

УДК 521.35;521.36;523.44

МОНИТОРИНГ СТОЛКНОВЕНИЙ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ С ЗЕМЛЕЙ И ЛУНОЙ В СИСТЕМЕ «ПРОГНОЗ»

Вавилов Д. Е., Виноградова Т. А., Железнов Н. Б., Зайцев А. В.,
Кочетова О. М., Чернетенко Ю. А., Шор В. А.

MONITORING OF COLLISIONS OF COSMIC BODIES WITH THE EARTH AND THE MOON IN THE SYSTEM "PROGNOZ"

Vavilov D. E. *, Vinogradova T. A. *, Zheleznov N. B. *, Zaitsev A. V. **, Kochetova O. M. *,
Chernetenko Yu. A. *, Shor V. A. *

* Institute of Applied Astronomy of RAS, St.-Petersburg, 191187, Russia

** Noncommercial Partnership "Planetary Defense Center", Moscow region, Khimki, 141400, Russia
e-mail: shor@iaaras.ru, znb@iaaras.ru

Abstract. The "Prognoz" system is a head part of more general program complex which also includes calculation of the motion of a body in the atmosphere and creation of the scenario of catastrophic consequences of collision. The system determinates an orbit and a body size through observations and predicts the body motion by method of numerical integration. The probability of collision taking into account uncertainty of an orbit is estimated at the moments of passing by the Earth at the minimum distance and at penetration into the atmosphere to a certain level. At the time of atmosphere entrance the longitude and latitude of entry point, parameters of topocentric velocity and their dispersion are calculated. In case of a nominal orbit passing by the Earth, but with rather high probability of collision, on the Earth surface the strip of risk is determinated. In points of this strip falls of the body on the Earth are possible under some conditions. The problem of collisions with the Moon is also solved. The system provides formation of the demonstration table of last and forthcoming approaches to the Earth and to the Moon reflecting work of the system in real time.

Keywords: asteroid-comet hazard, probability of collision, collision prognosis, asteroids, orbit elements, element errors.

Введение

Под мониторингом потенциально опасных для Земли тел (ПОТ) понимают выполнение действий, обеспечивающих знание взаимного положения Земли и всех известных небесных тел, способных приближаться к ее орбите до расстояний, меньших или равных 0,05 а.е., и оценку вероятности столкновения тел с Землей. Наблюдательной составляющей мониторинга является слежение за известными телами и патрулирование неба с целью обна-

ружения неизвестных ПОТ. Вычислительная составляющая обеспечивает определение орбит ПОТ, прогнозирование их движения и определение вероятности столкновений. Наблюдательная составляющая мониторинга реализуется в итоге совместных усилий десятков обсерваторий всего мира.

Весомый вклад в мониторинг ПОТ вносит Центр малых планет и комет (ЦМП), куда поступают наблюдения малых тел, выполняемые во всем мире. Здесь наблюденным телам

Вавилов Дмитрий Евгеньевич, канд. физ.-мат. наук, научный сотрудник Института прикладной астрономии РАН; e-mail: vavilov@iaaras.ru.

Виноградова Тамара Алексеевна, научный сотрудник Института прикладной астрономии РАН; e-mail: vta@iaaras.ru.

Железнов Николай Борисович, канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник Института прикладной астрономии РАН; e-mail: znb@iaaras.ru.

Зайцев Анатолий Васильевич, генеральный директор Некоммерческого партнерства «Центр планетарной защиты»; e-mail: zav-y@yandex.ru.

Кочетова Ольга Михайловна, канд. физ.-мат. наук, научный сотрудник Института прикладной астрономии РАН; e-mail: kom@iaaras.ru.

Чернетенко Юлия Андреевна, д-р физ.-мат. наук, ведущий научный сотрудник Института прикладной астрономии РАН; e-mail: cya@iaaras.ru.

Шор Виктор Абрамович, д-р физ.-мат. наук, ведущий научный сотрудник Института прикладной астрономии РАН; e-mail: shor@iaaras.ru.

присваивают предварительные обозначения, выполняется возможная идентификация одних и тех же тел, наблюдаемых на разных обсерваториях в одно или в разных появлениях. По совокупности имеющихся наблюдений определяется или уточняется ранее найденная орбита. В случае, если орбита указывает на принадлежность объекта к ПОТ, на сайте Центра публикуется электронный циркуляр с наблюдениями объекта, элементами его орбиты и эфемеридой.

Прогнозирование движения ПОТ регулярно выполняется уже на протяжении двух десятилетий в Лаборатории реактивного движения (ЛРД) (НАСА, США) и в Пизанском университете, Италия (Европейская программа осведомленности о ситуации в космосе, ЕКА). Орбиты тел переопределяются в соответствии с принятыми в этих учреждениях стандартами, и прогнозируется движение тел до конца текущего столетия, а в иных случаях и далее. Результаты прогнозирования публикуются на сайтах ЛРД [1] и NEODyS 2 [2].

В России долгое время отсутствовала национальная система слежения за возможными столкновениями ПОТ с Землей. Между тем, мониторинг сближений и столкновений с Землей космических тел является одним из важнейших элементов противодействия астероидно-кометной опасности (АКО). Он необходим как для активного противодействия столкновению (разрушения тела или изменения угрожающей траектории), так и для пассивного противодействия (заблаговременного укрытия (эвакуации) людей, материальных и культурных ценностей и т.п.), если активное противодействие невозможно или нецелесообразно. Для России с ее огромной территорией и обладанием средствами активного противодействия АКО наличие собственной системы мониторинга сближений ПОТ с Землей является вопросом национальной безопасности. Без обладания подобной системой невозможно равноправное участие страны в коллективных международных мероприятиях по оказанию активного воздействия на угрожающее тело [3, 4].

