

В конце статьи приложена переписка с редакцией журнала «Космические исследования», в которой более детально обсуждаются отдельные проблемы.

УДК 523.2 + 629.7

АСТЕРОИД АПОФИС: ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТЫ И ВОЗМОЖНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ

Смульский И.И., Смульский Я.И.*

Институт Криосферы Земли СО РАН, г. Тюмень, ISmulsky@mail.ru

*Институт теплофизики СО РАН, г. Новосибирск, ysmulskii@mail.ru

Аннотация

Проанализированы литературные источники и установлено, 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.

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 Апруфиса. 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 σ . Например, величина эксцентриситета $e=e_n\pm\sigma_e$, где e_n – номинальное значение эксцентриситета, а σ_e – среднеквадратичное отклонение при обработке нескольких сотен наблюдений астероида. В этих работах поиск параметров столкновения ведут в области возможных движений астероида 3σ , 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 Ω , аргумент перигелия ω_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 σ этих данных. Относительная их величина δ 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 δ . 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 $0.5 \cdot \sigma$ неопределённости 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 φ_0

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

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 φ (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	ae
q	.7460440415606373	.7460425256098334	.7460440141364661	8.6487e-08	ae
i_e	3.331425002325445	3.331517779979046	3.331430909298658	2.024e-06	градус
Ω	204.4451349657969	204.4393039605681	204.4453098275707	0.00010721	градус
ω_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	ae

Выражения для радиальной v_r и трансверсальной v_t скоростей имеют вид:

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

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) φ_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_o проходит через перигелий) рассчитывается по формулам:

$$x_o = r_0 \cdot \cos \varphi_0; \quad y_o = r_0 \cdot \sin \varphi_0; \quad (9)$$

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

Координаты астероида в гелиоцентрической эклиптической системе координат определяются следующим образом:

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

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

$$z_e = x_o \cdot \sin \omega_e \cdot \sin i_e + y_o \cdot \cos \omega_e \cdot \sin i_e. \quad (13)$$

Компоненты скорости астероида v_{x_e} , v_{y_e} и v_{z_e} 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:

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

где ε_0 - наклон между эклиптической и экваториальной системами координат в эпоху JD_0 .

Компоненты скорости v_{x_e} , v_{y_e} и v_{z_e} 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 , Ω , ω_e и M . Остальные использовались для контроля. Радиусы перигелия R_p и афелия $R_a = -R_p/(2\alpha_l+1)$ 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/м³. 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 AstCoor2.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, $JD_S = 2451545$. $G = 6.67259E-11$ м³/(с²·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 ΔT . 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).

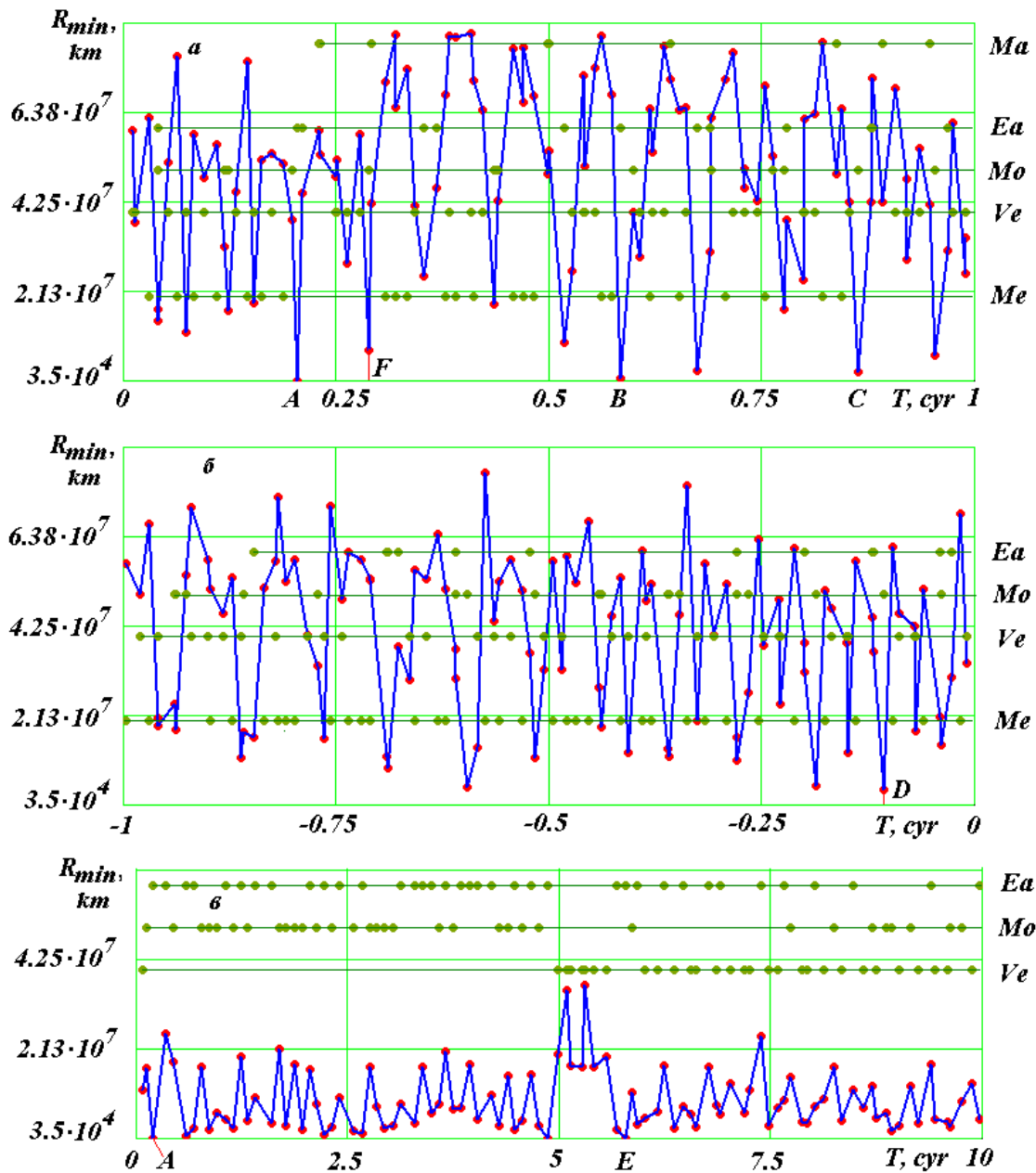


Рис. 1. Сближение Апофиса за время ΔT на минимальное расстояние R_{min} в км с небесными телами: Марс (Ma), Земля (Ea), Луна (Mo), Венера (Ve) и Меркурий (Me); *a*, *б* – $\Delta T = 1$ год; *в* – $\Delta T = 10$ лет. *T*, сут – время в юлианских столетиях от эпохи JD_0 (30.0 ноября 2008 г.).

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, *a* 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 расстояние $R_{minB} = 622231$ 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 времени 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 δM_z , z -проекции момента количества движения всей Солнечной системы за 100 лет. Как видно из таблицы, δM_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	δM_z	$T_{Ai}-T_{Al}$, год	$R_{minAi}-R_{minAl}$, 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 δM_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 ~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 знаке), 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, a , 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).

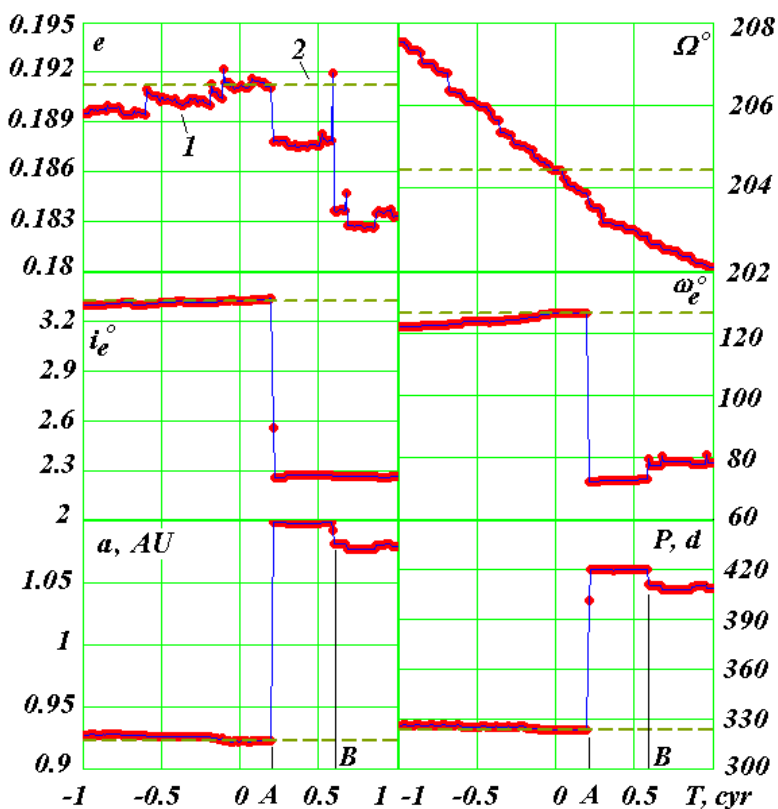


Рис. 2. Эволюция параметров орбиты Апофиса под воздействием планет, Луны и Солнца на интервале -100 лет \div $+100$ лет от эпохи 30.0 ноября 2008 г.: 1 – по результатам интегрирования уравнений движения (1); 2 – начальные значения согласно табл. 1. Угловые величины: Ω , i_e , ω_e – даны в градусах, большая 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 Ω восходящего узла менее подвержена разрывам и, как видно из рис. 2, практически монотонно уменьшается. Остальные элементы орбиты i_e , ω_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 , Ω , i_e , ω_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. А 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 расстояние $R_{F1} = 622$ тыс. км. В дату 13 апреля 2036 г. (т. Н на рис. 3) Апофис проходит у Земли на расстоянии $R_{H1} = 86$ млн. км. Вышеотмеченные характеристики решения представлены в табл. 4.

