

УДК 52-17:: 521.182::523.44

БЫСТРОЕ ЧИСЛЕННОЕ ОЦЕНИВАНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ АСТЕРОИДА С ПЛАНЕТОЙ

© 2012 г. Авдюшев В.А., Галушина Т.Ю.

*НИИ прикладной математики и механики
Томского государственного университета, Томск*

Поступила в редакцию XX.XX.2012 г. После исправления XX.XX.2013 г.

RACS: 95.10.Ce, 02.70.-c, 96.30.Ys, 05.45.-a

АБСТРАКТ

В работе предлагается численный метод быстрого оценивания вероятности столкновения астероида с планетой. Метод основан на линейных отображениях начального облака виртуальных астероидов относительно столкновительной орбиты на моменты ожидаемого сближения астероида с планетой и регистрации столкновений виртуальных объектов с массивным телом. Между тем обычно задача оценивания вероятностей столкновения решается путем численного моделирования эволюции облака неопределенности на основе пошагового интегрирования виртуальных орбит, что естественно сопряжено с колоссальными затратами процессорного времени.

Предлагаемый метод тестируется на примере астероидов 2011 AG5 и 2007 VK184, которые на данный момент находятся в списке наиболее опасных объектов, и по Туринской (десятибалльной) шкале имеют пока наивысшую единичную оценку. В результате тестирования показано, что линейные отображения позволяют получать оценки вероятностей на несколько порядков быстрее, нежели при численном интегрировании виртуальных орбит.

ВВЕДЕНИЕ

Наблюдения любого астероида, как бы тщательно они не выполнялись, обременены ошибками различного происхождения, неустранимыми в силу их случайности. При определении орбиты они неизбежно передаются параметрам принятой орбитальной модели, а затем параметрические ошибки — моделируемому положению объекта. Как же тогда оценить эту блуждающую неопределенность от наблюдений к моделируемому положению?

Если ошибки наблюдений — случайные, следовательно, и моделируемые положения астероида становятся случайными, поэтому оценивание неопределенностей в орбитальном движении фактически сводится к исследованию вероятностной орбитальной эволюции. В этом случае уже нельзя точно

определить положение астероида в пространстве, однако, тем не менее, оказывается возможным, по крайней мере, оценить вероятность пребывания объекта в некотором заданном объеме пространства. Именно по этой причине никогда невозможно с уверенностью и однозначно утверждать, столкнется ли с Землей приближающийся к ней астероид или нет; об этом можно говорить только с привлечением вероятностных оценок.

Численное оценивание вероятности столкновения астероида с планетой основано на статистическом и динамическом моделировании¹. Применяя методы регрессионного анализа, из наблюдений определяют орбитальные параметры астероида, составляют ковариационную матрицу параметрических ошибок, и статистическими методами формируют облако виртуальных динамических состояний астероида в фазовом пространстве орбитальных параметров (Avdyushev, 2011). Затем, используя орбитальную модель астероида, облако отображают в физическое пространство на заданный интервал времени, когда ожидается тесное сближение астероида, и регистрируют попадания виртуальных астероидов в тело планеты. Число попавших виртуальных астероидов за одно сближение к общему числу дает оценку вероятности столкновения астероида с планетой. Очевидно, чем больше виртуальных астероидов, тем точнее оценка вероятности.

Отображение облака неопределенности на основе численного моделирования орбитального движения с необходимостью предполагает численное интегрирование орбиты каждого виртуального астероида, что требует значительных затрат процессорного времени, в особенности, если сближение астероида ожидается в неблизком будущем. К тому же размеры планеты-мишени, как правило, чрезвычайно малы в сравнении с протяженностью моделируемого облака неопределенности в физическом пространстве, что, разумеется, сопряжено с малыми вероятностями столкновения астероида с планетой. Следовательно, вычисление таких вероятностей должно быть чрезвычайно трудоемким, поскольку оно фактически выполнимо лишь при наличии весьма большого количества виртуальных астероидов.