В начале текущего десятилетия при поддержке МЧС РФ была начата разработка первого варианта мониторинга сближений ПОТ с Землей. В результате совместных усилий представителей нескольких организаций была решена даже более общая задача — создан программный комплекс для предвычисления сближений космических тел с Землей, а в случае входа в атмосферу, моделирующий

движение в ней и создающий сценарий катастрофы, порождаемой воздушным взрывом или ударом о поверхность [5, 6]. К настоящему времени комплекс работает уже три года. Накоплен опыт эксплуатации, в систему мониторинга внесен ряд дополнений и усовершенствований [7, 8].

Ниже дается краткое описание системы мониторинга в ее современном виде.

1. Организация мониторинга

Поскольку функцию сбора, первичной идентификации и публикацию наблюдений малых тел выполняет ЦМП, то система мониторинга «Прогноз» ориентирована в первую очередь на получение сведений об открытиях и новых наблюдениях ПОТ из ЦМП. Это не исключает возможности прямого получения наблюдений из какого-либо иного источника, но в настоящее время это сопряжено с ручным вводом данных.

Для независимого определения орбит и их уточнения в дальнейшем используется каталог наблюдений, идентичный по содержанию тому, который имеется в ЦМП. Поддерживаемый в ИПА каталог пополняется и приводится в соответствие с каталогом ЦМП ежемесячно, в каждое полнолуние, а в перерывах между ними по сообщениям в Циркулярах ЦМП об открытиях и/или наблюдениях ПОТ. Аналогичные ежемесячные изменения вносятся в список ПОТ в соответствии с данными, находящимися в ведении Центра. Для того, чтобы сведения о новых открытиях и наблюдениях незамедлительно начинали обрабатываться, система каждые шесть минут опрашивает сайт, где публикуется информация об открытиях ПОТ. В случае обновления информация считывается, дешифруется по ключевым словам и начинает обрабатываться. По совокупности имеющихся наблюдений уточняются орбиты.

По методу наименьших квадратов определяются координаты и компоненты скорости в начальную эпоху и их матрица ковариаций. Точность астрометрических наблюдений на разных обсерваториях в разные годы учитывается в соответствии с данными ЦМП. Отбрасывание ошибочных наблюдений производится по критерию «3 сигма». Помимо элементов орбиты, оценивается также минимальное межорбитальное расстояние объекта и Земли (MOID). По имеющимся фотометрическим наблюдениям оценивается абсолютная звездная величина объекта и его размеры. Исходные данные для каждого нового объ-

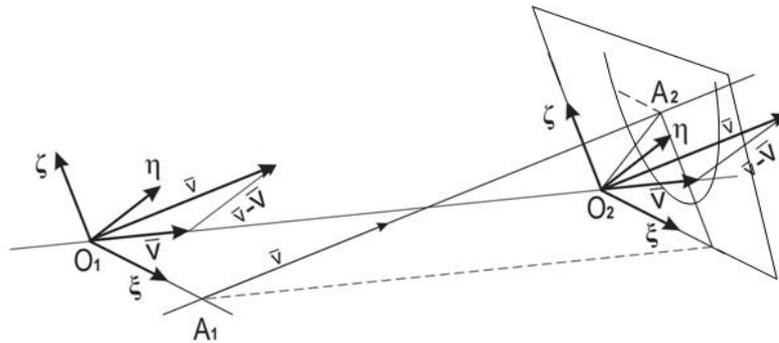


Рис. 1. Орбиты Земли и тела в окрестности кратчайшего расстояния между ними. \mathbf{V} — вектор скорости Земли, \mathbf{v} — вектор скорости тела

екта записываются в отдельный файл, в который впоследствии заносятся сведения обо всех его сближениях с Землей. Прогнозирование движения выполняется методом совместного численного интегрирования уравнений движения в прямоугольных координатах и уравнений в вариациях, определяющих изохронные производные текущих значений координат и компонент скорости по их начальным значениям. Для интегрирования используется метод Эверхарта 15 порядка с автоматическим выбором шага. Учитываются возмущения от больших планет, Плутона, Цереры, Паллады, и Весты. Возмущения от Земли и Луны рассматриваются отдельно. Координаты возмущающих тел вычисляются по DE 405. Учитываются также возмущения от Солнца и Земли, светового давления.

В ходе прогнозирования движения возникает задача регистрации моментов пересечения телом границы сферы действия Земли, прохождения мимо Земли на кратчайшем расстоянии, либо, наконец, проникновения тела в атмосферу Земли до определенного уровня. Эта задача решается путем сокращения продолжительности последовательных интервалов времени, на которые делаются прогнозы движения, по мере приближения к искомой точке. В достигнутых таким путем «особых точках» выполняется оценка вероятности столкновения тела с Землей с учетом неопределенности его орбиты.

2. Вычисление вероятности столкновения тела с Землей при сближениях

С этой целью осуществляется переход от гелиоцентрических экваториальных координат к геоцентрической системе координат ξ, η, ζ , связанной с вектором относительной скорости

и нормальной к нему плоскостью (плоскостью цели). На рис. 1 показаны орбиты Земли и тела в окрестности кратчайшего расстояния между ними.

