

УДК 629.78.001.5:523.44

КИНЕМАТИКА СБЛИЖЕНИЯ АСТЕРОИДА С ЗЕМЛЕЙ И ЕГО УВОД В ЭЛЕМЕНТАРНОМ ИЗЛОЖЕНИИ

Поль В. Г.¹, Симонов А. В.²

KINEMATICS OF TIGHT TRANSITION OF ASTEROID NEAR EARTH AND IT WITHDRAWAL
IN ELEMENTARY SENSE

Pol V. G., Simonov A. V.

Article discusses about the problem of withdrawal asteroid by change the parameter pass, forming a new orbit, safe for subsequent long period of time. It is shown that a minimum distance of withdrawal as a control parameter gravity manoeuvre in the linear approach is completely defined by two vectors: geocentric velocity vector of the asteroid, and the vector of the targeting point, a given change in the current coordinates of the asteroid's approach and serves to correct the orbit.

Keywords: asteroids, asteroid threat.

Введение

В литературе астероидная опасность обычно рассматривается как случай прогнозируемой (априорной) траектории астероида, ударяющей Землю. Однако удар может возникнуть и после тесного пролета (сближения) астероида мимо Земли, существенно изменяющего его орбиту. В последнем случае апостериорная (новая) орбита снова может оказаться траекторией тесного пролета — вплоть до удара. В любом случае априорная траектория будет характеризоваться параметром пролета — минимальным геоцентрическим расстоянием астероид-центр Земли.

Обнаружение астероида Апофис и его тесного пролета в 2029 г. дало пример опасности, которая сопутствует такому пролету астероида мимо Земли вследствие *периодичности* их движений, и *неопределенности* орбиты астероида, возникающей *после* тесного сближения с Землей.

Периодичность движения приводит к тому, что конфигурация тесного сближения (противостояния) двух тел, со временем, в идеале, будет повторяться точно. Период противостояний определяется резонансом, то

есть целочисленным соотношением периодов обращений этих тел. В действительности, вследствие возмущений движение небесных тел является *почти-периодическим*, и конфигурация сближения будет повторяться приближенно. При этом параметр пролета и вектор состояния тела становятся случайными величинами, а возможность нового сближения или даже удара по Земле — случайным событием.

Пролету сопутствует появление множества зон резонансного возврата (ЗРВ — «keyhole»), являющихся выделенными участками минимальной геоцентрической высоты и располагающихся на линии параметра пролета. Пролет астероида через любую из этих зон приводит впоследствии к новому сближению его с Землей, вплоть до столкновения. Поэтому распределение вероятности вектора состояния и система ЗРВ, в момент тесного сближения астероида с Землей, всегда должны определяться вслед за обнаружением такого опасного объекта как его неотъемлемая характеристика. Для Апофиса это уже рассчитывалось и уточнялось неоднократно [1, 2], и показано, что в течение XXI в. ненулевая вероятность ударов по Земле существует неоднократно.

¹Поль Вадим Георгиевич, канд. техн. наук, ведущий специалист НПО им. С. А. Лавочкина; e-mail: polvad@laspace.ru.

²Симонов Александр Владимирович, канд. техн. наук, ведущий специалист НПО им. С. А. Лавочкина; e-mail: alex.simonov@laspace.ru.



Рис. 1. Исходная, новая орбита и треугольник коррекции d, r, d_{m0}

Поэтому при появлении астероида, чрезмерно сближающегося с Землей, необходим прогноз высоты предстоящего пролета и определение возможности прохода траектории через ту или иную ЗРВ. Обнаружение такого факта потребует заблаговременного проведения коррекции увода астероида, предотвращая предвидимую катастрофу. Точно так же, в случае обнаружения астероида, находящегося на поражающей траектории, проектируя увод на пролет мимо Земли, придется решать аналогичные задачи определения рассеяния его вектора состояния, возникающей системы ЗРВ и формирования определенной траектории астероида, выводящей его на долговременно безопасную апостериорную орбиту.

