

УДК 521.1

О ВОЗМОЖНОСТИ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ СОУДАРЕНИЙ С УЧЕТОМ РЕЗОНАНСНЫХ ВОЗВРАТОВ АСТЕРОИДОВ

Соколов Л. Л., Васильев А. А., Петров Н. А., Поль В. Г., Эскин Б. Б.

POSSIBILITIES OF ASTEROID DEFLECTION FROM COLLISIONS HAVING REGARD TO THE RESONANT RETURNS

Sokolov L. L. *, Vasil'ev A. A. *, Petrov N. A. *, Pol V. G. **, Eskin B. B. *

* Saint Petersburg State University, St.-Petersburg, 198504, Russia

** Lavochkin Association, Moscow region, Khimki, 141400, Russia
e-mail: lsok@astro.spbu.ru

Abstract. We have detected many possible collisions of hazardous asteroids (Apophis and others) with the Earth. Everhart integrator and DE430 model of Solar System are applied, the high-performance computational cluster of the Saint Petersburg State University used. The main characteristics of trajectories under study including relative positions and sizes of keyholes leading to collisions are practically stable with respect to small changes of motion model. We have detected possible collisions of Apophis with the Moon. We discuss the possibilities of moving asteroid into the region without keyholes using kinetic method. It is possible to deflect asteroid from collisions using timely practicable struck, taken into account fly-by effect under approaches to the Earth.

Keywords: asteroids, asteroid-comet hazard, trajectories, collisions.

Введение

Актуальность проблемы обеспечения астероидно-кометной безопасности сегодня не вызывает сомнения. Человечество созрело для решения соответствующих задач; это решение будет способствовать прогрессу и технологическому развитию человечества в различных направлениях. Вся история XX в. свидетельствует в пользу этого.

В настоящей работе мы рассматриваем некоторые вопросы, связанные с предотвращением соударений опасных астероидов с Землей. Сегодня известен ряд теоретически состоятельных методов, позволяющих избежать соударения. Возможны два подхода к решению этой задачи — разрушение астероида и изменение его орбиты. Для изменения орбиты астероида предложен ряд методов: кинетический (удар по астероиду тяжелым

телом для изменения его скорости), атомный взрыв, двигатель малой тяги на поверхности астероида, двигатель малой тяги на спутнике астероида («гравитационный трактор»), солнечный парус, окраска астероида и т.д.

Самый простой (идейно, и, видимо, технически) — кинетический метод, мы им ограничимся

Очевидно, изменение орбиты сравнительно небольшого астероида (менее 50–100 м) производить необязательно — достаточно предсказать время и место его падения и провести «на земле» соответствующие мероприятия «по линии МЧС». Для астероида размером в несколько сотен метров мы встречаемся с принципиальной трудностью: для требуемого изменения его орбиты необходима большая энергия (массивный ударник и т.п.); современная космическая техника не всегда способна даже в принципе соответствующие

Соколов Леонид Леонидович, д-р физ.-мат. наук, профессор кафедры небесной механики Санкт-Петербургского государственного университета; e-mail: lsok@astro.spbu.ru.

Васильев Андрей Александрович, научный сотрудник лаборатории наблюдательной астрофизики Санкт-Петербургского государственного университета; e-mail: inter@astro.spbu.ru.

Петров Никита Александрович, специалист Центра сопровождения образовательных программ и научных исследований Санкт-Петербургского государственного университета; e-mail: petrov@astro.spbu.ru.

Поль Вадим Георгиевич, канд. техн. наук, ведущий специалист отдела 118-2 АО «НПО им. С.А. Лавочкина»; e-mail: polvad@laspace.ru.

Эскин Борис Борисович, старший преподаватель кафедры небесной механики Санкт-Петербургского государственного университета; e-mail: esk@astro.spbu.ru.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 15-02-04340) и Программы проведения фундаментальных исследований СПбГУ по приоритетным направлениям (проект 6.37.341.2015).

