

**Программный комплекс «Прогноз»
предвычисления столкновений астероидов
с Землей и Луной**
**Часть 1. Организация мониторинга сближений
и столкновений небесных тел с Землей и Луной**

© В. А. Шор¹, Д. Е. Вавилов¹, Т. А. Виноградова¹, Н. Б. Железнов¹,
А. В. Зайцев², О. М. Кочетова¹, В. Б. Кузнецов¹, Ю. А. Чернетенко¹

¹ИПА РАН, Санкт-Петербург, Россия

²НП «Центр планетарной защиты»,
г. Химки, Московская область, Россия

В статье изложены принципиальная схема и основные детали вычислительной составляющей мониторинга столкновений потенциально опасных небесных тел (ПОТ) с Землей и Луной. Вычисления выполнены в ИПА РАН с помощью программного комплекса «Прогноз». Комплекс поддерживает каталог ПОТ в соответствии с публикациями списка ПОТ на сайте Центра малых планет и комет и сообщениями об открытиях новых тел и/или их наблюдениях. Для вновь открытых тел выполняется независимое определение орбиты, а для известных тел — ее уточнение из наблюдений. Находятся вероятные ошибки начальных условий движения. Прогнозирование движения тел выполняется с учетом возмущений и неопределенности текущих значений координат и скоростей из-за погрешностей начальных условий. При сближениях тел с Землей или Луной вычисляется минимальное расстояние и оценивается вероятность столкновения по методу плоскости цели. Во второй части данной работы, которую предполагается опубликовать в ближайшем выпуске Трудов ИПА РАН, будут описаны методы вычисления параметров траектории на входе в атмосферу Земли и оценивания их точности, методы предвычисления столкновения тел с Луной и методы построения полос риска на земной поверхности в случае, если номинальная орбита минует Землю, но вероятность столкновения велика, и другие задачи.

Ключевые слова: столкновения тел с Землей, вероятность столкновения, методы оценивания вероятности столкновения, орбиты, астероиды.

<https://doi.org/10.32876/AplAstron.48.100-112>

Введение

Предвычисление сближений и столкновений потенциально опасных космических тел (ПОТ) с Землей является важным элементом в программе противодействия астероидно-кометной опасности. Потенциально опасными считаются тела, диаметры которых превышают 100–150 м, ($H_0 \leq 22.0^m$), способные приближаться к земной орбите до минимальных межорбитальных расстояний (MOID), меньших или равных 0.05 а. е. Основанием для такого значения MOID

является то, что в таких пределах можно ожидать неточность его определения по элементам предварительной орбиты и его изменения в обозримом будущем под влиянием возмущений. На основе информации, полученной с космического телескопа WISE, оценивается наличие 4700 ± 1500 потенциально опасных объектов с диаметром более 100 м (NASA Survey Counts Potentially Hazardous Asteroids. NASA/JPL (May 16, 2012)). В каталоге Центра малых планет и комет (ЦМП) Международного астрономического союза на 19 января 2019 г. (<https://www.minorplanetcenter.net/iau/Dangerous.html>) содержится 1959 таких астероидов.

Следует сразу сказать, что предвычисление угрозы столкновений требуется и осуществляется не только для тел размером более 100 м, но и для тел размером на порядок меньших, так как падение таких тел в густонаселенной местности может нанести серьезный урон (Челябинский метеорит). В нашем каталоге ПОТ содержится 8831 объект вне зависимости от размера (на 26 октября 2018 г.).

Мониторинг ПОТ, то есть осуществление действий, обеспечивающих в любой момент информацию о положении опасных тел относительно Земли и оценку вероятности их столкновения с нею при сближении, предполагает, во-первых, патрулирование неба с целью наблюдения уже известных ПОТ и уточнения их орбит из наблюдений, а, во-вторых, открытие новых тел, в особенности приближающихся к Земле. Патрулирование неба осуществляется с этой целью во многих десятках обсерваторий. Наблюдения аккумулируются и обрабатываются ЦМП. В Центре выполняется важная работа по идентификации тел, наблюдаемых в одном году в разных обсерваториях, а также отождествление одних и тех же тел, наблюдаемых в разные годы. Телам присваивают предварительные обозначения, а со временем — постоянные номера и названия. Результаты наблюдений и элементы предварительных орбит публикуются в электронных циркулярах на сайте ЦМП.

