

Смульский И.И., Смульский Я.И. Превращение астероидов в спутники – реальное направление в противоастероидной защите Земли // Труды Конгресса-2010 "Фундаментальные проблемы естествознания и техники". Часть II (М - У). Серия "Проблемы исследования Вселенной". Выпуск 34-2. Санкт-Петербург, 2010. – С. 263 - 272.

## **ПРЕВРАЩЕНИЕ АСТЕРОИДОВ В СПУТНИКИ – РЕАЛЬНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ В ПРОТИВОАСТЕРОИДНОЙ ЗАЩИТЕ ЗЕМЛИ**

© 2010 Смульский И.И., Смульский Я.И.\*

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

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

### *1. Новые космические задачи*

В результате космических исследований последних десятилетий было установлено, что все тела в Солнечной системе подвергаются ударам крупных и мелких тел [1]. На Земле обнаружено множество кратеров, в том числе таких крупных, как Чиксулуб и Попигайский, которые возникли от ударов астероидов диаметром 10 -15 км. Авторы работы [2] пришли к выводу, что причиной вымирания динозавров и различных видов животных и растений 65 млн. лет назад могло быть падение астероида такого размера. В связи с этим ряд исследователей склоняется к мнению о неизбежности такой катастрофы в будущем [1].

Среди разнообразных методов борьбы с астероидной опасностью, одним из самых эффективных методов является изменение его траектории. Для его отработки необходимы полезные для человечества задачи, которые бы позволяли в полном объеме развить и усовершенствовать этот метод. Такой задачей может быть превращение астероидов в спутники Земли, которые позволят решать различные космические задачи.

Как будет показано ниже, 13 апреля 2029 г. произойдет уникальное явление. На расстоянии 6.1 земного радиуса от центра Земли пройдет астероид Апофис, и в следующие 1000 лет таких сближений Апофиса с Землей не будет. Многие пионеры космонавтики, например, К.Э. Циолковский, Ю.А. Кондратьев, Дендридж Коул 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 пре-

вратить астероид Апофис в спутник Земли, а затем в обитаемую станцию, представляет значительный интерес.

Возможны другие применения такого спутника. С его помощью можно создать космический лифт. Как известно, космический лифт состоит из каната, одним концом прикрепленного к точке на экваторе Земли, а другим концом к массивному телу, которое обращается в плоскости экватора с периодом суточного вращения. По этому канату, или по нескольким, могут быть выведены в космическое пространство различные грузы, а другие грузы могут быть приняты на Землю из космоса.

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

На стр. 189 [3] сообщается, что американский астронавт Дендридж Коул и его соавтор Дональд Кокс [4] предлагали захватывать планетоиды, находящиеся между Марсом и Юпитером, и подводить их к Земле. По их словам, человек может выбрать породу из их недр и создать во внутренней полости искусственные условия для своего существования. Таким образом, эти авторы предлагают еще одно применение таких спутников – это использование на Земле их ценной породы.

Представленные варианты использования астероида потребуют преодоления многих сложных проблем, которые сейчас могут показаться даже неразрешимыми. Но, безусловно, понятно, что вышеотмеченных направлений в освоении космического пространства не реализовать, если астероид не превратить в спутник Земли. В связи с этим ниже на примере двух астероидов: Апофис и 1950 DA рассмотрены возможности по превращению астероида в спутник.

### *2. Движение астероида Апофис и превращение его в спутник*

Из публикаций известно (см. например [5]), что астероид Апофис 13 апреля 2029 г. пройдет у Земли на расстоянии, которое может варьироваться в диапазоне от 5.62 до 6.3 ее радиуса, и из-за существенного изменения орбиты дальнейшее предсказание его движения становится невозможным. Однако существует некоторая вероятность столкновения его с Землей в 2036 г.

В результате анализа литературных источников [5] и др. было установлено [6] - [8], что неопределенности в траектории Апофиса обусловлены несовершенством методов ее определения. Нами разработан [9] новый метод для интегрирования неупрощенных дифференциальных уравнений взаимодействия астероида, Солнца, планет и Луны по закону тяготения Ньютона, которые имеют вид:

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

где  $\vec{r}_i$  - радиус-вектор тела с массой  $m_i$  относительно 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  $m_k$ ;  $n = 12$ .

В результате численных экспериментов и их анализа авторы пришли к выводу, что конечно-разностные методы интегрирования не обеспечивают необходимую точность. Для решения задачи был разработан алгоритм и программа «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  $K=6$ .