Эти проблемы решались бы весьма просто, если бы модель движения была линейной (либо, по крайней мере, почти линейной). Тогда было бы возможным использовать линейные (аналитические) оценки регрессионного анализа без статистического и динамического моделирования огромного количества орбит виртуальных астероидов. К сожалению, все орбитальные модели астероидов, тесно сближающихся с планетами, сильно нелинейны, причем существенное проявление нелинейности возникает при каждом тесном сближении с массивным небесным телом, когда облако неопределенности может быть буквально разорвано на части. Таким образом, статистического моделирования точно не избежать. Однако можно ли избежать численного интегрирования виртуальных орбит? Ведь именно на численное интегрирование, собственно, и тратится колоссальное количество процессорного времени, и только лишь для того чтобы из миллионного роя виртуальных объек-

¹ См., например, (Milani et al., 2000)

тов «поймать» несколько. Однако «ловить» надо, поскольку даже кажущаяся малой вероятность порядка один на миллион весьма значительна для такого явления как столкновение астероида с планетой, а в особенности с Землей.

МЕТОД

Вследствие слабого приливного эффекта (до первого сближения астероида с планетой) облако неопределенности, каким бы оно ни было малым и как бы ни было ориентировано вначале, постепенно увеличивается, вытягиваясь вдоль орбиты, и от эллипсоидального превращается в бананообразное. Такая характерная трансформация облака может быть также интерпретирована как следствие ляпуновской неустойчивости и одновременно орбитальной устойчивости астероидного движения. Вблизи начальной эпохи t_0 , когда облако неопределенности еще подобно эллипсоиду, оно достаточно хорошо описывается ковариационной матрицей C_p для текущего вектора динамического состояния $\hat{\mathbf{p}} = \mathbf{p}(t, \hat{\mathbf{q}})$ на момент времени t :

$$C_p = \left. \frac{\partial \mathbf{p}}{\partial \mathbf{q}} \right|_{t, \hat{\mathbf{q}}} C_q \left. \frac{\partial \mathbf{p}}{\partial \mathbf{q}} \right|_{t, \hat{\mathbf{q}}}^T,$$

получаемой путем временного переноса ковариационной матрицы C_q для начального вектора динамического состояния $\hat{\mathbf{q}}$ на момент времени t_0 посредством матрицы перехода $\partial \mathbf{p} / \partial \mathbf{q}$. Здесь (номинальный) вектор $\hat{\mathbf{q}}$ и ковариационная матрица C_q определяются из наблюдений, а динамическое состояние астероида задается его положением \mathbf{x} и скоростью $\dot{\mathbf{x}}$, т.е. $\mathbf{p} = (\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}})^T$ и $\mathbf{q} = (\mathbf{x}_0, \dot{\mathbf{x}}_0)^T$. Элементы матрицы перехода — это фактически изохронные производные, которые используются при определении орбит. В этом случае для формирования облака неопределенности \mathbf{p} на текущий момент времени t вполне можно использовать линейное преобразование

$$\mathbf{p} = \hat{\mathbf{p}} + \left. \frac{\partial \mathbf{p}}{\partial \mathbf{q}} \right|_{t, \hat{\mathbf{q}}} (\mathbf{q} - \hat{\mathbf{q}}), \quad (1)$$

где \mathbf{q} — вектор виртуального динамического состояния на начальный момент времени t_0 .

Вообще говоря, как бы сильна ни была нелинейность, и как бы существенно ни трансформировалось облако неопределенности, вблизи номинального положения $\hat{\mathbf{p}}$ линейное преобразование (1) достаточно хорошо описывает распределение виртуальных астероидов, и чем ближе к номинальному положению, тем лучше. Следовательно, если бы номинальная орбита была столкновительной, то линейное преобразование (1) можно было бы применить для отображения начального облака неопределенности на моменты сближения с планетой и для сопутствующего выявления других соседних столкновительных орбит с целью оценивания вероятности столкновения ас-

тероида с массивным телом. Совершенно неважно, что будет происходить на периферии линейно и нелинейно отображенных облаков неопределенности. Важно, чтобы в малой окрестности планеты-мишени облака хорошо согласовались. Даже если при сближении из-за сильной нелинейности, формально вызванной сингулярностью внутри планеты, согласованность слабая, можно прибегнуть к двойному последовательному временному отображению (Авдюшев, 2012): в преддверии сближения с планетой, за несколько часов до минимального планетоцентрического расстояния номинального астероида, сначала выполнить линейное отображение (1), а затем — нелинейное, основанное на формулах задачи двух тел, планета–астероид.