операции реализовать. Естественно возникает идея использовать (где возможно) эффект гравитационного маневра, «даровой» энергии гравитационного поля Солнечной системы. Действительно, если астероид до соударения испытывает с планетой тесное сближение, малое изменение его орбиты до сближения увеличивается многократно после сближения. Это в принципе может решить указанную энергетическую проблему [1, 2]. Однако вместе с эффектом гравитационного маневра имеет место потеря точности прогнозирования при сближениях, а также появление множества возможных соударений, связанных с резонансными возвратами. Последнее множество, вообще говоря, сложно устроено, а нахождение характеристик соударений — трудная задача. В настоящей работе мы рассматриваем возможности использования эффекта гравитационного маневра для увода астероида от соударений с учетом указанных трудностей на примере астероида Апофис.

1. Метод поиска соударений и тесных сближений астероида с Землей

Методы, используемые нами для выделения возможных соударений, кратко описаны нами в работах [3–7]. Система координат экваториальная барицентрическая. Мы используем интегратор Эверхарта [8] и модель Солнечной системы DE405 [9]. Отметим еще, что мы активно использовали вычислительный кластер СПбГУ, и распараллеливание вычислений показало свою эффективность. Опишем используемый алгоритм чуть подробнее.

В шестимерном пространстве начальных координат и скоростей варьируется одна координата. Это существенное упрощение поиска. Как показывает наш опыт, оно эффективно, по крайней мере для Апофиса и ряда других рассмотренных нами астероидов. Программа вычисляет траектории с заданными начальными данными и ищет минимумы геоцентрических расстояний $r(t, x)$. Поиск состоит из трех этапов. На первом этапе для каждого x_i с некоторым шагом по x находится минимум по t . На втором этапе из полученных минимумов строятся так называемые «цепочки» — последовательности найденных минимальных расстояний как функции x или t_i ; здесь t_i — момент, при котором минимум геоцентрического расстояния по t при фиксированном x_i достигается. Для каждой цепочки находится свой минимум. Любопытно, что он,

как оказалось, часто лучше «виден» для цепочек в функции t_i чем для цепочек в функции x . Затем производится уточнение найденных минимумов путем вычисления траекторий с более мелким шагом по x . Третий этап поиска минимальных геоцентрических расстояний используется в случаях, когда исследуемые траектории проходят через тесное сближение с планетой и сильно теряется точность прогнозирования. На траектории, ведущей к найденному на втором этапе минимальному расстоянию, производится остановка в некоторый момент после тесного сближения; этот момент вместе с соответствующими координатами и скоростями считается начальным и повторяются вычисления. В результате минимальное геоцентрическое расстояние уменьшается, иногда — значительно. Если оно меньше радиуса Земли — это возможное соударение. Отметим, что подход, аналогичный тому, который использовался нами в третьем этапе поиска соударений, применялся Жаком Ласкаром в его знаменитых работах по доказательству неустойчивости Солнечной системы на космогонических временах («уход Меркурия»).

Список возможных на сегодня известных нам соударений Апофиса с Землей в текущем столетии содержит 158 соударений; на сайте НАСА [10] приводится 9 основных соударений, 7 вблизи номинальной орбиты, они, естественно, содержатся в нашем списке.

Результаты исследований возможных траекторий Апофиса американскими специалистами приведены в [11–14].

Для астероида 2015 RN35 по номиналу, полученному в JPL после первого этапа наблюдений мы нашли 154 возможных соударения в текущем столетии. После второго этапа наблюдений, когда точность большой полуоси увеличилась примерно в 8 раз, мы нашли 21 соударение. На сайте НАСА после первого и после второго этапа наблюдений приводилось по 7 возможных соударений.

Используя вышеописанный метод, авторы нашли 18 возможных соударений Апофиса с Луной в текущем столетии. Годы соударений: 2056, 2073, 2075, 2079, 2080, 2082, 2083, 2084, 2084, 2085, 2088, 2093, 2093, 2093, 2093, 2095, 2095, 2096. В один год возможно несколько разных соударений. Самая большая цель, ведущая в Луну, соответствует соударению в 2056 году. Она расположена вблизи щелей, ведущих Апофис в Землю в 2055, 2060, 2056 годах, и имеет размер (и вероятность соударе-

ния) примерно на порядок меньше, чем для указанных соударений с Землей.

2. Условия, при которых возможен увод астероида от соударений

Рассмотрим на примере астероида Апофис условия увода от множества соударений, связанных с резонансными возвратами, с учетом ограничений по точности орбиты астероида и по возможности изменения его орбиты при ударе.

