

## **Программный комплекс «Прогноз» предвычисления столкновений астероидов с Землей и Луной Часть 2. Вычисление обстоятельств сближений и столкновений**

© В. А. Шор<sup>1</sup>, Д. Е. Вавилов<sup>1</sup>, Т. А. Виноградова<sup>1</sup>,  
Н. Б. Железнов<sup>1</sup>, А. В. Зайцев<sup>2</sup>, О. М. Кочетова<sup>1</sup>,  
В. Б. Кузнецов<sup>1</sup>, Ю. А. Чернетенко<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ИПА РАН, г. Санкт-Петербург, Россия

<sup>2</sup>НП «Центр планетарной защиты», г. Химки, Россия

В работе, состоящей из двух частей, излагаются принципиальная схема, основные детали и возможности программного комплекса «Прогноз». Задачей комплекса является предвычисление столкновений потенциально опасных небесных тел (ПОТ) с Землей и Луной. Вычисления выполняются в ИПА РАН. Комплекс поддерживает каталог ПОТ в соответствии с публикациями списка ПОТ на сайте Центра малых планет и комет (ЦМП) и сообщениями об открытиях новых тел и/или их наблюдениях.

В первой части работы [1] были описаны процедуры поддержания и обновления каталогов ПОТ и уточнения орбит этих тел, прогнозирования движения и оценивания точности текущих значений координат и компонент скорости тела, а также получения оценки вероятности столкновения при сближении тел с Землей или Луной.

Во второй части статьи продолжено описание возможностей комплекса, которые включают: вычисление географических координат точки входа в атмосферу и оценки их точности; вычисление топоцентрических параметров траектории (азимут, наклон к горизонту и т. п.) с оценкой их точности. Если номинальная орбита тела минует Землю, но вероятность столкновения достаточно высока, вычисляется полоса риска на земной поверхности, где столкновения возможны. Решается задача об определении гелиоцентрической орбиты тела по обстоятельствам его падения на Землю или взрыва в атмосфере. Рассмотрена задача предвычисления столкновений малых тел с Луной. В заключении обсуждаются направления дальнейшего развития комплекса и возможности его использования.

**Ключевые слова:** астероидная опасность, столкновения небесных тел, обстоятельства столкновений с Землей и Луной, полоса риска, таблица сближений.

<https://doi.org/10.32876/AplAstron.49.83-104>

## Введение

Предвычисление сближений и столкновений потенциально опасных космических тел с Землей является важным элементом противодействия астероидно-кометной опасности. В каталоге ЦМП и комет Международного астрономического союза на 19 января 2019 г. (<https://www.minorplanetcenter.net/iau/Dangerous.html>) содержится 1959 ПОТ размером более 100 м. Предвычисление угрозы столкновений требуется и осуществляется не только для тел размером более 100 м, но и для тел меньших размеров. В нашем каталоге ПОТ содержится 8831 объект вне зависимости от размера (на 26 октября 2018 г.).

Комплекс задач, который необходимо решить для противодействия астероидно-кометной опасности включает такие составляющие, как процедуры поддержания каталогов ПОТ, определения их орбит, прогнозирования движения и оценивания точности текущих значений координат и компонент скорости тела, получения оценки вероятности столкновения при сближении тел с Землей или Луной. Эти составляющие комплекса были описаны в первой части данной статьи [1] (далее будем ссылаться на нее как на Ч. 1).

Во второй части статьи предлжен спектр возможностей комплекса, частично описанный в наших более ранних публикациях, который включает: вычисление географических координат точки входа в атмосферу и оценки их точности, вычисление топоцентрических параметров траектории (азимут, наклон к горизонту и т. п.) и оценки их точности; вычисление полосы риска на земной поверхности, в которой столкновения возможны, для случаев, когда номинальная орбита тела минует Землю, но вероятность столкновения достаточно велика; определение гелиоцентрической орбиты тела по обстоятельствам его падения на Землю или взрыва в атмосфере; построение имитационных орбит. В комплекс также включено рассмотрение задачи предвычисления столкновений с Луной. Описана последовательность вычислений и формирования таблицы сближений и работы с ней. Предложены направления дальнейшего развития комплекса.

## Вычисление параметров геоцентрической траектории на входе в атмосферу

Этот момент фиксируется при достижении высоты 100 км над уровнем земного сфероида. Момент входа фиксируется с точностью  $0.5 \times 10^{-6}$  сут, что обеспечивает номинальную точность геоцентрического положения точки входа, равную 1–2 км. Реальная точность положения точки входа зависит от ряда причин и прежде всего от ошибок начальных условий движения.

В момент входа в атмосферу осуществляется ряд действий. Во-первых, вычисляется, как было описано в Ч. 1, вероятность столкновения, которая может оказаться отличной от единицы. Во-вторых, осуществляется переход от гелиоцентрической системы координат к геоцентрической и от координат в системе экватора J2000.0 к координатам относительно экватора даты и подвижной точке весеннего равноденствия. Переход сопровождается получением оценки точности координат в новой системе. Вычисляются географические координаты точки входа, долготы и широты и оценки их точности. Вычисляются

также геоцентрическая скорость тела и параметры топоцентрической траектории, азимут проекции скорости на горизонтальную плоскость в точке входа и наклон траектории к горизонту, а также их ошибки.

Преобразование координат и скоростей, записанных относительно экватора J2000.0, к экватору и равноденствию даты осуществляется путем формирования матриц прецессии  $P_1$  и нутации  $N$  по аргументу времени и вычислению произведения матриц

$$M_1 = N \cdot P_1 \cdot D_1,$$

где  $D_1$  есть близкая к единичной матрица сдвига системы J2000.0 относительно Международной системы отсчета ICRS (International Celestial Reference System). Координаты и скорости относительно подвижного экватора вычисляются путем умножения координат и скоростей на матрицу  $M_1$ . Чтобы оценить их ошибки в зависимости от неопределенности параметров орбиты в начальную эпоху, требуется сначала найти матрицу частных производных координат и скоростей в новой системе по координатам и скоростям в старой системе. Такая матрица легко формируется из элементов матрицы  $M_1$ . После этого матрица ковариаций координат и скоростей в системе экватора и равноденствия даты находится по формуле (3) Ч. 1. Матрица  $B$  в этой формуле есть матрица ковариаций текущих значений экваториальных (J2000.0) координат и скоростей в момент входа. Она уже была вычислена ранее для нахождения матрицы ковариаций координат и скоростей, связанных с плоскостью цели.

После определения прямоугольных координат и скоростей относительно экватора даты выполняется вычисление географических координат: восточной долготы  $\lambda$  и широты  $\varphi$ . На рис. 1 представлена связь долготы и широты точки входа с прямоугольными экваториальными координатами:  $x, y, z$  — прямоугольные координаты точки входа относительно экватора и равноденствия даты,  $\varphi$  — широта,  $\lambda$  — восточная долгота,  $\Gamma$  — меридиан Гринвича,  $\gamma$  — точка весеннего равноденствия, угол  $S$  — звездное время в Гринвиче, известная функция времени. Из геометрических соотношений следует:

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}, \quad x = r \cos \varphi \cos(S + \lambda), \quad y = r \cos \varphi \sin(S + \lambda), \quad z = r \sin \varphi,$$

где  $r$  — длина радиуса-вектора точки входа. Из этих соотношений определяются  $\lambda$  и  $\varphi$ .