Как видно, такой подход позволяет избежать численного интегрирования виртуальных орбит. Однако это только в том случае, если номинальная орбита столкновительная, что, вообще говоря, исключительная редкость. Следовательно, в ином случае нужно найти из множества виртуальных орбит хотя бы одну столкновительную, относительно которой можно было бы сконструировать линейное отображение вида (1). Будем называть такую орбиту целевой.

Существуют различные способы поиска столкновительных орбит (Sitarski, 1999; Milani et al., 2002; Ивашкин, Стихно, 2008), однако в контексте поставленной задачи, на наш взгляд, было бы вполне уместным воспользоваться уже имеющимся у нас под рукой математическим инструментарием, вместо того чтобы прибегать к предлагаемым другими авторами.

Поиск целевой орбиты можно выполнять следующим образом (Авдюшев, 2012). Моделируем начальное облако виртуальных астероидов и отображаем его линейно на момент, когда номинальный астероид достигнет наименьшего расстояния до планеты. В данном случае номинальная орбита выступает в качестве нулевого приближения целевой орбиты. Затем из начального облака выбираем тот виртуальный астероид, который при сближении, согласно линейному отображению (1), обеспечивает минимальное планетоцентрическое расстояние. Орбиту этого астероида принимаем за следующее приближение целевой орбиты. Теперь относительно нее строим линейное отображение, которое применяем к начальному облаку виртуальных астероидов, и так далее, пока на очередной итерации не получим ту же самую орбиту как и на предыдущей итерации. Она и будет искомой целевой. Как показывает практика, для поиска целевой орбиты требуется всего лишь несколько итераций.

ТЕСТИРОВАНИЕ

Быстрые отображения были опробованы для двух астероидов: 2011 AG5 и 2007 VK184 (рис. 1; табл. 1), которые на данный момент возглавляют список наиболее опасных объектов (neo.jpl.nasa.gov), и по Туринской (десятибалльной) шкале имеют пока наивысшую единичную оценку. В табл. 1 для каждого астероида приведены позиционные орбитальные элементы (большая

полуось a ; эксцентриситет e ; наклонение i); оценки диаметра d и массы m , а также абсолютная звездная величина M .

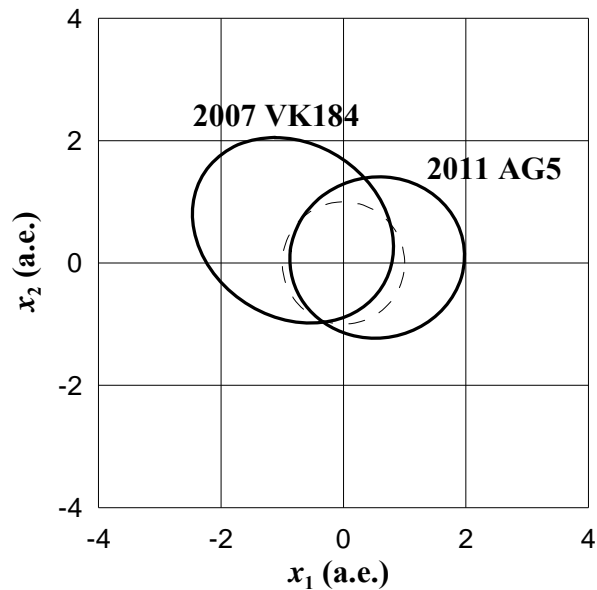


Рис. 1. Орбиты астероидов и Земли (пунктирная линия) в гелиоцентрической системе координат в проекции на плоскость эклиптики