Массы тел, а также их начальные координаты и скорости на эпоху 30.0 ноября 2008 г. приведены на сайте <http://www.ikz.ru/~smulski/Data/OrbtData/> для астероида Апофис - в папке AsArophs и для астероида 1950 DA - в папке As1950DA, а их описание - в файле ReadMeOR.pdf.

Новым численным методом были проинтегрированы дифференциальные уравнения движения Апофиса, планет, Луны и Солнца и исследовано сближение Апофиса с планетами и Луной на интервале времени -100 лет ÷ +1000 лет [6]. Апофис 13 апреля 2029 г. пройдет на расстоянии  $R_{min} = 38907$  км от центра Земли и в течение 1000 лет более близкого его прохождения не будет.

Эволюция параметров орбиты Апофиса была исследована на интервале времени -100 лет ÷ +100 лет [7] - [8]. Эксцентриситет  $e$  его орбиты изменяется неравномерно. Имеются скачки или разрывы эксцентриситета. Один из значительных разрывов наблюдается в моменты времени, когда Апофис сближается с Землей. Долгота  $\Omega$  восходящего узла менее подвержена разрывам и практически монотонно уменьшается. Остальные элементы орбиты: угол наклона  $i_e$ , аргумент перигелия  $\omega_e$ , большая полуось  $a$  и период  $P$  имеют значительные разрывы в момент самого близкого прохождения Апофиса у Земли.

Относительное отличие рассчитанных параметров  $e$ ,  $\Omega$ ,  $i_e$ ,  $\omega_e$ ,  $a$  и  $P$  от начальных значений 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.

Следует отметить, что в традиционно используемых уравнениях возмущенного движения используются элементы орбиты. Поэтому такие уравнения будут давать существенные погрешности в случаях разрывов элементов орбиты. Применяют также методы решения дифференциальных уравнений с использованием разделенных разностей. 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.

На рис. 1, а показана траектория Апофиса относительно Земли за два года. По траектории 1, начиная от точки  $Ap_0$ , Апофис движется до точки  $Ap_1$ , в точке  $Ap_e$  он сближается с Землей, а заканчивается его траектория в т.  $Ap_f$ . Петли на траектории Апофиса представляют его возвратные движения относительно Земли. Излом траектории Апофиса в точке  $Ap_e$  на рис. 1, б показан в крупном масштабе. В начале координат (т. 2) находится Земля. Солнце расположено в верхнем правом квадранте. Скорость астероида относительно Земли в точке  $Ap_e$  равна  $v_{AE} = 7.39$  км/с. Скорость спутника Земли на круговой орбите на расстоянии  $R_{min}$  равна  $v_{cE} = 3.2$  км/с. Чтобы превратить астероид в спутник необходимо его скорость  $v_{AE}$  приблизить к  $v_{cE}$ . При уменьшении скорости Апофиса в точке  $Ap_e$  он превращается в спутник Земли, однако обращение спутника происходит против вращения Земли. При таком движении спутника применение его

для космического лифта или в качестве «челнока» по доставке грузов на Луну становится невозможным.

Если Апофис (см. рис. 1, 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 при вариации скорости астероида в т.  $Ap_1$ .

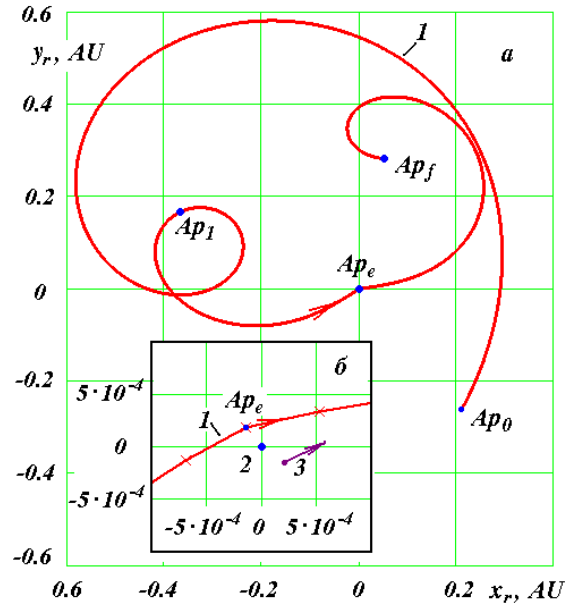


Рис.1. Траектория Апофиса (1) в геоцентрической экваториальной системе координат  $x_r, O y_r$ ;  $Ap_0$  и  $Ap_f$  – начальная и конечная точки траектории Апофиса;  $Ap_e$  – точка сближения Апофиса с Землей; а – в обычном масштабе, б – в увеличенном масштабе на момент сближения Апофиса с Землей (2); 3 – положение Апофиса в момент сближения его с Землей после коррекции его траектории с коэффициентом уменьшения скорости  $k = 0.9992$ ; координаты  $x_r$  и  $y_r$  дана в а.е.