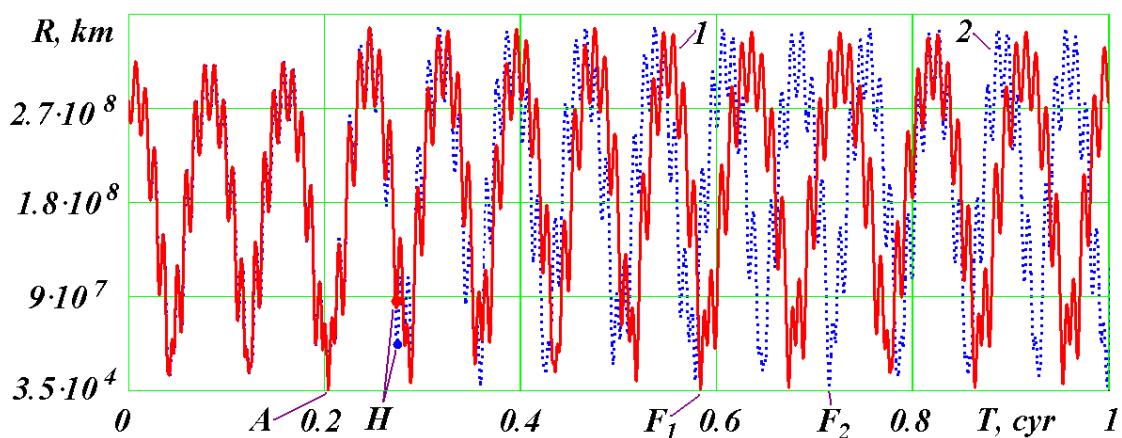


Рис 3. Эволюция расстояния R между Апофисом и Землей за 100 лет. Влияние начальных условий (НУ): 1 – НУ от 30.0 ноября 2008 г.; 2 – НУ от 04.0 января 2010 г. Календарные даты сближений в точках: А – 13 апреля 2029 г.; F_1 – 13 апреля 2067 г.; F_2 – 14 апреля 2080 г.

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 расстоянии $R_{A2} = 37880$ 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 долгие 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. Н) 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 , Ω , ω_e и M отличия трех: i_e , Ω и ω_e от аналогичных элементов первого варианта НУ составляют 2.9, 1.6 и 1.5 соответствующих неопределенностей σ . 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 $R_{AZ} = 38813$ 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) 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÷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 Землёй

С этой целью уравнения (1) были проинтегрированы на промежутке два года с момента $T_l = 0.19$ 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 $Ap_eAp_3Ap_f$.

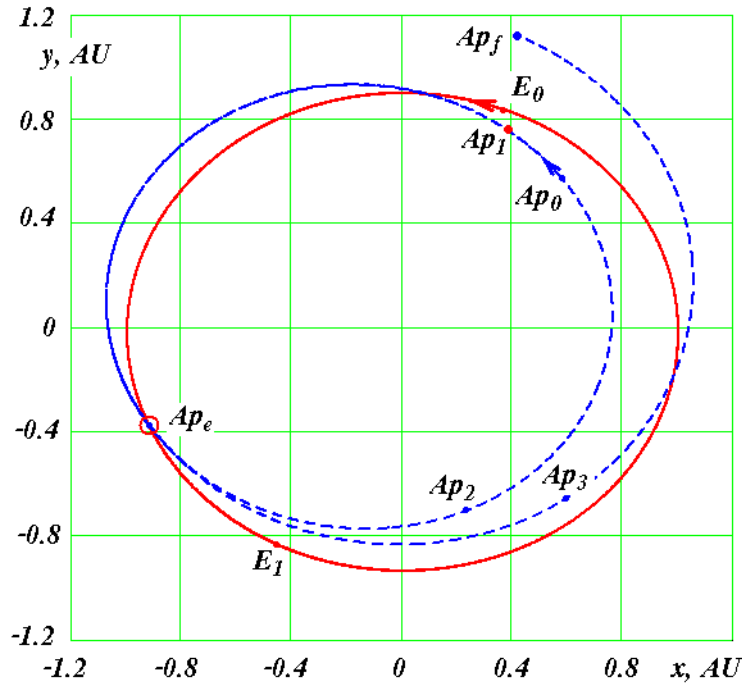


Рис. 4. Траектории Апофиса (Ap) и Земли (E) в барицентрической экваториальной системе координат xOy за 2 года: Ap_0 и E_0 – начальные точки Апофиса и Земли; Ap_f – конечная точка траектории Апофиса; Ap_e – точка сближения Апофиса с Землей; координаты x и y дана в а.е.

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, *b* 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.

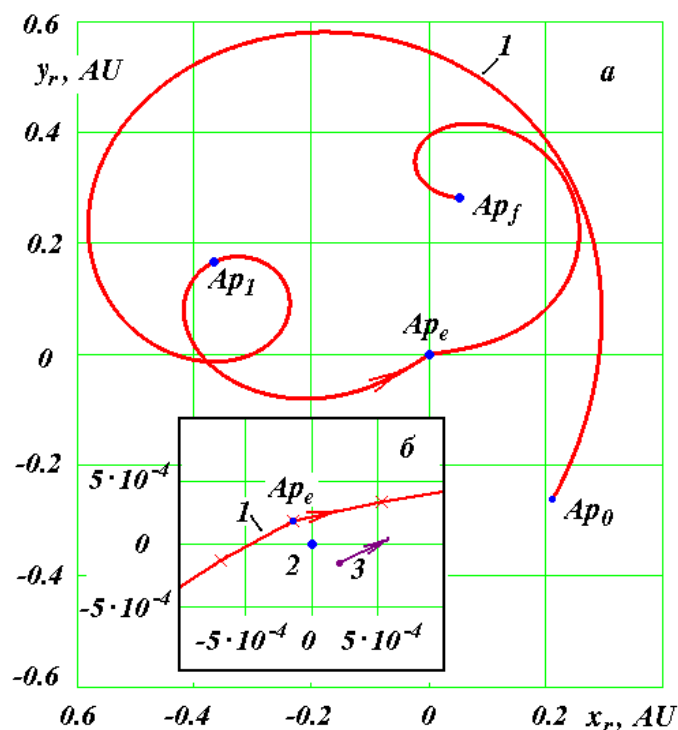


Рис. 5. Траектория Апофиса (1) в геоцентрической экваториальной системе координат $x_r, O y_r$: а – в обычном масштабе, б – в увеличенном масштабе на момент сближения Апофиса с Землей (2); 3 – положение Апофиса в момент сближения его с Землей после коррекции его траектории с коэффициентом $k = 0.9992$ 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 серьезную 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 периодам 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 переключались 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

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

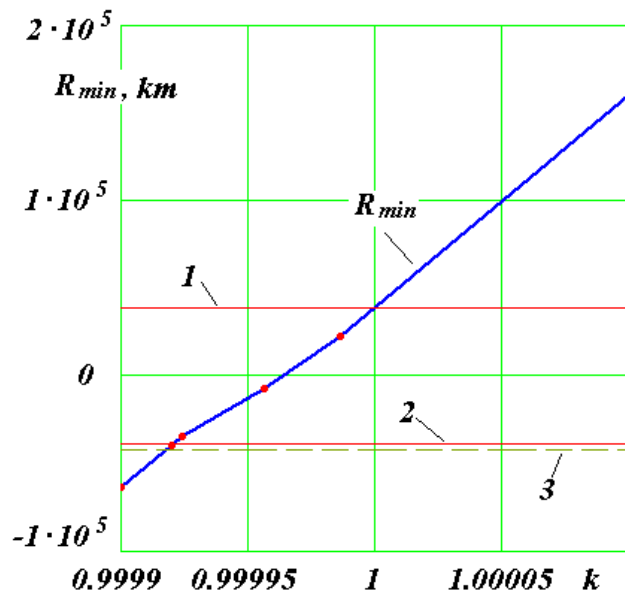
Чтобы превратить астероид в спутник необходимо его скорость v_{AE} приблизить к v_{CE} . Были выполнены интегрирование уравнений (1) при скорости Апофиса в момент T_A уменьшенной в 1.9 раза, т.е. скорость $v_{AE} = 7.39$ км/с уменьшается до 3.89 км/с. В этом случае Апофис превращается в спутник Земли 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 огибать 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 $T_{Ap_I} = 0.149263369488169$ столетия. В т. Ap_I проекции скорости Апофиса в барицентрической экваториальной системе координат равны: $v_{Ap_{1x}} = -25.6136689$ км/с; $v_{Ap_{1y}} = 17.75185451$ км/с; $v_{Ap_{1z}} = 5.95159206$ 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. Ap_I 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. б) 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. Ap_1 (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 пройдет возле Земли на расстоянии 6 земных радиусов от ее центра. Это будет 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. Авторы благодарны сотрудникам Лаборатории реактивного движения (JPL) США, из сайтов которой использовали начальные условия для интегрирования. Сайт Эдварда Боуэлла (<ftp://ftp.lowell.edu/pub/elgb/>) помог авторам понять все особенности данных по астероидам и избежать ошибок при их использовании. В вычислениях движения Апофиса по системе Horizons принимал участие О.И. Кротов. Вычисления проводились на суперкомпьютере Сибирского Суперкомпьютерного Центра СО РАН.

Литература

1. Geogini 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., Поль В.Г., Суханов К.Г. Насущные проблемы астероидной опасности // *Околосемная 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., Питьев 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., Смутьский 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., Смутьский 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.
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/>).

Переписка с редакцией журнала «Космические исследования»

ApOtvRed.doc

**Президиум Российской Академии Наук
Редакция журнала «Космические исследования»**

123242 г.Москва,
Б.Грузинская ул. 10
Тел. 254-24-90

Уважаемый Иосиф Иосифович!

Редколлегия журнала « Космические исследования » рассмотрела Вашу «Астероид Апофис: эволюция орбиты и возможное использование», совместную с автором Я.И.Смульским. Статья отклонена на основании отзыва рецензента. Отзыв прилагается.

С уважением

Зам.гл.редактора,
профессор


// (В.І.Курт)

ApRec01.doc

Отзыв на статью «**АСТЕРОИД АПОФИС: ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТЫ И ВОЗМОЖНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ**», Смульский И.И., Смульский Я.И.

В работе рассматриваются вопросы анализа движения астероида Апофис, его возможных сближений с Землей и другими небесными телами, его возможных практических использований для космонавтики.

Используя разработанные ими метод и программу интегрирования уравнений движения системы небесных тел, учитывающие силы ньютоновского притяжения и получающие координаты и компоненты скорости из разложений в ряды Тейлора, а также начальные данные, соответствующие номинальному движению астероида, авторы проанализировали движение астероида Апофис на 100 лет назад и на 1000 лет вперед. В результате авторы пришли к выводу, что астероид будет иметь тесное сближение с Землей лишь в 2029 г., а столкновения с Землей не будет. **Имеющиеся в научной литературе работы, в которых получен вывод о существовании семейств траекторий астероида, близких к номинальной и приводящих к столкновению с Землей, например, в 2036 г., авторы объясняют несовершенством применяемых другими исследователями методов анализа. (1).**

Авторы предлагают также использовать астероид Апофис изменением его орбиты с помощью одной коррекции и одного торможения при сближении с Землей сообщением импульса скорости в $\sim 3, 5$ км/с, переведя астероид на орбиту спутника Земли.