Пусть известно множество щелей, ведущих к связанным с резонансными возвратами соударениям астероида с Землей. Тем самым известны относительные положения щелей (разности значений оскулирующей большой полуоси) и размеры щелей по большой полуоси в начальный момент t_0 . Используя координаты и скорости астероида на номинальной орбите в некоторый другой момент времени как начальные, мы можем получить положения и размеры щелей на этот другой момент с помощью нашего алгоритма поиска соударений. Таким образом, в каждый момент времени имеем множество отрезков f_i большой полуоси, соответствующих траекториям без соударений, разделенных очень узкими отрезками h_i , соответствующими соударениям.

Фиксируем момент $t_1 > t_0$ удара по астероиду. Считаем, что диапазон возможных значений большой полуоси (точность орбиты) в этот момент имеет размер D_{t_1} , а максимальный реализуемый сдвиг большой полуоси — U_{max} . Рассмотрим «свободные» области $f_i(t_1)$, размеры которых не меньше D_{t_1} , обозначим их $F_i(t_1)$. Расширим каждую такую область на U_{max} в обе стороны. Если объединение расширенных областей содержит все значения большой полуоси без пропусков, то увод от всех рассматриваемых соударений в результате удара по астероиду в момент t_1 возможен, при любом расположении отрезка D_{t_1} возможных относительных значений большой полуоси. В противном случае следует рассмотреть возможности удара в более поздний момент. Величина D_t убывает с ростом t (дискретно, по мере уточнения орбиты из наблюдений). Размеры $f_i(t)$, $h_i(t)$ с ростом t растут.

Точнее, каждый из этих отрезков получается из начального умножением на фиксированный при данном t мультипликатор $k(t)$, растущий со временем. Это следует из проведенных нами численных экспериментов (а также из элементарных соображений). Так

например, для астероида Апофис при переходе от 2006 к 2016, 2026, 2029 (до сближения) мультипликатор $k(t)$ равен соответственно 1,6; 5,3; 230. Размер (по большой полуоси) щели, ведущей к «основному» возможному на сегодня соударению Апофиса с Землей равен в 2006 г. — 2 см, в 2016 г. — 3 см, в 2026 г. — 10 см, в 2029 г. перед сближением — 4,5 м.

В настоящее время нам известно чуть больше 150 возможных (согласно современной орбите Апофиса) в текущем столетии соударений его с Землей.

Мы выбрали из них 13 основных (по размерам щелей, а также находящимся вблизи номинальной орбиты). Это соударения в 2055, 2056, 2060, 2064, 2065, 2066, 2068, 2074, 2075, 2076, 2077, 2078, 2091 гг. В настоящее время точность большой полуоси Апофиса оценивается в 80 м (одна сигма). Можно надеяться, что в результате уточнения орбиты по наблюдениям в 2021–22 гг. эта точность D_t будет порядка 10 м. Конкретизируя вышеприведенные рассуждения, легко показать, что увод от указанных основных соударений в принципе возможен для произвольного (в рамках нынешней орбиты) положения области неопределенности D_t , если удар по астероиду производить примерно в 2026 году. При этом максимальная величина сдвига по большой полуоси (U_{max}) не превосходит 300 метров. Для Апофиса это примерно соответствует удару по компоненте двойного астероида Дидим, запланированному в проекте ЕКА-НАСА «АИДА», т. е. вполне реализуемому нынешними средствами. Оговорка «в принципе» в основном относится к неопределенности результатов удара. Мы предполагаем, что достигается запланированное изменение скорости астероида. Во всяком случае, с энергетической точки зрения с использованием эффекта гравитационного маневра увод возможен. Существенно, что изменение орбиты астероида производится до того, как вероятность соударения стала большой, близкой к единице. Зато мы получаем возможность использовать эффект гравитационного маневра, а также заблаговременно получить экспериментальные данные о последствиях ударе по астероиду.

