

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
НАУКИ ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ АСТРОНОМИИ РОССИЙСКОЙ  
АКАДЕМИИ НАУК

На правах рукописи

Вавилов Дмитрий Евгеньевич

**Оценка вероятности столкновения с Землей вновь открытого  
небесного тела**

01.03.01 — астрометрия и небесная механика

Автореферат

диссертации на соискание учёной степени  
кандидата физико–математических наук

Санкт-Петербург — 2015

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте прикладной астрономии Российской академии наук.

Научный руководитель: доктор физико–математических наук,  
профессор  
Медведев Юрий Дмитриевич

Официальные оппоненты: доктор физико–математических наук  
Девяткин Александр Вячеславович,  
Главная астрономическая обсерватория РАН,  
зам. директора по научной работе

доктор физико–математических наук  
Соколов Леонид Леонидович,  
Санкт-Петербургский государственный  
университет, профессор

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное  
учреждение науки Институт астрономии РАН

Защита состоится “9” октября 2015 г. в \_\_\_\_ ч. \_\_\_\_ мин. на заседании диссертационного совета Д 002.067.01 при Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте прикладной астрономии Российской академии наук по адресу: 191187, г. Санкт-Петербург, наб. Кутузова, 10.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института прикладной астрономии Российской академии наук и на сайте  
[http://www.ipa.nw.ru/diss\\_sov/zased.htm](http://www.ipa.nw.ru/diss_sov/zased.htm).

Автореферат разослан «\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2015 г.

Учёный секретарь диссертационного совета,  
кандидат физико-математических наук

Бондаренко Ю.С.

**Актуальность темы.** На данный момент интерес к проблеме астероидно-кометной опасности достаточно высок, особенно это связано с падением на Землю Чебаркульского метеорита. Данное явление показало, что даже не очень большие по космическим масштабам астероиды могут представлять определенную опасность для инфраструктуры и жизни людей, в случае столкновения таких объектов с Землей. Астероидно-кометная опасность выделяется из круга задач противодействия различным катастрофам, поскольку столкновение с большим космическим телом может привести к гибели всего живого на планете.

Для предотвращения этой угрозы необходимо иметь комплекс методов для определения орбит малых тел Солнечной системы и степени их опасности для Земли. Оценка степени опасности того или иного объекта напрямую связана с задачей определения вероятности столкновения объекта с Землей. В связи с возросшим темпом получения наблюдений астероидов, сближающихся с Землей, необходимо иметь быструю (линейную) и надежную методику для оценки вероятности столкновения малых тел с Землей, поскольку после каждого нового наблюдения объекта значение вероятности меняется и ее приходится оценивать заново. Существующие линейные методы оценивают вероятность столкновения с недостаточной точностью в случае, когда потенциальное столкновение происходит далеко от номинального положения астероида.

**Цель и задачи работы.** Целью данной работы являлась разработка быстрой методики обнаружения потенциальных столкновений с Землей вновь открытых малых тел Солнечной системы и вычисление вероятности этих событий, которую можно использовать для случая, когда моменты потенциальных столкновений далеки от эпохи наблюдения. Для этого необходимо решить следующие задачи:

- Разработать линейный метод оценки вероятности столкновения астероида с Землей, который можно использовать для случая, когда потенциальное столкновение далеко от номинального положения астероида.

- Произвести сравнение всех используемых методов оценки вероятности столкновения астероидов с Землей.

### **Научная новизна работы.**

- Разработана методика определения орбит вновь открытых малых тел Солнечной системы, основанная на переборе плоскостей орбитального движения.
- Разработана оригинальная криволинейная система координат, связанная с орбитой малого тела.
- Решена задача нахождения уравнения формы Земли в новой разработанной системе координат.
- Разработан новый линейный метод оценки вероятности столкновения малого тела с Землей, использующий оригинальную криволинейную систему координат.
- Проведено детальное сравнение используемых в мире методов оценки вероятности столкновения. Показано, что в определенных случаях нелинейные методы вариации одного параметра дают менее точные оценки вероятности столкновения, чем линейные методы.

**Практическая ценность.** Важной задачей является оперативное определение орбиты и вероятности столкновения малого тела Солнечной системы с Землей. Актуальной научной и практической задачей является создание и поддержка списка угрожающих Земле небесных тел.

Создан комплекс программ, позволяющий определять орбиты вновь открываемых малых тел Солнечной системы и оперативно оценивать вероятность их столкновения с Землей. Данный комплекс применяется в работах, связанных с астероидно-кометной опасностью, в лаборатории малых тел Солнечной системы ИПА РАН.