В отношении первой части работы следует отметить, что авторы изучили лишь движение по номинальной орбите и не исследовали трубку возможных траекторий астероида. **Полученный ими результат об отсутствии столкновений на номинальной орбите хорошо всем известен, здесь нет новизны. Столкновения найдены в некотором специальном семействе орбит, близких к номинальной. Поэтому вывод авторов может ввести в заблуждение читателей. (2).**

В отношении второй части с предложением о переводе астероида на орбиту спутника Земли, представляется, что ценной здесь была бы идея - **как в настоящее время без больших затрат топлива и энергии сообщить астероиду с массой в миллионы тонн импульс скорости в несколько км/с.(3).** Представляется, что само предложение авторов о торможении астероида таким большим импульсом не представляет научной и технической ценности.

Учитывая отмеченное, представляется, что предложенную статью нельзя рекомендовать к опубликованию в ж-ле «Космические исследования».

CosmIssl08.doc

Редакции журнала «Космические
исследования»

123242, Москва Д-242, Б.
Грузинская, 10, Институт физики
Земли.

Тел.: 254-24-90
E-mail: ykurt@asc.rssi.ru;
kosmos@ifz.ru.

Уважаемая Редколлегия журнала "Космические исследования"!

24 февраля 2009 г. мы направили в Ваш журнал нашу статью: Смульский И.И., Смульский Я.И. «АСТЕРОИД АПОФИС: ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТЫ И ВОЗМОЖНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ». 19 января 2010 года мы получили Ваше решение об отклонение нашей статьи на основании отзыва рецензента.

В отзыве нет никаких замечаний по содержанию статьи. Имеется несколько ошибочных суждений рецензента, которые мы в отзыве выделили жирным шрифтом и отметили цифрами. Далее прокомментируем их.

1. Имеющиеся в литературе исследования по получению семейства траекторий астероида, приводящих к столкновению с Землей, в статье мы не обсуждаем. Авторы этих работ начали поиск таких траекторий, потому что они не в состоянии рассчитать реальную траекторию Апофиса после сближения его с Землей. Они считают, что его движение становятся хаотичными. В статье, в результате анализа литературы мы показали это, а также объяснили, что причина вывода о хаотическом движение астероида заключается в несовершенстве методов расчета его траектории.

Новым методом, который мы отработали на многих задачах небесной и космической динамики, мы рассчитали движение Апофиса за 1000 лет, исследовали эволюцию параметров его орбиты и обосновали справедливость этих расчетов. Апофис только в 2029 г. близко подойдет к Земле и через 578 лет – пройдет на расстоянии в два раза больше. Поэтому, учитывая уникальность этого события, в статье предложено превратить его в спутник Земли, который может выполнять различные космические задачи. С помощью нашего метода мы провели исследования и показали, как это сделать.

2. В литературе результат об отсутствии столкновений не известен. Поэтому авторы работ по Апофису статистическими методами и решают эту проблему, чтобы определить хотя бы вероятность столкновения.

В связи с этим, статья не вводит читателя в заблуждение, а представляет ясную и четкую картину: в ближайшие 1000 лет Апофис не столкнется с Землей.

3. Только в сказках и ненаучной фантастике мановением волшебной палочки раздвигаются горы и осушаются моря.

При запуске первого космонавта Земли использовался носитель мощностью 20 млн. л. с. Это была невообразимая для тех лет мощность. Еще большие усилия потребуются, чтобы превратить астероид в спутник. Но человечество способно в оставшиеся 20 лет решить эту задачу.

Так как наша статья представляет несомненный научный интерес и весьма актуальна для современной космонавтики, просим направить ее другому рецензенту.

Авторы

21.01.2010 г.

И.И. Смульский

Я.И. Смульский

Приложения:

1. В файле ApRec01.doc – Отзыв рецензента.
2. В файле AstAroph.doc – наша статья.

CosmIsslem07Kurt.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J.Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re: Статья

Дата: 23 января 2010 г. 14:56

Глубокоуважаемые авторы! Я был бы Вам очень признателен, если бы Вы обратились в Редакцию к Елене Вадимовне Травкиной. 254-24-90 или по мэйлу kosmos@ifz.ru , я к сожалению лежу в больнице и ничего не могу сделать. Вашу статью я не видал, но мы готовим целый том журнала про астероидную опасность и про Апофис тоже. Это материалы конференции на Мальте. С уважением, Ваш, Владимир Г.Курт. Зам. Главного Редактора.

--

Vladimir G.Kurt, Professor,

Deputy Director of Astro Space Center

of the P.N.Lebedev Physical Institute

of the Russian Academy of Sciences,

117997 Russia, Moscow, Profsojuznaja str. 84\32

CosmIssl10.doc

Редакции журнала «Космические
исследования»

123242, Москва Д-242, Б.

Грузинская, 10, Институт физики
Земли.

Тел.: 254-24-90

E-mail: vkurt@asc.rssi.ru;
kosmos@ifz.ru.

Глубокоуважаемая Елена Вадимовна!

Вчера у меня состоялся телефонный разговор с Владимиром Гдальевичем Куртом. Он предложил мне обратиться к Вам с просьбой передать нашу статью: Смутьский И.И., Смутьский Я.И. «АСТЕРОИД АПОФИС: ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТЫ И ВОЗМОЖНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ» зам. гл. ред. Сазонову Виктору Васильевичу на рецензию. В свою очередь Владимир Гдальевич собирается Вам позвонить сегодня.

Ниже для памятки я прилагаю наше письмо от 21.01.2010 г.

С уважением,

от авторов г.н.с., д. ф.-м. н.,

профессор по кафедре теоретической

и прикладной механики

03.03.2010 г.

И.И.Смутьский

625000, Тюмень, а/я 1230, Институт криосферы Земли СО РАН.

CosmIsslem08Kurt.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J.Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re: Paper

Дата: 3 марта 2010 г. 23:29

Глубокоуважаемый Иосиф Иосифович!

Я прочел Ваше письмо, но саму статью не видал. Если нетрудно, пришлите мне ее, пожалуйста. Я покажу ее кому-нибудь из наших небесных механиков, которые занимаются близкими вопросами. Как я уже Вам сказал по телефону, мы готовим тематический номер по материалам докладов Конференции на Мальте. Я постараюсь, включить ее в этот номер, если новый второй рецензент не отклонит ее. Там было много докладов об этом астероиде. Программу Конференции и названия докладов, можно, наверное, найти на сайте ИКИ РАН (www.iki.rssi.ru) Если не найдете, свяжитесь по мэйлу с Натаном Андреевичем Эйсмонтом из ИКИ РАН.

Сейчас он в командировке дней на 7.

С уважением, Ваш, Владимир Г.Курт.

Kurtem03.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J.Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re: Paper

Дата: 4 марта 2010 г. 16:45

Глубокоуважаемый Иосиф Иосифович!

Я получил текст Вашей статьи и прочел ее полностью. Мое мнение таково: 1) часть с вычислением орбиты Апофиса и ее эволюции вполне пригодна для печати. 2) Часть о торможении астероида, коррекции его орбиты мне кажется не подходит для нашего журнала. Я всегда отклонял научно-фантастические проекты и даже реальные проекты наших аппаратов, зная сколько подводных камней на пути от их идеи и даже создания до запуска и успешной работы. Многие десятки запусков были трагически неудачными. Наилучший пример - "Фобос" и Марс-96. Трудно сказать сколько моих личных приборов ушло "за бугор", сломались или по неизвестной причине не функционировали. Посылаю Вам для развлечения мой доклад на семинаре Института истории естествознания и техники (ИИЕИТ РАН). Посмотрите внимательно историю наших запусков к Венере, Марсу и Луне. Так что эту часть я бы быстро исключил из Вашей статьи. Но решает все Виктор Васильевич.

С уважением, Ваш Владимир Г.Курт.

Kurt03.doc

От: "Joseph J. Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Кому: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Тема: Re[2]: Paper

Дата: 5 марта 2010 г. 12:26

Глубокоуважаемый Владимир Гдальевич!

Я рад, что Вы положительно оценили часть статьи об эволюции орбиты Апофиса.

Вопрос о превращении астероида в спутник не простой: могут быть разные варианты. Мне кажется, мы нашли оптимальный. Другие, узнав наш, может, найдут еще лучший.

Это не фантастика. Наши методы многократно проверены, поэтому выполненные вычисления дают реальные параметры, которые необходимы для превращения Апофиса в спутник.

Техническая реализация сейчас может показаться фантастичной. Но я не сомневаюсь, если начать сейчас работать, то за 20 лет люди найдут решение всех технических вопросов. Приведу пример. Если бы в 1941 г. кто-либо предложил через

20 лет создать спутник с человеком на борту, его бы сочли не только фантастом, но и сумасшедшим. Тем не менее, это было сделано, несмотря на опустошительную войну, разруху, голод и др. лишения.

Спасибо за доклад «Исследования Венеры, Марса и Луны в СССР. “Per aspera ad planetum”». С большим интересом посмотрел, и буду еще смотреть. О неудачных запусках: первопроходцам приходится идти зигзагообразными путями. Из Вашего доклада вижу: по Венере – 50% успешных запусков. На мой взгляд – это очень высокий результат.

Оценивая свою деятельность, а я решил много задач в разных областях, у меня выход из перебранных вариантов – 10%. А в молодости я бился над одной проблемой, выход был, наверное, 1%. Зато сейчас, на склоне жизни (мне 65), я часто с удовлетворением отмечаю, что с первой попытки решаю проблему с неизвестным заранее результатом.

Я думаю, что космонавтика, чем за более сложные будет браться проблемы, тем более успешными будут их решения. В проблеме превращения астероида в спутник, ошибка может привести к трагическим последствиям. Но если человек решит эту проблему, то возможность предотвратить самую страшную астероидную опасность многократно возрастает!

С уважением

05.03.2010 г.

И.И. Смутьский

Kurtem04.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J.Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re: Paper

Дата: 5 марта 2010 г. 16:14

глубокоуважаемый Иосиф Иосифович! Я вовсе не против идеи превращения астероида в ИСЗ, хотя и не понимаю, зачем это нужно. Жить то на нем все равно нельзя, нет воздуха для дыхания и пищи для питания. А так идея отлична. Я только против того, чтобы печатать это в нашем журнале. А в других - ради Бога. Хоть дырку сверлите насквозь Земли или Марса. Я

привык печатать и писать статьи только о РЕЗУЛЬТАТАХ наших собственных измерений. Я покажу статью Н.А.Эйсмонт, и если он не возразит, то статью напечатаем и включим в тематический номер.

С уважением Ваш Вл.Г.Курт. А мне уже 77 лет, т.е. сильно больше Вас.

Kurt04.doc

От: "Joseph J. Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Кому: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Тема: Re: Paper

Дата: 9 марта 2010 г. 10:13Глубокоуважаемый Владимир Гдальевич!

После Ваших слов идут мои рассуждения.

1. Ваши слова: «Я вовсе не против идеи превращения астероида в ИСЗ, хотя и не понимаю, зачем это нужно. Жить то на нем все равно нельзя, нет воздуха для дыхания и пищи для питания. А так идея отлична. Я только против того, чтобы печатать это в нашем журнале. А в других - ради Бога. Хоть дырку сверлите насквозь Земли или Марса. Я привык печатать и писать статьи только о РЕЗУЛЬТАТАХ наших собственных измерений».