В небольшой окрестности орбиты можно считать прямолинейными, а движение тел по ним равномерным. Пусть длина отрезка O_1A_1 есть минимальное расстояние между орбитами. В таком случае он перпендикулярен обеим орбитам. Векторы скорости Земли и тела в моменты прохождения точек O_1 и A_1 соответственно обозначим \mathbf{V} и \mathbf{v} . Вектор $\mathbf{v} - \mathbf{V}$ — относительная скорость тела, который также перпендикулярен отрезку O_1A_1 . Ось η системы координат ξ, η, ζ направлена вдоль вектора $\mathbf{v} - \mathbf{V}$, ось ξ направлена вдоль векторного произведения \mathbf{V} и $\mathbf{v} - \mathbf{V}$, а орт ζ пусть дополняет систему до правой (рис. 1). Координатная плоскость $\zeta O_1 \xi$ есть плоскость цели. Переход от гелиоцентрических координат x, y, z к координатам ξ, η, ζ выполняется по формуле

$$(\xi, \eta, \zeta)^T = \mathbf{M}(\mathbf{r} - \mathbf{R}), \quad (2.1)$$

где слева стоит вектор-столбец с компонентами ξ, η, ζ , \mathbf{M} — матрица направляющих косинусов новых осей по отношению к экваториальным, а \mathbf{r} и \mathbf{R} — векторы положения тела и Земли в исходной системе, T — символ транспонирования. Элементы матрицы \mathbf{M} находятся из геометрических соотношений. Например,

$$\cos(\eta, x) = \frac{\mathbf{v}_x - \mathbf{V}_x}{|\mathbf{v} - \mathbf{V}|}. \quad (2.2)$$

Обратимся к рис. 1, чтобы понять, как оценивается вероятность столкновения. На рис. 1 слева показано положение плоскости цели в

момент, когда Земля проходит через точку O_1 . Если в этот момент тело проходит через точку A_1 , то достигается минимальное расстояние между телами. Если при этом длина отрезка O_1A_1 меньше радиуса Земли, то имеет место столкновение. Но в общем случае тело проходит через точку A_1 раньше или позже, чем Земля через точку O_1 . Пусть, например, тело запоздало, но его скорость больше, так что оно догоняет Землю. За время «преследования» Земля и вместе с нею плоскость цели и вся система координат успевают сместиться в новое положение. Тело пересекает плоскость цели в точке A_2 , причем значение координаты ξ точки пересечения равно длине отрезка O_1A_1 , а координата $\eta = 0$. Определяемая из наблюдений орбита никогда точно не известна. Помимо номинального решения существует бесчисленное множество других возможных решений, представляющих наблюдения лишь с несколько большей средней ошибкой. Соответствующие им виртуальные (возможные) орбиты в отсутствии сильных возмущений мало отличаются от номинальной орбиты. Точки пересечения виртуальных тел с плоскостью цели образуют на ней эллипс рассеяния с центром в точке пересечения с плоскостью номинального решения. Размеры и ориентация эллипса на плоскости цели определяются матрицей ковариаций \mathbf{D} координат ξ и ζ . Эта матрица является частью более общей матрицы ковариаций координат ξ, η, ζ и их производных по времени. Последняя матрица в линейном приближении может быть найдена путем умножения матрицы ковариаций экваториальных координат и скоростей в начальную эпоху \mathbf{Q}^{-1} слева на произведение матрицы частных производных ξ, η, ζ и их скоростей $\dot{\xi}, \dot{\eta}, \dot{\zeta}$ по текущим значениям экваториальных координат и скоростей на матрицу изохронных производных, а справа на транспонированное произведение. Вычисление частных производных от координат ξ, η, ζ и скоростей $\dot{\xi}, \dot{\eta}, \dot{\zeta}$ по текущим значениям экваториальных координат и скоростей выполняется на основе (2.1) и аналогичного соотношения для скоростей.

На плоскости цели образ Земли предстает в виде круга с центром в начале координат и радиусом, равным радиусу Земли. Вероятность столкновения тела с Землей равна вероятности попадания следов пересечения виртуальных тел с плоскостью в пределы образа Земли. Из этого следует, что для вычисления вероятности столкновения нужно

взять двойной интеграл от гауссовой плотности вероятности прохождения траектории через определенную точку плоскости цели в пределах контура Земли. Плотность вероятности попадания в малую окрестность точки определяется расстоянием точки от центра эллипса, ориентацией осей эллипса в плоскости и величинами полуосей. Размеры и ориентация, как указывалось, определяются матрицей \mathbf{D} ковариаций координат ξ и ζ . После того как координаты центра эллипса ξ_0, ζ_0 найдены, вероятность столкновения P вычисляется по формуле

$$P = \frac{1}{\sqrt{2\pi |\det \mathbf{D}|}} \iint_{\oplus} e^{-z} d\sigma, \quad (2.3)$$

$$z = \frac{1}{2} \left[(\xi - \xi_0, \zeta - \zeta_0)^T \mathbf{D}^{-1} (\xi - \xi_0, \zeta - \zeta_0) \right],$$

где \mathbf{D} — матрица ковариаций координат ξ и ζ на плоскости цели, $d\sigma$ — элемент площади. Двойной интеграл в пределах контура Земли находится численным методом.

