

Предвычисление столкновений небесных тел с Луной и мест их падения

**© Н. Б. Железнов, О. М. Кочетова,
Ю. А. Чернетенко, В. А. Шор**

ИПА РАН, г. Санкт-Петербург, Россия

Описана методика предсказания сближений и столкновений астероидов и комет с Луной. Предвычисление мест падений выполняется в селенографической системе координат, в которой обычно даются координаты различных образований на лунной поверхности. Если номинальная орбита тела проходит мимо Луны, но вероятность столкновения достаточно велика, вычисляются условия наблюдения вероятного падения в одной из точек определенной полосы (полосы риска) на поверхности Луны. Полоса риска строится путем варьирования среднего движения объекта и нахождения вариаций, ведущих к столкновениям. Построен пример гелиоцентрической орбиты с неопределенностью среднего движения в некотором диапазоне, которая приводит к столкновениям с Луной в точках некоторой полосы риска.

Ключевые слова: астероиды, кометы, орбиты, столкновения с Луной, астероидно-кометная опасность

Введение

Равнинные участки лунной поверхности, покрытые множеством кратеров ударного происхождения, являются естественными регистраторами потока космических тел в районе земной орбиты в течение последних 3.5 миллиардов лет. Наблюдения за падениями тел на Луну могут дать дополнительный материал для масштабирования важного соотношения между размерами/энергией падающих на Луну тел и диаметрами образующихся кратеров. Методика предсказания сближений и столкновений астероидов и комет с Луной близка к соответствующей методике для Земли [1, 2], хотя в случае Луны приходится учитывать значительно большие по величине возмущения лунной

орбиты. Более существенные отличия возникают в процессе предсказания мест падений. Их естественно указывать в селенографической системе координат, в которой обычно даются координаты различных образований на лунной поверхности [3, 4]. Определяются Всемирное время события, селенографические долгота и широта точки падения, а также угол наклона вектора скорости к плоскости горизонта, азимут направления проекции скорости на эту плоскость в точке падения и величина луноцентрической скорости. Так как линейная скорость точки лунной поверхности во вращательном движении вокруг оси не превышает нескольких метров в секунду, можно считать, что скорость тела относительно точки поверхности Луны совпадает со скоростью относительно центра Луны. Для проверки найденных координат точки падения и параметров относительной траектории выполняется решение обратной задачи: по найденным параметрам траектории падения определяется гелиоцентрическая орбита тела, которая с точностью до погрешности вычислений должна воспроизводить исходную орбиту.

Номинальная орбита тела может проходить мимо Луны, но, если вероятность столкновения достаточно велика, имеет смысл вычислить условия наблюдения вероятного падения тела в одной из точек, расположенных вдоль определенной полосы (полосы риска) на поверхности Луны (чем тело больше, тем при меньшей вероятности столкновения целесообразно делать предсказание). Полоса риска строится путем варьирования номинального значения среднего движения тела в пределах его вероятных ошибок и нахождения вариаций, которые ведут к столкновениям тела с Луной.

Ниже приведен пример построения полосы риска на поверхности Луны в случае прохождения номинальной орбиты некоторого тела мимо Луны.

Алгоритмы решения прямой и обратной задачи столкновения тела с Луной

Рассмотрим прямоугольную систему координат XYZ с началом в центре масс Луны и вращающуюся вокруг оси Z , перпендикулярной к среднему экватору Луны. Ее положение относительно прямоугольной эклиптической системы координат описывается тремя законами Кассини (так называемая первая средняя «кассиниева» система координат, детальное описание которой приведено в [3, 4]). Углы Эйлера, определяющие положение системы XYZ относительно эклиптической

системы координат в каждый момент времени, имеют следующие выражения:

$$\phi = 180^\circ + L - \Omega; \quad \theta = I; \quad \psi = \Omega, \quad (1)$$

где ϕ — угловое расстояние положительного направления оси X от нисходящего узла экватора Луны на эклиптике; θ — наклон экватора Луны к эклиптике; ψ — долгота восходящего узла экватора Луны на эклиптике. Формулы для вычисления параметров L, Ω, I приведены в [4].

Члены физической либрации Луны по долготе, в наклоне и в узле нами не учитываются, так как амплитуда наибольшего члена физической либрации не превосходит нескольких минут дуги [3], тогда как для нанесения полосы риска на карту Луны такими величинами можно пренебречь.