Табл. 1. Орбитальные элементы и физические параметры астероидов

Астероид	a (а.е.)	e	i ($^\circ$)	d (м)	m (кг)	M
2011 AG5	1.4	0.39	3.7	140	$4.0 \cdot 10^9$	22
2007 VK184	1.7	0.57	1.2	130	$3.3 \cdot 10^9$	22

Чтобы сформировать начальное облако виртуальных астероидов, необходимо было предварительно из наблюдений получить оценки орбитальных параметров $\hat{\mathbf{q}}$ и ковариационной матрицы \mathbf{C}_q . Оценивание выполнялось в рамках задачи наименьших квадратов без взвешивания. В результате отбраковки (по правилу трех сигм) были исключены три наблюдения для 2011 AG5 и одно для 2007 VK184. Наблюдения, угловые координаты α и δ — прямое восхождение и склонение, брались с интернет сайта Minor Planet Center (minorplanetcenter.net). Количество используемых наблюдений NO и временные интервалы Δt , покрываемые ими, представлены в табл. 2.

Табл. 2. Результаты обработки наблюдений

Астероид	NO	Δt (сут)	t_0	σ ($''$)	$ \Delta \mathbf{x}_0 $ (а.е.)	$ \Delta \dot{\mathbf{x}}_0 $ (а.е./сут)
2011 AG5	210	317	10.03.2011 г.	0.41	$5.8 \cdot 10^{-7}$	$2.4 \cdot 10^{-8}$
2007 VK184	101	60	13.11.2007 г.	0.43	$2.5 \cdot 10^{-6}$	$2.5 \cdot 10^{-7}$

Численное моделирование астероидных орбит (как для представления наблюдений, так и для последующего прогноза движения) выполнялось в прямоугольных координатах с учетом гравитационного влияния Солнца, больших планет, Плутона, Луны, Цереры, Паллады, Весты, сжатия Земли, а также релятивистских эффектов (от Солнца) в рамках задачи Шварцшильда. Дифференциальные уравнения, лежащие в основе численных моделей, интегрировались методом Эверхарта 19-го порядка (неявным коллокационным методом Рунге–Кутты на разбиении Гаусса–Радно) (Авдюшев, 2010). Положения больших планет, Плутона и Луны, необходимые для определения значений правых частей уравнений, вычислялись по интерполяционным формулам эфемериды DE405 (Standish, 1998), тогда как положения астероидов Цереры, Паллады и Весты моделировались численно (путем интегрирования дифференциальных уравнений их движения) совместно с моделированием орбит 2011 AG5 и 2007 VK184.

Начальная эпоха подбиралась так, чтобы нелинейность обратной задачи (при определении орбитальных параметров, отнесенных на эту эпоху) была минимальной. Для астероидов показатели нелинейности составили порядка 10^{-4} при критическом 0.1 (Avdyushev, 2011). Малые показатели нелинейности фактически говорят о том, что ковариационные матрицы достаточно хорошо описывают неопределенности в орбитальных параметрах и поэтому вполне могут быть использованы для статистического моделирования начальных облаков виртуальных астероидов.

В результате обработки наблюдений среднеквадратические ошибки составили величины, хорошо согласующиеся с дисперсиями ошибок современных наземных астрометрических наблюдений. Они, а также ошибки $|\Delta x_0|$ и $|\Delta \dot{x}_0|$ в определяемых параметрах приведены в табл. 2. Параметрические ошибки оценивались как корни из сумм дисперсий ковариационной матрицы соответственно для координат и скоростей.

Для статистического моделирования облака неопределенности использовалась линейная схема (Avdyushev, 2011)

$$\mathbf{q} = \hat{\mathbf{q}} + \mathbf{C}_q^{1/2} \mathbf{v}, \quad (2)$$

где \mathbf{q} — вектор динамического состояния виртуального астероида; $\hat{\mathbf{q}}$ — вектор номинального динамического состояния, полученный из наблюдений; $\mathbf{C}_q^{1/2}$ — матрица Холецкого: $\mathbf{C}_q^{1/2} (\mathbf{C}_q^{1/2})^T = \mathbf{C}_q$; \mathbf{v} — случайный многомерный (точнее, шестимерный) нормально распределенный вектор с нулевым векторным средним и единичной ковариационной матрицей. В результате многократного использования схемы получаем эллипсоидальное облако виртуальных астероидов в параметрическом пространстве.