3. Вычисление параметров траектории на входе в атмосферу

Рассмотрим случай, когда тело на номинальной орбите сталкивается с Землей. Этот момент фиксируется, когда геоцентрическое расстояние тела оказывается равным радиусу земного сфероида на широте входа плюс 100 км над уровнем сфероида. В момент входа вычисляется вероятность столкновения. Выполняется переход от системы гелиоцентрических координат к геоцентрическим и от системы J2000.0 к системе экваториальных координат x, y, z , связанных с подвижным экватором Земли на момент входа. Далее выполняется переход к системе прямоугольных геоцентрических координат x_1, y_1, z_1 , ось z_1 которой направлена в точку входа. При этом можно считать, что касательная плоскость к сфероиду в точке входа нормальна к оси z_1 . Ось x_1 направим по касательной к меридиану к югу, а ось y_1 по параллели к востоку. Переход от системы x, y, z к системе x_1, y_1, z_1 можно описать как два последовательных вращения системы x, y, z сначала на угол $S + \lambda$ вокруг оси z против часовой стрелки, а затем на угол $90^\circ - \varphi$ вокруг оси y также против часовой стрелки, где угол S — звездное время в Гринвиче, λ — восточная долгота точки входа, а φ — ее геоцентрическая широта. В матричном виде связь между двумя системами записывается как

$$\mathbf{r}_1 = \mathbf{N}\mathbf{r}, \quad (3.1)$$

где \mathbf{r}_1 и \mathbf{r} — векторы с компонентами x_1, y_1, z_1 и x, y, z соответственно, а \mathbf{N} — матрица-произведение двух матриц вращения на углы $S + \lambda$ и $90^\circ - \varphi$. Величины λ и φ находят по известным выражениям как функции прямоугольных координат x, y, z .

Для определения средних ошибок λ и φ в зависимости от средних ошибок гелиоцентрических координат и компонент скорости тела в начальную эпоху, сначала находим матрицу ковариаций координат и скоростей тела относительно подвижного экватора Земли. В линейном приближении эта матрица определяется формулой

$$\mathbf{D}_1 = \mathbf{D}_{pn} \mathbf{D}_s \mathbf{Q}^{-1} (\mathbf{D}_{pn} \mathbf{D}_s)^T, \quad (3.2)$$

где \mathbf{D}_{pn} — матрица частных производных координат и скорости относительно подвижного экватора по координатам и скоростям в системе J2000.0, \mathbf{D}_s — матрица изохронных производных в момент входа, \mathbf{Q}^{-1} матрица ковариаций исходных значений координат и скоростей, T — символ транспонирования.

Если обозначить частные производные некоторой функции $F(x, y, z, v_x, v_y, v_z)$ как F_x, F_y и т.д., то средняя ошибка F в зависимости от средних ошибок координат и скорости в начальную эпоху может быть найдена по формуле [10]

$$\sigma_F = \sigma \sqrt{\Phi \mathbf{D} \Phi^T}, \quad (3.3)$$

$$\Phi = (F_x, F_y, F_z, F_{v_x}, F_{v_y}, F_{v_z}),$$

где σ — средняя ошибка наблюдений, а матрица \mathbf{D} есть матрица ковариаций текущих координат и скоростей.

Подставляя в эту формулу выражения для частных производных долготы и широты как функций x, y, z , а в качестве \mathbf{D} найденную выше матрицу \mathbf{D}_1 , находим оценки средних ошибок λ и φ . Азимут, угол наклона траектории к горизонту и компоненты относительной скорости проще выражаются в системе координат x_1, y_1, z_1 . Для получения оценок их средних ошибок можно воспользоваться формулой, аналогичной (2.2), в которую подставляются частные производные F по новым переменным, а матрица \mathbf{D}_1 домножается слева на матрицу частных производных координат и скоростей в новой системе по старым, а справа на транспонированную матрицу.

Надо иметь в виду, что вычисляемая величина относительной скорости на входе в атмосферу, есть скорость относительно центра

Земли, в то время как для приложений представляет интерес топоцентрическая скорость или даже скорость тела относительно атмосферы в точке входа. Атмосфера как целое вращается вокруг земной оси, совершая один оборот за 23 ч. 38 мин. Для вычисления скорости падения относительно атмосферы надо из геоцентрической скорости вычесть скорость данной точки атмосферы относительно геоцентра. Добавка, вызванная вращением, зависит от расстояния точки от оси вращения Земли. Из-за вращения Земли (и атмосферы) азимут направления относительной скорости и ее наклон к местному горизонту отличаются от этих величин для невращающейся Земли. В формулах для определения азимута траектории и наклона к горизонту следует использовать значение компоненты по оси y_1 , исправленное за вращение Земли (атмосферы). То же самое касается подсчета величины топоцентрической скорости. Конечно, из-за введения этих поправок должны измениться оценки точности соответствующих величин. Однако априори ясно, что эти изменения малы и не могут существенно изменить ранее полученные оценки.

4. Столкновения на варьируемых орбитах

В данном разделе рассмотрен граничный случай, когда номинальная орбита тела минует Землю, но вычисленная вероятность столкновения достаточно велика. Это означает, что часть виртуальных тел, движущихся по орбитам, близким к номинальной, сталкивается с Землей. В их числе может оказаться реальное тело, орбита которого точно не известна. В таких случаях полезно заранее определить районы Земли, которые подвергаются опасности падения космического тела. Другими словами, важно заранее рассчитать расположение полосы риска на земной поверхности.