**Публикации по теме диссертации.** Основные результаты по теме диссертации опубликованы в 16 работах. Во всех работах диссертант участвовал в постановке задачи, им были решены поставленные задачи и проведен

анализ полученных результатов. Перечень работ приведен в конце автореферата.

### **Результаты, выносимые на защиту.**

- Разработан новый линейный метод оценки вероятности столкновения малого тела Солнечной системы с Землей, использующий криволинейную систему координат, связанную с номинальной орбитой малого тела.
- Результаты сравнения методов показали преимущество разработанного линейного метода оценки вероятности столкновения по сравнению с линейным методом, использующим декартову систему координат, и с методом плоскости цели.
- Теоретически и практически показано, что в определенных случаях нелинейные методы вариации одного параметра дают менее точные оценки вероятности столкновения, чем линейные методы.
- Статистически получено, что метод Line Of Variations Sampling является более надежным, чем метод вариации среднего движения.

**Апробация работы.** Основные результаты диссертации докладывались на семинарах ИПА РАН, ГАО РАН, ИНАСАН и на семинарах кафедры небесной механики СПбГУ. Результаты также докладывались на конференциях: "IV Пулковской молодежной астрономической конференции" (ГАО РАН, 2012), Всероссийской астрометрической конференции "Пулково-2012" (ГАО РАН, 2012), молодежной конференции "Фундаментальные и прикладные космические исследования" (ИКИ РАН, 2013), и на международных конференциях "Околосемная астрономия-2013" (Туапсе, 2013), "Asteroids, Comets, Meteors" (Хельсинки, 2014), "Journees" (Санкт-Петербург, 2014), "GAIA-FUN-SSO 3" (Париж, 2014), "Planetary Defence" (Рим, 2015).

**Структура диссертации.** Диссертация состоит из четырех глав, введения, заключения и списка литературы. Она изложена на 118 страницах

(112 страниц основного текста, 6 страниц списка литературы), включает 9 таблиц и 23 рисунка. Библиографический список содержит 59 наименований.

Во *введении* приводится история возникновения задачи оценки вероятности столкновения малого тела Солнечной системы с Землей и краткий анализ состояния этой проблемы на сегодняшний момент; обосновывается актуальность темы диссертации; формулируются цели, указываются научная новизна, практическая значимость результатов работы, перечисляются положения, выносимые на защиту; приводятся сведения по публикациям и апробации работы, а также краткое содержание диссертации.

В *первой главе* «Астероидно-кометная опасность» дано описание документально засвидетельствованных региональных катастроф, связанных с падением на Землю космического тела (падение Тунгусского метеорита в 1908 г., Сихоте-Алинского дождя железных метеоритов в 1947 г. и Чебаркульского метеорита в 2013 г.). Описываются понятия минимального расстояния между двумя орбитами (MOID), объектов, сближающихся с Землей, и потенциально опасных объектов. Приводится классификация объектов, сближающихся с Землей. Идет описание двух используемых на данный момент шкал оценки опасности малого тела для Земли и людей, основывающихся на вероятности столкновения данного тела с Землей и его кинетической энергии.

Во *второй главе* идет описание задачи определения орбиты малого тела Солнечной системы. В этой главе приводятся основные уравнения, которые используются в прямых и не прямых методах определения орбиты. Отмечается недостаток основных методов определения орбиты, связанный с применением итераций для вычисления геоцентрических расстояний объекта. Дано описание дифференциального метода улучшения орбиты с методикой вычисления матрицы коэффициентов условных уравнений.

Также в данной главе описывается новый метод определения орбиты, основанный на переборе плоскостей орбитального движения малого тела [1]. Основная цель этого метода — избежать применения последовательных приближений для нахождения топоцентрических расстояний. Вместо нахождения невозмущенной кеплеровой орбиты малого тела, про-

ходящей через три наблюдения, находится первое приближение орбиты, а затем, орбита улучшается дифференциальным методом.

