad (3)$$

определяется эксцентрическая аномалия  $E$ , а по ней рассчитывается истинная аномалия  $\varphi_0$

$$\varphi_0 = 2 \cdot \arctg \left[ \sqrt{(1+e)/(1-e)} \cdot \tg(0.5 \cdot E) \right], \quad (4)$$

В дальнейших расчетах использовались результаты взаимодействия двух тел (Солнца и астероида) [16, 21]. Уравнение траектории тела в полярной системе координат с началом в Солнце, имеет вид:

$$r = \frac{R_p}{(\alpha_1 + 1) \cos \varphi - \alpha_1}, \quad (5)$$

где полярный угол  $\varphi$  (в астрономии: истинная аномалия) отсчитывается от положения перигелия  $r = R_p$ ;  $\alpha_1 = -1/(1+e)$  - параметр траектории;  $R_p = a \cdot (2\alpha_1 + 1)/\alpha_1$  - радиус перигелия.

Табл. 1. Три варианта элементов орбиты астероида Апофис [18] на две эпохи в гелиоцентрической эклиптической системе координат 2000.0 г. с  $JD_S = 2451545$ .

Элемент	1-ый вариант 30.0 ноября 2008 г. $JD_{01}$ = 2454800.5 JPL sol.140	2-ой вариант 04.0 января 2010 г. $JD_{02}$ = 2455200.5 JPL sol.144	3-ий вариант 30.0 ноября 2008 г. $JD_{01}$ = 2454800.5 JPL sol.144	Неопределенности $\pm\sigma$ 1-ый вар.	Единицы
	Значение				
$e$	.1912119299890948	.1912110604804485	.1912119566344382	7.6088e-08	
$a$	.9224221637574083	.9224192977379344	.9224221602386669	2.3583e-08	ае
$q$	.7460440415606373	.7460425256098334	.7460440141364661	8.6487e-08	ае
$i_e$	3.331425002325445	3.331517779979046	3.331430909298658	2.024e-06	градус
$\Omega$	204.4451349657969	204.4393039605681	204.4453098275707	0.00010721	градус
$\omega_e$	126.4064496795719	126.4244705298442	126.4062862564680	0.00010632	градус
$M$	254.9635275775066	339.9486156711335	254.9635223452623	5.7035e-05	градус
$t_p$	2454894.912750123770 (2009-Mar-04.41275013)	2455218.523239657948 (2010-Jan-22.02323966)	2454894.912754286546 (2009-Mar-04.41275429)	5.4824e-05	JD день
$P$	323.5884570441701 0.89	323.5869489330219 0.89	323.5884551925927 0.89	1.2409e-05 3.397e-08	день год
$n$	1.112524233059586	1.112529418096263	1.112524239425464	4.2665e-08	градус /день
$Q$	1.098800285954179	1.098796069866035	1.098800306340868	2.8092e-08	ае

Выражения для радиальной  $v_r$  и трансверсальной  $v_t$  скоростей имеют вид:

$$v_r = v_p \sqrt{(\alpha_1 + 1)^2 - (\alpha_1 + 1/\bar{r})^2}, \text{ при } \varphi > \pi \quad v_r < 0; \quad v_t = v_p / \bar{r}, \quad (6)$$

где  $\bar{r} = r/R_p$  – относительный радиус, а скорость в перигелии

$$v_p = \sqrt{G(m_S + m_{As})/(-\alpha_1 R_p)}, \quad (7)$$

где  $m_S = m_{11}$  – масса Солнца (значение  $m_{11}$  см. табл. 2), а  $m_{As} = m_{12}$  – масса астероида.

Время движения тела по эллиптической орбите, от точки перигелия до положения на орбите с радиусом  $\bar{r}$ , определяется по формуле:

$$t = \frac{R_p}{v_p} \left[ \frac{\bar{r} |\bar{v}_r|}{2\alpha_1 + 1} - \frac{\alpha_1 (\pi/2 + \arcsin\{[(2\alpha_1 + 1)\bar{r} - \alpha_1]/(-\alpha_1 - 1)\})}{(-2\alpha_1 - 1)^{3/2}} \right], \quad (8)$$

где  $\bar{v}_r = v_r/v_p$  – относительная радиальная скорость.

В начальный момент  $t_0 = 0$ , который соответствует эпохе  $JD_0$  (см. табл. 1), полярный радиус  $r_0$  астероида рассчитывается по формуле (5) в зависимости от начального полярного угла (истинной аномалии)  $\varphi_0$ . Начальные радиальная и трансверсальная скорости определяются по формулам (6) в зависимости от  $r_0$ . Декартовы координаты и скорости в плоскости орбиты астероида (ось  $x_0$  проходит через перигелий) рассчитывается по формулам:

$$x_0 = r_0 \cdot \cos \varphi_0; \quad y_0 = r_0 \cdot \sin \varphi_0; \quad (9)$$

$$v_{x_0} = v_r \cdot \cos \varphi_0 - v_t \cdot \sin \varphi_0; \quad v_{y_0} = v_r \cdot \sin \varphi_0 + v_t \cdot \cos \varphi_0. \quad (10)$$

Координаты астероида в гелиоцентрической эклиптической системе координат определяются следующим образом:

$$x_e = x_0 \cdot (\cos \omega_e \cos \Omega - \sin \omega_e \sin \Omega \cos i_e) - y_0 \cdot (\sin \omega_e \cos \Omega + \cos \omega_e \sin \Omega \cos i_e); \quad (11)$$

$$y_e = x_0 \cdot (\cos \omega_e \sin \Omega - \sin \omega_e \cos \Omega \cos i_e) - y_0 \cdot (\sin \omega_e \sin \Omega - \cos \omega_e \cos \Omega \cos i_e); \quad (12)$$

$$z_e = x_0 \sin \omega_e \sin i_e + y_0 \cos \omega_e \sin i_e. \quad (13)$$

Компоненты скорости астероида  $v_{xe}, v_{ye}$  и  $v_{ze}$  в этой системе координат рассчитывается по формулам, аналогичным (11) – (13). Так как уравнения (1) рассматриваются в неподвижной экваториальной системе координат, то эклиптические координаты (11) – (13) преобразуются в экваториальные по формулам:

$$x = x_e; y = y_e \cdot \cos \varepsilon_0 - z_e \cdot \sin \varepsilon_0; z = y_e \cdot \sin \varepsilon_0 + z_e \cdot \sin \varepsilon_0, \quad (14)$$

где  $\varepsilon_0$  - наклон между эклиптической и экватором в эпоху  $JD_s$ .

Компоненты скорости  $v_{xe}, v_{ye}$  и  $v_{ze}$  в экваториальную систему координат преобразуются по формулам, аналогичным (14).