Среди элементов орбиты тела наиболее плохо определяемым из наблюдений на короткой дуге орбиты является среднее движение тела n . С другой стороны, от величины ошибки среднего движения напрямую зависит достигаемое в данном сближении расстояние между телом и Землей. Минимально возможное расстояние достигается в случае их одновременного прохода через противоположные концы отрезка кратчайшего расстояния между орбитами. В общем случае минимально возможное расстояние не достигается. Варьируя среднее движение, можно добиться одновременного пересечения отрез-

ка Землей и телом и тем самым достичь минимума. Если этот минимум меньше радиуса Земли, то при данной вариации n имеет место столкновение. Все столкновения происходят в малой окрестности кратчайшего расстояния между орбитами. Поэтому для вычисления точек полосы риска необходимо найти, при какой вариации n достигается минимум. Чтобы не выполнять лишнюю работу в тех случаях, когда вероятность падения тела слишком мала, следует оценить, могут ли ошибки элементов орбиты так изменить минимальное расстояние от центра Земли d , чтобы произошло столкновение. Расстояние d тела от центра Земли определяется через разности их текущих координат известной формулой. Средняя ошибка d в зависимости от средних ошибок начальных значений координат и компонент скорости тела может быть вычислена по формуле (3.2), в которой под функцией F следует понимать расстояние d . Подставляя в (3.2) частные производные d по координатам тела x, y, z , вычисленные в момент прохода мимо Земли, находим среднюю ошибку σ_d . На основе величин d и σ_d требуется установить, имеет ли смысл искать полосу риска и если «да», то в каких пределах изменения n . С этой целью сначала находим частное $k = (d - R_e)/\sigma_d$, где R_e — радиус Земли. Величина k показывает, во сколько раз минимальное расстояние до поверхности Земли превышает среднюю ошибку d . Иначе: во сколько раз должна случайная ошибка расстояния d превзойти среднюю ошибку σ_d , чтобы произошло касательное столкновение? При нормальном распределении ошибок каждому значению k соответствует определенная вероятность P того, что ошибки не превзойдут по модулю величины $k\sigma_d$. Если ошибка $d < k\sigma_d$, то столкновение исключено. При $k = 3,291$, $P = 0,999$; при $k = 4,892$, $P = 0,999999$. Наконец, при $k = 6,467$ P отличается от единицы только на 10^{-10} . Вместе с приближением P к единице уменьшается вероятность столкновения. При $k > 6,467$ вероятность столкновения столь мала, что ею можно пренебречь во всех случаях. Поэтому, если $k > 6,467$, искать полосу риска не имеет смысла. При $k < 6,467$ можно искать значения вариации n , приводящие к столкновению. Чтобы еще сузить диапазон поиска, предельную величину k_1 можно брать в зависимости от размера тела: например, если диаметр $D < 20$ м, берем предельное для k значение $k_1 = 3,291$. Поскольку ошибки n также распределены по нормальному закону,

то поиск вариаций можно ограничить диапазоном $\pm k_1 \sigma_n$.

Поиск вариаций, приводящих к столкновениям, сводится к поиску минимума расстояния d как функции среднего движения. Функция задается своими значениями в некотором интервале изменения аргумента с постоянным шагом. Поиск минимума можно организовать по-разному, в том числе поиском интервала, в пределах которого приращение функции меняет знак. Найденный подинтервал подвергается разбиению на части с более мелким шагом. Процесс в итоге приводит к обнаружению вариации n , при которой минимальное расстояние от центра Земли оказывается меньше радиуса Земли, т.е. к столкновению. Поиск других точек полосы риска надо продолжить по обе стороны от вариации, приведшей к столкновению, но с более мелким шагом. Варьирование в ту или иную сторону прекращается, если минимальное геоцентрическое расстояние превысило радиус Земли.

Особая ситуация может возникнуть в тех редких случаях, когда при очередной вариации n в исходную эпоху численное интегрирование не может быть доведено до рассматриваемого сближения из-за того, что варьированная орбита сталкивается с Землей в одном из предшествующих сближений. Данная ситуация в самом простом случае легко обходится путем разбиения рассматриваемого подинтервала на иное число частей, скажем, вместо 10 на 7 частей. Последующие действия выполняются как прежде. Еще более редкая ситуация может возникнуть по той же самой причине после нахождения части точек полосы риска.

Общее рассмотрение особых случаев, которые могут возникнуть в процессе поиска полосы риска из-за предшествующих столкновений, нецелесообразно. Если отбросить экзотические случаи, то описанный процесс приводит к нахождению точек полосы риска. Точки наносятся на карту в соответствии с вычисленными географическими координатами. На рис. 2 приведена полоса риска для астероида 2016 LP10 в период его сближения с Землей в 2016 г.

5. Мониторинг столкновений с Луной и предвычисление мест падения

Наблюдения за падениями космических тел на Луну могут представлять интерес для различных областей знания. Например, наблюдения за ними могут дать ценную информацию о соотношении размеров и энергии