Задача прогнозирования сближений и столкновений ПОТ с Землей с конца прошлого века параллельно решается в двух мировых центрах: JPL (Jet Propulsion Laboratory, НАСА, США) и в Пизанском университете (Италия, Европейская программа осведомленности о ситуации в космосе, Европейское космическое агентство, сайт NEODyS (Near Earth Objects Dynamic State)). В указанных центрах движение ПОТ прогнозируется на интервалах до ста лет, а иногда и более. Так, например, исследование километрового астероида 1950 DA = 2000 YK66 = 29075 показало, что он имеет определенную вероятность столкнуться с Землей через 880 лет. Оценить сейчас вероятность столкновения с большой уверенностью не представляется возможным из-за незнания физических свойств и минералогического состава его вещества, которые влияют на изменение его орбиты под действием солнечного излучения (эффект Ярковского).

За время осуществления мониторинга удалось своевременно предсказать столкновение 3–5-метрового метеороида 2008 TC₃, открытого за 20 часов до входа в атмосферу. Место входа и параметры траектории были определены весьма надежно. В соответствии с ними наблюдался воздушный взрыв тела, а впоследствии найдены осколки метеороида. Проникновение метеороида 2014 AA в атмосферу в районе Атлантического океана у берегов Африки также было предсказано за несколько часов до события, которое было зафиксировано станциями инфразвукового наблюдения. Падение Челябинского ме-

теорита 15 февраля 2013 г. не было предсказано из-за отсутствия наблюдений тела, приближающегося к Земле со стороны Солнца. Последним событием в ряду предсказанных падений явился взрыв 2018 LA.

В России работа по созданию национальной системы предвычисления столкновений тел с Землей началась в начале текущего десятилетия при поддержке МЧС России. Несмотря на наличие двух действующих центров предвычисления столкновений с космическими телами, создание еще одного центра не является излишней амбициозной задачей. Во-первых, тщательный независимый контроль повышает уверенность в правильности прогноза, а в иных случаях заставляет пересмотреть ранее полученные результаты. Во-вторых, наличие национального центра повышает оперативность и гибкость реагирования на складывающуюся ситуацию. При активном противодействии столкновению Земли с космическим телом, что может являться только коллективным международным мероприятием, наличие национального центра прогноза столкновений является неременным условием равноправного участия в мероприятии [1, 2]. В результате коллективных усилий представителей нескольких организаций к лету 2014 г. был разработан первый вариант системы, решавшей основные задачи предвычисления столкновений ПОТ с Землей [3, 4].

В случае проникновения тела в атмосферу движение в ней моделировалось с учетом разброса начальных условий, сопротивления атмосферы, потери массы и полного разрушения (взрыва) на высоте, где скорость падала вдвое по сравнению с начальной, если тело не успело к этому времени достигнуть поверхности. В ином случае подсчитывалась энергия удара о поверхность. В заключение подсчитывалось вероятное число пострадавших и создавался весь сценарий катастрофических последствий столкновения. Примеры работы комплекса в ряде гипотетических случаев падений тел в различных регионах с выделением разной энергии описаны, например, в [5].

Данная работа, состоящая из двух частей, является в определенной мере итоговой. В ней дано более детальное и более глубокое описание алгоритмов, используемых для предсказания столкновений и подсчета их вероятностей, которые ранее описывались лишь фрагментарно. В статье учтен опыт эксплуатации системы в течение последних лет.

Организация вычислительной части мониторинга

Поскольку мониторинг предполагает охват всех (не только превышающих 100 м в диаметре) потенциально опасных для Земли космических тел, то первой задачей комплекса является поддержание согласованного списка таких тел, который к настоящему времени насчитывает около 8800 объектов (8831 на 26.10.2018). Поддерживаемый в ИПА РАН каталог ПОТ ежемесячно в каждое полнолуние сверяется с соответствующим каталогом ЦМП. Поскольку присвоение предварительных обозначений телам, их отождествление, занумерование и подобные действия являются прерогативой Центра, то ежемесячная сверка является обязательным элементом поддержания каталога. В перерывах между сверками комплекс каждые 6 мин проверяет обновление информации на сайте ЦМП, где публикуются Циркуляры с сообщениями об открытии новых ПОТ или наблюдениях уже известных. В случае обновления информация