1. Коррекция траектории астероида

Ясно, что сама коррекция орбиты астероида должна производиться достаточно долго до сближения, и что она определяется неоднозначно. Напротив, цель коррекции задается весьма определенно тем, что всегда апостериорная траектория должна проходить мимо любой ЗРВ. Наиболее ясный случай возникает, когда проход траектории прогнозируется через конкретную ЗРВ. Тогда необходима коррекция увода, меняющая параметр пролета и выводящая траекторию из этой ЗРВ. Данный случай можно принять как опорный, а остальные ситуации могут быть сведены к нему.

Коррекция траектории изменяет компоненты текущего вектора состояния астероида, в результате чего сближение будет происходить в другой момент времени и с иным значением параметра пролета. Поэтому сразу возникает вопрос о связи между причи-

ной — вариациями компонент скорости и следствием — изменением текущих координат астероида и параметра пролета. Так как производные текущих координат по компонентам скорости различаются значительно, то влияние той или иной коррекции траектории астероида на параметр пролета требует особого анализа. Однако общая задача коррекции и поиск оптимальных решений оказывается достаточно сложной, а применительно к данной ситуации пока просто еще не исследована. Поэтому вместо оценки эффективности той или иной коррекции, рассмотрим ее результат, показанный на рис. 1.

Для априорной орбиты с параметром пролета d_{m0} , зададим вектор увода астероида r (как точку в рассеянии вектора состояния астероида), который определяет точку прицеливания d (то есть цель коррекции) и приводит к безопасной орбите с новым параметром пролета d_m .

Тогда эту апостериорную безопасную орбиту можно найти, варьируя вектор r , прогнозируя полет астероида в прошлое время и контролируя поведение вектора d_m . При этом полученная апостериорная траектория в обратном течении времени может быть использована как опорная для формирования программы априорных коррекций полета астероида, обеспечивающих его выход именно на эту опорную траекторию.

2. Линеаризованная схема сближения

Однако детальное исследование конкретных алгоритмов увода выходит за рамки настоящей статьи, и далее будет заменено рассмотрением кинематики тесного сближения астероида с Землей. При этом примем,

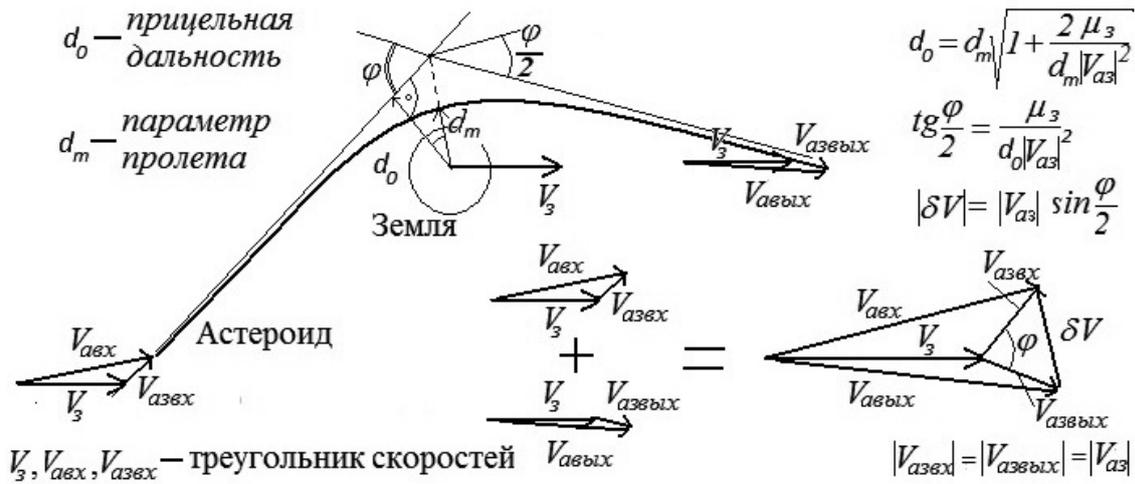


Рис. 2. Гравитационный маневр и кинематические соотношения

что область определения вектора \mathbf{r} ограничена малой окрестностью точки сближения, где дуги орбит Земли и астероида можно заменить прямыми. Область использования такой линеаризованной схемы сближения можно ограничить дугами орбит, не превышающих $(0,5^\circ \div 1,0^\circ)$, или $\sim \pm (3,5 \div 7)$ LD (LD — средний диаметр орбиты Луны).