Топоцентрические расстояния  $\rho_j$  на моменты  $t_j$  непосредственно зависят только от угла наклона орбиты  $i$ , долготы восходящего узла  $\Omega$  и от наблюдений малого тела  $\mathbf{l}_j$ . Для нахождения орбиты требуется определить гелиоцентрические расстояния объекта на 2 момента времени. Уравнения связи гелиоцентрических векторов  $\mathbf{r}_j$  с геоцентрическими расстояниями  $\rho_j$  выглядит так:

$$\mathbf{r}_j = \rho_j(i, \Omega, \mathbf{l}_j) \cdot \mathbf{l}_j + \mathbf{Y}_j, \quad (j = \overline{(1, n)}).$$

В предложенном методе начальное приближение орбиты малого тела находится перебором плоскостей орбитального движения, т.е. перебором угла наклона  $i$  и долготы восходящего узла  $\Omega$  плоскости орбиты [1]. Прежде всего, выбираются 2 опорных наблюдения (обычно это первое и последнее наблюдение, но возможны и другие комбинации, например в случае, если известно, что ошибки некоторых наблюдений меньше остальных). Затем значения топоцентрических расстояний  $\rho_j$  находятся как длины отрезков векторов направления  $\mathbf{l}_j$  на объект от наблюдателя до его пересечения с плоскостью, с выбранным наклоном и долготой восходящего узла. Величины  $\rho_j$  определяются формулой:

$$\rho_j = \left| \frac{(\mathbf{N}, \mathbf{Y}_j)}{(\mathbf{N}, \mathbf{l}_j)} \right|,$$

где  $\mathbf{N} = (\sin i \cdot \sin \Omega, -\sin i \cdot \cos \Omega, \cos i)$  — вектор нормали к плоскости орбиты.

Далее, на моменты времени наблюдений вводятся поправки за аберрацию ( $t'_j = t_j - \frac{1}{c}\rho_j$ ), где  $c$  — скорость света. Затем по двум гелиоцентрическим положениям и моментам времени [3], находится орбита. Наконец, вычисляются разности между наблюдаемым и вычисленным положением тела ( $O - C$ ), и определяется значение среднеквадратической ошибки представления наблюдений

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{2n} \sum_{j=0}^n (\alpha_j - \alpha_j^c)^2 \cos^2 \delta_j + (\delta_j - \delta_j^c)^2}.$$

Величина  $\sigma$  показывает насколько хорошо эта орбита описывает данный набор наблюдений. Если известны веса наблюдений, то их можно учесть в выражении для  $\sigma$  [2].

Среди всех вычисленных значений среднеквадратической ошибки  $\sigma$  выбирается наименьшее. Элементы орбиты, дающие наименьшее  $\sigma$ , берутся за начальное приближение орбиты малого тела. В случаях, когда имеется несколько орбит с близкими значениями  $\sigma$  и сильно различающимися наборами элементов, рассматриваются несколько возможных вариантов орбиты. Затем полученные элементы орбиты улучшаются дифференциальным методом.

Данный метод показал высокую надежность для определения орбит вновь открытых тел Солнечной системы. Из 34 выбранных случайно вновь открытых астероидов с сайта Центра малых планет [6] разработанный метод определил орбиты для всех объектов, в то время как классическим методом Гаусса для 11 из них не была найдена предварительная орбита, пригодная для улучшения дифференциальным методом.

В *третьей главе* описывается понятие облака виртуальных астероидов и рассматриваются все используемые на данный момент методы оценки вероятности столкновения, их преимущества и недостатки.

Метод Монте-Карло является самым простым и самым теоретически обоснованным методом. В данном методе делается предположение, что ошибки параметров орбиты на среднюю эпоху наблюдений распределены по нормальному закону. Ошибки параметров орбиты позволяют определить облако виртуальных астероидов. Из облака виртуальных астероидов на среднюю эпоху наблюдений выбираются астероиды и их орбиты интегрируются вперед до момента немного превышающего предполагаемый момент столкновения. Вероятность столкновения  $P_{MC}$  равна количеству объектов  $k$ , столкнувшихся с Землей, деленное на общее количество выбранных объектов  $n$  ( $P_{MC} = \frac{k}{n}$ ). Для данного метода существует явное выражение для среднеквадратической ошибки  $\sigma_{MC}$  получаемого результата. Она равна  $\sigma_{MC} = \frac{P_{MC}}{\sqrt{k}}$ . В связи с этим количество орбит, которые нужно проинтегрировать, линейным образом зависит от значения вероятности столкновения, поэтому метод Монте-Карло неэффективен для случаев не



очень высокой вероятности столкновения. Однако поскольку данный метод не имеет дополнительных предположений кроме нормального распределения ошибок параметров орбиты в начальный момент, то он не имеет дополнительных ограничений в использовании.