В статье мы приводим три возможных применения астероида-спутника:

1) превратить астероид Апофис в спутник Земли, а затем в обитаемую станцию;
2) если превратить астероид Апофис в спутник с орбитой в плоскости экватора, то такой спутник может быть использован для создания космического лифта;
3) 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. Тогда грузы с геостационарной орбиты в перигее переключались бы на Апофис-спутник, а затем в апогее эти грузы могли доставляться на Луну.

Воздух для дыхания и пища для питания первоначально, будут доставляться с Земли. А в последующем на таком спутнике будет создана своя биота, которая вначале частично, затем, возможно, полностью будет обеспечивать население спутника этими необходимыми для жизни составляющими.

Кроме приведенных трех, могут быть и другие применения, которые реализуют наши потомки. Например, американский астронавт Дендридж Коул и его соавтор Дональд Кокс предлагали захватывать планетоиды, находящиеся между Марсом и Юпитером, и подводить их к Земле [1]. По их словам, человек из их недр может выбрать породу и создать во внутренней полости искусственные условия для своего существования. И одно из важных применений отмечают авторы – это использование на Земле ценной породы планетоида. Цитирую по стр. 189 [2].

Отмечу, что превратить астероид в спутник – задача на порядки более легкая, чем захватить планетоид.

Я вспоминаю, когда учился в ХАИ, один из моих сокурсников задал вопрос: «Скажите, а зачем нам нужны эти космические исследования? Как они улучшат жизнь колхозников или рабочих, и, в конце - концов, как они мою жизнь улучшат?». Тогда было трудно ответить на его вопрос. Но прошло несколько десятилетий, и появилось столько различных применений результатов космических исследований, что сейчас трудно их все перечислить.

Я думаю, что такие же разнообразные применения найдут и астероиды-спутники.

2. Ваши слова: «Я покажу статью Н.А.Эйсмонту, и если он не возразит, то статью напечатаем и включим в тематический номер».

Большое спасибо!

3. Ваши слова: «А мне уже 77 лет, т.е. сильно больше Вас».

Да, больше. Вы лежали в больнице, когда прислали мне свое первое письмо. Поэтому понимаю, что со здоровьем у Вас проблемы, но, судя по Вашим письмам, Вы активно работаете несмотря ни на что. Это хорошо! Я рад за Вас, потому что понимаю как это трудно.

Литература

1. Cole D.V., Cox D.W. Islands in Space. Chilton Books, Philadelphia, 1964.
2. Корлисс У. Загадки Вселенной. М.: «Мир». – 1970, 248 с.

С уважением

09.03.2010 г.

И.И. Смульский

Kurtem05.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J.Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re[2]: Paper

Дата: 9 марта 2010 г. 23:14

Глубокоуважаемый Иосиф Иосифович! Я с интересом прочел Ваше письмо. Могу Вам ответить, только тем, что всю свою жизнь (ГАИШ МГУ, ИКИ АН СССР и ФИАН) я делал приборы для наблюдений и обрабатывал результаты измерений в области УФ и рентгеновской астрономии, физики планет и космологии. Чистой теорией без экспериментов я никогда не занимался. Я полагаю, что наука делится на работу и на разговоры за чашкой кофе (чая или более крепких напитков). Я люблю и то и другое, но отдельно, а "смешивать два этих ремесла есть тьма искусников, я не из их числа". Меня к этому приучили мои учителя И.С.Шкловский и Я.Б.Зельдович. Так что о внеземных цивилизациях, захвате астероидов и переселении туд народа людского можно поговорить и даже печатать, бумага все стерпит, но..... не в журнале "Космическкие исследования".

С уважением, Ваш Вл.Курт. Будете в Москве заходите. -----

Kurt05.doc

Глубокоуважаемый Владимир Гдальевич!

Спасибо за приглашение! Буду в Москве, непременно зайду. Затравка есть, разговор можно продолжить по всем космическим проблемам.

С уважением

10.03.2010 г.

И.И. Смульский

Kurtem06.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J.Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re: Paper

Дата: 10 марта 2010 г. 18:45

Глубокоуважаемый Иосиф Иосифович! Я получил ответ от Натана Андреевича Эйсмонта. Ответ полностью совпадает с отзывом двух рецензентов из ИПМ РАН. Вторую часть о превращении Апофиса в обитаемую станцию на орбите ИСЗ он смотреть не стал, являясь, как и я, прагматиком. Что же касается первой сугубо профессиональной части, то н считает Ваши методы интегрирования уравнений

движения устаревшими и поэтому результаты расчетов на длительный срок маловероятными или просто неверными. В связи с этим я ничего не могу сделать. Кстати, на Мальте была юная дама Таня, которая представила доклад на ту же тему. Она из Томска. Я постараюсь прислать Вам список всех докладов с Мальты. Я могу отправить Вам и доклад Тани из Томска. Вот такая ситуация. Искренне извиняюсь за несбывшиеся надежды. Ваш, Вл.Курт.

Танина фамилия Галушина, Томский Университет. Программу с Мальты прилагаю.

Vladimir G.Kurt, Professor,
Deputy Director of Astro Space Center
of the P.N.Lebedev Physical Institute
of the Russian Academy of Sciences,
117997 Russia, Moscow, Profsojuznaja str. 84/32

Kurt06.doc

Глубокоуважаемый Владимир Гдальевич!

1. Большое спасибо за Программу!

Буду признателен, если вышлите доклад Т. Галушиной. С ее работами мы знакомы, они проанализированы в нашей статье, а за предоставленные ею материалы мы выражаем ей благодарность в статье.

2. Выводы Натана Андреевича ошибочны.

В нашей статье выполнен анализ существующих методов и установлены причины, по которым авторы не могут рассчитывать движение Апофиса после сближения с Землей 13 апреля 20029 г. и дальнейшее движение его считают хаотичным.

Наш метод принципиально новый. В статье приводятся доказательства его достоверности. Поэтому мы, в отличие от всех других исследователей, можем рассчитать движение астероида. В статье установлено, что сближение 13 апреля 2029 г. самое близкое за ближайшую 1000 лет. Поэтому предлагаем использовать этот шанс и превратить астероид в спутник.

В ряде докладов на Мальте высказываются идеи, которые можно более эффективно реализовать с помощью такого спутника. Поэтому к обсуждавшимся с Вами применениям спутника можно добавить еще два-три.

3. Научной можно назвать только ту область, где устанавливается научная истина. А научная истина горлохватом, авторитетом и кумовством не устанавливается. Только добросовестный анализ материала, установление ключевых аргументов и обсуждение их с разных сторон позволяет установить истину.

Вы сообщаете о мнении двух рецензентов и Н.А. Эйсмонта. Я видел только одну рецензию, она не содержит научных доводов, и я дал на нее аргументированный ответ: Вы его видели.

В нашем обсуждении превращения астероида в спутник Вы также не выдвинули каких-либо аргументов. Поэтому оснований для отклонения нашей статьи нет.

Кстати, в ряде докладов на Мальте обсуждаются предложения действительно фантастические и нереализуемые.

4. Итак, нашу статью вместе с Вами смотрели 4 человека, смотрели поверхностно, но недостатков не выявили. Для полного понимания статьи рецензент должен обладать высокими знаниями по теоретической механике, небесной механике и математике, владеть вычислительными методами и программированием. Кроме того, он должен обладать интеллектом не на уровне исполнителя, а на уровне вперёдсмотрящего, который знает как и куда вести корабль. Так как таких рецензентов нет, то задача обычных рецензентов является увидеть реальные ошибки в рамках своей компетенции и сигнализировать о них. Повторяю, рецензенты ошибок не выявили.

В нашей статье обоснована и приведена вся технология расчета эволюции астероида. Разработана и приведены методы контроля достоверности расчетов. Так что она может являться стандартом для решения подобных задач.

В связи с этим, в связи с важным значением рассматриваемой статьи для развития космонавтики и, в частности, в связи с тем, что эта работа знаменует переход от чисто теоретических к практическим мерам в противоастероидной защите Земли, настоящую статью следует немедленно опубликовать.

5. Помните! Истину, как и шило в мешке, не утаить!

С уважением

11.03.2010 г.

И.И. Смульский

Kurtem07.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J.Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re: Paper

Дата: 11 марта 2010 г. 14:51

Глубокоуважаемый Иосиф Иосифович! Прочел Ваше подробное письмо. К сожалению, мои познания в современных методах счета небесно-механических задач не столь уж велики, я кончал мехмат МГУ в 1955г и имел по небесной механике нечто среднее между 5 и 4. Меня учили Дубошин и Щиголев. Сам я как программист тоже не птица высокого полета. Я все-таки астрофизик. Ваше письмо я переправлю НАЭ. Статью Тани Галушиной я Вам пришлю. Мне ее перешлют из редакции. Хочу заметить, что наш зав отделом небесной механики, мой большой друг (личный) был П.Е.Эльясберг, но его уже много лет не в живых. Я верю НАЭ, так как он его выученик и мой сосед по дому. Я с ним проработал бок о бок лет 25 и написал кучу статей. С ним работал также замечательный механик Лев Семенович Гурин, с которым я тоже накопил кучу статей. Он сейчас в США лет уже как 10 с сыном. Вы можете спокойно сами общаться с Натаном. Он нормальный человек без закидонов и фанаберии. Наши жены дружат. Его адрес: neismont@iki.rssi.ru/.

С приветом Ваш ВГК.

--

Vladimir G.Kurt, Professor

Kurtem08.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J.Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re: Paper

Дата: 11 марта 2010 г. 16:21

Глубокоуважаемый Иосиф Иосифович! Посылаю Вам статью Тан Галушиной с 8 рисунками. Эта статья очень понравилась НАЭ-ту. Ваш, ВГК. Сообщите мне, пожалуйста, прочиталась ли статья и все 8 рисунков.

--

Vladimir G.Kurt, Professor.

Kurtem09.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J.Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re: Paper

Дата: 11 марта 2010 г. 16:39

Глубокоуважаемый Иосиф Иосифович! Я послал Ваше письмо НАЭ-ту. Посылаю Вам для справки две фотографии с Мальты. На первой изображены Я (в центре), НАЭ и Вика Прохоренко. На второй - я с Таней Галушиной. Кто справа, кто слева - Вы догадаетесь сами. Искренне Ваш ВГК.

--

Vladimir G.Kurt, Professor

Kurt07.txt

От: "Joseph J. Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Кому: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Тема: Re[2]: Paper

Дата: 15 марта 2010 г. 17:07

Глубокоуважаемый Владимир Гдальевич!

Отвечаю на три Ваши письма от 11 марта.