Для вычисления координат и обстоятельств падения тела на Луну в системе координат XYZ экваториальные геоцентрические координаты и компоненты скоростей Луны и объекта в момент падения приводятся к эклиптике и равноденствию 2000.0. Далее на основе этих координат Луны и объекта, \vec{R}_M, \vec{R}_0 , соответственно, вычисляются прямоугольные селеноэкваториальные луноцентрические координаты объекта (вектор \vec{R}_1) по следующим формулам [3, 4]:

$$\vec{R}_1 = W \times \vec{P}, \quad W = G(\phi) \times H(-\theta) \times G(\psi), \quad \vec{P} = \vec{R}_0 - \vec{R}_M, \quad (2)$$

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad G = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

где \vec{P} — прямоугольные эклиптические луноцентрические координаты объекта, W — матрица вращения; H, G — стандартные матрицы поворота на заданный угол α вокруг осей X и Z соответственно. Селенографические координаты точки на поверхности Луны, долгота и широта, вычисляются по формулам, аналогичным тем, которые используются при вычислении географических координат точки на поверхности Земли, но с использованием компонент найденного вектора \vec{R}_1 .

Компоненты вектора луноцентрической скорости в эклиптической системе преобразуются к системе XYZ по тем же самым формулам (2). Затем определяется наклон вектора скорости к горизонту, азимут проекции вектора на плоскость горизонта и модуль вектора скорости.

Для решения обратной задачи известны время и место падения, а также параметры траектории падения (рис. 1), требуется найти соответствующую гелиоцентрическую орбиту – сначала определяются координаты и компоненты скорости тела в системе XYZ, затем обратным к (2) преобразованием определяются луноцентрические эклиптические координаты объекта:

$$\vec{P} = W^{-1} \times \vec{R}_1, \quad \vec{R}_0 = \vec{P} + \vec{R}_M. \quad (3)$$

Аналогичным образом вычисляются скорости. В завершение полученные величины переводятся в гелиоцентрическую экваториальную систему координат.

Поскольку гелиоцентрическую орбиту желательно определить до падения тела на Луну, то выполняется численное интегрирование уравнений движения объекта от момента падения назад по времени на некотором интервале (так называемом интервале упреждения), например, до момента оскуляции, использованного при решении прямой задачи. Элементы орбиты, найденные в конечной точке, могут быть сравнены с исходными при решении прямой задачи. Две системы элементов должны совпадать с точностью до погрешности вычислений.

Найденная орбита имеет один существенный недостаток: она лишена оценки точности ее элементов. Этот недостаток обходят путем приписывания фиктивных наблюдений объекту, движущемуся по найденной орбите, выполняемых на интервале упреждения. Моменты наблюдений выбираются случайным образом при равномерном законе их распределения на указанном интервале. Случайные ошибки наблюдений считаются подчиняющимися нормальному закону со средней ошибкой σ_0 . Тогда в силу сделанных предположений поправки к элементам будут очень малы, а матрица ковариаций, образованная в ходе решения нормальной системы уравнений, может рассматриваться как матрица ковариаций элементов исходной системы. Тем самым элементам приписывается некоторая точность.

Примеры построения орбиты, приводящей к столкновению тела с Луной, и построения полосы риска

Сначала на поверхности Луны выбирается произвольная точка, назначается момент падения и параметры вектора относительной скорости (азимут, наклон, модуль вектора скорости). Далее

Таблица 1

Гелиоцентрические эклиптические элементы и прямоугольные экваториальные координаты и компоненты скорости гипотетического небесного тела, имеющего столкновение с Луной

Парам.	Орбита А		Парам.	Орбита Б	Ошибки	Орбита В	
T_0 , JDT	2457860.875789		T_1 , JDT	2457857.500000			
T_0 , кал.	2017 04 17.375789		T_1 , кал.	2017 04 14.000000			
M , °	181.0715	параметр	значения	M , °	176.2134	1.01E-2	176.2195
π , °	179.6805	x , а. е.	-0.891789584	π , °	179.1247	3.34E-3	179.1226
Ω , °	207.4199	y , а. е.	-0.425046625	Ω , °	207.4210	4.65E-4	207.4214
i , °	25.2031	z , а. е.	-0.184040102	i , °	24.3688	1.08E-1	24.4341
e	0.5809	V_x , а. е./сут	0.004717190	e	0.5800	9.99E-4	0.5805
n , °/сут	1.9447	V_y , а. е./сут	-0.010025841	n , °/сут	1.9426	1.83E-3	1.9437
a , а. е.	0.6357	V_z , а. е./сут	0.000809345	a , а. е.	0.6361	3.99E-4	0.6359
P , год	0.5068			P , год	0.5074	4.78E-4	0.5071

в соответствии с алгоритмом решения обратной задачи определяются гелиоцентрические экваториальные координаты и компоненты скорости тела в момент падения («орбита А», табл. 1).