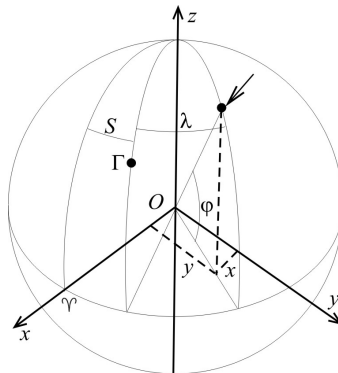


Рис. 1. Связь долготы и широты точки входа с прямоугольными экваториальными координатами

Для того чтобы оценить их средние ошибки, можно воспользоваться тем, что в линейном приближении средняя ошибка некоторой функции  $U$  координат и скоростей может быть найдена как [2]

$$\sigma_U = \sigma \sqrt{(U_x, U_y, \dots, U_{v_z}) B (U_x, U_y, \dots, U_{v_z})^T}, \quad (1)$$

где  $U_x, U_y, \dots, U_{v_z}$  — частные производные функции  $U$  по координатам и скоростям, матрица  $B$  — текущее значение матрицы ковариаций координат и скоростей,  $T$  — символ транспонирования, а  $\sigma$  — ошибка представления наблюдений исходной системой параметров в начальную эпоху. Подставляя в (1) частные производные  $\lambda$  и  $\varphi$  по  $x, y, z$ , находим оценки их средних ошибок.

Далее находятся параметры траектории на входе в атмосферу Земли: наклон траектории к горизонтальной плоскости —  $\Theta$  и азимут проекции скорости на эту плоскость —  $A_z$ , отсчитываемый от точки севера по часовой стрелке.

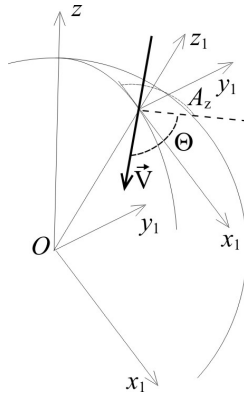


Рис. 2. Геоцентрическая система координат и топоцентрические параметры траектории — наклон к горизонтальной плоскости в точке входа  $\Theta$  и азимут проекции скорости на горизонтальную плоскость —  $A_z$

В системе координат  $OX_1Y_1Z_1$  ось  $OZ_1$  проведена в точку входа, ось проведена параллельно касательной к меридиану в сторону юга от точки входа, а ось  $OY_1$  проведена параллельно направлению параллели к востоку от точки входа. Строго говоря, построенная таким способом система координат не всегда будет прямоугольной, так как не во всех точках сфероида ось  $OZ_1$  перпендикулярна плоскости  $X_1OY_1$ , но эти отличия для Земли малы и мы будем ими пренебрегать.

Переход к новой системе можно совершить в результате двух последовательных вращений: системы  $OXYZ$  сначала вокруг оси  $OZ$  на угол  $(S + \lambda)$  против часовой стрелки, а затем вокруг оси  $OY$  на угол  $(\pi/2 - \varphi)$  тоже против часовой стрелки (рис. 1). Связь координат  $x_1, y_1, z_1$  некоторой точки в новой системе с ее координатами  $x, y, z$  в старой системе и, соответственно, скоростей записывается в виде

$$(x_1, y_1, z_1)^T = M_2 (x, y, z)^T, \quad (2)$$

где  $M_2$  есть матрица-произведение двух указанных матриц поворота. Аналогичное соотношение связывает компоненты скорости в двух системах координат:

$$(v_{x_1}, v_{y_1}, v_{z_1})^T = M_2(v_x, v_y, v_z)^T \quad (3)$$

Из геометрических соотношений следует:

$$v = \sqrt{v_{x_1}^2 + v_{y_1}^2 + v_{z_1}^2}. \quad (4)$$

Эти соотношения позволяют найти  $v$ ,  $\Theta$ ,  $Az$ :

$$\pi - Az = \arctg\left(\frac{v_{y_1}}{v_{x_1}}\right), \quad \Theta = \arctg\left(\frac{v_{z_1}}{\sqrt{v_{x_1}^2 + v_{y_1}^2}}\right). \quad (5)$$

Дифференцируя уравнения (5) для  $\Theta$  и  $Az$  по переменным  $v_{x_1}, v_{y_1}, v_{z_1}$ , находим частные производные этих функций, нужные для получения их средних ошибок по общей формуле (1). Чтобы воспользоваться формулой (1), необходимо вычислить матрицу ковариаций  $B$  переменных  $x_1, y_1, z_1, v_{x_1}, v_{y_1}, v_{z_1}$ . Для нахождения последней надо сначала вычислить матрицу размером  $(6 \times 6)$  частных производных координат и компонент скорости в системе  $OX_1Y_1Z_1$  по координатам и компонентам скорости в системе  $OXYZ$ . Обозначим эту матрицу  $F$ , где

$$F = \partial(x_1, y_1, z_1, v_{x_1}, v_{y_1}, v_{z_1}) / \partial(x, y, z, v_x, v_y, v_z). \quad (6)$$

Вычисление элементов последней матрицы осуществляется путем дифференцирования левых и правых частей соотношения (2). Обозначим элементы матрицы  $M_2$  как  $a_{ij}$ . Тогда из (2):

$$x_1 = a_{11}x + a_{12}y + a_{13}z,$$

.....

$$v_{z_1} = a_{31}v_x + a_{32}v_y + a_{33}v_z.$$

Элементы  $a_{ij}$  через  $\varphi$  и  $\lambda$  зависят от  $x, y, z$ , но не зависят от  $v_x, v_y, v_z$ . В силу этого частные производные  $\partial(x_1, y_1, z_1) / \partial(v_x, v_y, v_z)$  равны нулю. Частные производные  $\partial(v_{x_1}, v_{y_1}, v_{z_1}) / \partial(v_x, v_y, v_z)$  равны соответствующим элементам  $a_{ij}$ . Остальные элементы матрицы  $F$  находятся дифференцированием (2) с учетом зависимости элементов  $a_{ij}$  от координат  $x, y, z$ .

Для получения ковариационной матрицы переменных в системе  $OX_1Y_1Z_1$  в линейном приближении нужно найденную матрицу  $F$  домножить на ранее найденную ковариационную матрицу переменных в системе  $OXYZ$ , а затем произведение матриц необходимо домножить на транспонированную матрицу  $F$ . Средние ошибки угла наклона, азимута и скорости относительно центра Земли вычисляются по общей формуле (1).

Определяя параметры траектории тела при входе в атмосферу, мы считали ее неподвижной. Между тем, атмосфера как целое вращается вокруг земной оси, совершая один оборот за 23 ч 38 мин. Для вычисления скорости тела относительно атмосферы надо из геоцентрической скорости тела вычесть скорость атмосферы в точке входа во вращательном движении. Добавка, вызванная вращением, зависит от расстояния точки от оси вращения Земли. В системе  $OX_1Y_1Z_1$  добавка (со знаком минус) равна

$$\Delta v_{y_1} = -2\pi \cdot 1.01551 \cdot \sqrt{x^2 + y^2},$$

где  $x, y$  — координаты точки входа в системе  $OXYZ$ . Из-за этой добавки к величине  $v_{y_1}$  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  $OY_1$ , приведенное к значению, которое она имеет для вращающейся 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.

## Столкновения на варьируемых орбитах

Поскольку реальная орбита тела не известна, а номинальная орбита является лишь одним из возможных, хотя и наиболее вероятным ее вариантом, то столкновения с Землей могут иметь место и в тех случаях, когда номинальная орбита минует Землю, но вычисления показывают, что вероятность столкновения достаточно высока. В таких случаях целесообразно заранее определить на земной поверхности те районы, которые подвергаются риску падения в них космического тела (так называемые полосы риска, которые соответствуют точкам пересечения с Землей траекторий с варьируемыми элементами в пределах их неопределенности [3, 4]).