В этих вычислениях использовано 6 элементов орбиты из табл. 1, а именно:  $e, a, i_e, \Omega, \omega_e$  и  $M$ . Остальные использовались для контроля. Радиусы перигелия  $R_p$  и афелия  $R_a = -R_p/(2\alpha_I+1)$  сравнивались с  $q$  и  $Q$ , соответственно. Период обращения рассчитывались по формуле (8) как удвоенное время движения от перигелия до афелия при  $r = R_a$ . По этой же формуле рассчитывался при  $r = r_0$  момент прохождения перигелия. Эти два параметра сравнивались с  $P$  и  $t_p$  из табл. 1, соответственно. Наибольшее относительное отличие по  $q$  и  $Q$  не превышало  $1.9 \cdot 10^{-16}$ , а по  $P$  и  $t_p$  было не больше  $8 \cdot 10^{-9}$ . Положения и скорости планет и Луны на эпоху  $JD_0$  определены по JPL-теории DE406/LE406 [22-23]. Массы этих тел были модифицированы в [14], а масса астероида рассчитана как для шара с диаметром  $d = 270$  м и плотностью  $\rho = 3000$  кг/м<sup>3</sup>. Массы всех тел и начальные условия представлены в табл. 2. Отметим, что весь алгоритм (3)-(14) подготовки начальных условий и их проверки реализован в программе AstCoord.mcd в среде MathCad.

Табл. 2. Массы  $m_{bj}$  планет от Меркурия до Плутона, Луны, Солнца и Апофиса и начальные условия на эпоху  $JD_0 = 2454800.5$  (30.0 ноября 2008 г.) в гелиоцентрической экваториальной системе координат на эпоху 2000.0,  $JD_s = 2451545$ .  $G = 6.67259E-11$  м<sup>3</sup>/(с<sup>2</sup>·кг).

Тела $j$	Массы тел в кг, их координаты в м и скорости в м/с			
	$m_{bj}$	$x_j, v_{xj}$	$y_j, v_{yj}$	$z_j, v_{zj}$
1	3.30187842779737E+23	-17405931955.9539	-60363374194.7243	-30439758390.4783
		37391.7107852059	-7234.98671125365	-7741.83625612424
2	4.86855338156022E+24	108403264168.357	-2376790191.8979	-7929035215.64079
		1566.99276862423	31791.7241663148	14204.3084779893
3	5.97369899544255E+24	55202505242.89	125531983622.895	54422116239.8628
		-28122.5041342966	10123.4145376039	4387.99294255716
4	6.4185444055007E+23	-73610014623.8562	-193252991786.298	-86651102485.4373
		23801.7499674501	-5108.24106287744	-2985.97021694235
5	1.89900429500553E+27	377656482631.376	-609966433011.489	-270644689692.231
		11218.8059775149	6590.8440254003	2551.89467211952
6	5.68604198798257E+26	-1350347198932.98	317157114908.705	189132963561.519
		-3037.18405985381	-8681.05223681593	-3454.56564456648
7	8.68410787490547E+25	2972478173505.71	-397521136876.741	-216133653111.407
		979.784896813787	5886.28982058747	2564.10192504801
8	1.02456980223201E+26	3605461581823.41	-2448747002812.46	-1092050644334.28
		3217.00932811768	4100.99137103454	1598.60907148943
9	1.65085753263927E+22	53511484421.7929	-4502082550790.57	-1421068197167.72
		5543.83894965145	-290.586427181992	-1757.70127979299
10	7.34767263035645E+22	55223150629.6233	125168933272.726	54240546975.7587
		-27156.1163326908	10140.7572420768	4468.97456956941
11	1.98891948976803E+30	0	0	0
		0	0	0
12	30917984100.3039	-133726467471.667	-60670683449.3631	-26002486763.62
		16908.9331065445	-21759.6060221801	-7660.90393288287



#### 4. Исследование сближений астероида с планетами и Луной.

В программе Galactica предусмотрена возможность определения минимального сближения  $R_{min}$  астероида с небесным телом на заданном интервале  $\Delta T$ . Эти исследования были выполнены интегрированием уравнений (1) с начальными условиями, представленными в табл. 2. Интегрирование выполнялось на суперкомпьютере НКС-160 в ВЦ СО РАН, г. Новосибирск. При этом в программе Galactica использовались расширенная длина числа (34 десятичных знака) и шаг счета  $dT = 10^{-5}$  года. Исследования были выполнены на трех интервалах времени:  $0 \div 100$  лет (рис. 1, а),  $0 \div -100$  лет (рис. 1, б) и  $0 \div 1000$  лет (рис. 1, в).

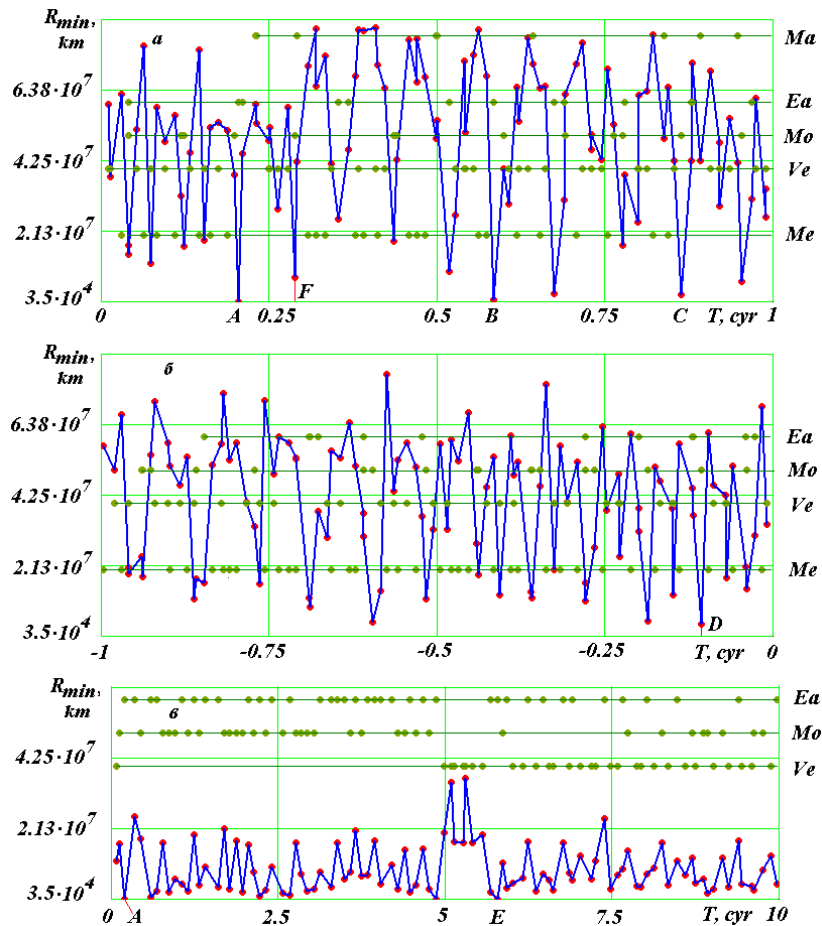


Рис. 1. Сближение Апофиса за время  $\Delta T$  на минимальное расстояние  $R_{min}$  в км с небесными телами: Марс (Ma), Земля (Ea), Луна (Mo), Венера (Ve) и Меркурий (Me); а, б –  $\Delta T = 1$  год; в –  $\Delta T = 10$  лет. T, cyr – время в юлианских столетиях от эпохи  $JD_0$  (30.0 ноября 2008 г.).