Сформированное начальное облако неопределенности для каждого астероида отображалось численной моделью до момента первого опасного сближения с Землей: 05.02.2040 г. для 2011 AG5 и 03.06.2048 г. для 2007 VK184, и оценивалась вероятность столкновения астероида с планетой. Таким образом, моделирование эволюции облаков неопределенности предпола-

гало численное интегрирование каждой виртуальной орбиты на временных интервалах более 10 тыс. сут. Поскольку такое численное моделирование сопряжено с большими затратами процессорного времени, вычисления проводились на суперкомпьютере «Cyberia» (566 двухъядерных процессоров Intel® Xeon® Processor 5150) Томского государственного университета с помощью специально разработанного программного обеспечения (Быкова, Галушина, 2009). Оценки вероятностей для различных объемов выборок виртуальных астероидов *NVA* и требуемые для них затраты процессорного времени приведены в табл. 3 и 4².

Табл. 3. Оценки вероятностей столкновений астероидов с Землей

<i>NVA</i>	Оценка вероятности (%)	
	2011 AG5	2007 VK184
10 тыс.	0.02	0.00
100 тыс.	0.029	0.000
1 млн.	0.0295	0.0001

Табл. 4. Затраты процессорного время на оценивание вероятности столкновения для астероида 2011 AG5

<i>NVA</i>	Процессорное время (мин)	
	Численное интегрирование	Линейное отображение
10 тыс.	941	3 (3 итер.)
100 тыс.	11576	3 (4 итер.)
1 млн.	114954	4 (3 итер.)

Следует заметить, что наша оценка вероятности столкновения для 2011 AG5 почти на порядок меньше оценки НАСА, которая составляет 0.2% (Chesley et al., 2012). Такое расхождение в результатах объясняется главным образом разными подходами в формировании начального облака неопределенности. Насколько нам известно, оценка НАСА получена в рамках взвешенной задачи наименьших квадратов, хотя в данном случае мы не видим особой надобности прибегать к взвешиванию, так как, если судить по невязкам (см. рис. 2 и 3), наблюдения можно рассматривать как равноточные. Кроме того, при определении астероидной орбиты НАСА используемые наблюдения исправлялись за выявленные систематические ошибки в положениях опорных звезд (Chesley et al., 2010).

² В табл. 4 даются показатели быстродействия только для одного астероида, поскольку для второго они подобные.