Минимальное расстояние тела от центра Земли  $d$  как функция его координат в момент достижения минимального расстояния равно

$$d = \sqrt{(x - X)^2 + (y - Y)^2 + (z - Z)^2},$$

где малыми буквами обозначены координаты тела, а большими — Земли. Расстояние  $d$  есть функция случайных ошибок текущих значений координат и потому само является случайной величиной. Его средняя ошибка  $\sigma_d$  в зависимости от ошибок координат и скоростей в начальную эпоху может быть найдена по общей формуле (1). Если составить отношение  $k = (d - Rc)/\sigma_d$ , где  $Rc$  — радиус захвата Земли (Ч. I, раздел «Прогнозирование движения»), то его величина показывает, во сколько раз случайное значение расстояния  $(d - Rc)$  должно превзойти значение его средней ошибки, чтобы тело на измененной орбите столкнулось с Землей. Но, если ошибки  $d$  распределены по нормальному закону, то для каждого значения  $k_1$  существует определенная вероятность  $P_1$  того, что случайные ошибки по модулю не превзойдут значения  $k_1 \sigma_d$ . Например, при  $k_1 = 3.291$   $P_1 = 0.999$ ; при  $k_1 = 4.892$   $P_1 = 0.999999$ . Наконец, при  $k_1 = 6.467$   $P_1$  отличается от единицы только на  $10^{-10}$ . Вместе с приближением  $P_1$  к единице приближается к нулю вероятность столкновения. Эти соотношения между величиной минимального расстояния номинальной орбиты от центра Земли и величиной ее средней ошибки позволяют оценить, в каких случаях имеет смысл искать полосу риска, а в каких нет. Целесообразность поиска определяется в зависимости от гарантируемого уровня безопасности (надежности предсказания). Например, при  $d = 100\,000$  км и  $\sigma_d = 25\,000$  км, с гарантией в 99.9% можно утверждать, что случайная ошибка расстояния не превзойдет  $3.291 \times 25\,000$  км = 82250 км и что поэтому, даже при радиусе захвата в 12000 км, столкновение не произойдет.

Если такая точность удовлетворительна, полосу риска можно не строить. Но, если при тех же данных требуется более высокая гарантия, полосу риска следует построить. Уровень гарантии может быть поставлен в соответствие с размером тела. Например, при размерах тела до 50 м можно считать достаточным уровень в 99.9 %. При размерах от 50 м до 500 м гарантию отсутствия столкновений выбираем на уровне 99.9999 %. Наконец, для более крупных тел в качестве удовлетворительной гарантии отсутствия столкновений возьмем 99.99999999 %. В таком случае для тел, меньших 50 м, полоса риска не строится, если отношение  $k > 3.291$ ; для тел от 50 м до 500 м она не строится при  $k > 4.892$ ; и для тел, больших 500 м, она не строится при  $k > 6.467$ .

Рассмотрим вопрос о практическом построении полосы риска, когда критерии целесообразности выполняются. Среди элементов орбиты тела, определяемых из наблюдений на короткой дуге, с наибольшей погрешностью находится среднее движение. Это как раз тот случай, с которым приходится сталкиваться при открытии нового тела вблизи Земли. С другой стороны, от величины среднего движения в первую очередь зависит расчетная величина достигаемого минимального расстояния между телами. Наименьший возможный минимум достигается в случае одновременного прохождения телом и Землей через концы отрезка кратчайшего расстояния между их орбитами (см. Ч. 1). Варьируя среднее движение тела, мы изменяем тем самым момент достижения конца отрезка и вместе с этим достигаемое расстояние до Земли. Вариация других элементов влияет на достигаемый минимум в значительно меньшей мере. Поэтому можно ограничиться учетом вариации одного элемента.

Таким образом, поиск вариаций, приводящих к столкновениям, сводится к поиску минимума расстояния  $d$  как функции ошибок среднего движения. Функция задается вычисляемыми значениями минимального расстояния в некотором интервале изменения аргумента  $n$  с постоянным шагом. Поиск минимума можно организовать по-разному, в том числе путем поиска все более узкого подинтервала, в пределах которого приращение функции меняет знак с минуса на плюс.

### **Поиск точек полосы риска методом вариации среднего движения с постоянным шагом**

Сначала требуется определить знак вариации, который ведет при малых абсолютных значениях вариации к уменьшению достигаемого минимального расстояния от Земли по сравнению с этим расстоянием при номинальном значении  $n$ . Для этого выполняется вычисление минимальных расстояний при вариациях, равных  $\pm 0.01\sigma_n$ , и их сравнение с номинальным значением. В дальнейшем поиск осуществляется с вариациями того знака, который ведет к уменьшению расстояния. Затем интервал приемлемых значений среднего движения, например  $n \div (n + 3.3\sigma_n)$ , делится на десять подинтервалов  $L_j$  ( $j = 1, \dots, 10$ ) равной длины. Отметим, что наибольшая по абсолютной величине вариация берется в соответствии с размерами тела: до 50 м —  $3.3\sigma_n$ , от 50 м до 500 м —  $4.9\sigma_n$  и свыше 500 м —  $6.5\sigma_n$ .



Численным интегрированием уравнений движения с варьированными начальными условиями вычисляют соответствующие значения минимальных расстояний. Разность значений, вычисленных в начале и в конце подинтервала, рассматривается как приращение функции в подинтервале. Если знак приращения функции при переходе от подинтервала с номером  $j$  к подинтервалу с номером  $j + 1$  меняется с минуса на плюс, это означает, что минимальное значение геоцентрического расстояния достигается при величине среднего движения, находящегося в подинтервалах с номерами  $j$  или  $j + 1$ . Чтобы уточнить значение вариации, ведущей к минимуму, надо разбить на более мелкие части (10 или 20 частей) отрезок, покрывающий оба подинтервала.

Рассмотрим особенности процесса уточнения минимума.

1. Если среднее движение, соответствующее очередной точке разбиения отрезка, на любом этапе ведет к столкновению с Землей в рассматриваемом сближении, то поиск других точек полосы риска надо продолжить по обе стороны от значения вариации, приведшей к столкновению, но с шагом, в десять раз более мелким, чем был использован при разбиении отрезка. При этом может случиться, что при вариациях влево (то есть с меньшими значениями  $n$ ) или вправо (то есть с большими значениями  $n$ ) или даже в обе стороны новых точек столкновения найдено не будет, так как минимальное расстояние варьированных орбит от центра Земли будет превышать ее радиус. В этом случае шаг вариации среднего движения следует уменьшить в десять раз и повторить попытку (не исключено, что эту операцию придется повторить несколько раз, прежде чем вариации влево или вправо или в обе стороны дадут некоторое число точек пересечения). Очевидно, что последовательные вариации в ту или иную сторону с установленным шагом следует прекращать при появлении первой же варьированной орбиты, не приводящей к столкновению с Землей. Оптимальное общее число точек, которое нужно найти для построения полосы риска, составляет 30–60. Поэтому, если с некоторым шагом найдено суммарное число точек  $N$ , меньшее 30, то очередной шаг вариации выбирается в  $(60/N)$  раз более мелким.

2. При разбиении основного интервала на более мелкие части может обнаружиться, что знак приращения функции в подинтервале остается постоянным во всех подинтервалах. Сохранение знака плюс означает, что минимум достигается при значении  $n$ , находящемся в подинтервале, примыкающем к номинальному значению (минимум достигается при малой по абсолютной величине вариации определенного знака, а дальнейшее увеличение вариации ведет к возрастанию достигаемого расстояния от Земли). Сохранение знака минус означает, что минимум достигается при значении  $n$ , находящемся в наиболее удаленном от номинального значения подинтервале или даже за его пределами. В случае сохранения знака плюс или минус для уточнения значения  $n$ , ведущего к минимуму, соответствующий подинтервал следует разбить на более мелкие части и исследовать получаемые подинтервалы на перемену знака приращения функции в последовательных подинтервалах. Изменение знака приращения функции с минуса на плюс трактуется, как уже было описано выше. Но возможно повторение ситуации с отсутствием перемены знака приращения, и тогда операцию разбиения крайне левого или крайне правого из образованных подинтервалов на предыдущем этапе надо повторить еще раз.