считывается, дешифруется по ключевым словам и направляется в обработку. Наблюдения заносятся в поддерживаемый в ИПА РАН каталог наблюдений, ежемесячно обновляемый и пополняемый в соответствии с каталогом Центра. По совокупности имеющихся наблюдений известного или вновь открытого тела формируются условные уравнения для уточнения по методу наименьших квадратов (МНК) значений координат и компонент скорости тела в начальную эпоху, которая выбирается совпадающей с эпохой элементов, найденных в ЦМП. Веса наблюдений оцениваются также в соответствии с данными Центра. Вычисляется средняя ошибка представления наблюдений (отбрасывание наблюдений и соответствующих условных уравнений производится по критерию «три сигма») и матрица ковариаций найденных параметров орбиты. Для каждого нового тела формируется файл с данными об орбите, в который в дальнейшем заносится информация обо всех сближениях с Землей и другие важные данные. Для уже известных тел старый файл заменяется новым, в котором данные о предшествующих сближениях перевычислены на основе новых элементов орбиты.

Прогнозирование движения ПОТ выполняется методом численного интегрирования уравнений движения в прямоугольных координатах совместно с уравнениями в вариациях, определяющими значения частных производных текущих значений координат и компонент скорости по их начальным значениям (изохронные производные). Для численного интегрирования используется метод Эверхарта 15-го порядка с автоматическим выбором шага. Учитываются возмущения от всех больших планет по DE 405, возмущения от Плутона, Цереры, Паллады и Весты. Возмущения от Земли и Луны учитываются порознь. Кроме того, учитываются возмущения от сжатия Солнца и Земли и светового давления. Для вновь открываемых тел прогноз выполняется на двадцать лет вперед, а для известных тел интервал интегрирования охватывает весь интервал с имеющимися наблюдениями плюс двадцатилетний интервал прогноза.

В таблице приводится сравнение наших результатов с результатами других центров на примере обстоятельств определения орбит и оценки минимальных расстояний.

Т а б л и ц а

Сравнение точности определения орбит и оценки минимальных расстояний

Астероид	Дата сближения	Минимальное расстояние (а. е.)		
		JPL	NEODyS	ИПА РАН
2018 LA	2018.06.02 $\Delta t = 0.16$ сут	Столкновение 15 набл., $\sigma = 0.64''$	Столкновение 14 набл., $\sigma = 0.33''$	Столкновение 14 набл., $\sigma = 0.43''$
2018 SC	2018.09.18 $\Delta t = 1$ сут	0.00179 52 набл., $\sigma = 0.48''$	0.00179 52 набл., $\sigma = 0.73''$	0.00179 $\pm 1e-06$ 47 набл., $\sigma = 0.72''$
2018 SM	2018.09.15	0.00028 18 набл., $\sigma = 0.36''$	0.00028 18 набл., $\sigma = 0.34''$	0.00028 $\pm 1e-07$ 18 набл., $\sigma = 0.38''$

В ходе интегрирования выполняется фиксация моментов некоторых стандартных ситуаций, которые возникают во взаимных положениях тела и Земли. К их числу относятся моменты входа в сферу действия Земли, момент проникновения в атмосферу до определенной глубины и моменты прохождения мимо Земли на минимальном в данном сближении расстоянии. Фиксация этих моментов, хотя и с разной точностью, нужна для временной приостановки численного интегрирования для выполнения определенных действий. Определение моментов достижения стандартных положений выполняется путем предвычисления расстояния, остающегося до него, и оценивания промежутка времени, которое понадобится для достижения стандартного положения при сохранении текущей скорости. Затем выполняется численное интегрирование на некотором временном интервале и в достигнутой точке оценивание повторяется. Нужная точность достигается за несколько приближений.

На рис. 1 показано, как описанный процесс организован для фиксации момента входа в сферу действия радиусом R_s (для Земли $R_s = 930000$ км). A — центр тела, O — центр Земли, AO — линия центров, $\mathbf{v}-\mathbf{V}$ — относительная скорость, DF — касательная в точке D . Как видно на рисунке, длина отрезка AF , которую мы обозначим как d , является большей частью расстояния, которое требуется пройти телу, чтобы достичь сферы. Величина $d = (AO - R_s)/\cos\varepsilon$ определяется из скалярного произведения направляющих косинусов отрезка AO и относительной скорости. Обозначим буквой t время, необходимое телу для достижения точки F при сохранении относительной скорости тела в точке A : $t = d / |\mathbf{v}-\mathbf{V}|$. Время, за которое тело достигнет сферы действия, может оказаться больше t (что вероятно) или меньше t (учитывая возможное изменение относительной скорости).