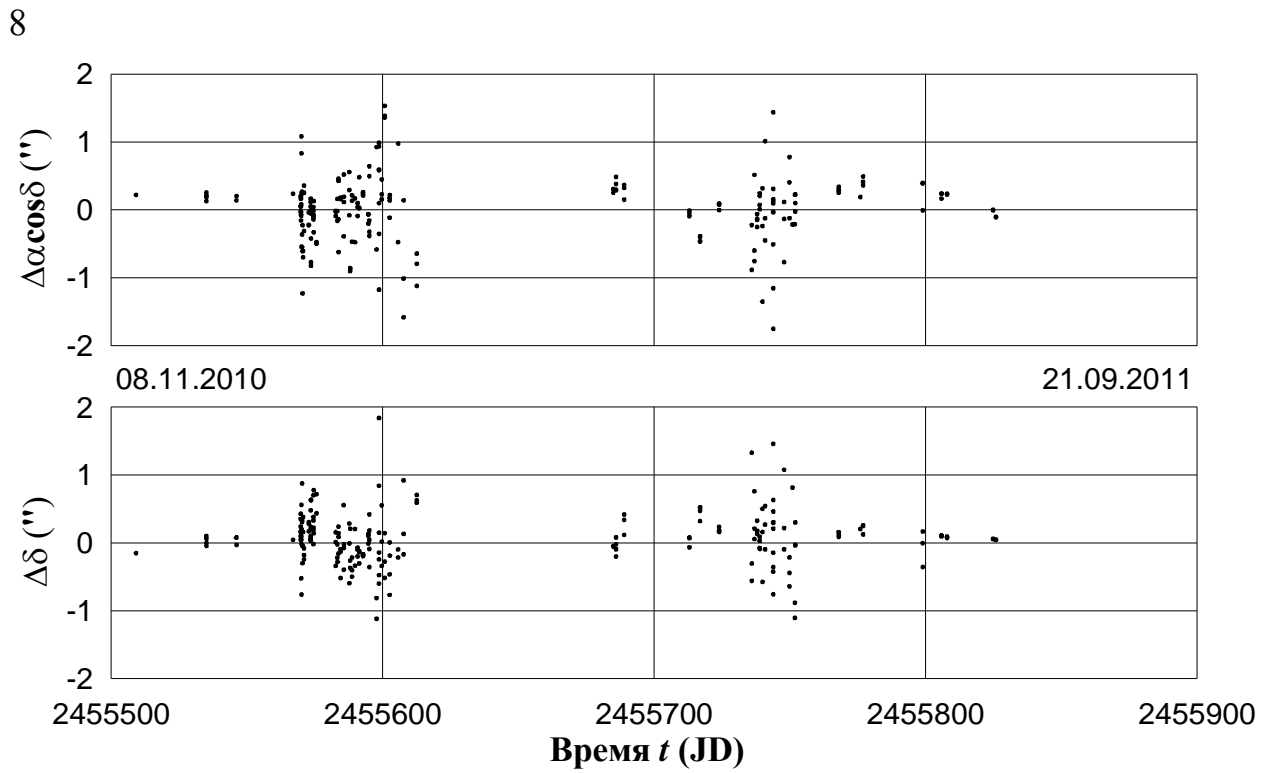


Рис. 2. Невязки для астероида 2011 AG5

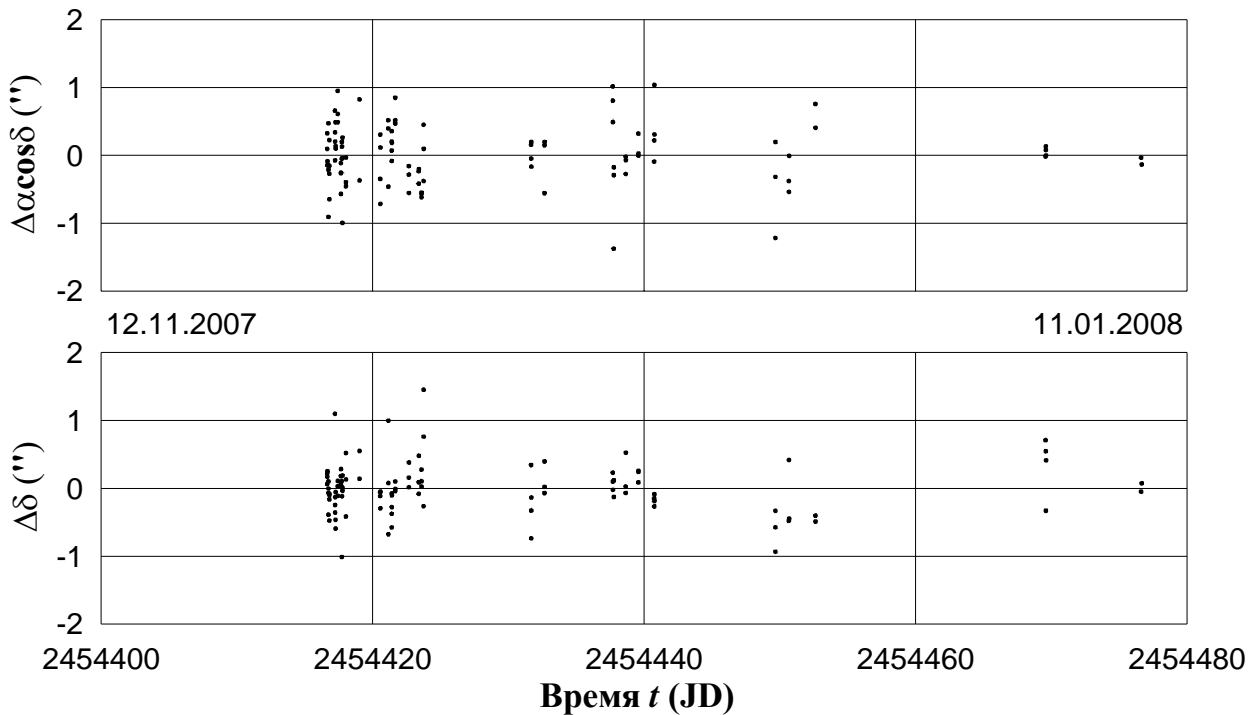


Рис. 3. Невязки для астероида 2007 VK184

Наконец, вполне возможно, что для формирования начального облака неопределенности применялся так называемый метод линии вариаций (Milani et al., 2002). Согласно этому методу виртуальные динамические состояния распределяются на линии, которая проходит через номинальное состояние и вдоль которой целевая функция обратной задачи изменяется наиболее медленно. В линейном случае виртуальные динамические состояния

распределяются на прямой, направленной вдоль собственного вектора ковариационной матрицы с наибольшим собственным числом, по нормальному закону.

Начальное облако неопределенности для 2011 AG5 достаточно мало и поэтому, как уже отмечалось выше, оно вполне может моделироваться в рамках линейной обратной задачи. Однако тогда очевидно, что результаты статистического моделирования методом линии вариации должны быть менее точными, нежели полученные нами по схеме (2).

Показатель быстродействия в табл. 4 — это фактически суммарное процессорное время, затраченное на каждом ядре суперкомпьютера. Как видно, если используется выборка из миллиона виртуальных астероидов (а именно такая выборка обеспечивает выявление малой вероятности столкновения для 2007 VK184), суммарное время составляет почти 80 сут. Как раз именно столько бы времени потребовалось при многократном численном интегрировании орбит на одноядерном компьютере с частотой одного ядра суперкомпьютера (2.66 GHz).

Проблема долговременных вычислений при оценивании малых вероятностей, разумеется, разрешается путем распараллеливания вычислительных процессов на суперкомпьютерах, которые сейчас вполне доступны для исследователей. Однако, если суперкомпьютеры и доступны, то того же нельзя сказать об их ресурсах, на которые претендуют другие пользователи и которые к тому же не безграничны. Эффективным средством в этом случае могут стать предлагаемые в работе быстрые методы оценивания вероятностей на основе линейных отображений (1).