На графиках рис. 1 точками, соединенными жирной линией, представлены минимальные расстояния  $R_{min}$  сближения астероида с телами, которые отмечены точками, объединенные горизонтальной линией. То есть, точка на линии означает минимальное расстояние, на котором за время  $\Delta T = 1$  год астероид прошел у тела, которое отмечено точкой на горизонтальной линии в тот же момент времени. На рис. 1, а видно, что с 30.0 ноября 2008 г. в течении 100 лет будет только одно значительное сближение Апофиса с Землей (т. А) в момент  $T_A = 0.203693547133403$  столетия на расстояние  $R_{minA} = 38907$  км. Следующее сближение (т. В) будет также с Землей, но в момент  $T_B = 0.583679164042455$  столетия на расстоянии  $R_{minB} = 622231$  км, которое в 16 раз больше расстояния при первом сближении. Из других тел наиболее близкое сближение имеется только с Луной (т. D) (см. рис 1, б) в момент  $T_D = -0.106280550824626$  столетия на расстоянии  $R_{minD} = 3545163$  км.

На рассмотренных графиках рис. 1, а и рис. 1, б представлены минимальные сближения астероида с телами на отрезках  $\Delta T = 1$  год. При интегрировании уравнений (1) на интервале в

ремени 1000 лет (см. рис. 1, в) рассматривались минимальные сближения астероида с телами на отрезке времени  $\Delta T = 10$  лет. На этих отрезках времени сближения с Меркурием и Марсом не проявились, так как на 10-и летних интервалах астероид к другим телам подходит ближе. Также как и на рис. 1, а имеется сближение в момент  $T_A$  с Землей. Второе по величине сближение также происходит с Землей в т. Е в момент  $T_E = 5.778503$  столетий на расстоянии  $R_{minE} = 74002.9$  км. При этом сближении астероид проходит на расстоянии от Земли почти в два раза большем, чем в момент  $T_A$ .

С целью проверки результатов, уравнения (1) были проинтегрированы за 100 лет с двойной длиной числа (17 десятичных знаков) с тем же шагом и с расширенной длиной числа с шагом  $dT = 10^{-6}$  года. Точность интегрирования (см. табл. 3) определяется [14] относительным изменением  $\delta M_z$ , z-проекции момента количества движения всей Солнечной системы за 100 лет. Как видно из таблицы,  $\delta M_z$  изменяется от  $-4.5 \cdot 10^{-14}$  до  $1.47 \cdot 10^{-26}$ , т.е. на 12 порядков. В двух последних колонках табл. 3 приведены разности времен сближения астероида с Землей в т. А (см. рис. 1, а) и разности расстояний по отношению к решению 1. В решении 2, с малой длиной числа, момент сближения не изменяется, а минимальное расстояние уменьшилось на 2.7 м. В решении 3, с уменьшенным в 10 раз шагом интегрирования, произошло изменение момента сближения на  $-2 \cdot 10^{-6}$  года =  $-1.052'$ . Так как это изменение меньше шага  $dT = 1 \cdot 10^{-5}$  решения 1 и равно двум шагам решения 3, то оно является уточнением момента сближения. В этом случае также уточнено расстояние сближения на  $-1.487$  км. По уточненным расчетам сближение Апофиса с Землей происходит в 21 час 44 мин 45 сек на расстояние 38905 км. Следует отметить, что графически представленные результаты на рис.1, а для решений 1 и 3 совпадают полностью. Небольшие отличия решения 2 от решений 1 и 3 имеются при  $T > 0.87$  столетий.

Таблица 3. Сравнение результатов сближения астероида Апофис с Землей при разных точностях интегрирования:  $L_{nb}$  – длина числа в десятичных знаках.

№ решения	$L_{nb}$	$dT$ , год	$\delta M_z$	$T_{A1} - T_{A1}$ , год	$R_{minA1} - R_{minA1}$ , км
1	34	$1 \cdot 10^{-5}$	$1.47 \cdot 10^{-21}$	0	0
2	17	$1 \cdot 10^{-5}$	$-4.5 \cdot 10^{-14}$	0	$-2.7 \cdot 10^{-3}$
3	34	$1 \cdot 10^{-6}$	$1.47 \cdot 10^{-26}$	$-2 \cdot 10^{-6}$	-1.487

При интегрировании на интервале 1000 лет относительное изменение момента количества  $\delta M_z = 1.45 \cdot 10^{-20}$ . Как видно из решения 1 табл. 3 эта величина превышает величину  $\delta M_z$  при интегрировании на интервале 100 лет в 10 раз, т.е. погрешность при расширенной длине числа пропорциональна времени. Это позволяет оценить погрешность второго сближения Апофиса с Землей в  $T_E = 578$  году по результатам расчетов на интервале 100 лет решения с шагами  $dT = 1 \cdot 10^{-5}$  года и  $1 \cdot 10^{-6}$  года. Через 88 лет после начала интегрирования относительная разница расстояний между Апофисом и Землей составила  $\delta R_{88} = 1 \cdot 10^{-4}$ , что приводит к погрешности в расстоянии 48.7 км в  $T_E = 578$  году.

Итак, за тысячелетний интервал времени астероид Апофис существенно сблизится только с Землей. Это произойдет в момент  $T_A$  от эпохи  $JD_0$ . Моменту сближения соответствует юлианский день  $JD_A = 2462240.406075$  и календарная дата 13 апреля 2029 г. в 21 час 45' времени по Гринвичу. Астероид пройдет на расстоянии 38905 км от центра Земли, т.е. на расстоянии  $\sim 6$  радиусов Земли. Следующее сближение Апофиса с Землей произойдет через 578 лет от эпохи  $JD_0$ , при котором астероид пройдет на расстоянии почти в два раза большем от Земли, нежели при первом сближении. Рассчитанный момент сближения Апофиса с Землей 13 апреля 2029 г. совпадает с моментами, полученными в других работах. Например, в последней работе [1] он приводится с точностью до минуты: 21 час 45' UTC. А геоцентрическое расстояние прохождения дано в диапазоне от 5.62 до 6.3 радиуса Земли, т.е. полученное нами расстояние в 6 радиусов Земли находится в этом диапазоне. Совпадение результатов расчетов, выполненных различными методами, с одной стороны, свидетельствует о достоверности этого события. С другой стороны, эти вычисления выполнены с различающимися начальными

элементами орбиты Апофиса (как уже отмечалось ранее, они отличаются в 4-5 знака), поэтому дальнейшее уточнение элементов орбиты, по-видимому, не приведет к существенному изменению результатов сближения в 2029 г.

Что же касается сближения Апофиса с Землей в 2036 году, то, как видно из рис. 1, а, его не будет. Близкое по времени в т.  $F$  приближение Апофиса на расстояние 7.26 млн. км произойдет с Луной 5 сентября 2037 года.

### 5. Эволюция орбиты Апофиса.

При интегрировании уравнений движения (1) на интервале  $-1$  столетие  $\leq T \leq 1$  столетие координаты и скорости тел через каждый год записываются в файл, т.е. всего 200 файлов на этом интервале времени. Затем по данным в каждом файле уравнения (1) снова интегрировались за интервал времени, равный периоду обращения Апофиса, а координаты и скорости астероида и Солнца сохранялись в новом файле. По этим данным с помощью программы DefTra определялись параметры орбиты Апофиса относительно Солнца в экваториальной системе координат. Такие вычисления выполнялись для каждого из 200 файлов. Они проводятся в автоматизированном режиме под управлением программы PaOrb. После этого угловые параметры орбиты были пересчитаны в эклиптическую систему координат (см. рис. 2).