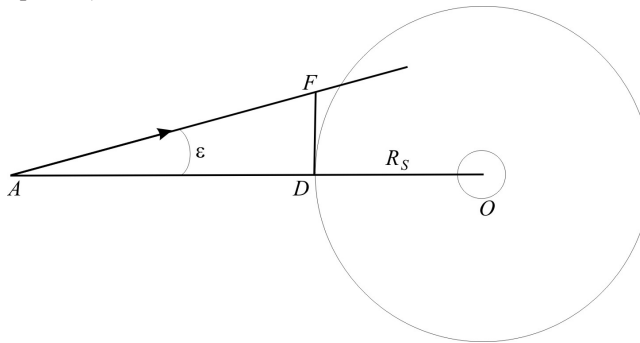


Рис. 1. Схема входа тела в сферу действия Земли

Учитывая, что относительная скорость меняется достаточно медленно, с высокой степенью гарантии можно утверждать, что за время $t/2$ тело еще не достигнет сферы действия. Поэтому очередной интервал прогноза движения, на котором должно быть осуществлено численное интегрирование, может составить $t/2$. По окончании интегрирования в достигнутой точке все оценки выполняются заново, и, если до входа в сферу остается достаточный интервал времени, то выполняется очередной шаг прогноза. В противном случае фиксируется вход в сферу. С некоторыми вариациями этот прием реализуется во всех стандартных ситуациях.

Если тело входит в сферу действия, то в этот момент оценивается кратчайшее расстояние вектора относительной скорости от центра Земли (так называемое прицельное расстояние) и радиус захвата Земли R_c , зависящий от величины относительной скорости тела v_{rel} . Траектория относительного движения малого тела относительно Земли в сфере действия очень близка к гиперболе (рис. 2). Связь прицельного расстояния b с величиной q выражается формулой

$$b = q\sqrt{1 + v_{par}^2 / v_{rel}^2}, \quad (1)$$

где $v_{par} = 11.2$ км/с — параболическая скорость для Земли, v_{rel} — относительная скорость тела на границе сферы действия. Если в (1) положить q равным экваториальному радиусу Земли R_e , то при таком прицельном расстоянии гипербола коснется Земли. Такое значение b называется радиусом захвата R_c . Если прицельное расстояние превышает радиус захвата, то тело на номинальной орбите пройдет мимо Земли, если нет, то произойдет столкновение.

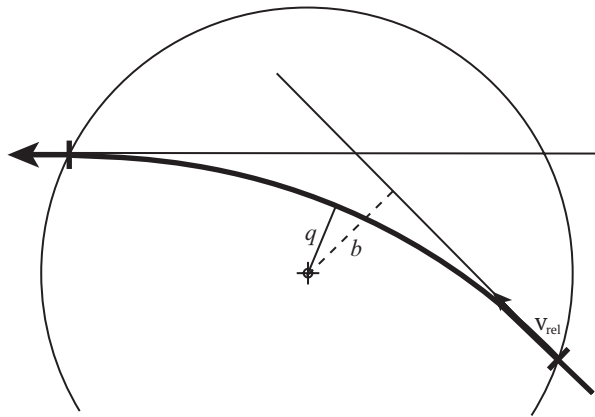


Рис. 2. Траектория относительного движения тела в сфере действия:
 b — прицельное расстояние,
 q — минимальное расстояние гиперболы от центра Земли

Оценивание точности текущих значений параметров

Орбита небесного тела всегда определяется из наблюдений с некоторой ошибкой. Найденные по МНК значения параметров номинальной орбиты не являются единственно возможными, а лишь наиболее вероятными из бесконечного числа других возможных наборов параметров, удовлетворяющих тем же использованным наблюдениям, но с несколько большей средней ошибкой. Представление о мере неопределенности номинального решения дает матрица ковариаций параметров, которая является обратной к матрице нормальной системы уравнений, из которой определяются параметры орбиты, умноженной на квадрат средней ошибки наблюдений. Корни квадратные из диаго-

нальных элементов ковариационной матрицы являются средними ошибками параметров. Недиагональные элементы ковариационной матрицы характеризуют зависимости (корреляции) ошибок параметров друг от друга.