Затем на выбранном интервале упреждения (рис. 1) от момента падения JDT 2457860.875789 до момента JDT 2457857.500000 выполняется численное интегрирование уравнений движения с начальными данными «орбиты А». В результате в конечной точке определяются параметры «орбиты Б» (табл. 1). После этого на интервале упреждения выполняется моделирование 90 фиктивных наблюдений со средней ошибкой, равной 0.7". На основе этих наблюдений получается новая «орбита В» (табл. 1), матрица ковариаций которой используется для оценки параметров «орбиты Б». Далее численно интегрируются уравнения движения с начальными данными, соответствующими «орбите Б», совместно с уравнениями в вариациях для частных производных от текущих значений координат и компонент скорости по их начальным значениям вперед по времени от эпохи оскуляции до момента падения тела на Луну. Результаты интегрирования уравнений движения определяют точку падения, а результаты интегрирования уравнений в вариациях используются при подсчете вероятности столкновения [1]. Значение вероятности оказалось равным 0.76, а расстояние от центра Луны составило 1737 ± 709 км.

Далее рассматривается задача о построении полосы риска на поверхности Луны в том случае, если номинальная орбита тела проходит

ПАДЕНИЕ НА ЛУНУ ГИПОТЕТИЧЕСКОГО НЕБЕСНОГО ТЕЛА

Дата и время падения тела

Дата падения: год месяц день время падения (Московское время): часы минуты секунды

Селенографические координаты места падения

Восточная долгота (от 0° до 360°): градусы минуты секунды Широта (от -90° до +90°): градусы минуты секунды

Параметры траектории падения

Наклон скорости тела к горизонтальной плоскости (от -90° до 0°):
 Азимут направления скорости (от 0° до 360°):
 (отсчитывается в плоскости горизонта от направления на север по часовой стрелке)
 Луноцентрическая скорость (км/сек):

Размер тела и высвобождаемая энергия

Диаметр (м): Энергия (килотонны):
 (одна из этих двух величин может быть задана произвольно, а вторую можно оставить не заданной, ее величина будет вычисляться)

Обстоятельства падения тела

Время до столкновения (сутки):

Модель движения астероида

Численное интегрирование:
 Меркурий Венера Земля Луна
 Марс Юпитер Сатурн Уран Нептун
 Плутон Церера Паллада Веста
 релятивистские члены от Солнца световое давление
 сжатие Солнца сжатие Земли

Рис. 1. Входные данные для решения задачи падения на Луну гипотетического небесного тела

мимо Луны, но вычисленная вероятность столкновения достаточно велика. Последнее обстоятельство свидетельствует о том, что некоторая часть виртуальных (возможных) орбит тела приводит к его столкновению с Луной. Для построения примера можно воспользоваться «орбитой А», приведенной в табл. 1, лишь слегка изменив среднюю аномалию (+0.006°). В результате тело с измененной подобным образом номинальной орбитой уже не сталкивается в рассматриваемом сближении с Луной, а минует ее на расстоянии свыше 2000 км от

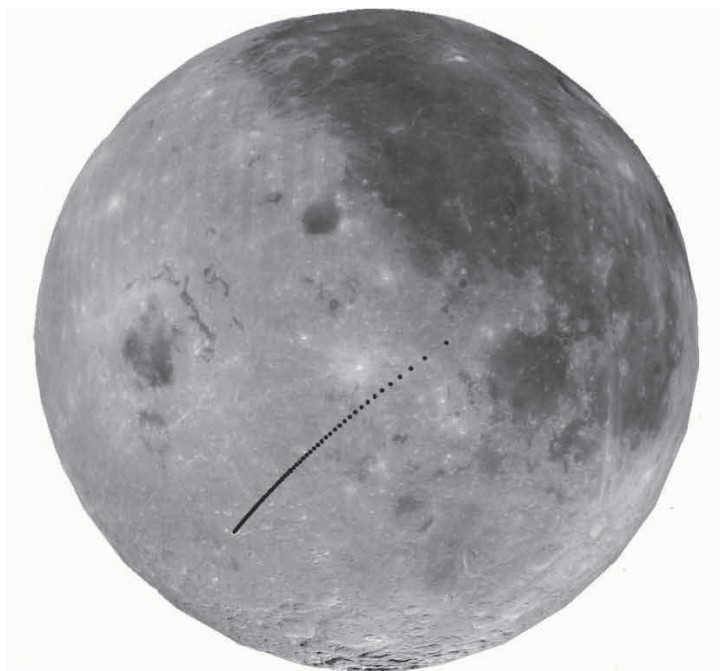


Рис. 2. Полоса риска на поверхности Луны для гипотетического астероида (рисунок построен с помощью пакета Google Maps)