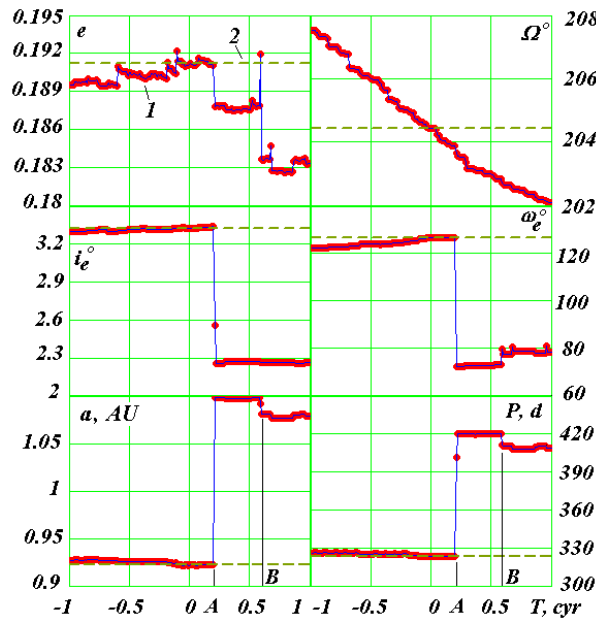


Рис. 2. Эволюция параметров орбиты Апофиса под воздействием планет, Луны и Солнца на интервале  $-100$  лет  $\div$   $+100$  лет от эпохи 30.0 ноября 2008 г.: 1 – по результатам интегрирования уравнений движения (1); 2 – начальные значения согласно табл. 1. Угловые величины:  $\Omega$ ,  $i_e$ ,  $\omega_e$  – даны в градусах, большая полуось  $a$  – в а.е., а период обращения  $P$  – в днях.

Как видно из рис. 2, эксцентриситет  $e$  орбиты Апофиса изменяется неравномерно. Имеются скачки или разрывы эксцентриситета. Один из значительных разрывов наблюдается в момент  $T_A$ , когда Апофис сближается с Землей на самое малое расстояние. Второй существенный скачок эксцентриситета происходит при сближении с Землей в момент  $T_B$ . Долгота  $\Omega$  восходящего узла менее подвержена разрывам и, как видно из рис. 2, практически монотонно уменьшается. Остальные элементы орбиты  $i_e$ ,  $\omega_e$ ,  $a$  и  $P$  имеют значительные разрывы в момент ( $T_A$ ) самого близкого прохождения Апофиса у Земли.

На графиках рис. 2 штриховой линией нанесены значения элементов орбиты в начальный момент времени, которые представлены в табл. 1. Как видно из графиков, они совпадают с элементами орбиты, полученными в результате интегрирования уравнений (1), в момент  $T=0$ :

относительное отличие параметров  $e$ ,  $\Omega$ ,  $i_e$ ,  $\omega_e$ ,  $a$  и  $P$  от начальных значений (в табл. 1) равно  $9.4 \cdot 10^{-6}$ ,  $-1.1 \cdot 10^{-6}$ ,  $3.7 \cdot 10^{-6}$ ,  $-8.5 \cdot 10^{-6}$ ,  $1.7 \cdot 10^{-5}$  и  $3.1 \cdot 10^{-5}$ , соответственно. Это совпадение свидетельствует о достоверности выполненных вычислений на всех этапах: определение начальных условий, интегрирование уравнений, определение параметров орбит и преобразования между различными системами координат.

Кроме используемых нами неупрощенных дифференциальных уравнений (1) движения небесных тел используются, как упоминалось во Введении, также другие уравнения. В уравнениях возмущенного движения, как известно [20], используются элементы орбиты. Поэтому такие уравнения будут давать существенные погрешности в представленных на рис. 2 случаях разрывов параметров орбиты. Существуют также другие методы решения дифференциальных уравнений, в том числе с разложением в ряды по элементам орбиты, или с использованием разделенных разностей. Как уже отмечалось во Введении, они чувствительны к различным резонансным явлениям и резким изменениям орбиты при сближении тел. Интегрируемые нами уравнения (1) и использованный метод (2) не имеют отмеченных недостатков. Это дает основания полагать, что полученные в настоящей работе результаты не претерпят существенных изменений в дальнейшем.

### 6. Влияние начальных условий.

С целью проверки влияния начальных условий (НУ) на траекторию Апофиса уравнения (1) были проинтегрированы на интервале 100 лет еще с двумя вариантами начальных условий. Второй вариант НУ задан на 04.0 января 2010 г. (см. табл. 1). Они взяты из базы малых планет [18] и соответствуют решению с номером *JPL sol.* 144, полученном Steven R. Chesley 23 октября 2009 г. На рис. 3 представлены результаты двух решений с различными НУ. Линией 1 показано изменение во времени расстояния  $R$  между Апофисом и Землей за 100 лет при первом варианте НУ. Как видно из графика, расстояние  $R$  изменяется колебательно, при этом можно выделить два периода: короткий период  $T_{R1} = 0.87$  года и долгий период  $T_{R2}$ . Амплитуда короткого периода  $R_{a1} = 29.3$  млн. км, а долгого –  $R_{a2} = 117.6$  млн. км. Величина долгого периода до  $T \sim 70$  лет равна  $T_{R20} = 7.8$  лет, а далее немного увеличивается. После сближения 13 апреля 2029 г. (т.  $A$  на рис. 3) немного увеличивается амплитуда вторых колебаний. Как короткие, так и длинные колебания не являются регулярными, поэтому выше приведены их средние характеристики.

Отметим также второе по минимальному расстоянию сближения Апофиса с Землей на интервале 100 лет. Оно происходит в момент  $T_{F1} = 58.37$  г (точка  $F_1$  на рис. 3) на расстоянии  $R_{F1} = 622$  тыс. км. В дату 13 апреля 2036 г. (т.  $H$  на рис. 3) Апофис проходит у Земли на расстоянии  $R_{H1} = 86$  млн. км. Вышеотмеченные характеристики решения представлены в табл. 4.

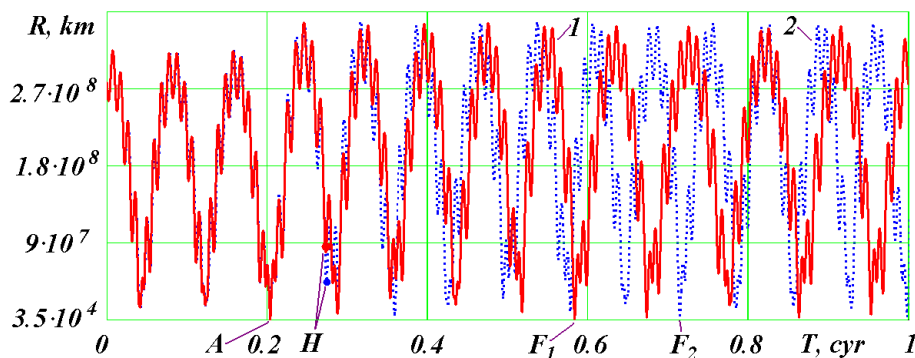


Рис 3. Эволюция расстояния  $R$  между Апофисом и Землей за 100 лет. Влияние начальных условий (НУ): 1 – НУ от 30.0 ноября 2008 г.; 2 – НУ от 04.0 января 2010 г. Календарные даты сближений в точках:  $A$  – 13 апреля 2029 г.;  $F_1$  – 13 апреля 2067 г.;  $F_2$  – 14 апреля 2080 г.