С течением времени и под влиянием возмущений параметры орбиты претерпевают изменения, меняются их средние ошибки и корреляционные связи, что отражается в текущих значениях их ковариационной матрицы. Поскольку в дальнейшем изменение ковариационной матрицы будет неоднократно оцениваться, рассмотрим, как это можно сделать. В линейном приближении текущее значение ковариационной матрицы B параметров, найденных в результате решения системы условных уравнений по МНК, может быть вычислено по формуле (2) [6]:

$$B = \sigma^2 F Q^{-1} F^T \quad (2)$$

где σ — средняя ошибка представления наблюдений, F — матрица частных производных текущих значений координат и скоростей по их начальным значениям (матрица изохронных производных), Q^{-1} — матрица, обратная нормальной матрице, F^T — транспонированная матрица изохронных производных.

Аналогичным образом, в случае замены старых переменных на новые, вычисляется ковариационная матрица новых переменных. В линейном приближении матрица может быть найдена по формуле (3)

$$B_1 = G B G^T \quad (3)$$

где G — матрица частных производных новых переменных по старым, B — матрица ковариаций старых переменных, а T — символ транспонирования.

Остановимся на еще одной интерпретации неопределенности параметров, найденных по МНК. В шестимерном пространстве параметров орбиты, по осям которого от точки начала откладываются отличия параметров от номинальных значений, любая точка (любой набор значений параметров) соответствует начальным условиям движения некоторого виртуального тела, но плотность вероятности того, что виртуальное тело будет иметь такие начальные условия движения, зависит от расположения точки в пространстве. Если ошибки параметров распределены по нормальному закону, то внутри эллипсоида с осями, равными утроенным средним ошибкам по каждой координате, будет находиться подавляющая часть всех возможных начальных условий движения виртуальных астероидов (0.9974⁶). Шестимерный эллипсоид с такими осями будем называть эллипсоидом рассеяния начальных условий движения. Орбиты виртуальных тел, имеющие начало в эллипсоиде рассеяния, в отсутствие сильных возмущений мало отличаются от номинальной орбиты, но вследствие различия среднего движения происходит постепенное вытягивание облака виртуальных тел вдоль номинальной орбиты. При пересечении облака с орбитой Земли часть виртуальных тел может столкнуться с Землей, а другая часть, испытав более или менее сильные возмущения, проследует далее. Поэтому прогноз движения по единственной (номинальной) орбите является недостаточным. Он должен быть дополнен оценкой вероятности столкновения, полученной различными способами.

Оценивание вероятности столкновения

Наиболее теоретически обоснованным способом получения оценки вероятности столкновений является метод статистических испытаний — метод Монте-Карло. Согласно этому методу, в облаке рассеяния начальных условий движения случайным образом, в соответствии с принятым законом распределения ошибок, выбираются начальные условия движения большого числа виртуальных тел — клонов, и их движение численным интегрированием прослеживается на исследуемом интервале времени. За вероятность столкновения принимается отношение числа столкнувшихся клонов к общему числу испытаний. Метод применим как при малых, так и при больших возмущениях, но требует большого расхода машинного времени и поэтому мало пригоден для решения оперативных задач. Для их решения применяются более экономные, хотя и менее универсальные методы, в том числе используемый в данной работе метод плоскости цели [7]. В этом методе выполняется переход от гелиоцентрической прямоугольной экваториальной системы координат x, y, z к системе геоцентрических прямоугольных координат ξ, η, ζ , в которой ось η направлена вдоль относительной скорости тела. Две другие оси лежат в плоскости, нормальной к вектору относительной скорости, называемой плоскостью цели. Направление оси ξ совпадает с векторным произведением вектора скорости Земли \mathbf{V} и вектора относительной скорости тела $\mathbf{v}-\mathbf{V}$, а ось ζ дополняет систему до правой. Связь между координатами тела в новой и старой системе выражается следующей формулой:

$$(\xi, \eta, \zeta)^T = M(\mathbf{r}-\mathbf{R}) \quad (4)$$

где T — символ транспонирования, M — матрица направляющих косинусов новых осей относительно старых, \mathbf{R} и \mathbf{r} — гелиоцентрические векторы Земли и тела. Элементы матрицы M находятся из геометрических соотношений:

$$\begin{aligned} \cos(\eta, \mathbf{x}) &= (\mathbf{v}_x - \mathbf{V}_x) / |\mathbf{v} - \mathbf{V}|, \\ \cos(\xi, \mathbf{x}) &= (\mathbf{V}_y(\mathbf{V}_z - \mathbf{V}_z) - \mathbf{V}_z(\mathbf{V}_y - \mathbf{V}_y)) / \text{mod}_2, \\ \cos(\zeta, \mathbf{x}) &= (\mathbf{V}_z(\mathbf{V}_y - \mathbf{V}_y) - \mathbf{V}_y(\mathbf{V}_z - \mathbf{V}_z)) / \text{mod}_1. \end{aligned}$$

В этих выражениях mod_1 и mod_2 есть длины произведений векторов, определяющих направления осей ξ и ζ . Направляющие косинусы по осям y и z записываются аналогично.

Чтобы понять, как задача оценивания вероятности столкновения решается с помощью плоскости цели, обратимся к рис. 3, на котором изображены орбиты Земли и тела в окрестности кратчайшего расстояния между ними. В небольшой окрестности кратчайшего расстояния орбиты можно считать прямолинейными, а движение по ним равномерным. На рис. 3 указаны положения осей ξ, η, ζ в момент прохождения Земли через точку O_1 .

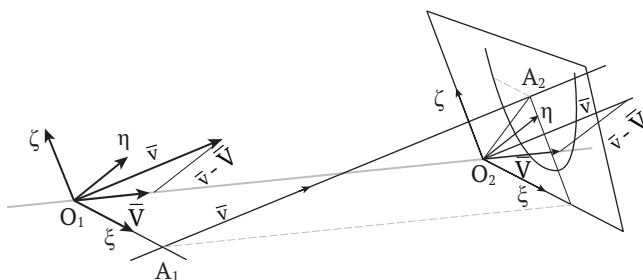


Рис. 3. O_1A_1 — отрезок, длина которого есть кратчайшее расстояние между орбитой Земли O_1O_2 и орбитой тела A_1A_2 ; из этого вытекает, что отрезок O_1A_1 перпендикулярен обеим орбитам; \mathbf{V} — скорость Земли в момент прохождения точки O_1 , \mathbf{v} — скорость тела в момент прохождения точки A_1 , $\mathbf{v} - \mathbf{V}$ — относительная скорость тела

Поскольку произведение векторов скорости Земли и относительной скорости тела перпендикулярно обоим векторам, то ось ζ совпадает по направлению с отрезком O_1A_1 . Координатная плоскость ζ, O_1, ζ есть плоскость цели. На рис. 3 слева она показана в момент прохождения Земли через точку O_1 . Если тело в этот момент проходит через точку A_1 , то достигается кратчайшее расстояние между телом и Землей, и если оно меньше радиуса Земли, то имеет место столкновение. Но обычно тело и Земля проходят через концы отрезка кратчайшего расстояния в разные моменты, в силу чего минимально возможное расстояние не достигается. Пусть, например, расстояние между телом и Землей сокращается, но к моменту прохождения Земли через точку O_1 тело еще не достигло точки A_1 . Тогда пересечение тела с плоскостью цели состоится в точке A_2 , спустя некоторый промежуток времени, за который Земля, а вместе с нею и плоскость цели, переместятся в новое положение. Точка пересечения будет иметь координату $\eta = 0$, координату ζ , равную длине отрезка O_1A_1 , так как движения Земли и тела происходят в параллельных плоскостях, и значение координаты ζ , растущее пропорционально времени. Другие виртуальные тела, движущиеся по траекториям, мало отличающимся от номинальной, пересекут плоскость цели раньше или позже и также оставят на ней свой след. Эти следы образуют на плоскости цели эллипс рассеяния с центром в точке пересечения с плоскостью номинальной орбиты. Вероятность столкновения равна вероятности попадания точек пересечения в пределы образа Земли на плоскости цели — круг с центром в начале координат и радиусом, равным радиусу Земли (см. ниже замечание по поводу использования иного радиуса).