Большое Вам спасибо за статью Быковой Л.Е. и Галушиной Т.Ю. "ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ АСТЕРОИДА (99942) Апофис с использованием многопроцессорной вычислительной системы скиф cyberia". Свои рассуждения на нее я прилагаю в файле Kurt07.doc. Я думаю, они будут интересны Вам, так как касаются многих работ по астероидам.

Спасибо за отправку моего письма Натану Андреевичу Эйсмунту. Я непременно свяжусь с ним. В моем письме Kurt07.doc, мне кажется, есть материал, который будет ему интересен, а наш разговор после прочтения им этого письма будет более содержательным. Поэтому, может Вы также перешлете это письмо ему?

Спасибо за две фотографии с Мальты. Больше всего мне понравилась фотография на дворе. У вас вид - великолепный!

В свою очередь высылаю две фотографии с конференции в Польше в январе 2009 г. по компьютерной алгебре. На них - я с сотрудниками ВЦ РАН: Натальей Петровой, В.В. Дикусаром и Е.А. Гребениковым. С Евгением Александровичем у Вас примерно одинаковый возраст и один и тот же учитель: Г.Н. Дубошин. Может, вы знаете друг друга?

С уважением

15.03.2010 г.

И.И. Смульский

Kurt07.doc

Глубокоуважаемый Владимир Гдальевич!

Большое спасибо за присланную статью! Я прочитал ее. В ней нет ничего полезного. Ниже я изложу ситуацию более подробно.

В работе Быковой Л.Е. и Галушиной Т.Ю. «ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ АСТЕРОИДА (99942) Апофис с использованием многопроцессорной вычислительной системы скиф cyberia» выполнены статические исследования по прохождению 100 тыс. пробных частиц у Земли в 2036 и 2037 г. на момент 21.12.2004 г. при вариации их

начальных условий. Начальные данные астероида Апофис получены авторами на двух рядах наблюдений в 2004 -2006 гг. и 2004-2008 гг. По утверждению авторов несколько частиц столкнутся с Землей в 2036 г. Количество столкнувшихся частиц авторами не называется, т.е., по-видимому, их порядка 1-2 частицы, что по отношению к 100000 составляет вероятность $(1 \div 2) \cdot 10^{-5}$, т.е. это ничтожная вероятность. Авторы в аннотации называют ее ненулевой.

Следует отметить, что по мере уточнения орбиты Апофиса подобные исследования вероятности столкновения его с Землей дают все более низкий результат. Согласно [1] по расчетам специалистов из NASA вероятность столкновения Апофиса с Землей была 0.027 в 2029 г [2]. Затем специалисты убедились, что в 2029 г. Апофис пройдет на расстоянии 38000 км от Земли, т.е. нулевая вероятность столкновения. Поэтому статистические исследования перенесли на более поздние годы. По мере уточнения орбиты Апофиса все статистические расчеты имеют все более низкую вероятность столкновения астероида с Землей в 2036 г., например, 0.000025 в [3], 0.0000224 в [1] и 0.00001 в работе Быковой Л.Е. и Галушиной Т.Ю. Поэтому такие исследования в прошедшем времени не имеют никакой ценности, а в настоящем имеют спекулятивный интерес: создают ажиотаж в обществе, что позволяет выбить финансирование на проведение работ, многие из которых проводить не надо.

Отметим, как видно из нашего рис. 1а, сближения Апофиса с Землей в 2036 году совсем не будет. Близкое по времени в т. *F* приближение Апофиса на расстояние 7.26 млн. км произойдет с Луной 5 сентября 2037 года.

Такой статистический подход запустили в обиход специалисты из NASA, по-видимому, впервые для астероида 1950 DA [4]. Как в американских работах, так и в работах отечественных авторов, в том числе Быковой Л.Е. и Галушиной Т.Ю. рассматривается упрощенная задача взаимодействия тел Солнечной системы, включающих астероид. Вместо неупрощенных дифференциальных уравнений движения всех тел (см. уравнения (1) нашей статьи), рассматривается задача взаимодействия астероида с Солнцем при возмущающих влияниях других тел. Здесь закладываются три источника ошибок. Во-первых, положения возмущающих тел берут из эфемерид, например, серии DE. Все эфемериды являются аппроксимационными системами, которые обобщают до 500 тыс. данных наблюдения. Поэтому на интервале наблюдения они позволяют определять положение тел с приемлемой точностью. Однако, чем дальше находится момент времени от интервала наблюдения, тем хуже предсказание положения тела. В условиях близкого прохождения астероида от тела ошибки предсказания по эфемеридам становятся существенными.

Второй источник заключается в аналитических разложениях возмущающих факторов. Они представлены гармоническими членами с неизменяемыми частотами. Поэтому при наличии кратности частот происходит суммирование амплитуд (бытует такое мнение), а так как этот процесс многократно повторяется, то накапливаются большие погрешности. Их называют резонансными, и в статье Быковой Л.Е. и Галушиной Т.Ю. отводится много места для их поиска.

Но эти погрешности присущи такому способу решению задачи. В действительности при появлении сильного взаимодействия при сближении, например, астероида с Землей, орбита его меняется, т.е. период становится другим (см. например рис.2 и рис. 3 нашей статьи), и следующей встречи не происходит. Поэтому в действительности, в системе взаимодействующих тел существует свойство автоматического разрушения резонанса, если даже он появится.

Третий источник ошибок – численный метод интегрирования уравнений за большие промежутки времени. В работе [3] показано, какие методы и как реагируют при сближении двух тел. Подобные исследования проводили также мы и установили,

что конечно-разностные методы описывают производные с нарастающей погрешностью с повышением ее порядка. Поэтому в нашем методе (см. формулу (2) нашей статьи) производные определяются точно по аналитическим выражениям.

Эти три источника погрешностей приводят к тому, что интегрируемая траектория астероида после сближения с Землей становится неустойчивой. Эти авторы говорят, что астероид движется хаотически. В связи с этим и были начаты вышеупомянутые статистические исследования.

В отличие от вышерассмотренных работ мы интегрируем неупрощенные дифференциальные уравнения взаимодействия астероида, планет, Луны и Солнца, т.е. всех значащих тел. Поэтому у нас не возникает проблем, связанных с неточностью определения воздействующих тел. Не возникает и резонансных явлений. А численный метод нам позволяет интегрировать уравнения с хорошей точностью даже при очень близком сближении тел. Нами разработано более двух десятков методов контроля достоверности расчета, которые контролируют вычислительный процесс. Поэтому полученные нами результаты не вызывают сомнений. Итак, астероид Апофис 13 апреля 2029 г. подойдет на самое близкое расстояние к Земле в ближайшую 1000 лет. Необходимо использовать шанс и превратить его в спутник.

Ниже я более детально остановлюсь на нескольких моментах.

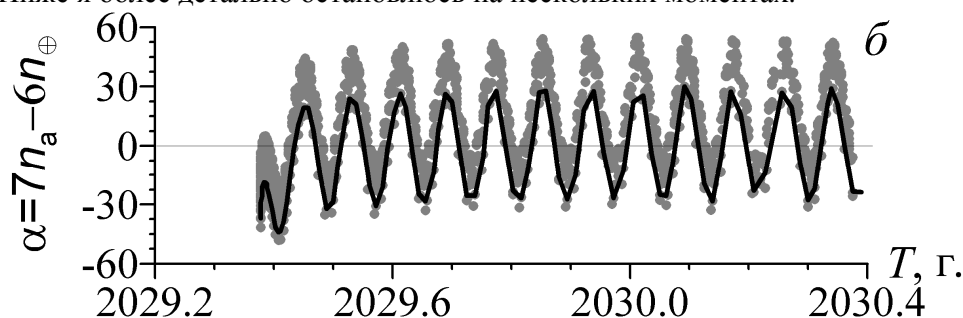


Рис. 4б. Быковой Л.Е. и Галушиной Т.Ю.

При аналитическом решении уравнений возмущенного движения на основании вышеприведенных рассуждений может возникнуть иллюзия влияния резонанса. Но при численном решении эта иллюзия развеется. В доказательство я приведу результаты самих же авторов Быковой Л.Е. и Галушиной Т.Ю., представленные в их работе на рис. 4 б, и который привел выш. Резонанс может наступить, если имеется полная кратность частот, т.е. $\alpha = 7n_a - 6n_{\oplus} = 0$. Как видно из рис. 4.б нулевая точка ($\alpha = 0$) решения проскакивается с наибольшей скоростью (колебания гармонические, $\alpha = 0$ лежит посередине гармонике, где скорость $d\alpha/dT$ наибольшая). В этом случае процесс мог бы становиться резонансным, если бы амплитуда колебаний α стремилась к нулю. Однако с увеличением времени T нет даже тенденции к изменению амплитуды. Поэтому резонанс, т.е. равенство $7n_a = 6n_{\oplus}$ никогда не достигается. Таким образом, этот график является демонстрацией автоматического подавления резонанса в Солнечной системе.

Следует отметить, что и величина α у этих авторов имеет чрезвычайно большое значение. Для Земли период обращения — $P_{\oplus} = 365.25636042$ дней, для Апофиса по нашим расчетам после 2029 г. — $P_{Ap} = 420.92172195$ дней. Средние движения определяются как $n = 360/P$: $n_a = 0.855265911033489$ deg/d и $n_{\oplus} = 0.985609120087722$ deg/d. Тогда $\alpha = 7n_a - 6n_{\oplus} = 0.07320$ deg/d (градус/день). А у авторов эта величина колеблется в диапазоне ± 30 (см. Рис. 4б.). Какая-то ошибка у них.

Я хочу обратить Ваше внимание на то, что эволюция элементов орбиты у нас рассчитана более детально (см. рис. 2 наш) и за больший промежуток времени, нежели у Быковой Л.Е. и Галушиной Т.Ю. (см. рис. 2 их). Как видно из наших данных,

элементы орбиты изменяются с каждым годом. Поэтому при обработке данных наблюдения астероида за несколько периодов обращения необходимо учитывать эволюцию параметров, т.е. нельзя подбирать один оскулирующий эллипс ко всем данным. Необходимо обрабатывать эти данные с учетом взаимодействия всех тел. Обычно это делают с использованием какой-либо теории движения. Лучше всего обрабатывать с помощью уравнений (1) нашей статьи. Поэтому полученные Быковой Л.Е. и Галушиной Т.Ю. начальные данные Апофиса могут содержать ошибки пренебрежения эволюции астероида.

Мы использовали более поздние начальные данные на 30.0 ноября 2008 г. и в обработке признанного специалиста Эдварда Боуэлла, данные которого применяются в НАСА. Надежность начальных данных является одним из важных факторов точности расчета эволюции Апофиса.

С уважением

15.03.2010 г.