3. Описанный процесс позволяет найти с достаточной точностью значение среднего движения, которое ведет к минимальному расстоянию между телом и центром Земли, возможному в заданных условиях и при накладываемых ограничениях на величину вариации среднего движения. При этом, естественно, не гарантируется, что минимальное расстояние окажется меньше радиуса Земли, хотя в процессе поиска минимума такие значения могут быть обнаружены.

Процесс поиска минимума путем последовательных делений интервала возможных вариаций среднего движения на части и последующего численного интегрирования с измененными начальными условиями весьма трудоемок. Поэтому желательно иметь некоторые критерии, которые могли бы ограничить число повторений процесса.

С этой целью в пределах двух смежных подинтервалов, в которых находится минимум (смена знака приращения функции), берутся три точки со значениями вариации в концах и середине двух смежных отрезков. В этих точках уже найдены соответствующие минимальные расстояния от центра Земли. По этим трем точкам методом параболического интерполирования находим значение вариации, при котором достигается минимум, и его величину. Если найденная величина минимума оказывается меньше радиуса Земли и численное интегрирование с соответствующей вариацией  $n$  ведет к столкновению, то поиск других точек полосы риска выполняется так, как описано выше. Если найденный на втором этапе разбиения минимум геоцентрического расстояния превышает радиус Земли, то выполняется переход к третьему этапу, где поиск минимума выполняется по тому же плану. Можно рекомендовать выполнить три этапа, после чего, если точка пересечения с Землей не найдена, следует сравнить сокращение минимального расстояния до центра при переходе от первого этапа разбиения ко второму и от второго — к третьему с остающимся расстоянием до центра после третьего этапа. Если изменение составляет малую долю остающегося расстояния, скажем, меньше 0,2, то последовательные приближения можно прекратить. При малых геоцентрических расстояниях ( $d < (3 \div 5) R_c$ ) следует выполнить еще одно приближение и решить вопрос об окончании вычислений с учетом его результатов.

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 тело на варьированной орбите 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. По аналогичной причине могут возникнуть еще более редкие ситуации, но их общее рассмотрение нецелесообразно. Если отбросить экзотические случаи, то описанный процесс приводит к нахождению точек полосы риска или позволяет заключить, что варьирование орбиты в вероятных пределах ошибок не ведет к столкновению с Землей в рассматриваемом сближении.

Найденные точки полосы наносятся на карту в соответствии с вычисленными географическими координатами. На рис. 3 приведена полоса риска для фиктивного тела с элементами орбиты, близкими к элементам орбиты астероида 2016 LP10 в период его сближения с Землей в 2016 г.

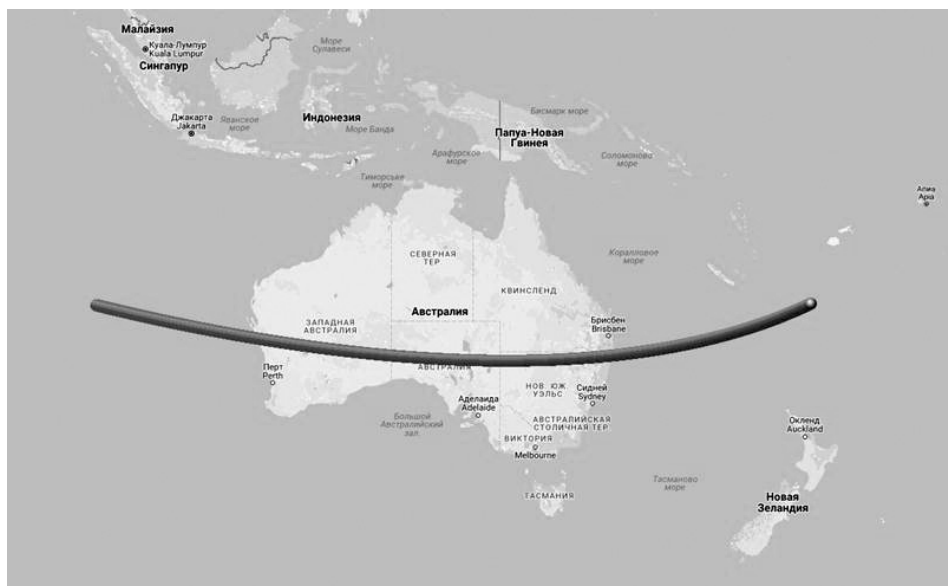


Рис. 3. Полоса риска фиктивного тела с элементами орбиты, определенными по 4-м наблюдениям реального тела 2016 LP10 на интервале времени 2016-06-08.435110–2016-06-09.220990; момент максимального сближения с Землей JD2457549.239703 = 2016-06-09.739703; минимальное расстояние от центра Земли  $64648 \pm 17602$  км; вероятность столкновения 0.00062

## Имитационные орбиты

Под имитационными орбитами мы понимаем искусственным образом формируемые гелиоцентрические орбиты фиктивных тел, отвечающие определенным требованиям. Обычно они выражаются в том, что тело на построенной орбите должно столкнуться с Землей в заданный момент времени и в заданной точке, имея при этом обусловленные параметры траектории. Такая задача возникает при определении гелиоцентрической орбиты наблюдаемого при падении метеорита. Аналогичную задачу можно решать в ходе обучения и тренировки формирований МЧС и гражданской обороны действиям в условиях ожидаемого через определенное время падения космического тела в заданном районе. Возможность использования комплекса «Прогноз» в этих целях обеспечивается наличием в нем особого режима работы «Обучение и тренировка». Ниже изложены особенности работы комплекса в этом режиме и решаемые при этом задачи.

Исходными величинами для определения гелиоцентрической орбиты упавшего на поверхность Земли или взорвавшегося в атмосфере тела являются:

- время падения или взрыва (Московское время = UT + 3 часа);
- географические координаты места падения или точки, над которой произошел взрыв;
- высота точки падения или взрыва над уровнем поверхности;
- скорость тела относительно поверхности Земли или атмосферы;

- наклон вектора скорости к горизонту;
- азимут проекции вектора скорости на горизонтальную плоскость;
- время упреждения, то есть промежуток времени между моментом обнаружения тела в качестве потенциально опасного и моментом падения.

Обычно эпоху гелиоцентрической орбиты тела выбирают вблизи этого момента. Если время упреждения неизвестно, оно может быть назначено произвольно, но не менее 0.8–1.0 сут. Значения указанных параметров заранее заносятся в некоторый файл, из которого они вводятся в программу счета (в режиме демонстрации возможностей комплекса); либо значения параметров определяются произвольно и последовательно вводятся в программу с клавиатуры (в режиме обучения и тренировки). Действия, которые выполняются при вычислении гелиоцентрической орбиты на основе параметров траектории падения, по существу являются обратными к тем, которые осуществляются при входе тела в атмосферу (см. первый раздел), но они выполняются в обратной последовательности.

Параметры траектории (относительную скорость, наклон к горизонту, азимут) естественно считать определенными относительно вращающейся Земли (атмосферы). Поэтому первая по счету задача заключается во введении в определяемые компоненты относительной скорости тела  $v_{x_1}, v_{y_1}, v_{z_1}$  в системе  $OX_1Y_1Z_1$  поправок, преобразующих их к значениям, которые они бы имели при отсутствии вращения Земли (атмосферы). С наблюдаемыми значениями  $v, \theta, Az$  компоненты скорости связаны соотношениями:

$$v_{x_1} = v \cos \theta \cos(\pi - Az), v_{y_1} = v \cos \theta \sin(\pi - Az), v_{z_1} = v \sin \theta.$$

Учет вращения Земли требует изменения компоненты  $v_{y_1}$  на величину скорости точки поверхности или точки атмосферы во вращательном движении (две другие компоненты остаются неизменными). В случае точки поверхности добавка к компоненте скорости  $v_{y_1}$  равна  $(+2\pi \times r/S)$ , где  $S$  — продолжительность звездных суток, выраженная в средних солнечных сутках:  $S = 23^h 56^m 04.09^s / 24^h = 0.997269560$ . В случае атмосферы добавка равна  $(+2\pi \times r/S_1)$ , где  $S_1 = 23^h 38^m / 24^h = 0.984722222$ . В этих выражениях  $r$  есть расстояние точки от оси вращения Земли (в км):  $r = r_o \cos \varphi$ , где  $r_o$  — радиус Земли на широте  $(\varphi + h)$  ( $h$  — высота точки над уровнем сфероида в км). Величина  $r_o$  может быть вычислена по формуле:

$$r_o = 6378.137 \sqrt{(1 - e^2(2 - e^2) \sin^2 \varphi) / (1 - e^2 \sin^2 \varphi) + h / a.e.},$$

где  $e^2 = 0.0066944$ .