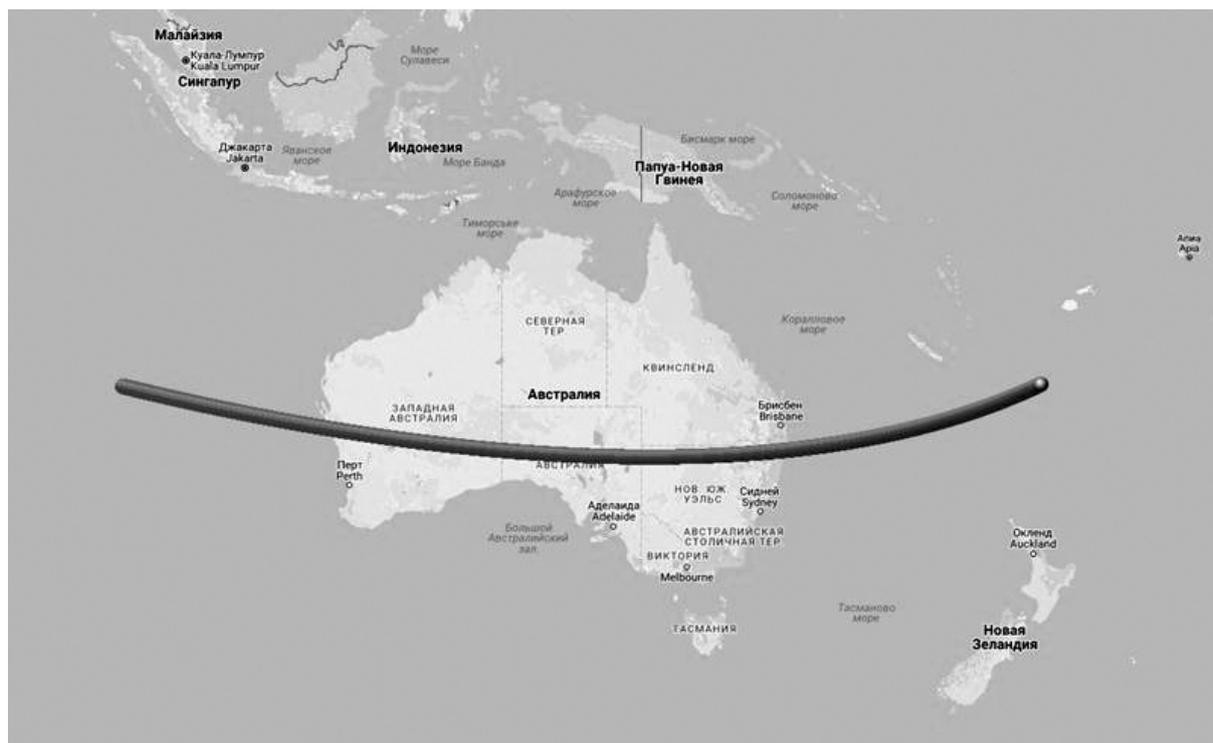


Рис. 2. Полоса риска фиктивного тела с элементами орбиты, определенными по 4 наблюдениям реального тела 2016 LP10 на интервале времени 2016 06 08.435110–2016 06 09.220990. Момент максимального сближения с Землей $JDT2457549.239703 = 2016\ 06\ 09.739703$. Минимальное расстояние от центра Земли $64\ 648 \pm 17\ 602$ км. Вероятность столкновения равна 0,00062

падающих тел с размерами образующихся кратеров. Такая информация важна для сопоставления статистики кратеров в равнинных районах Луны с другими оценками частоты падения на Луну и Землю тел различного размера и энергии. Само предвычисление столкновений тел с Луной выполняется по той же схеме, что и для Земли. Существенные различия возникают лишь в ходе целеуказания мест и обстоятельств падения, которые естественно давать в луноцентрической селенографической системе координат, в которой обычно указываются положения различных образований на лунной поверхности.

Вместе с селенографическими координатами точки падения вычисляется момент падения по Всемирному времени, азимут проекции относительной скорости на плоскость горизонта, наклон вектора скорости к горизонту и модуль относительной скорости, и их вероятные ошибки. Вычисляются размеры тела и его энергия в мегатоннах.

В случае, если номинальная орбита тела проходит мимо Луны, но вероятность столкновения достаточно велика, на поверхности Луны определяется полоса риска, в точках ко-

торой падения возможны, если тело движется не по номинальной, а по одной из вероятных орбит.

6. Таблица сближений потенциально опасных тел с Землей и Луной

В ходе прогнозирования сближений ПОТ с Землей или Луной вся существенная информация об исходной орбите тела, ее точности, моменте и обстоятельствах каждого сближения выдается на экран компьютера. Чтобы сделать наиболее интересную часть этой информации общедоступной, легко обозримой и сравнимой для сближений одного тела в разные годы, на сайте ИПА РАН организована демонстрация таблицы прошлых и предстоящих сближений ПОТ с Землей и Луной. Информация о каждом сближении представлена в одной строке таблицы (рис. 3).

В каждой строке указывается номер или обозначение сближающегося тела, рассматриваемое тело-мишень (Земля или Луна), момент достижения минимума расстояния и его величина, вероятность столкновения, размер тела в метрах, относительная скорость, энергия в мегатоннах, оценка угрозы по Турин-

Таблица сближений астероидов с Землей и Луной

Дата и время обновления 23.10.2017 14:15

Объект	Диаметр фотометрический (м)	С чем сближается	Дата сближения	Минимальное расстояние (в единицах расстояния Земля-Луна)	Относительная скорость (км/с)	MOID на дату сближения (в единицах расстояния Земля-Луна)	Вероятность столкновения	Энергия (Мт)	Палерм. шкала	Турин. шкала
2017 UJ2	1-6	Земля	2017 10 20.58799	0.05	8.48	0.05	0.00E+00			
2017 UJ2	1-6	Луна	2017 10 20.02888	0.65	5.64	0.65	0.00E+00			

Рис. 3. Фрагмент таблицы сближений с Землей и Луной

Таблица 1. Сравнение минимальных расстояний от Земли (Δ_{min}) для трех объектов, вычисленных в трех институтах