Очевидно, что вероятность столкновения зависит от расстояния центра эллипса рассеяния от центра Земли, от ориентации осей эллипса по отношению к координатным осям ξ и ζ , и от размера полуосей эллипса рассеяния (выражаясь более точно, от величин средних ошибок по координатам ξ и ζ). Расстояние центра эллипса от центра Земли равно $\sqrt{\xi_0^2 + \zeta_0^2}$. Значения ξ_0 и ζ_0 находятся по формулам преобразования координат (4) в момент достижения кратчайшего расстояния от Земли. Размеры полуосей эллипса рассеяния (точнее говоря, средние ошибки по этим осям) находятся как корни квадратные из диагональных элементов матрицы ковариаций координат ξ, η, ζ , и их ско-

ростей, а ориентация осей в плоскости определяется величиной ковариаций ошибок по этим координатам, т. е. величиной соответствующего недиагонального элемента матрицы ковариаций координат и скоростей в системе ξ, η, ζ .

В итоге вероятность столкновения равна двойному интегралу от гауссовой плотности вероятности попадания следа в малую окрестность точки плоскости цели, взятому в пределах контура Земли. Данная формулировка неявно предполагает, что гауссова плотность распределения вероятности имеет место во всех точках плоскости цели, окружающих центр эллипса рассеяния. На самом деле это не так. Земля, встречая на своем пути облако виртуальных тел, движущихся по почти параллельным траекториям, искривляет своим притяжением их орбиты, концентрируя их к своему центру. В результате с Землей сталкивается больше виртуальных тел, чем это следует из ее геометрического размера. Для более правильного подсчета числа столкнувшихся тел следует вместо геометрического радиуса использовать радиус захвата (раздел 1). Сравнение результатов подсчета вероятности столкновения по методу плоскости цели с результатами расчетов по методу Монте-Карло подтверждает этот вывод.

В аналитическом виде вероятность столкновения P записывается как

$$P = \frac{1}{\sqrt{2\pi|\det D|}} \iint_{SE} e^{-z} d\sigma, \quad (5)$$

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

где D — матрица ковариаций координат ξ и ζ , SE — площадь круга радиуса Rc — радиуса захвата Земли. В данной работе двойной интеграл вычисляется методом Гаусса пятого порядка.

Для получения значения вероятности P необходимо вычислить матрицу D ковариаций координат ξ и ζ . Для получения этой матрицы, являющейся частью более общей матрицы ковариаций переменных ξ, η, ζ и их производных по времени, необходимо прежде всего найти эту более общую матрицу. Для этого сначала составляем матрицу частных производных координат и скоростей, связанных с плоскостью цели, по координатам и скоростям в экваториальной системе. Элементы этой матрицы находятся дифференцированием формулы (4) перехода от экваториальных координат к координатам, связанным с плоскостью цели и нормалью к ней, и дифференцированием аналогичных соотношений для скоростей. Можно отметить, что направляющие косинусы не зависят от координат, но зависят от скоростей. После того как матрица частных производных новых переменных по текущим значениям старых переменных будет найдена, ковариационная матрица новых переменных в плоскости цели определится в соответствии с формулой (3).

Более подробно различные методы оценки вероятности столкновения рассмотрены в нашей работе [8], в которой проводится также сравнение результатов оценки величины вероятности для случаев малых значений, которые возникают тогда, когда номинальная орбита тела проходит за пределами сферы действия Земли.

Все описанные алгоритмы применяются также и для исследования обстоятельств сближения небесных тел с Луной.