Координаты точки падения/взрыва в системе  $OX_1Y_1Z_1$  ( $x_1 = y_1 = 0, z_1 = r_o$ ) и компоненты скорости преобразуются в систему  $OXYZ$  путем двух последовательных вращений системы сначала вокруг оси  $OY_1$  на угол  $-(\pi/2 - \varphi)$  (по часовой стрелке), а затем на угол  $-(S + \lambda)$  вокруг оси (тоже по часовой стрелке). Найденные таким путем координаты и скорости должны быть преобразованы в систему J2000.0. Это преобразование может быть выполнено умножением векторов положения и скорости тела в системе  $OXYZ$  слева на матрицу  $M_1^{-1}$  (см. первый раздел настоящей работы), обратную произведению трех матриц: прецессии, нутации и сдвига. Если к полученному геоцентрическому вектору состояния добавим теперь вектор состояния Земли, то получим гелиоцентрические координаты и скорости тела в момент падения/взрыва.

Гелиоцентрическая орбита, которая может быть найдена на их основе, искажена притяжением Земли и сопротивлением атмосферы. Учтем сначала второй фактор. Если бы сопротивление атмосферы отсутствовало, то найти траекторию движения от точки падения до точки входа в атмосферу было бы совсем просто — при движении в гравитационном поле сумма кинетической и потенциальной энергий остается неизменной. Поэтому для получения траектории в гравитационном поле от конечной точки интегрирования до начальной достаточно изменить знак хода времени. Другими словами, надо выполнить интегрирование уравнений движения от точки падения до точки входа с соответствующими начальными условиями (направление скорости в момент падения меняется на противоположное). При наличии сопротивления воздуха кинетическая энергия тела расходуется на приведение атмосферных частиц в движение, на нагрев воздуха и самого тела, на изменение формы тела, разрыв связей между частями тела, что ведет к его частичной или полной фрагментации. Аналитическое описание всех этих процессов невозможно, в силу чего приходится ограничиться рассмотрением некоторой приближенной модели, которая качественно, а отчасти количественно, отражает поведение тела в среде с сопротивлением. Такой моделью является твердое, недеформируемое, теплоизолированное и неразрушаемое тело постоянной массы и с постоянным поперечным сечением (миделем), движущееся в среде с сопротивлением с космическими скоростями [5]. При этом сила сопротивления среды  $\bar{S}$ , действующая на тело, равна [5]

$$\bar{S} = -\frac{1}{2} AC_D \rho v^2 \frac{\bar{v}}{|\bar{v}|}, \quad (6)$$

где  $A$  — миделево сечение,  $C_D$  — численный коэффициент, близкий к единице,  $\rho$  — плотность атмосферы, меняющаяся с высотой,  $\bar{v}$  — скорость тела. Сила сопротивления направлена против скорости.

Поставим теперь задачу, в рамках принятой модели твердого тела определить траекторию относительного движения от точки падения до точки входа в атмосферу таким образом, чтобы она воспроизводила траекторию, описанную телом от точки входа до точки падения, но в обратном направлении. Этого можно добиться интегрированием уравнений движения, в правые части которых, помимо гравитационных сил, включена сила, равная  $\bar{S}$ , а в начальных условиях движения, отнесенных к моменту падения тела на Землю, направление вектора скорости в этот момент изменено на противоположное. Из формулы (6) следует, что сила, действующая на тело, по модулю равна сопротивлению атмосферы, но направлена вдоль вектора скорости. При интегрировании уравнений движения от момента падения до момента входа в атмосферу, на каждом участке траектории телу будет сообщаться дополнительная энергия, которая при прямом движении на данном участке расходовалась на преодоление сопротивления атмосферы. В итоге тело при попятном движении в пространстве и времени придет к границе атмосферы в тот самый момент, в который при прямом движении оно вошло в атмосферу, с полным запасом энергии, которую оно имело на входе.

Так как в режиме «обучение и тренировка» параметры орбиты могли задаваться произвольно, при выходе за пределы атмосферы имеет смысл проверить, насколько полученная орбита соответствует орбитам тел Солнечной системы и, если соответствия нет, то можно изменить задание.

Гелиоцентрическое расстояние  $r$  тела и его скорость связаны с типом орбиты соотношением (7)

$$v^2 = k^2 \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right), \quad (7)$$

где  $k$  — постоянная Гаусса, равная  $0.01720209895 \text{ а. е.}^{3/2} \text{ сут}^{-1} \text{ M}_s^{-1/2}$ ,  $a$  — большая полуось орбиты. Если  $a > 0$ , орбита является эллипсом. При  $a < 0$  орбита — гипербола и при  $1/a = 0$  — парабола. Эксцентриситет эллиптической орбиты  $< 1$ , у параболической  $= 1$  и у гиперболической  $> 1$ . Тела Солнечной системы движутся либо по эллиптическим орбитам, возможно, очень близким к параболам, либо по гиперболическим орбитам с эксцентриситетами, мало превышающими 1 (гиперболический характер орбита может приобрести под влиянием планетных возмущений, но возникающие при этом эксцентриситеты орбит лишь немного превышают 1 ( $e < 1.06$ )). Поэтому, если из (7) следует, что  $a > 0$ , то можно проследивать движение далее, но если оказалось  $a < 0$  и при этом  $e > 1.06$ , то это означает, что назначенные произвольным образом параметры траектории падения на Землю отвечают движению тела, приблизившегося к Солнцу из межзвездного пространства. Поскольку такое тело наблюдалось только однажды за всю историю телескопических наблюдений (II Oumuaatua = 2017 U1), то для сохранения реальности эксперимента следует так изменить задаваемые значения параметров, чтобы большая полуось стала положительной или, по крайней мере, эксцентриситет стал меньше 1.06.

Изменению может быть подвергнут любой или любые параметры траектории падения (место и время падения, скорость, наклон, азимут), после чего с новым вариантом параметров следует повторить все вычисления по определению гелиоцентрических координат и скоростей на границе атмосферы и проверку знака большой полуоси по (7), а если нужно, то и величины эксцентриситета.

Дальнейшие действия по вычислению имитационной орбиты зависят от решаемой задачи. Если она состоит в том, чтобы найти гелиоцентрическую орбиту упавшего на поверхность или взорвавшегося в атмосфере тела, то численное интегрирование уравнений движения надо продолжить до выхода за границу сферы действия Земли и здесь найти элементы гелиоцентрической орбиты тела. В случае если задача решается в режиме обучения и тренировки, численное интегрирование доводится до конца интервала упреждения и здесь на эпоху, близкую к этому моменту, на основе полученных координат и скоростей вычисляются элементы имитационной орбиты. В отличие от обычной орбиты опасного тела, найденной из наблюдений, эта орбита не имеет оценок точности элементов, средней ошибки представления наблюдений, матрицы ковариаций параметров. Это делает систему неполноценной для дальнейшего использования. Недостающие атрибуты системы формируются искусственным образом, но так, чтобы они соответствовали возможным реальным обстоятельствам.