поверхности. Далее, как и в первом примере, выполняется численное интегрирование от эпохи оскуляции до момента прохождения мимо Луны на кратчайшем расстоянии, где выполняется оценка вероятности столкновения. В данном случае она оказалась равной 0.002.

Точки полосы риска находятся варьированием среднего движения тела в пределах его возможных ошибок и нахождением тех вариаций, которые приводят к столкновениям с Луной. На рис. 2 показана полоса риска для рассмотренного выше объекта. В табл. 2 приведены в качестве примера селенографические координаты (широта и долгота) трех точек полосы риска.

Таблица 2

Селенографические координаты трех точек полосы риска падения гипотетического тела на поверхность Луны (центральная и крайние точки полосы риска, рис. 2)

N	Момент столкновения	Долгота, °	Широта, °
1	2017 04 17.374277	271.027268	-45.508017
2	2017 04 17.374519	284.870489	-37.353552
3	2017 04 17.375089	307.914095	-21.324824

Заключение

Наблюдения за падениями тел на Луну могут представлять интерес для различных областей науки и, прежде всего, для уточнения соотношения между размерами/энергией падающих на Луну тел и величиной образующихся кратеров.

Подсчет числа лунных кратеров различных размеров и оценка их возраста в различных участках лунной поверхности лежит в основе наших представлений о частоте падения космических тел различной энергии на поверхность Земли, и, таким образом, является фундаментом для оценки значительности проблемы астероидной опасности.

В работе показано, как можно организовать службу предвычисления районов и обстоятельств падений достаточно крупных космических тел на Луну.

Литература

1. Шор В. А., Вавилов Д. Е., Железнов Н. Б., Зайцев А. В., Кочетова О. М., Чернетенко Ю. А. Вычислительно-аналитический комплекс для прогнозирования столкновений астероидов и комет с Землей и построения сценариев вызванных ими катастроф // Известия ГАО — 2016. — № 223. — С. 259–266.

2. Chernetenko Yu. A., Kochetova O. M., Shor V. A., Vavilov D. E., Vinogradova T. A., Zheleznov N. B. New Opportunities of the Computing-Analytical Complex for Predicting Collisions of the Earth with Asteroids and Comets // Труды ИПА РАН — 2016. — Вып. 41. — С. 103–106.

3. Абалакин В. К., Аксенов Е. П., Гребеников Е. А., Рябов Ю. А. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике // под редакцией Дубошина Г. Н. // М.: «Наука» — 1975. — 584 С.

4. Брумберг В. А., Глебова Н. И., Лукашова М. В., Малков А. А., Питьева Е. В., Румянцева Е. В., Свешников М. Л., Фурсенко М. А. Эфемеридная астрономия. Расширенное объяснение к Астрономическому ежегоднику // Труды ИПА РАН — 2004. — Вып.10. — 488 С.

Precalculation of Celestial Bodies Colliding with the Moon and Places of Their Falling

N. B. Zheleznov, O. M. Kochetova, Yu. A. Chernetenko, V. A. Shor

Predicting asteroid and comet collisions with the Moon has similar problems as the collisions with the Earth. Universal time of the event, the longitude and the latitude of a point of possible falling and the parameters of the velocity vector in the point of falling can be determined for each case of the collision. If the nominal orbit of the body goes past the Moon, but the probability of the collision is still rather high, then a particular strip-

shaped risk area (“a strip of the risk”) on the Moon surface is calculated for observations. The points of possible falling (which form the strip of the risk) are looked for by building variations of the body’s mean motion and finding those values which lead to collisions with the Moon. We have constructed an example of a heliocentric orbit with an uncertain mean motion within a particular range which leads to collisions with the Moon along some strip of the risk.

Keywords: asteroids, comets, orbits, collisions with Moon, asteroid and comet hazard.