В этих численных экспериментах компоненты скорости пропорционально изменялись в одинаковые число раз, т.е. они умножались на коэффициент  $k$ . В результате было установлено, что при уменьшении ско-

рости 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. 1, б) практически том же расстоянии  $R_{min}$ . В этом случае скорость Астероида относительно Земли также  $v_{AE} = 7.39$  км/с. При уменьшении её в 1.9 раза Апофис превращается в спутник Земли с устойчивой орбитой и с периодом обращения 2.436 дня.

Итак, для превращения Апофиса в спутник с необходимым направлением его обращения нужно за 0.443 года до сближения Апофиса с Землей уменьшать его скорость на 2.54 м/с, а при сближении с Землей необходимо уменьшить ее на 3.5 км/с.

Уменьшение скорости тела массой 30 млн. тон на 3.5 км/с в настоящее время представляет серьезную научно-техническую проблему. Но впереди 20 лет, и опыт создания первого искусственного спутника Земли свидетельствует, что при постановке обществом такой цели, она будет успешно реализована.

### 3. Движение астероида 1950 DA и превращение его в спутник

В работе [10] расчет движения астероида 1950 DA проводился для номинальной траектории по данным для более ранних элементов орбиты, а именно на эпоху 10.0 марта 2001 г. Кроме того, задавались вариации начальных условий для астероида с целью поиска орбит столкновения с Землей. При крайних значения начальных условий, столкновения были в 33 случаях из 10 тыс. вариантов. В связи с этим авторы работы [10] назвали её: «Столкновения астероида 1950 DA с Землей в 2880 г.». Наши расчеты выполнены по элементам орбиты астероида на эпоху 30.0 ноября 2008 г., которые были за 7.5 прошедших лет существенно уточнены. Согласно нашим расчетам, астероид 1950 DA в моменты  $T_E$  и  $T_F$  (рис. 2) дважды пройдет вблизи Земли на расстоянии 2.25 млн. км: в 2641 г. и в 2962 г., соответственно.

Эволюция элементов орбиты астероида 1950 DA на интервале 1000 лет с промежутком между точками  $\Delta T = 10$  лет представлена на рис. 2. Эксцентриситет орбиты  $e$  немонотонно растет со временем. Углы долготы восходящего узла  $\Omega$ , наклона орбиты к плоскости эклиптики  $i_e$  и аргумента перигелия  $\omega_e$  изменяются более монотонно. Полуось  $a$  и период обращения  $P$  колеблются вокруг некоторого значения. В моменты сближения астероида с Землей  $T_E$  и  $T_F$  полуось  $a$  и период  $P$  претерпевают

скачки. В более слабом виде скачки в отмеченные моменты времени испытывают и остальные элементы орбиты.

На графиках рис. 2 штриховой линией 2 нанесены значения элементов орбиты в начальный момент времени. Они совпадают с элементами орбиты, полученными в результате интегрирования уравнений (1) в момент  $T=0$ . Совпадение свидетельствует о достоверности выполненных вычислений на всех этапах: определения начальных условий, интегрирование уравнений, определение параметров орбиты и преобразование между различными системами координат.