Такую приближенную схему можно получить, рассматривая тесный пролет астероида мимо Земли как гравитационный маневр малого тела. Схема такого маневра и основные соотношения, известны и показаны на рис. 2 [3]. Согласно методу точечных гравитационных сфер при маневре вектор планетоцентрической скорости астероида \mathbf{V}_{a3} на параметре пролета мимо Земли (заменяющей сферу действия планеты), как бы скачком изменяет свое направление с априорного (входного) на апостериорное (выходное), но сохраняет его модуль. При этом вектор гелиоцентрической скорости астероида \mathbf{V}_a , напротив, изменяет направление, а также и модуль. В рамках такой модели можно считать, что в результате гравитационного маневра в точке максимального сближения (то есть в точке параметра пролета \mathbf{d}_m) появляется новый вектор состояния (начальные условия), определяющий дальнейшее движение астероида по новой, апостериорной орбите астероида.

Такая модель эквивалентна замене траектории сближения астероида с Землей (гипербола) двумя участками его полета. Они являются двумя прямыми (асимптотами гиперболы), связанными с прицельной дальностью \mathbf{d}_0 , или, что эквивалентно, параметром про-

лета \mathbf{d}_m . При известных гравитационном параметре планеты μ_3 и модуле гелиоцентрического вектора скорости астероида $|V_{a3}|$, величины \mathbf{d}_m и \mathbf{d}_0 однозначно связаны между собой, а при необходимости - взаимозаменяемы.

Теперь можно рассмотреть кинематику сближения в малой окрестности точки максимального сближения, для которой Землю и астероид можно считать движущимися по прямым линиям с постоянными скоростями (рис. 3). В этой схеме реальная траектория астероида до сближения будет представлена прямой, параллельной асимптоте входной ветви гиперболы, проходящей через точку минимальной геоцентрической высоты (показанной ранее на рис. 2), а вектора прицельной дальности и параметра пролета совпадают. В результате схема сближения небесных тел примет вид, показанный на рис. 3 справа. В пространстве траектории астероида и Земли представляют собой скрещивающиеся прямые, а вектора \mathbf{d}_{m0} , \mathbf{d}_m лежат в плоскости орбиты Земли (то есть в плоскости XY).

Схема рис. 3 позволяет проанализировать кинематику сближения и его коррекцию простыми средствами. Здесь коррекция определяется треугольником скоростей, имеющимся на входе в сферу действия Земли. Ход сближения описывается функцией текущей дальности астероид – Земля с аргументом время, имеющей минимальное значение параметра пролета \mathbf{d}_m . Начальный момент времени задан вектором \mathbf{d} .