В линейном методе оценки вероятности столкновения делается предположение, что ошибки параметров орбиты сохраняют нормальный закон распределения на всем рассматриваемом интервале времени. Это предположение вводит ограничение на использование методов такого типа, однако приводит к резкому уменьшению времени вычисления вероятности. Вероятность столкновения астероида с Землей в момент  $t$  равна вероятности, что этот астероид в момент времени  $t$  будет находиться в той области, которую занимает Земля. Так как делается предположение, что нормальный закон распределения ошибок сохраняется на всем интересующем нас интервале времени, то эта вероятность вычисляется как шестикратный интеграл от нормальной функции распределения по шестимерной области Земли  $\Theta_t$  в момент времени  $t$ . В пространстве декартовых координат область  $\Theta_t$  с достаточной точностью является шаром. Поскольку не накладываются дополнительные ограничения на скорость столкновения астероида с Землей, то  $\Theta_t$  в пространстве скоростей будет  $(-\infty, +\infty) \times (-\infty, +\infty) \times (-\infty, +\infty)$ . Значит можно аналитически проинтегрировать функцию распределения плотности вероятности по всему пространству скоростей [5]. Оставшийся тройной интеграл вычисляется численно.

Основное преимущество линейных методов это скорость вычисления. При вычислении вероятности требуется проинтегрировать орбиту малого тела только один раз, в отличие от нелинейных методов, где требуется проинтегрировать больше нескольких тысяч орбит виртуальных астероидов. Однако из-за предположения о сохранении нормального закона распределения ошибок со временем, данный метод может использоваться только в случае отсутствия тесных сближений облака виртуальных астероидов с массивными телами. Существенным ограничением данного метода является то, что его нельзя использовать, если потенциальное столкновение происходит достаточно далеко от номинального положения астероида. Проблема связана с тем, что, при использовании декартовой системы координат

в линейном методе, область возможных положений астероида может определяться неверно.

Основная идея нелинейных методов вариации одного параметра состоит в том, чтобы рассматривать виртуальные астероиды, у которых один параметр орбиты отличается от номинального значения [4]. Варьируя один параметр орбиты тела, находится виртуальный астероид, имеющий самое тесное сближение с Землей. Далее, этот виртуальный астероид рассматривается как номинальный, и вычисляется его вероятность столкновения с Землей  $\tilde{P}$  линейным методом. Поскольку этот виртуальный астероид не является номинальным, то делается поправка на значение вероятности столкновения  $P = \tilde{P}e^{-\sigma_*^2/2}$ , где  $\sigma_*$  есть отклонение варьируемого параметра орбиты у найденного виртуального астероида от номинального значения, выраженное в единицах ошибки этого параметра.

В методе вариации среднего движения в качестве варьируемого параметра берется среднее движение (или большая полуось). В методе Line Of Variations Sampling производится вариация того параметра, который хуже всего определяется, т.е. имеет наибольшую ошибку. Таким образом, линия вариации (LOV) это главная ось шестимерного эллипсоида рассеяния, определяемая через тот собственный вектор нормальной матрицы параметров орбиты, который соответствует наименьшему собственному числу этой матрицы.

Метод вариации одного параметра является нелинейным, однако учет нелинейности между ошибками параметров на разные моменты времени идет только для одного параметра (варьируемого), а для остальных пяти параметров предполагаются линейные связи. Однако, даже для случая когда полностью отсутствуют тесные сближения, и предположение о линейности полностью выполняется для всех шести параметров орбиты, используя метод вариации одного параметра, можно получить неверное значение вероятности столкновения.

В главе приводится теоретическое обоснование, подтверждающее данный недостаток. Для простоты рассмотрен одномерный случай, когда имеется только один параметр орбиты, и предположение о сохранении нормального закона полностью выполняется. Пусть область, ведущая к столк-

новению, является отрезком  $[3; 5]$  ошибок данного параметра. В этом случае вероятность столкновения с Землей равна

$$\frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_3^5 e^{-\frac{x^2}{2}} dx = 1.4 \cdot 10^{-3}.$$

Если использовать подход метода вариации одного параметра, то вероятность оценивается как

$$e^{-\frac{\sigma_*^2}{2}} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{3-\sigma_*}^{5-\sigma_*} e^{-\frac{x^2}{2}} dx,$$

где  $\sigma_*$  — значение параметра в единицах ошибки у виртуального астероида, имеющего самое тесное сближение с центром Земли. Величина  $\sigma_*$  в нашем случае может принимать значения от 3 до 5. Таким образом вероятность столкновения, оцениваемая подходом вариации одного параметра, зависит от параметра  $\sigma_*$  у найденного виртуального астероида и может принимать значение в пределах от  $5.3 \cdot 10^{-3}$  до  $1.8 \cdot 10^{-6}$ . Если принять среднее значение параметра для найденного виртуального астероида, то вероятность столкновения будет оценена как  $2.3 \cdot 10^{-4}$ , что на один порядок меньше, чем действительная. Отклонение значения вероятности столкновения, оцененная методом вариации одного параметра, от действительного зависит от размера области, ведущей к столкновению, ее расположения, а также от значения варьируемого параметра у виртуального астероида, имеющего самое тесное сближение с центром Земли. Стоит заметить, что в этом случае линейный метод оценки вероятности столкновения даст верный результат.