Заключение

Столкновения космических тел с Землей представляют постоянную угрозу гибели людей и повреждения инфраструктуры, а в наиболее тяжком варианте — угрозу существованию всей цивилизации. В отличие от других природных катастроф столкновения космических тел — астероидов и комет с Землей можно заранее предвычислить и организовать противодействие столкновению путем изменения орбиты угрожающего тела или его разрушения, а в случае нецелесообразности активных действий принять меры по пассивной защите населения, материальных и культурных ценностей. Поэтому мониторинг вероятных столкновений Земли с космическими телами является необходимым элементом защиты Земли от угрозы из космоса. Программный комплекс «Прогноз», разработанный в ИПА РАН, решает подавляющее большинство вопросов, связанных с мониторингом ПОТ. Независимость прогноза обеспечивается использованием только оригинальных алгоритмов на всех этапах вычислений. Полнота охвата тел при мониторинге обеспечивается включением в мониторинг всех известных потенциально опасных тел и обращением каждые шесть минут к сайту ЦМП, где публикуются сведения об открытиях новых ПОТ. Точность прогноза движения гарантируется учетом всех ощутимых возмущений в ходе численного интегрирования и учетом неопределенности, связанной с ошибками начальных условий. Вероятность столкновения подсчитывается по методу плоскости цели с учетом некоторой концентрации точек пересечения виртуальных тел с плоскостью цели к центру Земли.

Первый вариант вычислительного комплекса для осуществления мониторинга сближений потенциально опасных тел с Землей был разработан еще несколько лет назад [3, 5]. С тех пор в него был внесен ряд существенных дополнений и усовершенствований [4, 8, 9], изменены некоторые алгоритмы.

Данная публикация является частью I всей статьи. Во второй части, которую предполагается опубликовать в следующем выпуске Трудов ИПА РАН, будут описаны следующие задачи: 1) определение параметров геоцентрических и топоцентрических траекторий на входе в атмосферу и получение оценок их точности; 2) решение задачи определения гелиоцентрической орбиты по данным об обстоятельствах падения метеорита или взрыва тела в атмосфере; 3) построение полос риска на земной поверхности, если номинальная орбита минует Землю, но вероятность столкновения высока; 4) вычисление столкновений с Луной; 5) построение таблицы сближений ПОТ с Землей и Луной.

Литература

1. 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.
2. 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.
3. Shor V., Kochetova O., Chernetenko Yu., Zheleznov N., Deryugin A., Zaitsev A. Forecasting scenarios of collision catastrophes produced by celestial bodyfalls // *Conference on Asteroids, Comets, Meteors (ACM2014): Book of Abstracts, Helsinki*. — 2014. — P. 512.

4. 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.

5. 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 // Четвертые Забабахинские чтения. — Снежинск: 2014.

6. Эльясберг П. Е. Определение движения по результатам измерений. — М.: Наука, 1976. — 416 с.

7. Milani A., Chesley S. R., Chodas P. W., Valsecchi G. B. Asteroid Close Approaches: Analysis and Potential Impact Detection // Asteroid III / eds. Bottke W. F. Jr., Cellino A., Paolicchi P., Binzel R. P. — Space Science Series: Univ. Arizona Press, 2002. — P. 55–69.

8. Шор В. А., Вавилов Д. Е., Виноградова Т. А., Железнов Н. Б., Кочетова О. М., Кузнецов В. Б., Чернетенко Ю. А. Сравнение точности и эффективности методов оценивания вероятности столкновения небесных тел с Землей // Труды ИПА РАН. — СПб.: ИПА РАН, 2018. — Вып. 46. — С. 117–125.

9. 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.

“Prognoz” Program for the Prediction of Collisions of Asteroids with the Earth and the Moon Part 1. Monitoring the Close Approaches and Collisions of 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**

The general description and the essential details of the monitoring of the potentially dangerous celestial body (PDB) collisions with the Earth and the Moon are presented. The monitoring is carried out in the IAA RAS by means of “Prognoz” program. The program maintains the PDB catalog corresponding to the MPC publications and the data on new PDB discoveries. Independent determination of orbital parameters and their probable errors are performed from observations. Forecasting of a body motion is carried out by numerical integration taking into account perturbations and uncertainty of the current values of coordinates and velocities due to the uncertainty of the initial motion conditions. At approachment of a body with the Earth or the Moon the minimum distance is calculated and the probability of collision is estimated by a target plane method.

In the second part of this paper to be published in the next issue of Transactions of IAA RAS the following issues will be considered: the methods of calculating the trajectory parameters while entering the Earth atmosphere and the estimation

of their accuracy, as well as the methods of calculating the collisions of bodies with the Moon and the strips of risk on the Earth surface in case the nominal orbit passes the Earth when the probability of the collision is high, and other tasks.

Keywords: collisions of bodies with Earth, collision probability, estimation methods of collision probability, orbits, asteroids.