И.И. Смульский

Литература

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. Chesley, S.R. Potential impact detection for near-Earth asteroids: The case of 99942 Apophis (2004 MN4). In: Lazzaro, D., Ferraz-Mello, S., Fernández, J.A. (Eds.), Asteroids, Comets, Meteors: Proceedings of the 229th Symposium of the International Astronomical Union. Cambridge Univ. 2006.
3. Смирнов Е.А. Современные численные методы интегрирования уравнений движения астероидов, сближающихся с Землей // Околосземная 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. 54-59.
4. Georgini J.D. et al (13 authors) Asteroids 1950 DA encounter with Earth in 2880: Physical Limits of Collision Probability Prediction // Science. 2002 v.296, No. 5565, pp. 132-136.

Kurtem10.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J. Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re[3]: Paper

Дата: 16 марта 2010 г. 0:59

Дорогой Иосиф Иосифович! Читая Ваше письмо, я просто со стула упал. Я ведь с Женькой Гребениковым вместе учился в ГАИШЕ с 1955 года! И работал с ним в ГАИШе до того времени, как я ушел в ИКИ АН СССР (1968 г), а он вначале в ВЦ МГУ, а потом в ВЦ ИТЭФ. И сейчас редко, но вижу на ГАИШевских пьянках. Как специалист, он классный... Знаю не по наслышке, а от коллектива ИТЭФ, где он сменил Кронрода, классного математика и прекрасного человека. Такая вот история. На картинке я его, естественно сразу узнал. Все-таки 55 лет - не баран начихал. Пишите. Искренне Ваш, ВГК.

--

Vladimir G.Kurt, Professor,

Kurt09.txt

От: "Joseph J. Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Кому: <vkurt@asc.rssi.ru>

Тема: Paper

Дата: 6 апреля 2010 г. 15:06

Дорогой Владимир Гдальевич!

Сегодня по телефону я переговорил с Евгением Александровичем Гребениковым о нашей статье: Смутьский И.И., Смутьский Я.И. "АСТЕРОИД АПОФИС: ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТЫ И ВОЗМОЖНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ". Он заинтересовался этой проблемой и согласен посмотреть нашу статью и дать на нее отзыв.

Координаты Е.А. Гребеникова: Российская Академия Наук: Вычислительный Центр им. А.А. Дородницына.

С уважением

06.04.2010 г.

И.И. Смутьский

Kurtem12.txt

От: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Кому: "Joseph J. Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Тема: Re: Paper

Дата: 7 апреля 2010 г. 15:52

Дорогой Иосиф Иосифович! Как я уже Вам писал за небесно-механические статьи в редакции отвечает В.В.Сазонов, я не считаю возможным вмешиваться в его дела. Как он мне вчера сообщил, он по моей просьбе направил статью на повторную рецензию, а я из деликатности не спросил кому, но даже, если бы и знал, то не имел бы права Вам сообщать имя рецензента. Срок на рецензию дается максимум три месяца, но, кажется, больше месяца уже прошло. Если рецензент захочет, то Вам будут сообщены его параметры, а если нет, то рецензия будет анонимна, за подписью Сазонова. Такие вот дела. Я не знаю, как Вашковьяк, Сазонов и др. небесные механики из ИКИ и ИПМ относятся к Жене Гребеникову, Ваша с ним переписка и его рецензия являются Вашими личными взаимоотношениями.

Искренне Ваш, Владимир Г.Курт.

-- Vladimir G.Kurt, Professor.

Kurt10.doc

От: "Joseph J. Smulsky" <jsmulsky@mail.ru>

Кому: "Vladimir G. Kurt" <vkurt@asc.rssi.ru>

Тема: Re: Paper

Дата: 8 апреля 2010 г. 12:38

Дорогой Владимир Гдальевич!

1. Спасибо за ответ на мое предложение о рецензенте и за информацию о дальнейшей судьбе статьи.

Несмотря на то, что у нас различный научный кругозор, Вы дали ответ, поэтому я рад за Вас.

У предлагаемых Вами рецензентов кругозор также отличается от моего. Но если они дадут добросовестный анализ, а не амбициозную отписку, я также буду рад за них.

2. В своем письме от 4 марта Вы сообщали о многих десятках неудачных запусках космических аппаратах и о потере ряда Ваших личных приборов из-за неудачных запусков. В своем докладе «Исследования Венеры, Марса и Луны в СССР» Вы отмечаете, что на Венеру 50% запусков были успешными, а на Марс и Луну – процент успешных запусков ниже.

Недавно бывший выпускник ХАИ (многие из них работают в ракетно-космических организациях стран бывшего СССР, а также в NASA) прислал мне работы Иванкова Феликса Григорьевича. Он – военный, специалист по слежению и сопровождению наших спутников и космических аппаратов.

Он сообщает о потере 15-20% космических аппаратов по причине не обнаружения аппарата после запуска. Оказывается, расчетная траектория никогда не совпадает с действительной. Поэтому специалисты по сопровождению четырехкратно повторяют системы обнаружения. Затем после захвата аппарата ведут расчет его реальной траектории. Некоторые выдержки из его работ я привожу внизу.

Иванков Ф.Г. пришел к выводу, что современные теории движения спутников основываются на ложных положениях. Эти положения были узаконены международными организациями: МАС и МГГС.

В течение всей своей длительной работы Иванков Ф.Г. накапливал информацию, анализировал, обобщал и создавал свою систему динамической коррекции гравитационного потенциала Земли в зависимости от положения Солнца, Луны и планет.

В файлах я прилагаю его работы, в которых Вы найдете много интересного для Вас и неизвестного для упоминавшихся Вами небесных механиков.

Современная теория движения спутников была создана пионерами космонавтики полвека назад для решения внезапно появившихся задач. Затем она обростала наслоениями и усложнениями, созданными академическими учеными, которые оторвались от реальных задач. Это хорошо прослеживается в работе Иванкова Ф.Г.

Иванков Ф.Г. штопает сложившуюся теорию движения спутников. А необходимо ее кардинально менять. То, что я сделал в своей статье: (Смульский И.И. Оптимизация пассивной орбиты с помощью гравиманевра // Космические Исследования, 2008, том 46, № 5, с. 484–492.) и делаю в этой статье по Апофису, является началом новой теории. Поэтому так важна ее публикация. Я применяю новые уравнения (новые по сравнению со сложившейся системой, а в действительности – это исходные уравнения теоретической механики), другие системы отсчета, численные высокоточные методы интегрирования и т.д. Все это позволяет с высокой точностью рассчитывать движение космических аппаратов и небесных тел.

С уважением

08.04.2010 г.

И.И. Смульский

Выдержки из работ Иванкова Ф.Г. ivankov1.doc

МАС, после запуска ИСЗ, своими решениями от 1961года о признании коэффициента второй зональной гармоник J_2 (C_{20}), - фундаментальной астрономической постоянной и затем усиленным, в 1964 году, решением «о фундаментальности еще трех параметров Земли: - радиуса экватора, гравитационного параметра и угловой скорости вращения Земли», выбрали ошибочное направление освоения природы. Фактически, этими решениями законодательно исключалось совместное влияние Луны и Солнца на планету Земля и ее ИСЗ. Далее, реализация рекомендации МАС по уточнению аномалий поля Земли в форме коэффициентов гармоник, из- за ошибочных предположений и условий их определений в научных методиках, - привела к расчетному разрыву гравитационной связи Земли, Луны и Солнца, - из-за того, что влияние планет было закрыто созданным частотным статичных коэффициентов гармоник. Это направление было поддержано и использовалось Международным Геодезическим и Геофизическим Союзом (МГГС).

Так был выбран ошибочный путь, - не изучения, а укрощения природы. Гармониками была, почти, закрыта испокон веков существующая гравитационная связь планет, - основа самого существования Земли, Луны и Солнца.

Потери сеансов измерений по низким точностным характеристикам составляли около 15%, а по некоторым КА доходили до 20% и выше.

Было установлено, что никогда реальное движение (измеренное) не совпадало с расчетным – теоретическим, даже при использовании измерений одного ИП.

С появлением орбит повторяемых проходов зон видимости ИП, был выявлен и установлен диапазон ежесуточного изменения параметров самой Земли (принятых в науке и считавшихся Астрономическими постоянными), - под влиянием неизвестного и не учитываемого теорией движения ИСЗ фактора... Многолетний анализ привел к опознанию этого фактора, -«совместное постоянно-переменное влияние Луны и Солнца на планету Земля» и, - через изменение параметров самой Земли, - на ее ИСЗ.

Большая Наука видела только незначительные невязки между теорией и практикой, - из-за не учета аномалий размещения масс на Земле.

Закипела работа по уточнению коэффициентов гармоник. Методы, методики и технологии описаны в научной литературе, к примеру: В - [2] «Движение искусственного

Но природа не позволила науке произвести определения коэффициентов по наблюдениям низких орбит, каждое определение одних и тех же коэффициентов давало их новые значения.

Аномалии гравитационного поля Земли на высоких орбитах почти не проявляются. Так что же было получено в результате такого учета аномалий

Количество гармоник перевалило за 360, - космические центры готовы продолжать эту работу в ближайшие столетия...

Получилось, что Земля:

- статична, - как космическое тело, причем, - по всем позициям и направлениям;
- используемая теория движения ИСЗ, не учитывающая влияния Луны и Солнца, - в полном объеме, охватывает и достаточно полно учитывает все силы и факторы, определяющие движение ИСЗ и КА;
- определяемые коэффициенты гармоник должны были не ликвидировать аномалии распределения - размещения масс на Земле, а обеспечить их точный учет. Создать расчетное внешнее гравитационное поле, реально отражающее его естественное влияние в окружающей космической среде - космическом пространстве гравитационного влияния планеты Земля;
- сами создаваемые коэффициенты гармоник, являясь продолжением статичной Земли, должны создать статичный дополнительный каркас-корсет, т.е. гармоники жестко привязываются к Земле и усиливают статичность Земли.

ivankov2-1

Экспериментально, по наблюдениям ИСЗ высот 520-700 км установлено влияние планет Луны и Солнца, приводящее к изменениям сжатия планеты Земля и, как следствие, к изменениям гравитационного влияния планеты Земля на космические

объекты, находящиеся в зоне гравитационного влияния Земли, приводя к изменениям траекторий полета космических объектов.

Анализ вариаций результатов измерений гравитационной постоянной показывает, что они связаны с целым рядом космических и геофизических явлений. Разумно предположить, что этот анализ выявляет не изменение величины физической константы – гравитационной постоянной, а действие каких-то неучитываемых исследователями факторов, прямо или косвенно влияющих на результаты измерений. Многолетние поиски этих факторов [1] не привели к успеху.

Выявлено несоответствие расчетной модели движения КА ее реальному прохождению фиксируемому измерениями траекторных комплексов.

CosmIsslem09Kurt.doc

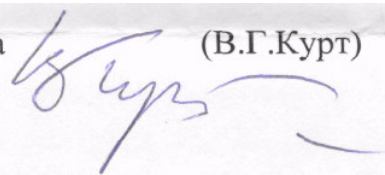
Президиум Российской Академии Наук
Редакция журнала «Космические исследования»
123242 г.Москва, Б.Грузинская ул.10 Тел. 254-24-90

Уважаемый Иосиф Иосифович!