Линией 2 представлено решение со вторым вариантом НУ при шаге интегрирования  $dT = 1 \cdot 10^{-5}$  года. Момент сближения совпал с точностью до 1 мин, а расстояние сближения со вторыми НУ стало  $R_{A2} = 37886$  км, т.е. уменьшилось на 1021 км.

Для уточнения этих параметров уравнения (1) вблизи точки сближения были проинтегрированы с шагом  $dT = 1 \cdot 10^{-6}$  года. По уточненным расчетам Апофис сближается с Землей в 21 час 44 мин 53 сек на расстояние  $R_{A2} = 37880$  км. Как видно из табл. 4, этот момент сближения отличается от момента сближения при первых НУ на 8 сек. Так как при шаге  $dT = 1 \cdot 10^{-6}$  года точность определения времени составляет 16 сек, то отсюда следует, что моменты сближения в пределах точности их вычисления совпадают.

Короткие и длинные колебания при двух вариантах НУ также совпали до момента сближения. После сближения в т. А период долгих колебаний уменьшился до  $T_{R22} = 7.15$  года, т.е. стал меньше, чем период  $T_{R20}$  при первом варианте НУ. Второе сближение на интервале 100 лет происходит в момент  $T_{F2} = 70.28$  лет на расстоянии  $R_{F2} = 1.663$  млн. км. В 2036 г (т. H) Апофис проходит на расстоянии  $R_{H2} = 43.8$  млн. км.

При втором варианте начальных условий на 04.0 января 2010 г. по сравнению с первым вариантом изменяются НУ как Апофиса, так и воздействующих тел. Чтобы выявить влияние погрешностей НУ только Апофиса, третий вариант НУ задан (см. табл. 1), как и первый, на 30.0 ноября 2008 г., но НУ Апофиса вычислены в системе Horizons согласно решению с номером JPL sol. 144. Как следует из табл. 1, из шести элементов орбиты  $e, a, i_e, \Omega, \omega_e$  и  $M$  отличия трех:  $i_e, \Omega$  и  $\omega_e$  от аналогичных элементов первого варианта НУ составляют 2.9, 1.6 и 1.5 соответствующих неопределенностей  $\sigma$ . Отличие остальных элементов не превышает их неопределенностей.

Таблица 4. Влияние начальных условий на результаты интегрирования уравнений (1) программой Galactica и уравнений движения Апофиса системой Horizons:  $Time_A$  и  $R_{minA}$  – момент времени и расстояние сближения Апофиса с Землей 13 апреля 2029 г., соответственно;  $R_H$  – расстояние прохождения Апофиса у Земли 13 апреля 2036 г.;  $T_F$  и  $R_F$  – время и расстояние второго сближения (т. F на рис. 3).

Параметры	Решения при разных вариантах начальных условий					
	Galactica			Horizons		
	1	2	3	1	2	3
	30.11.2008 JPL sol.140	04.01.2010 JPL sol.144	30.11.2008 JPL sol.144	18.07.2006 JPL sol.144	30.11.2008 JPL sol.140	04.01.2010 JPL sol.144
$Time_A$	21:44:45	21:44:53	21:44:45	21:46:47	21:45:47	21:44:45
$R_{minA}$ , км	38905	37880	38813	38068	38161	38068
$R_H$ , млн. км	86.0	43.8	81.9	51.9	55.9	51.8
$T_F$ , .юл. ст. от 30.11.08	0.5837	0.7138	0.6537	0.4237	0.9437	0.4238
$R_F$ , тыс. км	622	1663	585	1515	684	1541

При третьем варианте НУ при шаге интегрирования  $dT = 1 \cdot 10^{-5}$  года момент сближения совпал с таковым при первом варианте НУ. Расстояние сближения стало  $R_{A3} = 38814$  км, т.е. уменьшилось на 93 км. Для уточнения этих параметров уравнения (1) вблизи точки сближения были также проинтегрированы с шагом  $dT = 1 \cdot 10^{-6}$  года. По уточненным расчетам при третьем варианте НУ Апофис сближается с Землей в 21 час 44 мин 45 сек на расстояние  $R_{A3} = 38813$  км. Эти и остальные характеристики решения представлены в табл. 4. По сравнению с первым вариантом НУ видно, что немного изменяется расстояние сближения в 2036 г. и параметры второго сближения в т.  $F_1$ . Однако отличия результатов первого варианта с третьим значительно меньше, чем первого со вторым.

Во втором варианте изменение положений и скоростей воздействующих тел с 30 ноября 2008 г. по 04.01.2010 г. рассчитано по DE406, а в третьем варианте – по программе “Galactica”. НУ для Апофиса в двух вариантах определены согласно одного и того решения JPL sol. 144. Как видно из табл. 4, момент сближения в этих решениях отличается на 8 сек, а расстояние сближения на 933 км. Также в большей степени отличаются другие результаты третьего решения со вторым, по сравнению третьего решения с первым. Это свидетельствует, что

отличия НУ для Апофиса менее существенны по сравнению с отличиями результатов расчетов по двум программам: Galactica и DE406 (или Horizons).

Такие же исследования по влиянию начальных условий мы провели с интегратором NASA. В системе Horizons (the JPL Horizons On-Line Ephemeris System, руководство смотри на сайте [http://ssd.jpl.nasa.gov/?horizons\\_doc](http://ssd.jpl.nasa.gov/?horizons_doc)) предоставлена возможность вычислять движение астероида по той же стандартной динамической модели (SDM), по которой выполнены расчеты в работе [1]. Кроме рассмотренных двух НУ мы использовали еще одни НУ на дату 12 июля 2006 г. Характеристики и основные результаты всех решений представлены в табл. 4. Время сближения 13 апреля 2029 г. изменяется в пределах 2-х минут, а расстояние находится вблизи 38000 км. Расстояние сближения 13 апреля 2036 г. колеблется от 52 до 56 млн. км. Характеристики второго за 100 лет сближения изменяются примерно в тех же пределах, что и для решений по программе Galactica. Отмеченные выше другие закономерности о влиянии НУ также повторились и для интегратора NASA.

Итак, расчеты при разных начальных условиях показали, что Апофис в 2029 г. сблизится с Землей на расстояние  $38 \div 39$  тыс. км, и в ближайшие 100 лет он еще раз пройдет у Земли на расстоянии не ближе 600 тыс. км.

### 7. Исследование траектории Апофиса при сближении с Землей.

С этой целью уравнения (1) были проинтегрированы на промежутке два года с момента  $T_1 = 0.19$  столетия, и значение координат и скорости Земли и Апофиса через каждые 50 шагов интегрирования записаны в файл. В этот двухгодичный период входит момент  $T_A$  наиболее близкого прохождения Апофиса у Земли. На рис. 4 эллипсом  $E_0E_1$  представлена проекция на экваториальную плоскость  $xOy$  траектория Земли за два года. По ней, начиная от точки  $E_0$ , Земля совершит два оборота. Траектория Апофиса в этих же координатах за два года отмечена точками с буквами  $Ap$ . Апофис, начиная с точки  $Ap_0$ , проходит путь  $Ap_0Ap_1Ap_eAp_2Ap_0Ap_1$  и в точке  $Ap_e$  в момент  $T_A$  сближается с Землей. После сближения он движется уже по другой орбите, а именно  $Ap_eAp_3Ap_f$ .