ИПА		ЛРД		NEODyS	
2012 TC4 (данные на 2017 09 25). Диаметр 9–38 м. MOID = 0,0002 а.е. 303 наблюдения на интервале 2012 10 04.467661 – 2017 09 24.208814					
Дата	Δ_{min} , а.е.	Дата	Δ_{min} , а.е.	Дата	Δ_{min} , а.е.
2017 10 12.23753	0,00034	12,23958	0,00034	12,23752	0,00034
2050 10 17.03730	0,00840	16,98125	0,00830	17,78733	0,00971
2017 SR2 (данные на 2017 09 25). Диаметр 4–15 м. MOID = 0,0001 а.е. 24 наблюдения на интервале 2017 09 20.172110 – 2017 09 20.555963					
Дата	Δ_{min} , а.е.	Дата	Δ_{min} , а.е.	Дата	Δ_{min} , а.е.
2017 09 20.85346	0,00062	20,85347	0,00062	20,85347	0,00062
2055 09 23.22143	0,00391	—	—	22,00846	0,00086
2017 UA (данные на 2017 10 17). Диаметр 4–18 м. MOID = 0,0031 а.е. 25 наблюдений на интервале 2017 10 16.25799 – 2017 10 17.19662					
Дата	Δ_{min} , а.е.	Дата	Δ_{min} , а.е.	Дата	Δ_{min} , а.е.
2017 10 17.63586	0,00307	17,63611	0,00307	17,63591	0,00307
2060 10 18.77810	0,01889	18,55208	0,01596	18,75029	0,01853
2067 10 18.26992	0,00389	—	—	18,43986	0,00473

ской и Палермской шкалам, минимальное значение межорбитального расстояния тела и Земли (или Луны).

Строки таблицы (рис. 3) упорядочены по убыванию моментов сближений сверху вниз, так что вверху располагаются строки предстоящих сближений, а внизу — прошедших. Таблица (рис. 3) отражает состояние информации о сближениях в режиме реального времени. Рассмотрим подробнее процесс формирования этой таблицы. Напомним, что ежемесячно список тел в каталоге ПОТ, поддерживаемом в ИПА, сравнивается с обновляемым каталогом ПОТ на сайте ЦМП. Делается это с целью учета изменений в каталоге, находящихся в ведении Центра. В промежутках между ежемесячными сверками список ПОТ пополняется новыми объектами, сообще-

ния об открытии которых публикуются в электронных циркулярах ЦМП. Со средней задержкой в три минуты, опубликованная информация начинается обрабатываться системой. Для вновь открываемых тел система прогнозирует движение на протяжении ближайших двадцати лет.

Результаты прогноза сближений с Землей и Луной записываются в файлы, создаваемые для каждого объекта. В файле регистрируется, помимо информации о каждом сближении, момент, до которого доведен прогноз, и данные для возможности продолжения численного интегрирования уравнений движения и уравнений в вариациях. В случаях, если управляется орбита ранее известного ПОТ, для которого уже существует файл с данными о сближениях, этот файл заменяется новым,

охватывающим перевычисленные данные обо всех ранее исследованных сближениях плюс дополнительный двадцатилетний интервал прогноза. Для всех тел в каталоге содержится соответствующих файлов используется для формирования строк демонстрационной таблицы. Затем строки сортируются в порядке убывания момента сближения.

Для публикации на сайте из всей таблицы готовится вырезка, охватывающая сближения в предстоящие 90 дней от текущей даты и сближения, состоявшиеся в последние 90 дней. При обнаружении нового ПОТ или публикации новых наблюдений уже известного тела система выполняет весь описанный цикл вычислений, включая формирование дополнительных строк таблиц сближений, сортировку всех строк таблицы по моменту сближения и формирование новой вырезки для демонстрационной таблицы. Таким образом, ее содержание всегда отражает работу системы в реальном времени.

В табл. 1 приводятся данные, которые характеризуют точность вычислений системы «Прогноз» в сравнении с вычислениями ЛРД и НЕОДиС. Данные для надежно определенных орбит практически совпадают на интервале многих десятилетий. Для ненадежно определенных орбит они довольно быстро начинают расходиться, хотя качественные особенности сближений остаются близкими.

Заключение

Мониторинг сближений с Землей космических тел является одним из важнейших элементов противодействия АКО. Он необходим как для своевременного начала действий, направленных на предотвращение столкновения с угрожающим телом, так и для заблаговременной эвакуации людей из района ожидаемого падения, если предотвратить столкновение невозможно. Наличие собственной системы мониторинга является залогом равноправного участия страны в международных мероприятиях по предотвращению столкновения с космическим телом.

Система «Прогноз» является головной частью более широкого комплекса программ, который решает задачу не только мониторинга сближений тел с Землей, но и в случае проникновения тела в атмосферу моделирует движение в ней и происходящие при этом процессы воздействия ударных волн, разрушения тела в атмосфере или удар о поверхность, а также количественно рассчитывает катастрофические последствия столкновения.

Система «Прогноз» основывается на оригинальных разработках, и потому ее результаты могут использоваться для независимого контроля прогнозов, выполняемых другими системами. Точность предсказаний обстоятельств сближений и мест падения космических тел на Землю, осуществляемых системой, подтверждается как сравнением с предсказаниями других систем, так и с реальными данными.