Редколлегия журнала «Космические исследования» еще раз подтверждает отклонение Вашей статьи «Астероид Апофис: эволюция орбиты и возможное использование». Повторный отзыв прилагается.

Зам.гл.редактора

(В.Г.Курт)



Получено в Тюмень 13.06.2010г.
Получил И.И. Смульский 19.07.2010г.

ApRec02.doc

Отзыв о статье И.И. Смульского, Я.И. Смульского «Астероид Апофис: эволюция орбиты и возможное использование», представленной в журнал «Космические исследования»

В рецензируемой работе приводится исследование эволюции орбиты астероида (99942) Апофис и рассматривается возможность перевода астероида на геоцентрическую орбиту для дальнейшего использования.

Начальные элементы орбиты Апофиса и их неопределенности взяты с сайта лаборатории реактивного движения (<http://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cei?sstr=Apophis:orb=1>). Однако авторы работы не учитывают эволюцию ошибок начальных элементов орбиты со временем, ошибочно полагая, что неопределенности в траектории Апофиса обусловлены исключительно несовершенством численных методов исследования эволюции. Основной вклад в неопределенность траектории вносится ошибками начальных данных, уменьшить которые в настоящее время невозможно. В данной

ситуации нельзя ограничиться только исследованием эволюции номинальной орбиты, необходимо рассматривать эволюцию доверительной области.

Исследование эволюции в рецензируемой работе проводится путем численного интегрирования уравнений движения задачи 12 тел (Солнце, большие планеты, Плутон, Луна, Апофис) методом, основанном на рядах Тейлора. Однако в работе не приводятся никаких оценок точности интегрирования на интервале 1000 лет. Кроме того, следует отметить, что идея использования рядов Тейлора в численном интегрировании не нова (например, [1]).

В работе учитывается влияние только Солнца, больших планет, Плутона и Луны. Но на положение Апофиса заметное влияние оказывают крупные астероиды, сжатие Земли (в момент тесного сближения), световое давление и другие факторы [2].

Координаты и компоненты скорости на начальный момент времени получены авторами работы из эфемериды DE406. Как справедливо замечено в работе координаты и компоненты скорости определяются из DE406 с некоторой погрешностью. Но совместное интегрирование уравнений движения больших планет с начальными данными из фонда DE406 не избавляет от ошибок, более того они увеличиваются вследствие ошибки округления.

Таким образом, рассматриваемая работа не может быть опубликована в журнале «Космические исследования» без серьезной доработки, в частности без рассмотрения области возможных движений астероида (99942) Апофис.

Литература

1. Мячин В.Ф., Сизова О.А. Совместное интегрирование уравнений небесной механики численным методом Тейлора-Стеффенсона. — Бюлл. ИТА, 1970. т.12, № 5, с. 389-400.
2. 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.

CosmIss12.doc

Редакции журнала «Космические исследования»

123242, Москва Д-242, Б.
Грузинская, 10, Институт физики Земли.

Тел.: 254-24-90
E-mail: kosmos@ifz.ru;
vkurt@asc.rssi.ru.

Глубокоуважаемая Елена Вадимовна!
Глубокоуважаемый Владимир Гдальевич!

Файлом AstApph2.doc направляем Вам доработанную в соответствии с замечаниями 2-го рецензента нашу статью: Смутьский И.И., Смутьский Я.И. «АСТЕРОИД АПОФИС: ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТЫ И ВОЗМОЖНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ».

Прилагаем также Ответ авторов на отзыв 2-го рецензента (OtvRec02.doc) и Отзыв 2-го рецензента (ApRec02.doc).

*OtvRec02.doc***Ответ авторов****на Отзыв (~июнь 2010 г.)****о статье И.И. Смульского, Я.И. Смульского «Астероид Апофис: эволюция орбиты и возможное использование», представленной в журнал «Космические исследования»**

Отвечаем по абзацам Отзыва, которым мы присвоили порядковые номера.

1. «Начальные элементы орбиты Апофиса и их неопределенности взяты с сайта лаборатории реактивного движения (<http://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cei?sstr=Apophis:orb=1>). Однако авторы работы не учитывают эволюцию ошибок начальных элементов орбиты со временем, ошибочно полагая, что неопределенности в траектории Апофиса обусловлены исключительно несовершенством численных методов исследования эволюции. Основной вклад в неопределенность траектории вносится ошибками начальных данных, уменьшить которые в настоящее время невозможно. В данной ситуации нельзя ограничиться только исследованием эволюции номинальной орбиты, необходимо рассматривать эволюцию доверительной области».

1.1. Ошибки начальных условий

Ошибки начальных элементов орбиты Апофиса реализуются в ошибках начальных условий для него при интегрировании дифференциальных уравнений (1) (формула нашей статьи). Влияние ошибок (или отличий) начальных условий тела нами исследовано при решении ряда задач, например, в задаче оптимального полета к Солнцу с использованием гравиманевра у Венеры [1] и в задаче об эволюции Солнечной системы на интервале 100 млн. лет [2]. В первой задаче незначительные изменения начальных условий приводили к существенным изменениям конечной траектории космического аппарата, во второй – более существенное изменение начальных условий существенно не изменяет эволюцию Солнечной системы.

Таким образом, влияние начальных условий нами хорошо изучено как теоретически, так и в многочисленных численных экспериментах. Поэтому в конце п. 3 нашей статьи на основе сравнения с результатами работы Georgini et al [3] мы пришли к выводу, что дальнейшее уточнение элементов орбиты не приведут существенному изменению полученных нами результатов (под существенным изменением движения понимаем такое, которое приводит ко второму сближению на расстоянии, сопоставимое с расстоянием первого сближения).

В вышеприведенном абзаце рецензент утверждает: “Основной вклад в неопределенность траектории вносится ошибками начальных данных...”. Для Апофиса это утверждение было бы справедливым в 2004 г, когда были получены первые значения элементов орбиты Апофиса. Расчеты по ним дали столкновение Апофиса с Землей в 2029 г. Дальнейшее уточнение элементов орбиты действительно привели к существенному изменению траектории Апофиса: выяснилось, что в 2029 г столкновения не будет. Уточнение начальных данных, начиная с 2006 г, уже не приводит к существенным изменениям движения Апофиса. Для подтверждения этого положения мы провели дополнительные исследования по влиянию начальных условий, результаты которых приведены в п. 5.

1.2. Ошибки методов интегрирования

Неопределенности в траектории Апофиса и хаотичность его движения заявлена авторами работ [1с,4с,5с,9с,10с,] (ссылки нашей статьи). Эти авторы утверждают о

хаотичности движения Апофиса после сближения. В ряде мест нашей статьи на основании полученных результатов мы объяснили причины выводов о хаотичности. Они обусловлены несовершенством методов интегрирования. Наши выводы также подтверждает Смирнов Е.А. [4], который провел исследование различных методов. Выводы Смирнова В.А. мы приводим во введении нашей статьи. Так что точность интегрирования в задачах сближения является второй причиной погрешности. Например, авторы [1с] (или [3]) из NASA в п. 3.1.2.2. для проверки точности интегрирования выполнили более точные вычисления с четверной длиной числа (128-bit). Разница для расстояния сближения с решением с двойной точностью составила 3.015 км для 2029 г и 148000 км для 2036 г. В некоторых точках эти авторы отмечают и более существенное расхождение.

В нашей статье все вычисления выполнялись с четверной длиной числа, а для проверки одно решение выполнено с двойной длиной, и как показано в статье расстояние сближения в 2029 г (см. табл. 3) уменьшилось на 0.0027 км, а результаты интегрирования за 100 лет на графике Рис. 1а не изменились.

1.3. Ошибки положения тел, воздействующих на астероид

Кроме отмеченных двух факторов в погрешность траектории вносят вклад многие другие факторы. Влияние многих факторов исследовано в работе [1с], и ряд из них исследовано в нашей статье. Назовем третьим фактором положение тел, которые воздействуют на астероид. Для определения погрешностей положения тел авторы [1с] рассчитали движение Апофиса также с помощью эфемерид *DE414*. Как говорится в статье [1с], эфемериды *DE405* подогнаны к результатам измерений положений тел, которые сделаны в течение нескольких столетий включительно по 1998 г. Эфемериды *DE414* включают дополнительные 10 лет наблюдений (по 2006 г.). Как показано на Fig. 6 их статьи, положения тел, которые они используют из эфемерид *DE405*, приводят к наибольшим погрешностям в траектории Апофиса: они на порядок превышают погрешности от других факторов. В п. 3.1.2.1. статьи [1с] о погрешности этого фактора приведены также конкретные данные. Пересчет движения Апофиса с положениями тел из эфемерид *DE414* привел к изменению расстояния сближения в 2029 г на 3км и в 2036 г на 148000 км.

В настоящее время все разновидности эфемерид являются аппроксимационными системами, подогнанными к имеющимся данным наблюдения. Авторы [1с] планируют обновлять базу наблюдений и совершенствовать эфемериды серии *DE*, чтобы уменьшить погрешности предсказанным по ним положениям тел.

Мы подробно остановились на этом вопросе для того, чтобы объяснить преимущества нашего способа решения задачи. Так как в нашей статье положение тел мы определяем в результате интегрирования диф. уравнений их движения, то эта погрешность у нас отсутствует. Безусловно, при интегрировании уравнений (1) существует много факторов, приводящим к погрешности. Но эти факторы другие, как и метод вычислений другой. Поэтому полученные в нашей статье результаты позволяют проверить результаты, полученные традиционными методами.

В последнем предложении п. 1 рецензент считает необходимым учитывать эволюцию начальных элементов. На это предложение мы ответим в п. 5.

2. «Исследование эволюции в рецензируемой работе проводится путем численного интегрирования уравнений движения задачи 12 тел (Солнце, большие планеты, Плутон, Луна, Апофис) методом, основанном на рядах Тейлора. Однако в работе не приводится никаких оценок точности интегрирования на интервале 1000 лет. Кроме того, следует отметить, что идея использования рядов Тейлора в численном интегрировании не нова (например, [1])».

2.1. Погрешность вычисления за 1000 лет

В п. 3, а также в п. 4 и табл. 3 нашей статьи приведены разнообразные доказательства достоверности наших решений. В частности, при интегрировании на интервале 100 лет решения были выполнены 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 $\delta R_{88} = 1 \cdot 10^{-4}$. При интегрировании на интервале 1000 лет относительное изменение момента количества $\delta M_{zI} = 1.45 \cdot 10^{-20}$. Как видно из решения 1 табл. 3 эта величина превышает величину δM_{zI} при интегрировании на интервале 100 лет в 10 раз, т.е. погрешность при четверной длине числа пропорциональна времени. Так как до второго сближения с Землей в $T_E = 578$ году от начала интегрирования у Апофиса сближений с другими телами не было, то можно считать, что погрешность расстояния его до Земли изменяется пропорционально времени. При расстоянии второго сближения $R_{minE} = 74000$ км погрешность в расстоянии будет $\Delta R = \delta R_{88} T_E R_{minE} / 88 = 48.7$ км. Эта погрешность расстояния второго сближения обусловлена только ошибками вычислений.