В главе отмечается, что в шестимерном случае для метода вариации одного параметра, может получиться ситуация, что параметры орбиты найденного виртуального астероида, имеющего самое тесное сближение с Землей, будут очень далеки от номинального значения, и вероятность, тем самым, будет оценена как очень маленькая, хотя в действительности она будет значительной. Также может случиться ситуация, что значение варьируемого параметра у найденного виртуального астероида будет сильно отличаться от области, ведущей к столкновению. В этом случае потенциальное столкновение может быть не обнаружено.

Четвертая глава посвящена новому, линейному методу оценки вероятности столкновения малого тела с Землей, который можно применять для случая, когда потенциальное столкновение происходит далеко от номинального положения астероида. Для этого разработана специальная криволинейная система координат, связанная с номинальной орбитой малого тела. Эта система позволяет учесть, тот факт, что ошибка положения малого тела распространяется преимущественно вдоль номинальной орбиты. Криволинейная система конструируется следующим образом. Фиксируется оскулирующая орбита малого тела (или пять параметров оскулирующего эллипса). Одной из координат этой системы является средняя аномалия  $M$ , которая определяет положение точки на эллипсе. Начало отсчета двух декартовых координат  $\xi$  и  $\eta$  является точкой, которая соответствует данному  $M$ . Ось  $\xi$  перпендикулярна плоскости фиксированного эллипса. Ось  $\eta$  определяется из условия ортогональности введенной системы координат. Данная система схематически изображена на Рис. 1.

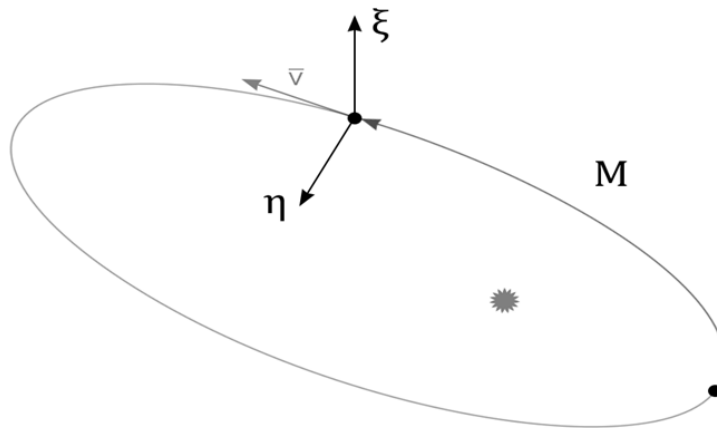


Рис. 1. Система координат  $(\xi, \eta, M)$

В этой главе описывается переход из введенной системы координат в эклиптическую декартову и обратно. Описан процесс нахождения  $\mathbf{N}_{\xi\eta M}$  — нормальной матрицы в разработанной системе.

Для нахождения области, которую занимает Земля в данной системе координат, выполняется следующий подход. Пусть  $(\xi_e, \eta_e, M_e)$  — координаты центра Земли в криволинейной системе. Вводится параметр  $d = \frac{\dot{M}}{V}$ , где  $\dot{M}$  — производная координаты  $M$  по времени, а  $V$  — модуль скорости астероида в эклиптической системе координат в точке, соответствующей

$M_e$ . Поскольку радиус Земли  $R_{\oplus} \ll 1$  а.е., получается, что область Земли в криволинейной системе может быть задана уравнением

$$(\xi - \xi_e)^2 + (\eta - \eta_e)^2 + \frac{(M - M_e)^2}{d^2} \leq R_{\oplus}^2,$$

что является уравнением шара в системе  $(\xi, \eta, \frac{M}{d})$ .