Заключение

Множество возможных соударений астероида с Землей образует сложную структуру, аналогичную структуре фрактала в пространстве начальных данных. Возможные тесные

сближения с Землей не только связаны с угрозой соударения, но и могут быть полезными для целесообразного изменения орбиты астероида. Использование эффекта гравитационного маневра позволяет в принципе произвести увод астероида от возможных соударений с использованием современных средств космической техники в случае, если на траектории имеются соответствующие сближения с планетами, а операция увода производится заблаговременно.

Литература

1. *Ивашкин В.В., Стихно К.А.* О предотвращении возможного столкновения астероида Апофис с Землей // *Астрономический Вестник*, 2009. Т. 43. № 6. С. 502–516.
2. *Эйсмонт Н.А., Боярский М.Н., Ледков А.А., Назиров Р.Р., Данжем Д., Шустов Б.М.* О возможности наведения малых астероидов на опасные небесные объекты с использованием гравитационного маневра // *Астрономический вестник*. 2013. Т. 47. № 4. С. 352–360.
3. *Соколов Л.Л., Башаков А.А., Питъев Н.П.* Особенности движения астероида 99942 Apophis // *Астрон. вестн.* 2008. Т. 42. № 1. С. 20–29.
4. *Соколов Л.Л., Башаков А.А., Борисова Т.П., Петров Н.А., Питъев Н.П., Шайдулин В.Ш.* Траектории соударения астероида Апофис с Землей в XXI веке // *Астрон. вестн.* 2012. Т. 46. № 4. С. 311–320.
5. *Соколов Л.Л., Борисова Т.П., Васильев А.А., Петров Н.А.* Свойства траекторий соударения астероидов с Землей // *Астрон. вестн.* 2013. Т. 47. № 5. С. 441–447.
6. *Соколов Л.Л., Кутеева Г.А.* Прогноз возможных соударений астероида Апофис после уточнения его орбиты // *Вестник Санкт-Петербургского госуниверситета*, 2015. Сер. 1. Т. 2 (60). Вып. 1. С. 148–156.
7. *Sokolov L.L., Pitjev N.P., Shaidulin V.Sh.* About Zones of Resonant Returns of Asteroid Apophis // *Proc. of the Int. Conf. "Asteroid-Comet Hazard-2009"* / Eds. A. Finkelstein, W. Huebner, V. Shor. St-Petersburg: Nauka, 2010. P. 279–283.
8. *Everhart E.* Implicit single-sequence methods for integrating orbits // *Celest. Mech.* 1974. Vol. 10. P. 35–55.
9. *Standish E.M.* JPL Planetary and Lunar ephemerides, DE405/LE405 / *Interoffice Memorandum*, 1998. 312. F-98-048. 18 p.
10. Near-Earth Asteroid Discovery Statistics Sentry: Earth Impact Monitoring. (Электронный ресурс). URL: <http://cneos.jpl.nasa.gov/sentry/> (дата обращения 07.12.2017).
11. *Yeomans D.K., Bhaskaran S., Broschart S.B. et al.* Deflecting a Hazardous Near-Earth Object. 1 IAA Planetary Defense Conference: Protecting Earth from Asteroids, 27–30 April 2009, Granada, Spain. 14 p.
12. *Chesley S.R.* Asteroid impact hazard assessment with Yarkovsky effect. 2011 IAA Planetary Defense Conference: From Threat to Action 9–12 May 2011, Bucharest, Romania. 19 p.
13. *Farnocchia D., Chesley S.R., Chodas P.W., Micheli M., Tholen D.J., Milani A., Elliott G.T., Bernardi F.* Yarkovsky-driven impact risk analysis for asteroid (99942) Apophis. <https://arxiv.org/abs/1301.1607> (accessed 19.02.2013)
14. *Chesley S.R.* Potential Impact Detection of Near-Earth Astrroids: The Case of 99942 Apophis (2004 MN4) / *Proc. IAU Symposium 229th "Asteroids, Comets, Meteors"*, 2005 / Eds. Lazzaro D., Ferraz-Mello S., Fernandes J.A. Cambridge: Cambridge University Press, 2006. P. 215–228.