С этой целью на интервале упреждения берется подинтервал, включающий эпоху оскуляции элементов и большую часть интервала упреждения, кроме последних одного — двух часов перед падением. В подинтервале формируются фиктивные наблюдения тела, случайным образом распределенные по времени при равномерном законе распределения. Число наблюдений определяется длительностью подинтервала в сутках, умноженной на 30 (эмпирический коэффициент). Ошибки наблюдений назначаются при условии распределения их случайным образом по нормальному закону со средней ошибкой, равной 0.7". Затем на основе элементов имитационной орбиты и полученных для каждого наблюдения значениях случайных ошибок формируются условные уравнения для определения поправок к системе элементов. Решение системы по методу наименьших квадратов дает поправки к элементам, которые благодаря условиям формирования моментов и ошибок наблюдений оказываются близкими к нулевым, а средняя ошибка представления наблюдений — близкой к 0.7". В результате получаем «исправленную» систему элементов, ошибки элементов и матрицу ковариаций. С ними можно работать так же, как и с полученными на основе реальных наблюдений. Т. е. к такой системе оказываются полностью применимы алгоритмы и схема вычислений, описанные в предыдущих разделах, для поиска сближений и вычисления обстоятельств столкновений ПОТ с Землей. В результате численного интегрирования уравнений движения с начальными условиями, вытекающими из имитационной системы элементов, можно проследить движение тела до момента входа в атмосферу Земли. В этот момент координаты и компоненты скорости по модулю будут равны их значениям, найденным на границе атмосферы при интегрировании в противоположном по времени направлении. Дальнейшее прослеживание движения в атмосфере позволяет создать сценарий катастрофических последствий столкновения.

## **Предвычисление столкновений космических тел с Луной**

Столкновения космических тел с Луной не представляют серьезной угрозы для Земли. Хотя удары крупных космических тел могут выбросить с поверхности Луны в сотни, если не в тысячи раз большее по массе количество вещества по сравнению с упавшим телом, но лишь небольшая часть выброса может получить скорость, большую скорости убегания с поверхности Луны. Большая часть вещества, преодолевшего притяжение Луны, в конечном итоге попадет на Землю. Если это вещество не разрушится в атмосфере до состояния пыли, то выпадет на поверхность Земли в виде метеоритов. О такой возможности говорят находки метеоритов, идентичных по составу лунным породам.

Наблюдения за падениями космических тел на Луну могут представлять интерес для различных областей знания, в первую очередь для астрономии. Дело в том, что на равнинных участках лунной поверхности — застывших лавовых излияниях, покрытых множеством кратеров ударного происхождения, запечатлены сведения о потоке космических тел в районе земной орбиты на протяжении последних 3.5 млрд лет. Наблюдения за падениями тел на Луну могут дать ценные сведения о соотношении размеров/энергии падающих на Луну тел и размерами образующихся кратеров. Эти сведения крайне важны



для масштабирования потока тел в различных диапазонах их размеров, тем самым давая богатый материал для определения частоты падения на Землю тел разных размеров и изменения потока со временем.

Методика предвычисления столкновений космических тел с Луной мало отличается от таковой для Земли. Более существенные отличия возникают в ходе указания мест и обстоятельств падения тел на поверхность Луны [6]. Места падения естественно указывать в селенографической системе координат, в которой обычно даются положения различных деталей на поверхности Луны. Селенографическая система является аналогом географической системы координат на Земле. Она связана со средним экватором Луны и с вращением Луны вокруг полярной оси, совершаемым в соответствии с тремя законами Кассини.

Пусть  $XYZ$  есть прямоугольная система координат с началом в центре масс Луны и вращающаяся вокруг оси  $Z$ , перпендикулярной к среднему экватору Луны. Пусть далее ее вращение относительно эклиптической системы координат с началом в центре масс Луны описывается тремя законами Кассини. Углы Эйлера, определяющие при этом положение системы  $XYZ$  относительно эклиптической системы координат в каждый момент времени, имеют следующие выражения:

$$\phi = 180^\circ + L - \Omega, \quad \theta = I, \quad \Psi = \Omega, \quad (8)$$

где  $\phi$  — угловое расстояние положительного направления оси  $X$  от нисходящего узла экватора Луны на эклиптике;  $\theta$  — наклон экватора Луны к эклиптике;  $\Psi$  — долгота восходящего узла экватора Луны на эклиптике. Формулы для вычисления параметров  $L$ ,  $\Omega$ ,  $I$  приведены в [7]. 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 [8], что меньше требующейся для настоящей задачи точности.

Для вычисления координат и обстоятельств падения тела на Луну в системе координат  $XYZ$  экваториальные геоцентрические координаты и компоненты скоростей Луны и тела в момент падения приводятся к эклиптике и равноденствию J2000.0. Далее на основе этих координат Луны и тела,  $\bar{R}_M$  и  $\bar{R}_0$  соответственно, вычисляются прямоугольные селеноэкваториальные луноцентрические координаты объекта (вектор  $\bar{R}_1$ ) по следующим формулам [7, 8]:

$$\bar{R}_1 = W \times \bar{P}, \quad (9)$$

где  $W$  — матрица вращения,

$$W = G(\phi) \times H(-\vartheta) \times G(\Psi).$$

$H$ ,  $G$  — матрицы поворота на заданный угол  $\alpha$  вокруг осей  $X$  и  $Z$  соответственно:

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

$\bar{P}$  — вектор, компоненты которого — прямоугольные эклиптические луноцентрические координаты объекта,  $\bar{P} = \bar{R}_0 - \bar{R}_M$ .



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  $\overline{R}_1$ . Компоненты вектора луноцентрической скорости в эклиптической системе преобразуются к системе по тем же формулам (9). Затем определяется наклон вектора скорости к горизонту, азимут проекции вектора на плоскость горизонта и модуль вектора скорости. Радиус сферы действия Луны принят равным 0.00108 а. е. = 162000 км [8].

Для решения обратной задачи (известны время и место падения, а также параметры траектории падения и требуется найти соответствующую гелиоцентрическую орбиту) сначала определяются координаты и компоненты скорости тела в системе XYZ, затем обратным к (9) преобразованием определяются луноцентрические эклиптические координаты объекта:

$$\overline{P} = W^{-1} \times \overline{R}_1, \overline{R}_0 = \overline{P} + \overline{R}_M. \quad (10)$$

Аналогичным образом вычисляются компоненты скорости, и полученные величины переводятся в гелиоцентрическую экваториальную систему координат.

Если номинальная орбита тела проходит мимо Луны, но вычисленная вероятность столкновения достаточно велика, то это означает, что среди возможных начальных условий движения существует определенное множество значений, ведущих к столкновению с Луной. При больших размерах падающего тела имеет смысл для поддержки возможных наблюдений и обработки их результатов найти расположение полосы риска на поверхности Луны. Поиск точек полосы осуществляется тем же путем, как и для Земли: точки полосы риска находятся варьированием среднего движения тела в пределах его возможных ошибок и нахождения тех вариаций, которые приводят к столкновениям с Луной.

## 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, точности, с которой она определена, моменте и обстоятельствах каждого сближения выводится на экран компьютера. Чтобы сделать наиболее востребованную часть этой информации общедоступной, легко обозримой и сравнимой для сближений разных тел, на сайте ИПА РАН организована демонстрация таблицы прошлых и предстоящих сближений ПОТ с Землей и Луной. В таблице информация о каждом сближении представлена в одной строке, в которой указывается (рис. 4):

- 1) номер или обозначение объекта;
- 2) оценка размера объекта в метрах;
- 3) тело, с которым происходит сближение объекта (Земля или Луна);
- 4) момент достижения минимума расстояния;
- 5) его величина, выраженная в единицах среднего расстояния от Земли до Луны;
- 6) относительная скорость;
- 7) минимальное значение межорбитального расстояния тела и Земли (или Луны), вычисленное по оскулирующим элементам в эпоху, близкую к моменту максимального сближения;

- 8) вероятность столкновения;
- 9) энергия в мегатоннах.