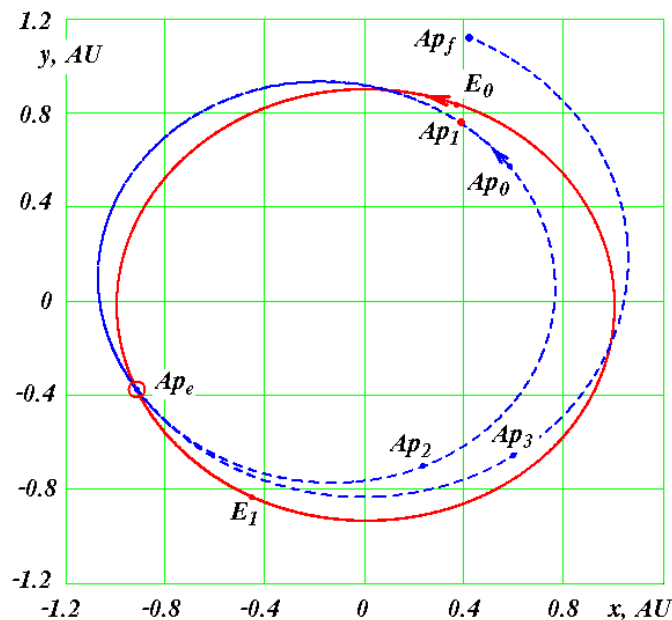


Рис. 4. Траектории Апофиса ( $Ap$ ) и Земли ( $E$ ) в барицентрической экваториальной системе координат  $xOy$  за 2 года:  $Ap_0$  и  $E_0$  – начальные точки Апофиса и Земли;  $Ap_f$  – конечная точка траектории Апофиса;  $Ap_e$  – точка сближения Апофиса с Землей; координаты  $x$  и  $y$  дана в а.е.

На рис. 5, *a* показана траектория Апофиса относительно Земли. Относительные координаты определяются, как разности координат Апофиса ( $Ap$ ) и Земли ( $E$ ):

$$y_r = y_{Ap} - y_E; \quad x_r = x_{Ap} - x_E. \quad (15)$$

По траектории 1, начиная от точки  $Ap_0$ , Апофис движется до точки  $Ap_e$  сближения с Землей, а заканчивается его траектория в т.  $Ap_f$ . Петли на траектории Апофиса представляют его возвратные движения относительно Земли. Такие петли совершают все планеты [21] при наблюдении с Земли.

В точке сближения  $Ap_e$  с Землей траектория Апофиса претерпевает излом. Этот излом на рис. 5, *б* показан в крупном масштабе. В начале координат (т. 2) находится Земля. Солнца (см. рис. 4) находится вблизи барицентра  $O$ , т.е. в верхнем правом квадранте относительно точки сближения  $Ap_e$ . Поэтому Апофис (см. рис. 5, *б*) в точке сближения проходит между Землей и Солнцем. Как будет показано ниже, это обстоятельство создает определенные трудности по использованию астероида.

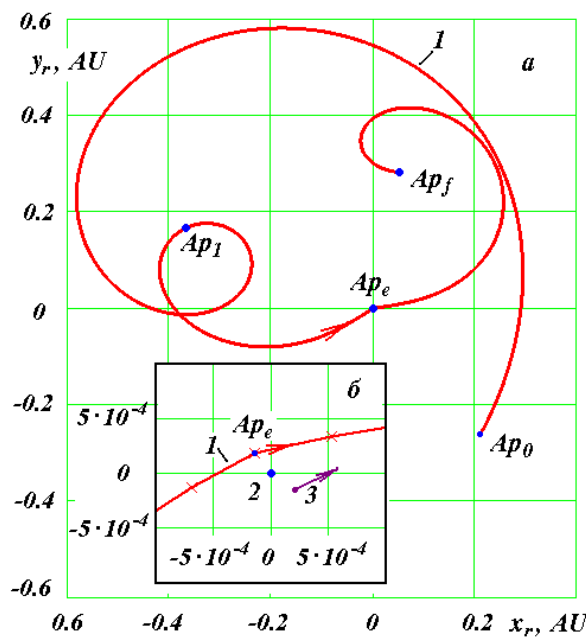


Рис. 5. Траектория Апофиса (1) в геоцентрической экваториальной системе координат  $x_r O y_r$ : *a* – в обычном масштабе, *б* – в увеличенном масштабе на момент сближения Апофиса с Землей (2); 3 – положение Апофиса в момент сближения его с Землей после коррекции его траектории с коэффициентом  $k = 0.9992$  в т.  $Ap_1$  на рис. 4; координаты  $x_r$  и  $y_r$  дана в а.е.

## 8. Возможные использования астероида Апофис.

Итак, 13 апреля 2029 г. будет происходить уникальное явление: на расстоянии 6 земных радиусов от центра Земли пройдет тело массой 31 млн. т. В следующие 1000 лет таких сближений Апофиса с Землей не будет.

Многие пионеры космонавтики, например, К.Э. Циолковский, Ю.А. Кондратюк и др. освоение космического пространства вблизи Земли представляли с помощью больших обитаемых орбитальных станций. Однако, доставить с Земли такие большие массы представляет серьёзную техническую и экологическую проблему. Поэтому благодаря счастливому случаю, возникающая возможность превратить астероид Апофис в спутник Земли, а затем в обитаемую станцию, представляет значительный интерес.

Среди возможных различных применений спутника отметим два. Первое – это создание с его помощью космического лифта. Как известно, космический лифт состоит из каната, одним концом прикрепленному к точке на экваторе Земли, а другим – к массивному телу, которое

обращается в плоскости экватора с периодом суточного вращения  $P_d = 24 \cdot 3600$  сек. Радиус такой геостационарной орбиты спутника равен:

$$R_{gs} = \sqrt[3]{P_d^2 G(m_A + m_E) / 4\pi^2} = 42241 \text{ км} = 6.62 R_{Ee} \quad (16)$$

Для обеспечения натяжения каната расстояние массивного тела от центра Земли должно быть большим радиуса геостационарной орбиты  $R_{gs}$ . По этому канату, или по нескольким, могут быть выведены в космическое пространство различные грузы, а другие грузы могут быть приняты на Землю из космоса.

Если превратить астероид Апофис в спутник, а затем повернуть эту орбиту в плоскость экватора, то такой спутник может быть использован для создания космического лифта.

Второе применение астероида может быть в качестве “челнока” по доставке грузов на Луну. В этом случае астероид должен иметь вытянутую орбиту с радиусом перигея близким к радиусу геостационарной орбиты, а радиусом апогея, приближающимся к радиусу перигея Лунной орбиты. В этом случае грузы с геостационарной орбиты в перигее перекладывались бы на Апофис-спутник, а затем в апогее эти грузы могли доставляться на Луну.

Представленные две схемы использования астероида потребуют преодоления многих сложных проблем, которые сейчас могут показаться даже неразрешимыми. Но, безусловно, понятно, что этих проблем действительно не решить, если Апофис не превратить в спутник Земли. Поэтому рассмотрим, какие здесь имеются возможности.