Зная область Земли  $\Theta_t$  в момент времени  $t$  и нормальную матрицу  $\mathbf{N}_{\xi\eta M}$ , вероятность столкновения вычисляется как

$$P = \frac{|\det \mathbf{N}_{\xi\eta M}|^{\frac{1}{2}}}{(2\pi)^3} \int_{\Theta_t} e^{-\frac{1}{2} \mathbf{x}^T \mathbf{N}_{\xi\eta M} \mathbf{x}} d\mathbf{x}, \quad (1)$$

где  $x$  — шестимерный вектор отклонений  $(\xi, \eta, M, \dot{\xi}, \dot{\eta}, \dot{M})$  от номинальных значений,  $\det \mathbf{N}_{\xi\eta M}$  — определитель матрицы  $\mathbf{N}_{\xi\eta M}$ . Этот шестикратный интеграл сначала берется аналитически по скоростным компонентам  $(\dot{\xi}, \dot{\eta}, \dot{M})$  от  $(-\infty, +\infty)$ , а затем оставшийся тройной интеграл вычисляется численно. Для ускорения данного процесса применяется спектральное разложение нормальной матрицы, что позволяет свести вычисление тройного интеграла к произведению трех однократных интегралов.

В таблице 1 приведены сравнения вероятностей столкновения, полученные по различным методам.  $P_{\xi\eta M}$  — по разработанному методу,  $P_{xyz}$  — по линейному методу, использующему декартову систему координат,  $P_{LOV}$  — по методу LOV,  $P_n$  — вариации среднего движения,  $P_{MC}$  — Монте-Карло. Поскольку метод Монте-Карло не содержит дополнительных ограничений в использовании, вычисленные им значения вероятностей столкновения берутся как эталонные. В данной таблице жирным выделены значения, которые не совпадают в пределах  $3\sigma_{MC}$  со значениями  $P_{MC}$ .

Из таблицы видно, в 6-ти случаях из 14-ти линейным методом, использующим декартову систему координат, не удалось определить потенциальное столкновение, в то время как разработанным методом они были определены. Предложенная криволинейная система позволяет учесть тот факт, что ошибка положения малого тела распространяется преимущественно вдоль номинальной орбиты. Отклонение значений  $P_{\xi\eta M}$  у астероидов 2006 JY26 и 2007 VK184 от взятых за эталонные значения, полученные

Таблица 1. Сравнение методов

Объект	$P_{\xi\eta M}$	$P_{xyz}$	$P_{LOV}$	$P_n$	$P_{MC}$
2006 JY26	$1.1 \cdot 10^{-4}$	$1.1 \cdot 10^{-4}$	$6.3 \cdot 10^{-5}$	<b>0</b>	$5.6 \cdot 10^{-5}$
2010 UK	$2.6 \cdot 10^{-3}$	$2.7 \cdot 10^{-3}$	$2.8 \cdot 10^{-3}$	$2.4 \cdot 10^{-3}$	$3.1 \cdot 10^{-3}$
2006 QV89	$2.2 \cdot 10^{-3}$	$2.3 \cdot 10^{-3}$	$2.2 \cdot 10^{-3}$	$2.1 \cdot 10^{-3}$	$1.8 \cdot 10^{-3}$
2011 AG5	$5.1 \cdot 10^{-4}$	$5.0 \cdot 10^{-4}$	$4.9 \cdot 10^{-4}$	$4.6 \cdot 10^{-4}$	$5.3 \cdot 10^{-4}$
2007 VK184	<b><math>3.0 \cdot 10^{-5}</math></b>	<b><math>2.9 \cdot 10^{-5}</math></b>	<b><math>1.1 \cdot 10^{-5}</math></b>	<b><math>1.1 \cdot 10^{-5}</math></b>	$6.2 \cdot 10^{-6}$
2007 VE191	$6.3 \cdot 10^{-4}$	<b>0</b>	$6.4 \cdot 10^{-4}$	<b>0</b>	$6.4 \cdot 10^{-4}$
2008 СК70	$6.4 \cdot 10^{-4}$	$6.4 \cdot 10^{-4}$	$6.1 \cdot 10^{-4}$	<b>0</b>	$6.4 \cdot 10^{-4}$
2009 JF1	$6.6 \cdot 10^{-4}$	$6.6 \cdot 10^{-4}$	$6.3 \cdot 10^{-4}$	$6.3 \cdot 10^{-4}$	$7.4 \cdot 10^{-4}$
2012 MF7	$4.0 \cdot 10^{-4}$	<b>0</b>	$2.6 \cdot 10^{-4}$	$2.7 \cdot 10^{-4}$	$3.1 \cdot 10^{-4}$
2014 WA	$4.5 \cdot 10^{-7}$	<b>0</b>	<b><math>7.4 \cdot 10^{-7}</math></b>	<b><math>3.1 \cdot 10^{-4}</math></b>	$3.5 \cdot 10^{-7}$
2008 JL3	$4.7 \cdot 10^{-4}$	$4.8 \cdot 10^{-4}$	$4.8 \cdot 10^{-4}$	$4.8 \cdot 10^{-4}$	$3.0 \cdot 10^{-4}$
2005 BS1	$1.5 \cdot 10^{-4}$	<b>0</b>	$1.5 \cdot 10^{-4}$	$1.5 \cdot 10^{-4}$	$1.4 \cdot 10^{-4}$
2005 QK76	$3.8 \cdot 10^{-5}$	<b>0</b>	$3.8 \cdot 10^{-5}$	<b>0</b>	$4.3 \cdot 10^{-5}$
2007 KO4	$4.0 \cdot 10^{-7}$	<b>0</b>	$6.4 \cdot 10^{-7}$	$9.7 \cdot 10^{-7}$	$7.3 \cdot 10^{-7}$