Строки таблицы упорядочены по убыванию моментов сближений сверху вниз, так что вверху располагаются строки предстоящих сближений, а внизу — прошедших сближений. Таблица отражает состояние сближений в режиме реального времени. Ее содержание может изменяться несколько раз в сутки. Ввиду относительной сложности процесса формирования таблицы, рассмотрим его подробнее.

Таблица сближений астероидов с Землей и Луной

Дата и время обновления 25.02.2019 16:07

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)
<a href="#">066391 (1999 KW4)</a>	1046-4181	Земля	2019 05 25.96152	13.48	21.51	5.14	0.00E+00	.50E+06
<a href="#">066391 (1999 KW4)</a>	1046-4181	Луна	2019 05 25.82767	14.10	22.10	5.00	0.00E+00	.53E+06
<a href="#">2015 KQ18</a>	16-73	Земля	2019 05 25.59890	10.74	13.07	6.97	0.00E+00	.81E+00
<a href="#">2015 KQ18</a>	16-73	Луна	2019 05 25.48985	10.05	12.31	6.88	0.00E+00	.72E+00
<a href="#">2018 KS</a>	5-24	Земля	2019 05 23.42219	21.24	6.48	1.52	0.00E+00	.69E-02
<a href="#">2001 KW18</a>	11-62	Луна	2019 05 20.74893	37.93	4.76	12.52	0.00E+00	.49E-01
<a href="#">2018 KS</a>	5-24	Луна	2019 05 20.43099	21.67	6.51	1.03	0.00E+00	.70E-02
<a href="#">2012 KT12</a>	10-48	Земля	2019 05 18.63060	3.25	3.95	1.18	0.00E+00	.18E-01
<a href="#">2012 KT12</a>	10-48	Луна	2019 05 18.54435	2.70	3.47	0.74	0.00E+00	.14E-01
<a href="#">2001 KW18</a>	11-62	Земля	2019 05 15.29052	38.11	5.40	13.25	0.00E+00	.62E-01
<a href="#">2014 DU22</a>	17-78	Земля	2019 05 15.09072	15.84	8.00	0.19	0.00E+00	.36E+00
<a href="#">2019 AK13</a>	46-233	Земля	2019 05 14.33561	80.47	7.23	8.46	0.00E+00	.70E+01
<a href="#">2014 DU22</a>	17-78	Луна	2019 05 14.21157	16.58	7.11	0.23	0.00E+00	.29E+00
<a href="#">2018 VX8</a>	85-367	Луна	2019 05 12.46486	6.97	15.24	1.89	0.00E+00	.15E+03

Рис. 4. Таблица сближений

Как уже указывалось в Ч. 1, ввиду многочисленности ПОТ, зачастую мало времени упреждения и других причин эффективный мониторинг их сближений с Землей возможен лишь как коллективное международное мероприятие. А это, в свою очередь, требует согласования многих вопросов, и прежде всего списка объектов мониторинга и понятной всем участникам системы их обозначений. Эту важную задачу, как и много других проблем, решает Центр

малых планет и комет. Поэтому вычислительный комплекс «Прогноз» ежемесячно сверяет данные каталога ПОТ, поддерживаемого в ИПА РАН, с ежемесячно обновляемыми данными каталога ПОТ на сайте ЦМП и комет. Изменения в каталоге ПОТ могут касаться уточнения орбит, ранее включенных в него объектов, добавления в каталог новых объектов, присвоения номеров объектам, известным под предварительными обозначениями. Для новых объектов и объектов с исправленными орбитами вычисляются новые орбиты по стандартным процедурам ИПА РАН с использованием обновленного в начале текущего месяца каталога наблюдений, поддерживаемого ЦМП. Затем выполняется прогноз движения тел по найденным орбитам от эпохи элементов (для разных тел эпохи могут быть разными) до эпохи, отстоящей от текущего момента (момента выполнения вычислений) на два десятилетия вперед. Если объект имел наблюдения до новой эпохи оскуляции, то по новым элементам перевычисляются данные обо всех сближениях на интервале, охваченном наблюдениями, плюс двадцатилетний прогноз. Результаты прослеживания состоявшихся сближений и прогноза будущих сближений, а также момент, до которого доведен прогноз, и координаты, скорости и изохронные производные на этот момент записываются в файл, создаваемом для каждого объекта (если файл для данного объекта уже существовал, его содержание обновляется). Если в результате проверки ранее созданного файла обнаруживается, что момент, до которого доведен прогноз, отстоит от текущего момента менее чем на пять лет, то прогноз продлевается на основе записанных данных на дополнительные два десятилетия, а его результаты пополняют информацию, записанную в файле.

Данные файлы, число которых увеличивается со временем, служат основой для формирования таблицы сближений, публикуемой на сайте ИПА. С этой целью данные о сближениях из всех файлов сортируются по убыванию момента сближения.

Для каждого момента на основе данных из соответствующего файла формируются строки таблицы. Из сформированной таблицы на сайт ИПА РАН помещается вырезка, охватывающая сближения в предстоящие 90 дней от текущего момента, и сближения, состоявшиеся в последние 90 дней. Заметим, что данные таблицы сближений на сайте можно просматривать и за пределами указанных окон, но при этом надо иметь в виду, что данные в таблице постепенно становятся все менее полными и менее надежными из-за того, что в таблице не могут быть учтены будущие открытия и данные предстоящих исправлений элементов. Комплекс каждые шесть минут проверяет обновление информации на той странице, где ЦМП публикует электронные циркуляры с сообщениями об открытиях новых объектов и/или их наблюдениях. При обновлении информации она считывается, распознается по ключевым словам и начинает обрабатываться по алгоритму, который описан выше. Сведения о найденных сближениях записываются в новый файл. Кроме того, формируются дополнительные строки таблицы сближений и после сортировки по времени пополняют таблицу сближений.

Если новые сведения о ПОТ касаются только присвоения номера объекту, ранее известному под предварительным обозначением, то файл с данными о сближениях объекта не перевычисляется и обозначение объекта в нем не ме-

няется. Но сам объект включается в особый список идентификаций, и в таблице сближений на сайте ИПА РАН этот объект появляется уже с номером, как занумерованный объект.

## Заключение

Первый вариант описанного вычислительного комплекса для осуществления мониторинга сближений потенциально опасных тел с Землей был разработан еще несколько лет тому назад [9, 10]. С тех пор в него был внесен ряд существенных дополнений и усовершенствований [4, 6, 11, 12], изменены некоторые алгоритмы. Накоплен значительный опыт работы комплекса. Точность прогнозов, выполняемых комплексом, проверена сопоставлением реальных и вычисленных обстоятельств состоявшихся падений таких тел, как 2008 TC<sub>3</sub>, 2014 AA, 2018 LA и сравнением с прогнозами сближений тел с Землей и Луной, публикуемыми на сайтах ЛРД и НЕОДиС (табл. 1). Астероиды, приведенные в табл. 1, интересны особенностями своих орбит (значения  $e$  и  $a$  приведены в первом столбце); отметим, что различие в величине средней ошибки представления наблюдений орбитами, найденными в разных учреждениях, объясняется различием систем взвешивания наблюдений и использованием различного числа наблюдений). Гелиоцентрическая орбита Челябинского метеорита, рассчитанная с помощью комплекса, близка к ее наиболее точным определениям.