Система функционирует уже три года. За последнее время в нее внесен ряд дополнений и усовершенствований. В ходе эксплуатации комплекса выявлены возможные направления его дальнейшего развития, желательные дополнения. Намечены конкретные шаги в этих направлениях. После их выполнения система «Прогноз» и весь комплекс могут быть использованы как основной вычислительный инструмент национального информационно-аналитического центра по проблеме АКО.

Литература

1. Jet Propulsion Laboratory – CNEOS (Center of Near Earth Object Studies): NEO Earth Close Approaches. Режим доступа: <https://cneos.jpl.nasa.gov/ca/> (дата обращения 07.12.2017).
2. NEODyS-2 – Near Earth Objects – Dynamic Site. Режим доступа: <http://newton.dm.unipi.it/neodyS/> (дата обращения 07.12.2017).
3. *Нароенков С.А., Шустов Б.М., Медведев Ю.Д., Шор В.А., Девяткин А.В.* О концепции российского информационно-аналитического центра по проблеме астероидно-кометной опасности // *Астрономический вестник*. 2014. Т. 48. № 6. С. 473–481.
4. *Ведешин Л.А.* Фундаментальные основы создания системы мониторинга астероидно-кометной опасности Земли // *Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение (КВНО-2017)*. Тез. докл. седьмой всероссийской конф. Санкт-Петербург, 2017. С. 77–79.
5. *Shor V., Kochetova O., Chernetenko Y., Zheleznov N., Deryugin V., Zaitsev A.* Forecasting scenarios of collision catastrophes produced by celestial body falls // *International Conference on Asteroids, Comets, Meteors (ACM2014): Book of Abstracts*, Helsinki, 2014. P. 512.
6. *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 в Пулково*. 2016. № 223. С. 259–266.

7. 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. 2017. № 41. С. 103–106.
8. Железнов Н.Б., Кочетова О.М., Чернетенко Ю.А., Шор В.А. Предвычисление столкновений небесных тел с Луной и мест их падения // Труды ИПА РАН. 2017. № 42. (В печати)
9. Milani A., Chesli S.R., Sansaturio M.E. et al. Nonlinear impact monitoring: line of variation search for impactors // *Icarus*. 2005. Vol. 173. С. 158–163.
10. Эльясберг П.Е. Определение движения по результатам измерений. М.: Наука, 1976. 416 с.

References

1. Jet Propulsion Laboratory – CNEOS (Center of Near Earth Object Studies): NEO Earth Close Approaches. Available at: <https://cneos.jpl.nasa.gov/ca/> (accessed date 07.12.2017).
2. NEODyS-2 – Near Earth Objects – Dynamic Site. Available at: <http://newton.dm.unipi.it/neodyS/> (accessed date 07.12.2017).
3. Naroenkov S.A., Shustov B.M., Medvedev Yu.D., Shor V.A., Devyatkin A.V. O koncepcii rossijskogo informacionno-analiticheskogo centra po probleme asteroidno-kometnoj opasnosti [About the concept of the Russian information and analysis center on a problem of asteroid and cometary hazard]. *Astronomicheskij vestnik* [Solar system research], 2014, vol. 48, no. 6, pp. 473–481. (In Russian)
4. Vedeshin L.A. Fundamental'nye osnovy sozdaniya sistemy monitoringa asteroidno-kometnoj opasnosti [Fundamental bases of creation of system of monitoring of asteroid and cometary hazard for the Earth]. In: *KVNO-2017: Tez. dokl. Sed'moj vseros.konf.* [Fundamental and Applied Positioning, Navigation and Timing: abstracts of the Seventh All-Russian conf.], St. Petersburg, 2017, pp. 77–79. (In Russian)
5. Shor V., Kochetova O., Chernetenko Y., Zheleznov N., Deryugin V., Zaitsev A. Forecasting scenarios of collision catastrophes produced by celestial body falls. *International Conference on Asteroids, Comets, Meteors (ACM 2014): Book of Abstracts*, Helsinki, 2014, p. 512.
6. Shor V.A., Vavilov D.E., Zheleznov N.B., Zaitsev A.V., Kochetova O.M., Chernetenko Yu.A. Vychislitel'no-analiticheskij complex dlya prognozirovaniya stolknovenij asteroidov i komet s Zemlej i postroeniya scenarijev vyzvannyh imi katastrof [Computing and analytical complex for forecasting of collisions of asteroids and comets with the Earth and creation of scenarios of the accidents caused by them]. *Izvestiya GAO in Pulkove* [News of the Main Astronomical Observatory in Pulkovo], 2016, no. 223, pp. 259–266. (In Russian)
7. 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]. *Trudy IPA RAN* [Proc. of the IAA RAS], 2017, no. 41, pp. 103–106. (In Russian)
8. Zheleznov N.B., Kochetova O.M., Chernetenko Yu.A., Shor V.A. Predvychislenie stolknovenij nebesnyh tel s Lunoj i mest ikh padeniya [Pre-calculation of collisions of celestial bodies with the Moon and places of their falling]. *Trudy IPA RAN* [Proc. of the IAA RAS], 2017, no. 42. (In press) (In Russian)
9. Milani A., Chesli S.R., Sansaturio M.E. et al. Nonlinear impact monitoring: line of variation search for impactors. *Icarus*, 2005, vol. 173, pp. 158–163.
10. Ehl'jasberg P.E. *Opredelenie dvizheniya po rezul'tatam izmerenij* [Determination of the motion on results of measurements]. Moscow, Nauka Publ., 1976, 416 p. (In Russian)