по методу Монте-Карло, связаны с наличием сближений этих астероидов с Землей до момента потенциального столкновения. Однако в случае отсутствия тесных сближений, предлагаемый метод работает быстро и надежно. Скорость вычисления данным методом в несколько тысяч раз превосходит методы вариации одного параметра.

Можно также заметить, что имеются случаи, когда линейные методы дают более точные оценки вероятности столкновения, чем методы вариации среднего движения и метод LOV (2006 JY26, 2007 VE191, 2008 СК70, 2005 QK76). Данный факт был предсказан теоретически и нашел свое подтверждение на практике. Однако основываясь на полученной статистике можно утверждать, что метод Line Of Variations Sampling более надежен, чем метод вариации среднего движения.

Вместе с этим в четвертой главе рассматривается астероид 2010 RF12. Он был открыт 5 сентября 2010 года и наблюдался вплоть до 8 сентября 2010 года. За этот период было получено 324 позиционных наблюдения с 25 обсерваторий мира. После астероид был потерян. Через несколько часов после последнего наблюдения он испытал очень тесное сближение с Землей. Вероятность столкновения данного астероида с Землей в 2095 году различными методами оценивается в несколько процентов ( $P_{\xi\eta M} = 6.12 \cdot 10^{-2}$ ,

$P_{LOV} = 3.51 \cdot 10^{-2}$  и  $P_n = 8.76 \cdot 10^{-2}$ ), что хорошо согласуется с данными, приведенными на сайтах лаборатории реактивного движения NASA [7] ( $5.8 \cdot 10^{-2}$ ) и Пизанского университета [8] ( $8.52 \cdot 10^{-2}$ ). Однако полученная оценка сверху для этого значения методом Монте-Карло составляет  $3 \cdot 10^{-6}$ , что на 4 порядка меньше. Данный факт показывает, что из-за очень сильного тесного сближения с Землей для расчета вероятности столкновения астероида 2010 RF12 применим только метод Монте-Карло.

В *заключении* перечислены основные результаты, вошедшие в диссертационную работу.

**Публикации по результатам работы.** Основные результаты работы опубликованы в следующих статьях:

1. Vavilov D.E., Medvedev Yu.D. A fast method for estimation of the impact probability of near-Earth objects // Monthly Notices of the Royal astronomical society. — 2015. — № 446. — P. 705—709.
2. Vavilov D.E., Medvedev Yu.D. The linear method for impact probability estimation using a curvilinear coordinate system [Электронный ресурс] // Proc. Planetary Defense Conference. — Rome: IAA, 2015. — URL: <https://www.wuala.com/IAADrive/IAADrive/PDC2015/1-Conference%20documents/2-Abstracts-Papers-Presentations/2-Papers/2-%20Session%202/IAA-PDC-15-02-11%20Vavilov%20-%20The%20linear%20method%20for%20impact.docx?key=leIcKIvrtGl1> (13.06.2015).
3. Vavilov D.E., Medvedev Yu.D. Method of Determining the Small Bodies Orbits in the Solar System Based on an Exhaustive Search of Orbital Planes // Proceedings of GAIA-FUN-SSO 2014 Third "Gaia Follow-up Network for Solar System Objects" Workshop. — Paris: IMCCE, 2015. — P. 123—126.
4. Vavilov D.E., Medvedev Yu.D. Method of determining the small bodies orbits in the Solar system based on an exhaustive search of orbital planes // Proceedings of the Journees 2014. — Paris: IMCCE, 2015. — P. 123—124.