Таблица 1

Сравнение наших результатов с прогнозами сближений тел с Землей, публикуемыми на сайтах ЛРД и НЕОДиС

Астероид	Дата сближения	Минимальное расстояние(а. е.)			MOID (а. е.)
		ЛРД	НЕОДиС	ИПА РАН	
363599 ( $e = 0.72$ )	2024-04-11.400276	0.05210	0.05209	$0.05210 \pm 1e-7$	0.0208
	2032-04-08.435597	0.09753 $\sigma = 0.41''$	0.09752 $\sigma = 0.62''$	$0.09753 \pm 3e-7$ $\sigma = 0.54''$	
475534 ( $a = 0.9a. е.$ )	2018-10-29.499407	0.01930	0.01930	$0.01930 \pm 3e-7$	0.0154
	2030-10-24.530246	0.15854 $\sigma = 0.57''$	0.15854 $\sigma = 0.65''$	$0.15854 \pm 6e-7$ $\sigma = 0.46''$	
2010 WC9 ( $a = 1.1 а. е.$ )	2018-05-15.920328	0.00136	0.00136	$0.00136 \pm 2e-8$	0.0014
	2030-11-22.453152	0.04713 $\sigma = 0.25''$	0.04713 $\sigma = 0.31''$	$0.04719 \pm 5e-5$ $\sigma = 0.24''$	

С учетом опыта эксплуатации комплекса намечен план его дальнейшего развития. В первую очередь это касается создания автоматической системы проверки регулярной работы комплекса и подачи сигналов в случае обнаружения сбоев по каким-либо причинам. Во-вторых, это создание системы уведомления заинтересованных лиц о сложившейся тревожной/угрожающей ситуации в космосе. В-третьих, это ввод возможности использования орбит параболического и гиперболического типов, если они определены из наблю-

дений. В-четвертых, это дальнейшее развитие моделирования движения космического тела в атмосфере и последствий его воздушного взрыва или удара о поверхность.

Комплекс «Прогноз» может стать одним из основных инструментов национальной системы противоастероидной защиты Земли. Вопрос создания национальной системы защиты от астероидно-кометной опасности не является новым [13]. 15 января 2019 г. состоялось совместное заседание Президиума РАН, посвященное обсуждению выдвинутого РАН и «Роскосмосом» предложения о создании государственной программы противодействия угрозам, исходящим из космоса. Среди таковых на первом плане находится угроза столкновения космических аппаратов с элементами «космического мусора» и угроза столкновения Земли с астероидами и кометами. В результате обсуждения проблемы было принято решение подготовить предложения по созданию Концепции российской программы изучения проблем и методов противодействия космическим угрозам с учетом вероятного ущерба космической деятельности от разрушений аппаратов в результате столкновений с космическим мусором и вероятных потерь от столкновений с Землей потенциально опасных космических тел.

Поддерживая в целом идею вероятностного подхода при оценивании угроз и ожидаемых потерь, мы в то же время должны подчеркнуть необходимость учета средств, необходимых для минимизации ущерба. Информационная составляющая противоастероидной защиты является несомненным приоритетом в этом отношении, поскольку не требует сиюминутного вложения сколь-нибудь значительных денежных средств, так как уже сегодня может преимущественно опираться на данные мировой сети наблюдательных станций. В то же время хорошо организованная информационная служба может спасти жизнь и здоровье значительному числу людей. Оценки ежегодного числа потенциальных жертв непредвиденных столкновений Земли с опасными небесными телами могут показаться совсем незначительными на фоне 30 000 ежегодных трагедий на дорогах России. Но, если первые могут быть существенно снижены в результате четкой организации информационной службы, то для сокращения второй требуются многомиллиардные вложения в реорганизацию транспортной инфраструктуры страны. Все, что требуется для информационной составляющей, это: 1) четко прописанные правила получения первичной информации о вероятном столкновении Земли с космическим телом в определенном регионе; 2) ее проверка, если позволяет обстановка; 3) определение порядка, каналов и средств доведения информации до компетентных органов (МЧС России, МВД, Экспертной рабочей группы по космическим угрозам Совета РАН по космосу; 4) определение способов доведения соответствующей информации до местных органов власти и населения.

## Л и т е р а т у р а

1. Шор В. А., Вавилов Д. Е., Виноградова Т. А., Железнов Н. Б., Зайцев А. В., Кочетова О. М., Чернетенко Ю. А. Программный комплекс «Прогноз» предвычисления столкновений астероидов с Землей и Луной. Часть 1. Организация мониторинга сближений и столкновений небесных тел с Землей и Луной // Труды ИПА РАН. — СПб.: ИПА РАН, 2019. — Вып. 48. — С. 100–112.

2. Субботин М. Ф. Введение в теоретическую астрономию. — М.: Наука, 1968. — 800 с.
3. 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. — СПб.: ИПА РАН, 2017. — Вып. 41. — С. 103–106.
4. Вавилов Д. Е., Виноградова Т. А., Железнов Н. Б., Зайцев А. В., Кочетова О. М., Чернетенко Ю. А., Шор В. А. Мониторинг столкновений космических тел с Землей и Луной в системе «Прогноз» // Экологический вестник научных центров ЧЭС. — 2017. — № 4: Часть 3. — С. 14–23.
5. Тирский Г. А. Взаимодействие космических тел с атмосферами Земли и планет // Соросовский образовательный журнал. — 2000. — Т. 6, №5. — С. 76–82.
6. 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. — СПб.: ИПА РАН, 2017. — Вып. 42. — С. 116–124.
7. 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. — СПб.: ИПА РАН, 2004. — Вып. 10. — С. 488.
8. Абалакин В. К., Аксенов Е. П., Гребеников Е. А., Рябов Ю. А. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / под ред. Дубошина Г. Н. — М.: Наука, 1975. — С. 584.
9. Shor V., Kochetova O., Chernetenko Yu., Zheleznov N., Deryugin A., Zaitsev A. Forecasting scenarios of collision catastrophes produced by celestial body falls. Conference on Asteroids, Comets, Meteors (ACM2014): Book of Abstracts, Helsinki. — 2014. — P. 512.
10. Зайцев А. В., Зецер Ю. И., Кочетова О. М., Ларионов В. И., Махутов Н. А., Попова О. П., Пучков В. А., Светцов В. В., Симоненко В. А., Скоркин Н. А., Таранов А. А., Чернетенко Ю. А., Шор В. А., Шувалов В. В. Прогнозирование районов и последствий падений небесных тел. 4-ые Забабахинские чтения. — Снежинск: 2014.
11. 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 Пулкове. — 2016. — № 223. — С. 259–266.
12. 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. — СПб.: ИПА РАН, 2017. — Вып. 41. — С. 103–106.
13. 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.



# Software System “Prognoz” to Predict Collisions of Asteroids with the Earth and the Moon

## Part 2. Circumstances of Approaches and Collisions of Potentially Hazardous Celestial Bodies with the Earth and the Moon

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

This article presents the general description and essential details of the software system “Prognoz” used by the IAA RAS to monitor possible collisions of the Earth and the Moon with potentially hazardous celestial bodies (PHB). The computer system includes the PHB catalog which is maintained to correspond to the MPC publications regarding new PHB discoveries and their data. The orbital parameters and their probable errors are determined independently from observations.

Numerical Integration method is used to forecast the body motion taking into account perturbations and uncertainty of the current values of coordinates and velocities due to uncertainty of initial conditions of motion. As the celestial bodies approach the Earth or the Moon, the minimum distance is calculated and the probability of collision is estimated using the target plane method.

In case the collision with the Earth of the body is expected in a nominal orbit, the geographical coordinates of the body’s entry point in the atmosphere, its azimuth and inclination of its trajectory to the horizontal plane, velocity with respect to the rotating atmosphere and their probable errors are defined. In case the nominal orbit passes by the Earth, but the probability of collision is high, the strip of risk on the Earth’s surface is defined where collisions with the body are possible if the body does not move in its nominal orbit. Information obtained during few consecutive close approaches of bodies with the Earth and the Moon forms a basis to construct the graphs for the chronological table of approaches displaying the most important information about each body and each event. The “Conclusion” describes this system’s development opportunities and possibilities of using it effectively.

**Keywords:** orbits, asteroids, collision of bodies with the Earth and the Moon, collision probability, strip of risk, table of approaches.