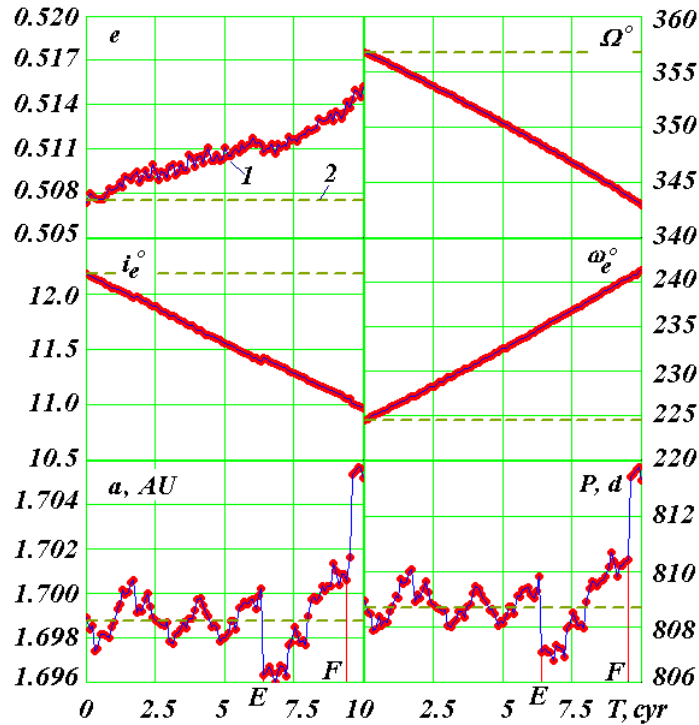


Рис. 2. Эволюция параметров орбиты астероида 1950 DA под воздействием планет, Луны и Солнца на интервале 0–1000 лет от эпохи 30.0 ноября 2008 г: 1- по результатам интегрирования уравнений движения (1) (с интервалом между точками  $\Delta T = 10$  лет); 2 – начальные значения. Угловые величины:  $\Omega$ ,  $i_e$ ,  $\omega_e$  – даны в градусах, большая полуось  $a$  – в а.е., а период обращения  $P$  – в днях.

Рассмотрим траектории астероида и Земли в ближайшее время  $T_E$ , т.е. 6 марта 2641 года. На рис. 3 эллипсом  $E_0E_f$  представлена проекция на экваториальную плоскость  $xOy$  траектория Земли за 2.5 года. По ней, начиная от т.  $E_0$  Земля совершает 2.5 оборота. Траектория астероида 1950 DA начинается в точке  $A_0$ . В точке  $A_e$  он сближается с Землей в 2641 г. на расстояние 0.01507 а.е. После сближения траектория астероида практически не изменилась. Затем траектория астероида проходит через точки перигелия  $A_p$  и афелия  $A_a$ , и в т.  $A_f$  она заканчивается. В точке сближения  $A_e$  астероид 1950 DA проходит на ночной стороне и его скорость относительно Земли равняется  $v_{AE}=14.3$  км/с.

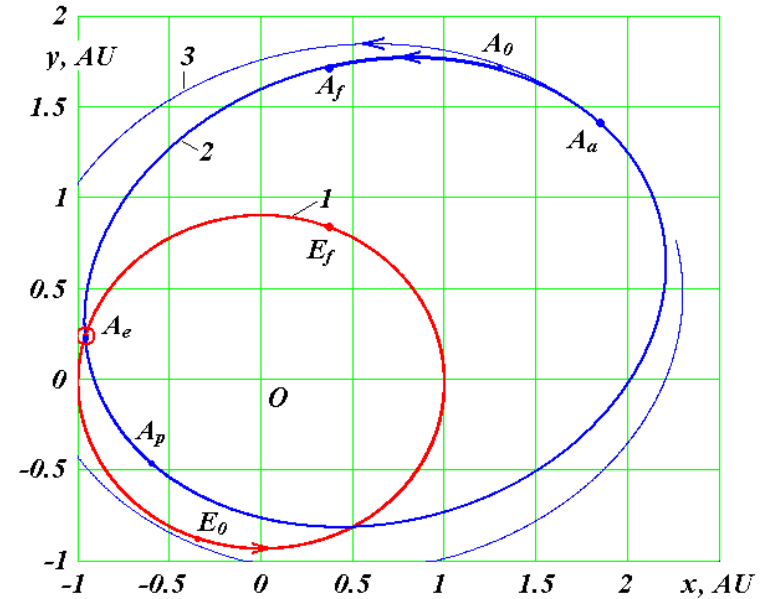


Рис. 3. Траектории Земли (1) и астероида 1950 DA (2) и в барицентрической экваториальной системе координат  $xOy$  за 2.5 года в эпоху сближения 6 марта 2641 г. (т.  $A_e$ ):  $A_0$  и  $E_0$  – начальные точки траекторий астероида и Земли;  $A_f$  и  $E_f$  – конечные точки их траекторий; 3 – орбита астероида 1950 DA после коррекции в т.  $A_e$  показана условно; координата  $x$  и  $y$  даны в а.е.