5. Бондаренко Ю.С., Вавилов Д.Е., Медведев Ю.Д. Метод определения орбит малых тел Солнечной системы, основанный на переборе орбитальных плоскостей // *Астрономический вестник*. — М., 2014. — Т. 48, № 3. — С. 229—233.
6. Вавилов Д.Е., Медведев Ю.Д. Определение орбиты и вероятности столкновения с Землей вновь открытого небесного тела // *Экологический вестник научных центров ЧЭС*. — Кубань, 2013. — №4, Т. 3. — С. 48—52.
7. Вавилов Д.Е., Медведев Ю.Д. Определение орбит астероидов, сближающихся с Землей, с учетом априорной точности их наблюдений // *Труды Института прикладной астрономии РАН*. — СПб.: ИПА РАН, 2013. — Вып. 27. — С. 126—131.
8. Вавилов Д.Е., Медведев Ю.Д. Определение орбит небесных тел, сближающихся с Землей // *Известия Главной астрономической обсерватории в Пулкове* № 220. — СПб.: ГАО РАН, 2013. — С. 179-183.

Результаты работы отражены также в следующих тезисах конференций:

1. Вавилов Д.Е., Медведев Ю.Д. Новый метод определения орбит вновь открытых малых тел Солнечной системы // *Тезисы IV Пулковской молодежной астрономической конференции*. — СПб.: ГАО РАН, 2012. — С. 10
2. Медведев Ю.Д., Бондаренко Ю.С., Вавилов Д.Е., Железнов Н.Б. Определение орбит небесных тел, сближающихся с землей // *Тезисы докладов всероссийской астрометрической конференции "Пулково-2012"*. — СПб.: ГАО РАН, 2012. — стр. 43.
3. Вавилов Д.Е. Универсальный метод определения орбит малых тел Солнечной системы // *Тезисы X Конференции молодых ученых "Фундаментальные и прикладные космические исследования"*. — М.: ИКИ РАН. — 2013. — С. 14



4. Вавилов Д.Е., Медведев Ю. Д. Определение орбиты и вероятности столкновения с Землей вновь открытого небесного тела // Международная конференция "Околосемная астрономия-2013" сборник тезисов. — М.: ИНАСАН, 2013. — С. 42—43.
5. Vavilov D., Medvedev Y. Fast method for the estimation of impact probability of near-Earth objects // Asteroids, Comets, Meteors Book of Abstracts. — Finland: Un. of Hel., 2014. — P. 571.
6. Vavilov D., Medvedev Yu. Method of determining the orbits of the small bodies in the Solar system based on an exhaustive search of orbital planes // JOURNEES 2014 book of abstracts. — Paris: IMCCE, 2014. — P. 20.
7. Vavilov D., Medvedev Y. Method of Determining Small Bodies' Orbits Based on an Exhaustive Search of Orbital Planes // GAIA-FUN-SSO 3 Book of Abstracts. — Paris: IMCCE, 2014. — P. 22—23.
8. Vavilov D.E., Medvedev Y.D. The linear method for impact probability estimation using a curvilinear coordinate system [Электронный ресурс] // Planetary Defence Conference book of abstracts. — Rome: IAA, 2015. — URL: <https://www.wuala.com/IAAdrive/IAAdrive/PDC2015/1-Conference%20documents/2-Abstracts-Papers-Presentations/1-Abstracts/IAA-PDC-15-02-11%20Vavilov%20-%20The%20linear%20method.doc?key=leIcKIvrtGl1> (13.06.2015).

## Литература

- [1] Бондаренко Ю.С., Вавилов Д.Е., Медведев Ю.Д. Метод определения орбит малых тел Солнечной системы, основанный на переборе орбитальных плоскостей // Астр. вестн. — М. — 2014. — Т. 48, № 3. — С. 229—233.
- [2] Вавилов Д.Е., Медведев Ю.Д. Определение орбит астероидов, сближающихся с Землей, с учетом априорной точности их наблюдений // Труды Института прикладной астрономии РАН. — СПб., 2013. — Вып. 27. — С. 126—131.
- [3] Холшевников К.В., Титов В.Б. Задача двух тел. — СПб.: СПбГУ, 2007. — 180 с.
- [4] 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.
- [5] Vavilov D. E., Medvedev Yu. D. A fast method for estimation of the impact probability of near-Earth objects // Monthly Notices of the Royal astronomical society. — 2015. — № 446 — P. 705—709.
- [6] IAU Minor Planet Center: [сайт] — URL: <http://minorplanetcenter.net/iau/mpc.html/> (10.06.2015).
- [7] Jet Propulsion Laboratory NASA: [сайт] — URL: <http://neo.jpl.nasa.gov/risk/> (10.06.2015).
- [8] NEODyS: [сайт] — URL: <http://newton.dm.unipi.it/neodyS/> (10.06.2015).