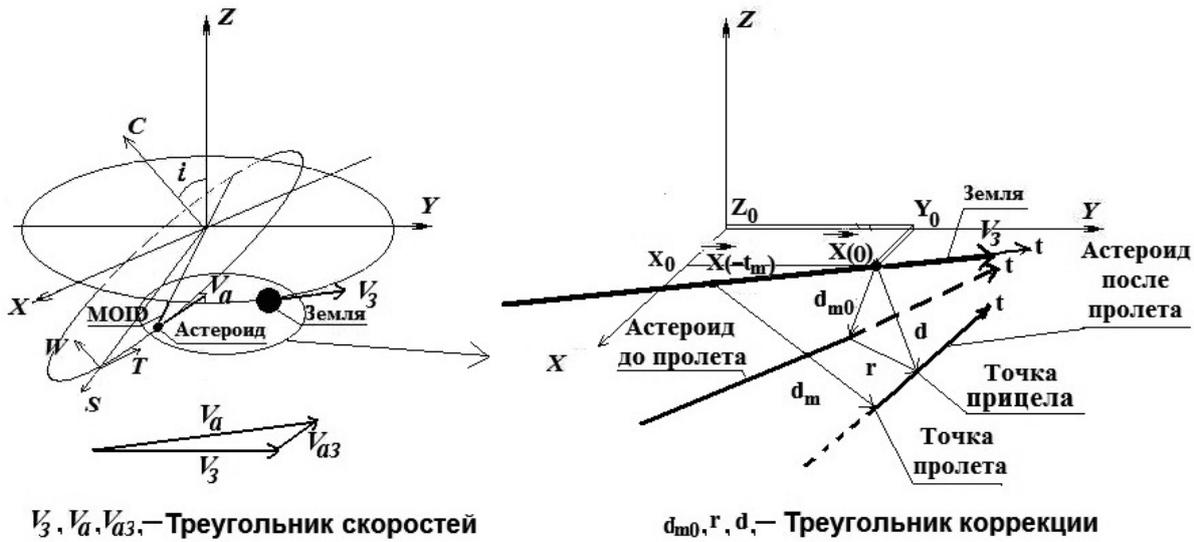


Рис. 3. Схемы сближения астероида с Землей

3. Текущая дальность астероид – Земля при сближении

Траектории полета Земли и астероида на малых дугах орбит, замененных прямыми линиями, удобно задавать в параметрической форме с параметром время полета t . Тогда текущие гелиоцентрические координаты Земли будут описываться прямой $\mathbf{X}_3(t) = (X_3, Y_3, Z_3; t)$, проходящей через некоторую точку $\mathbf{X}_0(t) = (X_{30}, Y_{30}, Z_{30}; 0)$ с постоянной скоростью $\mathbf{V}_3 = (V_{3X}, V_{3Y}, V_{3Z})$. Соответственно, уравнение траектории Земли будет иметь вид

$$\mathbf{X}_3(t) = \mathbf{X}_0 + \frac{\mathbf{V}_3}{|\mathbf{V}_3|}t,$$

где

$$|\mathbf{V}_3| = \sqrt{V_{3X}^2 + V_{3Y}^2 + V_{3Z}^2}.$$

Уравнение траектории астероида принимает аналогичный вид

$$\mathbf{X}_{авх}(t) = \mathbf{X}_0 + \mathbf{d} + \frac{\mathbf{V}_{авх}}{|\mathbf{V}_{авх}|}t,$$

где

$$\mathbf{d} = \mathbf{d}_{m0} + \mathbf{r}, \quad \mathbf{d}_{m0} = (d_{m0X}, d_{m0Y}, d_{m0Z}),$$

$$\mathbf{r} = (r_X, r_Y, r_Z).$$

Здесь вектора $\mathbf{X}_{авх}(t)$, $\mathbf{V}_{авх}$ и $|\mathbf{V}_{авх}|$ определены так же, как и для Земли, а вектор \mathbf{d} есть вектор прицельной дальности.

Теперь введем вектор относительной скорости $\mathbf{V}_{аЗвх} = \mathbf{V}_{авх} - \mathbf{V}_3$ и найдем квадрат текущего расстояния между астероидом и Землей $D_{аЗ}(t)$

$$D_{аЗ}^2(t) = (X_{авх} - X_3)^2 + (Y_{авх} - Y_3)^2 + (Z_{авх} - Z_3)^2.$$

Тогда, подставив в формулу для $D_{аЗ}^2(t)$ выражения текущих координат астероида $\mathbf{X}_a(t)$ и Земли $\mathbf{X}_3(t)$, и проведя элементарные преобразования, можно получить выражение для текущего расстояния $D_{аЗ}(t)$ в виде

$$D_{аЗ}(t) = \sqrt{At^2 + Bt + C},$$

где коэффициенты A, B и C равны

$$A = |\mathbf{V}_{аЗ}|^2, \quad B = 2|\mathbf{d}| |\mathbf{V}_{аЗ}| \cos(\mathbf{d}, \mathbf{V}_{аЗвх}),$$

$$C = |\mathbf{d}|^2.$$

Здесь запись $(\mathbf{d}, \mathbf{V}_{аЗвх})$ означает угол φ_m между векторами \mathbf{d} и $\mathbf{V}_{аЗвх}$. Таким образом, в линеаризированной схеме иррациональная функция искомой дальности от времени $D_{аЗ}(t)$ оказывается простой гиперболой [4], показанной на рис. 4 с ее характерными точками.