Описанное выше двойное отображение на основе частных производных (1) и формул задачи двух тел было также применено для получения оценок вероятности. Они до последних знаков совпали с аналогами, полученными непосредственно численным интегрированием всех орбит виртуальных астероидов. Между тем впечатляют объемы вычислений, которые уменьшились на порядки (см. табл. 4), что в принципе уже дает возможность выполнять оценивание даже на малобюджетных одноядерных нетбуках. При этом, если для численного интегрирования множества орбит с увеличением объема выборки виртуальных астероидов процессорное время возрастает, то временные затраты двойного отображения оказываются слабо чувствительными к объемам выборок, что и понятно, поскольку именно на численное интегрирование и тратится основное время вычислений. Поэтому эффективность двойного отображения тем выше, чем плотнее облако неопределенности.

Попутно заметим, что на поиск целевой орбиты требовалось всего несколько итераций (табл. 4), что особо не обременяло численный процесс, хотя и предполагало численное интегрирование нескольких орбит, выступающих в качестве приближений целевой орбиты. Вообще говоря, при больших выборках виртуальных орбит для экономии вычислений итерационный поиск целевой орбиты вполне можно выполнять на более малой подвыборке, на 1–2 порядка меньше. Впрочем, тогда целевая орбита не обязана быть столкновительной, хотя это и не так важно: лишь бы линейные отображения (1) отно-

нительно нее достаточно хорошо описывали локальную динамику на столкновительных орбитах оригинальной выборки, что обычно так и есть.