Если затормозить астероид в т.  $A_e$  (см рис 3), то он может превратиться в спутник с тем же направлением обращения, что и Луна. Для этого

нужно уменьшить скорость астероида на  $\Delta V \approx 13.9$  км/с. В этом случае потребуется уменьшить количество движения астероида на  $m_a \Delta V = 2.18 \cdot 10^{16}$  кг·м/с; в то время как в случае Апофиса – на  $m_a \cdot \Delta V = 1.08 \cdot 10^{14}$  кг·м/с, т.е. в 200 раз больше. Кроме того спутник с радиусом орбиты в 2.25 млн. км, возможно, не найдет широкого применения. В связи с этим рассмотрим другой способ превращения астероида в спутник. Увеличим скорость астероида в афелии его орбиты (т.  $A_a$  на рис. 3) на 0.911 км/с так, чтобы в перигелии своей орбиты астероид обогнул орбиту Земли и прошел снаружи её орбиты на расстоянии равном радиусу геостационарной орбиты  $R_J = R_{gs} = 42241$  км. Скорректированная орбита показано условно линией 3 на рис. 8.

Скорость астероида в перигелии скорректированной орбиты  $v_{pc} = 35.622$  км/с. Орбитальная скорость Земли  $v_{oE} = 29.785$  км/с и скорость спутника на геостационарной орбите  $v_{gs} = 3.072$  км/с складываются. Поэтому для превращения астероида в спутник нужно в перигелии скорректированной орбиты его скорость уменьшить на величину  $v_{pc} - (v_{oE} + v_{cE}) = 2.765$  км/с.

Эти расчеты справедливы для любой эпохи. Важно только подобрать момент коррекции орбиты астероида 1950 DA так, чтобы в перигелии скорректированной орбиты он сблизился с Землей. Подобная задача рассмотрена в работе [11] для определения момента запуска космического аппарата, чтобы он прошел вблизи Венеры.

В приведенном способе превращения астероида 1950 DA в спутник необходимо приложить суммарный импульс  $m_a \cdot \Delta V = m_a \cdot (0.911 + 2.765) \cdot 10^3 = 5.77 \cdot 10^{15}$  кг·м/с. Он меньше в 4.8 раза, чем в первом варианте, но в 53 раза превышает импульс для превращения Апофиса в спутник. Поэтому предпочтительно начать создавать такие спутники Земли с Апофиса.

Как упоминалось ранее, авторы [4] предлагают подводить к Земле планетоид. Превращение астероида в спутник является задачей на порядок более легкой, однако, все-таки это небывалая по трудности проблема. Масса Апофиса 30 млн. т., а астероида 1950 DA – 1.5 млрд. т., поэтому в настоящее время уменьшить их скорость на необходимую величину представляет серьезную научно-техническую проблему. Однако, если она будет решена, то созданные при этом технологии позволят человечеству предотвратить столкновения с Землей таких астероидов, которые могут уничтожить не только человечество, но и всю жизнь на ней. В связи с этим, превращение астероидов в спутники Земли является эффективным направлением в освоении космического пространства, а так-

же приведет к созданию реальных средств противоастероидной защиты Земли.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Катастрофическое воздействие космических тел. / Под ред. В.В. Адушкина и И.В. Немчинова. Институт динамики геосфер РАН. М.: ИКЦ «Академкнига», 2005. – 310 с.
2. Alvarez L. W., Alvarez W., Asaro F., Michel H. V. Extraterrestrial Cause for the Cretaceous-Tertiary Extinction // Science. 1980, V.208, No. 4448, pp. 1095-1108.
3. Корлисс У. Загадки Вселенной. М.: «Мир». – 1970, 248 с.
4. Cole D.V., Cox D.W. Islands in Space. Chilton Books, Philadelphia, 1964.
5. Giorgini 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.
6. Смутьский И.И., Смутьский Я.И. Движение Апофиса за 1000 лет и возможное его изменение / Современная баллистика и смежные вопросы механики: Сборник материалов научной конференции. - Томск: Томский государственный университет, 2010 г. - С. 315-316. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/DvizhAp3.pdf>.
7. Smulsky J.J., Smulsky Ya.I. Evolution of the Apophis orbit and possible its using // International Conference Asteroid-Comet Hazard – 2009, September 21-25, 2009, St. Petersburg, Russia. Book of Abstracts. St. Petersburg: IAA RAS, 2009. – Pp. 184-185. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/EvlApEn.pdf>.
8. Смутьский И.И., Смутьский Я.И. Эволюция орбиты Апофиса и новые космические задачи // Наука и технология. – Краткие сообщения XXIX Российской школы, посвященной 85-летию со дня рождения академика В.П. Макеева. – УрО РАН, 2009. С. 181-183. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/EvlApoph2r.pdf>.
9. 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.
10. Giorgini J.D. et al. (13 authors). Asteroid 1950 DA Encounter with Earth in 2880: Physical Limits of Collision Probability Prediction // Science. – 2002, V. 296, №5565, pp.132 – 136.
11. Смутьский 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>.