Теперь видно, что значения минимальной дальности на параметре пролета d_m и ее удаление L_m (в линейной мере) или t_m (по переменной время) определяются всего лишь двумя векторами. Этими векторами служат вектор скорости астероида относительно Земли

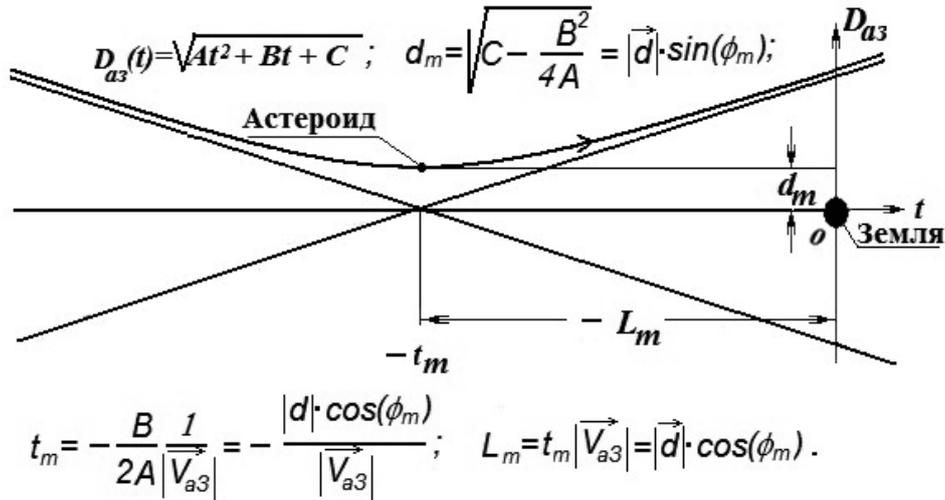


Рис. 4. Зависимость дальности астероид – Земля от времени

\vec{V}_{a3} и вектор прицеливания, то есть вектор точки новой орбиты \vec{d} где $\vec{d} = \vec{d}_{m0} + \vec{r}$. Теперь можно рассмотреть примеры изменения параметра пролета и их связь с результатами коррекции совместно. Первое описываются треугольником коррекции, а второе — треугольником скоростей.

4. Примеры кинематики и коррекций пролетов астероида мимо Земли

На рис. 5 слева показана векторная диаграмма обоих треугольников для общего случая. Здесь из треугольника коррекции следует, что величина d_m (то есть апостериорный параметр пролета) определяется проекцией вектора \vec{r} на направление вектора \vec{d}_{m0} (априорный параметр пролета).

Одновременно проекции вектора \vec{r} на вектор $\vec{V}_{авх}$ показывают составляющие изменения текущих координат как по направлению вектора скорости астероида, так и по трансверсали к нему. Эти изменения являются результатом коррекции. Следовательно, они должны служить исходными данными на коррекцию и определять требования, предъявляемые к управляющим воздействиям. Последние воздействуют на астероид в некоторый момент времени, но должны иметь свободу в выборе конкретного реализуемого варианта.

На том же рисунке (в центре) показана векторная диаграмма для случая поражающей траектории, когда $\vec{d}_{m0} = 0$. Здесь, очевидно, $\vec{r} = \vec{d}$, и для получения максимального значения параметра пролета \vec{d}_m коррекция

должна проводиться, создавая боковое отклонение от траектории астероида. Следовательно, коррекция должна обеспечить именно боковое отклонение астероида, и никакой уход вдоль траектории не поможет. Действительно, казалось бы, большой увод вдоль траектории должен устранить удар и развести сталкивающиеся тела во времени и пространстве. Однако, на деле, в силу периодичности движения Земли и астероида, соответственно резонансу их периодов обращения встреча все равно состоится, но лишь в другой момент времени.