2.2. Использование рядов Тейлора

Согласны, идея не нова. На рядах Тейлора основаны все численные разностные методы, но каждый из них отличается алгоритмической реализацией. Кроме того существует разные программные реализации одного и того же алгоритма. Наш метод (не разностный) и программа Galactica разрабатывались 15 лет, и в них вложены наши разработки по механике, математике и программированию на протяжении 40 лет.

В методе рядов Тейлора-Стеффенсона (РТС), который развили В.Ф. Мячин и О.А. Сизова для решения задачи гравитационного взаимодействия Солнца и планет, производные вычисляются по рекуррентным формулам и уравнения решаются в гелиоцентрической системе. В программе Galactica производные вычисляются по аналитическим выражениям и интегрируются уравнения движения всех тел, включая Солнце. Существуют и другие отличия, обусловленные вышеупомянутой причиной.

3. «В работе учитывается влияние только Солнца, больших планет, Плутона и Луны. Но на положение Апофиса заметное влияние оказывают крупные астероиды, сжатие Земли (в момент тесного сближения), световое давление и другие факторы [2]».

Во введении нашей статьи после анализа литературы мы приводим следующий вывод:

“Итак, при расчете траектории Апофиса интегрировались уравнения возмущенного движения [1с, 7с, 12с], а положение остальных тел использовались из эфемерид. Применялись разностные методы интегрирования, которые при сближении тел, дают большие погрешности определения высших производных. Добавление к основному ньютоновскому гравитационному воздействию других слабых воздействий приводит к усложнению задачи и к увеличению неопределенности траектории. Многие слабые воздействия не имеют достаточного количественного обоснования. 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 превышают добавки от малых дополнительных воздействий”.

Таким образом, в настоящее время ситуация такова, что необходимо улучшать решение задачи о движении тел при ньютоновском взаимодействии. В первую очередь необходимо уменьшить погрешность отмеченных трех факторов. Кроме того, существуют еще другие факторы погрешности, которые в главном ньютоновском взаимодействии необходимо устранять. После этого можно учитывать дополнительные слабые воздействия, отмеченные рецензентом.

4. «Координаты и компоненты скорости на начальный момент времени получены авторами работы из эфемериды DE406. Как справедливо замечено в работе

координаты и компоненты скорости определяются из *DE406* с некоторой погрешностью. Но совместное интегрирование уравнений движения больших планет с начальными данными из фонда *DE406* не избавляет от ошибок, более того они увеличиваются вследствие ошибки округления».

Необходимо различать погрешности координат и скоростей тел, взятых из эфемерид серии *DE* или других серий. Когда мы используем их в начальную эпоху, например в 2008 г., как начальные условия уравнений (1), эти данные близки к базе наблюдений. Они получены в результате аппроксимации данных наблюдения на интервале времени нескольких сот лет по определенной теории. Поэтому они являются даже более точными, чем данные наблюдения, т.к. ошибки наблюдения при аппроксимации в значительной мере устраняются.

Но когда используют данные эфемерид вне их базы наблюдения, их ошибки многократно растут и тем больше, чем момент времени отстоит от времени базы наблюдений. Об этом мы уже говорили в п. 1.3 как о 3-ем факторе погрешностей.

Ошибки округлений и др. вычислительные ошибки в программе *Galactica* контролируются относительным изменением момента количества движения δM_z и, как показано в статье (табл. 3) на интервале 100 лет $\delta M_z = 1.47 \cdot 10^{-21}$ (решение 1). Мы пересчитали с шагом в 10 раз меньше (решение 3) и получили $\delta M_z = 1.47 \cdot 10^{-26}$, т.е. величина δM_z уменьшилась на 5 порядков это свидетельствует об соответствующем уменьшении погрешностей координат и скоростей. Так как результаты решения 1 практически не изменились, то это свидетельствует о том, что вычислительные погрешности несущественны.

5. «Таким образом, рассматриваемая работа не может быть опубликована в журнале «Космические исследования» без серьезной доработки, в частности без рассмотрения области возможных движений астероида (99942) Апофис».

5.1. Об области возможных движений астероида (в современном понимании)

Необходимо различать погрешность начальных условий и область возможных движений астероида (в современном понимании). В настоящее время в работах по астероидам с легкой руки авторов [1с] из NASA многие исследователи сосредоточились на поиске параметров движения астероида, при которых возможно его столкновение с Землей. Начальные условия для астероида определяются из элементов его орбиты, которые известны с некоторой погрешностью σ . Например, величина эксцентриситета $e = e_n \pm \sigma_e$, где e_n – номинальное значение эксцентриситета, а σ_e – среднеквадратичное отклонение при обработке нескольких сотен наблюдений астероида. В этих работах поиск параметров столкновения ведут в области возможных движений астероида 3σ , 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 Землей. По их количеству определяют вероятность столкновения астероида с Землей.

Такая статистическая постановка математически неверна и бесполезна для практики. 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. Траекториям же с НУ, определенным по параметрам, которые в три раза больше возможных их отклонений (т.е. по $e = e_n \pm 3\sigma_e$), с

позиций математики необходимо присваивать отрицательную вероятность, а с позиции практики – они бессмысленны.

Такие статистические исследования полезны в динамике большого количества тел. Приведу пример. В Белофинскую войну 1939-1940 гг. для разрушения одного дота линии Маннергейма требовалось в среднем 5 прямых попаданий 203-мм снаряда. В среднем одно попадание приходится на 35 выстрелов. Эти данные были получены в результате статистических исследований большого числа выстрелов. Не имея этих данных, линия Маннергейма не могла быть разрушена. А зная эти характеристики стрельбы можно определить необходимое количество орудий и снарядов, запланировать их производство, построить дороги для доставки орудий, определить количество основных и вспомогательных военных подразделений, подготовить продовольствие и фураж для лошадей и т.д.

В этом случае статистические исследования динамики множества снарядов дают полезные знания. Но представим себе другой случай: имеется один 500-мм снаряд, прямое попадание которого разрушит дот. Здесь статистические исследования бессмысленны: использовать можно только один снаряд. Поэтому нужно сосредоточиться на исследовании обстоятельств, которые обеспечивают его точный полет. Достигнуть их понимания, создать условия для их реализации, затем выстрелить и разрушить дот.

5.2. О погрешности начальных условий

Итак, возвращаясь к астероиду, повторим: он не состоит из многих тел, а является одним телом. Поэтому нужно исследовать те обстоятельства, которые позволят рассчитать его точную траекторию. Ряд обстоятельств исследовано в нашей статье. Рецензента интересует вопрос влияния НУ на движение астероида. С целью ответа на этот вопрос мы провели дополнительные исследования. Они представлены в дополнительном параграфе статьи: **6. Влияние начальных условий.**

С учетом пожелания рецензента в нашу статью вводится этот параграф, информация о точности интегрирования на интервале 1000 лет, а также некоторая коррекция текста, вызванная этими дополнениями.

Литература

1. Смутьский И.И. Оптимизация пассивной орбиты с помощью гравиманевра // Космические Исследования, 2008, том 46, № 5, с. 484–492.
2. Мельников В.П., Смутьский 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.
3. 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.
4. Смирнов Е.А. Современные численные методы интегрирования уравнений движения астероидов, сближающихся с Землей // Околосемная 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. 54-59.

ApOtvRed3.doc

Президиум Российской Академии Наук
Редакция журнала «Космические исследования»

123242 г.Москва,
Б.Грузинская ул. 10
Тел. 254-24-90

Уважаемый Иосиф Иосифович!

Редколлегия журнала «Космические исследования» отклонила Вашу, совм. с Я.И.Смутьским, «Астероид Апофис : эволюция орбиты и возможное использование» на основании второго отзыва рецензента.

Копия отзыва рецензента прилагается.

Зам.гл.редактора, профессор

(Сазонов В.В.)



14.10.2010 г.

ApRec03.doc

Второй отзыв на статью И.И. Смутьского, Я.И. Смутьского «Астероид Апофис: эволюция орбиты и возможное использование», представленной в журнал «Космические исследования»

В рецензируемой работе приводится исследование эволюции орбиты астероида (99942) Апофис и рассматривается возможность перевода астероида на геоцентрическую орбиту для дальнейшего использования. В предыдущем отзыве авторам были сделаны следующие замечания:

1. Игнорирование ошибок начальных данных
2. Отсутствие оценок точности интегрирования и ссылок на других авторов, использующих аналогичные методы интегрирования.
3. Неполнота модели сил.
4. Некорректная работа с координатами больших планет.

При этом основным следует считать первое замечание, без исправления которого работа не может быть опубликована. Рассмотрим каким образом замечания были учтены авторами работы.

1. Авторы работы оценили влияние различных начальных данных на расстояние от Апофиса для Земли. Рис. 3 показывает существенные расхождения двух рассмотренных решений после сближения 2029 года. Однако этот результат не нашел должного отражения в работе. Более того, авторы продолжают утверждать, что исследования номинальной орбиты достаточно для прогноза сближений, приводя в качестве доказательства совершенно неверную интерпретацию теории вероятности. В интерпретации авторов работы теория вероятности теряет практический смысл, т.к. они утверждают, что всегда реализуется только наиболее вероятное событие.

2. Оценки точности интегрирования проводились путем оценки изменения момента количества движения всей Солнечной системы. Хотелось бы порекомендовать дополнить исследование оценками точности вектора положения астероида. Кроме того, в работе совершенно ошибочно метод интегрирования, основанный на рядах Тейлора, называется новым.

3. Используемая модель сил не изменилась и никак не обоснована.
4. Замечание не учтено.

Кроме того, следует отметить существенные неточности в обзоре литературы (в частности в работе [10]), слишком подробное изложение известных формул и большое число опечаток.

В статье «[О СОВЕРШЕНСТВОВАНИИ НАУЧНОЙ ПЕЧАТИ](http://www.ikz.ru/~smulski/smul1/Russian1/FounPhisics/Itogiht.htm)» (<http://www.ikz.ru/~smulski/smul1/Russian1/FounPhisics/Itogiht.htm>) сформулированы четыре мотива: 1) запрет; 2) ограниченность; 3) зависть; 4) корысть, по которым статья не допускается до научной печати. В приложенной приписке они явно не видны. Однако бросается в глаза несоответствие. Переписка, дискуссии, преимущественно, идут с одним человеком: Зам. Главного Редактора В.Г. Куртом, а решение об отклонении статьи принимает другой человек. Что это – характеристика конкретного человека или метод всей системы – сделать вывод можно будет, если эти случаи повторятся.