Скорость астероида относительно Земли в точке сближения  $Ap_e$  равна  $v_{AE} = 7.39$  км/с. Скорость спутника Земли на расстоянии  $R_{minA}$  на круговой орбите

$$v_{CE} = \sqrt{G(m_A + m_E) / R_{minA}} = 3.2 \text{ км/с} \quad (17)$$

Чтобы превратить астероид в спутник необходимо его скорость  $v_{AE}$  приблизить к  $v_{CE}$ . Были выполнены интегрирование уравнений (1) при скорости Апофиса в момент  $T_A$  уменьшенной в 1.9 раза, т.е. скорость  $v_{AE} = 7.39$  км/с уменьшается до 3.89 км/с. В этом случае Апофис превращается в спутник Земли со следующими параметрами орбиты: эксцентриситет  $e_{sI} = 0.476$ ; угол наклона к плоскости экватора  $i_{sI} = 39.2^\circ$ ; большая полуось  $a_{sI} = 74540$  км и сидерический период обращения вокруг Земли  $P_{sI} = 2.344$  дня.

Мы исследовали эволюцию движения этого спутника на протяжении 100 лет. Несмотря на более существенные колебания элементов его орбиты по сравнению с колебаниями элементов орбит планет, большая полуось и период обращения этого спутника находится вблизи указанных значений. Их относительные изменения не превышают значений:  $|\delta a| < \pm 2.75 \cdot 10^{-4}$  и  $|\delta P| < \pm 4.46 \cdot 10^{-4}$ . Однако обращение спутника происходит против вращения Земли и против орбитального вращения Луны. Поэтому использование такого спутника в рассмотренных двух случаях оказывается невозможным.

Итак, обращение спутника должно иметь такое же направление, как и вращение Земли. Если Апофис (см. рис. 5, б) будет огигать Землю не с дневной стороны, как показано линией 1, а с ночной (см. т. 3), тогда при уменьшении его скорости он превратится в спутник, который будет обращаться в необходимом направлении.

С этой целью были проинтегрированы уравнения (1) при вариации скорости астероида в т.  $Ap_I$  на рис. 4. В этой точке орбиты, расположенной примерно на половине оборота от точки  $Ap_e$  сближения с Землей, Апофис находится в момент  $T_{ApI} = 0.149263369488169$  столетия. В т.  $Ap_I$  проекции скорости Апофиса в барицентрической экваториальной системе координат равны:  $v_{ApIx} = -25.6136689$  км/с;  $v_{ApIy} = 17.75185451$  км/с;  $v_{ApIz} = 5.95159206$  км/с. В этих численных экспериментах компоненты скорости пропорционально изменялись в одинаковое число раз, т.е. они умножались на коэффициент  $k$ , а затем уравнения (1) интегрировались, и определялась траектория астероида. На рис. 6 показана зависимость минимального приближения Апофиса к центру Земли в зависимости от множителя  $k$  уменьшения его скорости в т.  $Ap_I$ .



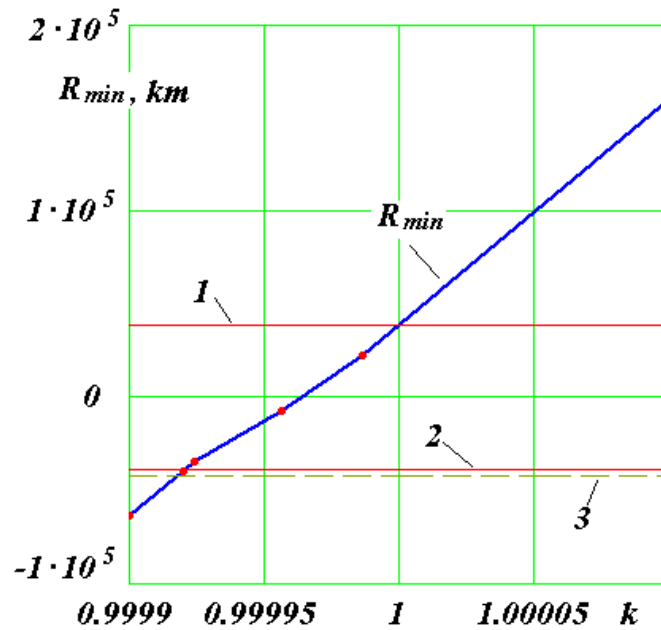


Рис. 6. Зависимость минимального расстояния  $R_{min}$  прохождения Апофиса от центра Земли от коэффициента коррекции  $k$  его скорости в т.  $A_{p1}$  на рис. 4. Положительные значения  $R_{min}$  соответствуют дневной стороне:  $R_{min}$  – в км; 1 – минимальное расстояние прохождения Апофиса от центра Земли 13 апреля 2029 г. (дневная сторона); 2 – минимальное расстояние прохождения Апофиса от центра Земли после коррекции орбиты (ночная сторона); 3 – радиус геостационарной орбиты  $R_{gs}$ .

В результате было установлено, что при уменьшении коэффициента  $k$  (см. рис. 6) астероид начинает ближе подходить к Земле и при множителе  $k = 0.9999564$  Апофис сталкивается с Землей. При дальнейшем уменьшении скорости астероида он сближается с Землей на противоположной от Солнца стороне и при  $k = 0.9992$  астероид проходит (см. т. 3 на рис. 5, б) на расстоянии  $R_{min3} = 39157$  км от центра Земли в момент  $T_3 = 0.2036882$  столетия. Расстояние  $R_{min3}$  практически такое же, как и расстояние  $R_{minA}$  при прохождении астероида между Землей и Солнцем.

В этом случае скорость Астероида относительно Земли также  $v_{AE} = 7.39$  км/с. При уменьшении её также в 1.9 раза, т.е. до 3.89 км/с Апофис превращается в спутник Земли со следующими параметрами орбиты: эксцентриситет  $e_{s2} = 0.486$ ; угол наклона плоскости экватора  $i_{s2} = 36^\circ$ ; большая полуось  $a_{s2} = 76480$  км и сидерический период  $P_{s2} = 2.436$  дня. Мы также исследовали эволюцию движения этого спутника на протяжении 100 лет. Орбита спутника также устойчива, и он обращается в том же направлении, что и Луна.

Итак, для превращения Апофиса в спутник с необходимым направлением его обращения необходимо выполнить два замедления его скорости. Первое осуществляется до сближения Апофиса с Землей, например в т.  $A_{p1}$  (рис. 4) за 0.443 года до сближения Апофиса с Землей. При этом скорость Апофиса необходимо уменьшать на 2.54 м/с. Второе торможение астероида необходимо реализовывать в момент сближения с Землей. В рассматриваемом нами примере его эллиптической орбиты скорость необходимо уменьшить на 3.5 км/с.

Уменьшение скорости тела массой 30 млн. тон на 3.5 км/с в настоящее время представляет серьёзную научно-техническую проблему. Например, в работе [4] сообщение Апофису скорости порядка  $10^{-6}$  м/с полагается возможным имеющимися техническими средствами. А увеличение скорости на единицы см/с авторы [4] уже считают как сложную научно-техническую задачу. Но впереди 20 лет. И нам известно, что после окончания Второй мировой войны, практически за 10 лет, была решена значительно более серьёзная проблема: это создание первого искусственного спутника Земли, а затем и пилотируемых космических аппаратов. Поэтому не вызывает сомнения, что при постановке обществом такой цели, она будет успешно реализована.