References

1. *Ivashkin V.V., Stikhno K.A.* O predotvrashchenii vozmozhnogo stolknoveniya asteroida Apofis s Zemley [On the Prevention of a possible collision of asteroid Apophis with the Earth]. *Astronomicheskii vestnik* [Astronomical Bull.], 2009, vol. 43, no. 6, pp. 502–516. (In Russian)
2. *Eysmont N.A., Boyarskiy M.N., Ledkov A.A., Nazirov R.R., Dankhem D., Shustov B.M.* O vozmozhnosti navedeniya malykh asteroidov na opasnye nebesnye ob"ekty s ispol'zovaniem gravitatsionnogo manevra [On the possibility of targeting small asteroids to dangerous celestial objects using gravitational maneuver]. *Astronomicheskii vestnik* [Astronomical Bull.], 2013, vol. 47, no. 4, pp. 352–360. (In Russian)
3. *Sokolov L.L., Bashakov A.A., Pit'ev N.P.* Osobennosti dvizheniya asteroida 99942 Apophis [Features of the motion of the asteroid 99942 Apophis]. *Astronomicheskii vestnik* [Astronomical Bull.], 2008, vol. 42, no. 1, pp. 20–29. (In Russian)
4. *Sokolov L.L., Bashakov A.A., Borisova T.P., Petrov N.A., Pit'ev N.P., Shayduln V.Sh.* Traektorii soudareniya asteroida Apofis s Zemley v XXI veke [The trajectories of the impact of the asteroid Apophis with the Earth in the 21st century]. *Astronomicheskii vestnik* [Astronomical Bull.], 2012, vol. 46, no. 4, pp. 311–320. (In Russian)
5. *Sokolov L.L., Borisova T.P., Vasil'ev A.A., Petrov N.A.* Svoystva traektoriy soudareniya asteroidov s Zemley [Properties of trajectories of asteroids' impact with the Earth]. *Astronomicheskii vestnik* [Astronomical Bull.], 2013, vol. 47, no. 5, pp. 441–447. (In Russian)
6. *Sokolov L.L., Kuteeva G.A.* Prognoz vozmozhnykh soudareniy asteroida Apofis posle

- utochneniya ego orbity [The forecast of possible collisions of the asteroid Apophis after the refinement of its orbit]. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosuniversiteta* [Bull. of the St. Petersburg State University], 2015, ser. 1, vol. 2 (60), iss. 1, pp. 148–156. (In Russian)
7. Sokolov L.L., Pitjev N.P., Shaidulin V.Sh. About Zones of Resonant Returns of Asteroid Apophis. In: Finkelstein A., Huebner W., Shor V. (eds.) *Proc. of the Int. Conf. "Asteroid-Comet Hazard-2009"*. St-Petersburg, Nauka Pub., 2010, pp. 279–283.
 8. Everhart E. Implicit single-sequence methods for integrating orbits. *Celest. Mech.*, 1974, vol. 10, pp. 35–55.
 9. Standish E.M. *JPL Planetary and Lunar ephemerides, DE405/LE405. Interoffice Memorandum*, 1998, 312. F-98-048, 18 p.
 10. Near-Earth Asteroid Discovery Statistics. Sentry: Earth Impact Monitoring. Available at: cneos.jpl.nasa.gov/sentry/ (access date 07.12.2017).
 11. Yeomans D.K., Bhaskaran S., Broschart S.B. et al. Deflecting a Hazardous Near-Earth Object. *Proc. 1 IAA Planetary Defense Conference: Protecting Earth from Asteroids*, 27–30 April 2009, Granada, Spain. 14 p.
 12. Chesley S.R. Asteroid impact hazard assessment with Yarkovsky effect. *2011 IAA Planetary Defense Conference: From Threat to Action*, 9–12 May 2011, Bucharest, Romania. 19 p.
 13. Farnocchia D., Chesley S.R., Chodas P.W., Micheli M., Tholen D.J., Milani A., Elliott G.T., Bernardi F. *Yarkovsky-driven impact risk analysis for asteroid (99942) Apophis*. <https://arxiv.org/abs/1301.1607> (accessed 19.02.2013)
 14. Chesley S.R. Potential Impact Detection of Near-Earth Astrroids: The Case of 99942 Apophis (2004 MN4). In: Lazzaro D., Ferraz-Mello S., Fernandes J.A. (eds.) *Proc. IAU Symposium 229th "Asteroids, Comets, Meteors"*, 2005. Cambridge: Cambridge University Press, 2006, pp. 215–228.