Наконец, на рис. 5 (справа) показана векторная диаграмма для реального случая пролета астероида Апофис мимо Земли в 2029 г. Пусть коррекция его текущих координат производится по направлению вектора скорости, как это рекомендуется, например, в [1], астероида. Тогда можно видеть, что в данном случае эффективность такой коррекции увода снижается на множитель, равный $\sin 14^\circ \sim 0,25$, то есть примерно в четыре раза. Нужно подчеркнуть, что приведенные характеристики встречи (угол пересечения орбит и скорость астероида относительно Земли) согласно статистике мониторинга являются типичными для большинства потенциально опасных астероидов.

Заключение

На идеализированной модели кинематики тесного сближения астероида с Землей показана зависимость эффективности коррекции увода астероида от относительной геометрии

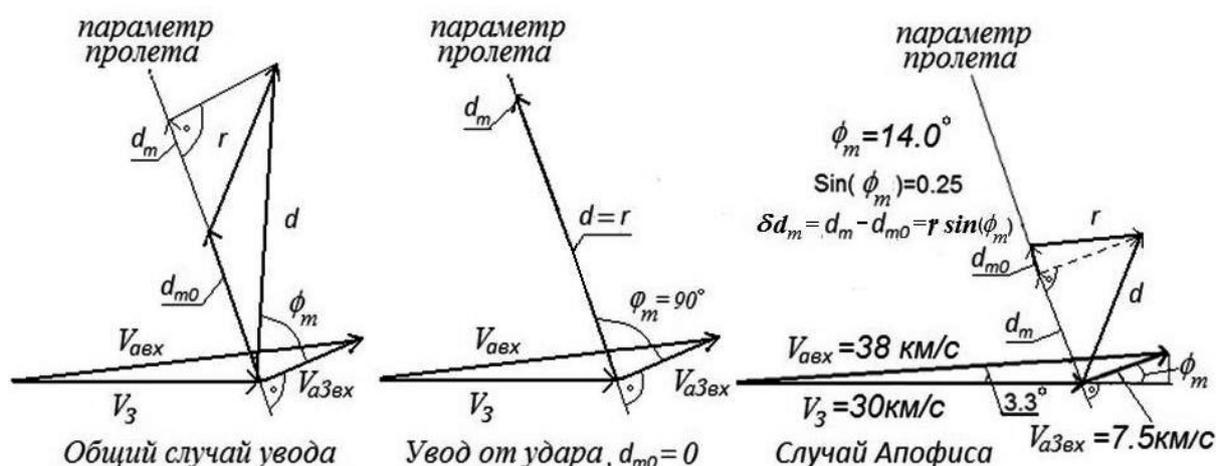


Рис. 5. Различные случаи векторных диаграмм коррекции

рии встречи и планетоцентрической скорости. Отмечена малая эффективность увода астероида по направлению вектора его гелиоцентрической скорости.

Продемонстрирована необходимость обстоятельного и полного анализа кинематики увода опасных астероидов как одной из составляющих исследований астероидной опасности в целом.

Литература

1. Chesley S. R. Potential impact detection for near-Earth asteroids, The case of 99942

Aopphis (2004 MN₄) // I Proceeding IAU Symposium 229^{extth}, 2005. Cambridge: Cambridge University press, 2006. P. 215–228.

2. Соколов Л. Л., Борисова Т. П., Васильев А. А., Петров Н. А. Свойства траекторий соударения астероидов с Землей // *Астрономический вестник*. 2013. Т. 47. №4. С. 1–7.

3. Давлетшин Г. З. Активно-гравитационные маневры КА. М.: Машиностроение, 1980. 254 с.

4. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике. М.: Наука, 1967. 608 с.

Ключевые слова: астероиды, астероидная опасность.

Статья поступила 19 октября 2013 г.
 НПО им. С. А. Лавочкина, г. Москва
 © Поль В. Г., Симонов А. В., 2013