Следует отметить, что в работе [1] авторы рассматривают возможность изменения орбиты Апофиса для столкновения его с астероидом (144898) 2004 VD17. Существует малая вероятность столкновения второго астероида с Землей в 2102 г. Однако вопросы необходимой точности координации движения сразу обоих астероидов вызывают сомнения у авторов относительно реальности решения этой проблемы. Этот пример и др., показывают, что многие исследователи приходят к выводу о необходимости существенных воздействий на астероид, для решения разнообразных космических задач, в том числе и в противоастероидной защите Земли. Если человек решит эту проблему превращения астероид в спутник, то возможность предотвратить серьезную астероидную опасность многократно возрастает.

#### **Выводы.**

1. Проанализированы недостатки существующих методов расчета движения астероида.
2. Новым методом численно проинтегрированы неупрощенные дифференциальные уравнения движения Апофиса, планет, Луны и Солнца за 1000 лет и исследована эволюция орбиты астероида.
3. В 21 час 45' по Гринвичу 13 апреля 2029 г. Апофис прошел возле Земли на расстоянии 6 земных радиусов от ее центра. Это было самое близкое к Земле прохождение Апофиса в ближайшие 1000 лет.
4. Выполнены расчеты по превращению Апофиса в спутник, который может решать различные задачи для дальнейшего освоения космического пространства.

#### **Благодарности.**

1. Авторы выражают признательность Т.Ю. Галушиной и В.Г. Полю за представленные материалы по астероиду Апофис.
2. Авторы благодарны сотрудникам Лаборатории реактивного движения (JPL) США, из сайтов которой использовали начальные условия для интегрирования. Сайт Эдварда Боуэлла [24] помог авторам понять все особенности данных по астероидам и избежать ошибок при их использовании.
3. В вычислениях движения Апофиса по системе Horizons принимал участие О.И. Кротов. Вычисления проводились на суперкомпьютере Сибирского Суперкомпьютерного Центра СО РАН.

#### **ССЫЛКИ:**

- [1]. Georgini J.D., Benner L.A.M., Ostro S.I., Nolan H.C., Busch M.W. Predicting the Earth encounters of (99942) Apophis // *Icarus*. 2008 v.193, pp. 1-19.
- [2]. Tucker R., Tholen D., Bernardi F. //MPS 109613, 2004.
- [3]. Garradd G.J. // *MPE Circ.*, 2004, Y25.
- [4]. Рыхлова Л.В., Шустов Б.М., Польш В.Г., Суханов К.Г. Насущные проблемы астероидной опасности // *Околоземная астрономия 2007*// Материалы международной конференции 3-7 сентября 2007 г. п. Терскол. Международный центр астрономических и медико-экологических исследований Национальной академии наук Украины и Институт астрономии РАН. г. Нальчик, 2008 г., с. 25-33.
- [5]. Емельянов В.А., Меркушев Ю.К., Барабанов С.И. Периодичность сеансов наблюдения астероида Апофис космическими и наземными телескопами // Там же, с. 38 -43.
- [6]. Емельянов В.А., Лукьященко В.И., Меркушев Ю.К., Успенский Г.Р. Точность определение параметров орбиты астероида Апофис, обеспечиваемая космическими телескопами // Там же, с. 59-64.
- [7]. Соколов Л.Л., Башаков А.А., Питъев Н.П. О возможных сближениях АСЗ 99942 Апофис с Землей // Там же, с. 33 – 38.

- [8]. Everhart E. Implicit single-sequence methods for integrating orbits // *Celest. Mech.*, 1974 Vol.10, Pp. 35-55.
- [9]. Быкова Л.Е., Галушина Т.Ю. Эволюция вероятной области движения астероида 99942 Апофис // Там же, что и в статье [4], с. 48 – 54.
- [10]. Быкова Л.Е., Галушина Т.Ю. Опасные для Земли траектории в области возможных движений астероида 99942 Арофис// *Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики. Материалы VI Всероссийской научной конференции, посвященной 130-летию Томского государственного университета и 40-летию НИИ Прикладной Математики и Механики Томского государственного университета.* Томск, 30 сентября – 2 октября 2008 г. – 2008 г. – С. 419-420.
- [11]. Смирнов Е.А. Современные численные методы интегрирования уравнений движения астероидов, сближающихся с Землей // Там же, что и [4], с. 54-59.
- [12]. Ивашкин В.В., Стихно К.А. Анализ проблемы коррекции орбиты астероида Апофис // там же, с. 44 – 48.
- [13]. Гребеников Е.А., Смульский И.И. Эволюция орбиты Марса на интервале времени в сто миллионов лет / *Сообщения по прикладной математике. Российская Академия Наук: ВЦ им. А.А. Дородницына.* М.: ВЦ РАН А.А. Дородницына. – 2007. 63 с. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/EvMa100m4t2.pdf>.
- [14]. Мельников В.П., Смульский И.И. *Астрономическая теория ледниковых периодов: Новые приближения. Решенные и нерешенные проблемы.* – Новосибирск: Академическое изд-во «Гео», 2009. – 98 с. Книга на двух языках. С обратной стороны: Melnikov V.P., Smulsky J.J. *Astronomical theory of ice ages: New approximations. Solutions and challenges.* – Novosibirsk: Academic Publishing House “GEO”, 2009. – 84 p. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/AsThAnR.pdf>.
- [15]. Мельников В. П., Смульский И.И., Смульский Я.И. Составная модель вращения Земли и возможный механизм взаимодействия континентов // *Геология и Геофизика*, 2008, №11, с. 1129-1138. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/RGGRu190.pdf>.
- [16]. Смульский И.И. Оптимизация пассивной орбиты с помощью гравиманевра // *Космические Исследования*, 2008, том 46, № 5, с. 484–492. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/KOS0484.pdf>.
- [17]. Смульский И.И. *Теория взаимодействия.* - Новосибирск: Из-во Новосиб. ун-та, НИЦ ОИГГМ СО РАН, 1999 г. - 294 с. [http://www.ikz.ru/~smulski/TVfulA5\\_2.pdf](http://www.ikz.ru/~smulski/TVfulA5_2.pdf).
- [18]. JPL Small-Body Database. Jet Propulsion Laboratory. California Institute of Technology. 99942 Apophis (2004 MN4). <http://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cgi?sstr=Apophis;orb=1>.
- [19]. Bowell E. The Asteroid Orbital Elements Database. Lowell Observatory. <ftp://ftp.lowell.edu/pub/elgb/>.
- [20]. *Справочное руководство по небесной механике и астродинамике* / Под ред. Г. Н. Дубошина. Изд. 2-е, доп. и перераб. М., Наука, 1976, 862 с.
- [21]. Смульский И.И. Математическая модель Солнечной системы / В сб. *Теоретические и прикладные задачи нелинейного анализа.* Российская Академия Наук: ВЦ им. А.А. Дородницына. М.: ВЦ РАН А.А. Дородницына. – 2007. С. 119-139. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/MatMdSS5.pdf>.
- [22]. Эфемериды лаборатории реактивного движения США (JPL) см. <http://ssd.jpl.nasa.gov/?ephemerides>.
- [23]. Standish E.M. JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405.// Interoffice memorandum: JPL IOM 312. F – 98-048. August 26. 1998. (<ftp://ssd.jpl.nasa.gov/pub/eph/export/DE405/>).
- [24]. <ftp://ftp.lowell.edu/pub/elgb/>