Программная реализация двойного отображения после нахождения целевой орбиты — это фактически: 1) вычисление на заданный момент времени (в преддверии сближения) матрицы изохронных производных $\partial \mathbf{p} / \partial \mathbf{q}$ посредством численного интегрирования так называемых дифференциальных уравнений в вариациях³; 2) матричное преобразование массива векторов начальных динамических состояний (см. рис. 4); и 3) анализ перигейных расстояний кеплеровых орбит, определяемых полученными в результате матричного преобразования динамическими состояниями. Отношение числа орбит, чьи перигейные расстояния меньше экваториального радиуса Земли, к общему числу дает оценку вероятности столкновения астероида с планетой.

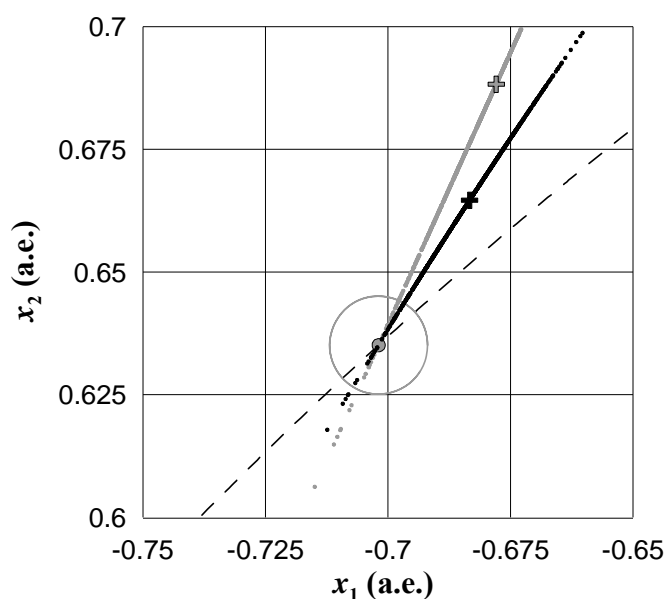


Рис. 4. Астероид 2011 AG5. Облака виртуальных астероидов, полученные линейным отображением (серый цвет) и численным интегрированием (черный цвет), на момент за 12 часов до соударения виртуального астероида на целевой орбите. Крестиками обозначены соответствующие номинальные положения астероида. Серой окружностью показана сфера Хилла для Земли, а серым кружком — планета. Пунктирной линией представлена орбита Земли.

На рис. 4 для астероида 2011 AG5 показаны облака неопределенности, отображенные линейно и численной моделью на момент времени за 12 часов до того, как виртуальный астероид на целевой орбите достигнет минимального расстояния до Земли. Как видно, облака пересекаются только в малой окрестности около планеты, тогда как на периферии отличаются значитель-

³ Заметим, что необходимость в изохронных производных (при поиске целевой орбиты и в двойном отображении) предполагает численное интегрирование 42-х дифференциальных уравнений: 6 для целевой орбиты и 36 для изохронных производных; в то время как при численном моделировании эволюции облака неопределенности для каждой виртуальной орбиты интегрируются только 6 уравнений движения.

но. Интересно заметить, что на момент, когда облака набегают на планету, их номинальные положения остаются еще достаточно далеко от целевого положения настолько, что оказываются даже вне сферы Хилла для Земли.

Однако встает вопрос: является ли момент за 12 часов до сближения оптимальным для линейного отображения, чтобы получить оценку вероятности столкновения с высокой точностью? Чтобы ответить на этот вопрос, мы рассмотрели другие моменты в пределах двух суток, до и после сближения, и оценили вероятность столкновения астероида 2011 AG5 с Землей. Для получения высокоточных вероятностных оценок начальное облако неопределенности формировалось из миллиона виртуальных астероидов.

Результаты, приведенные на рис. 5, показывают, что линейное отображение вполне допустимо на моменты времени как за сутки, так и за 12 часов до сближения. Оценка вероятности, полученная во время сближения, немного завышена, хотя может быть все еще приемлема. Оценки на моменты после сближения значительно занижены, что является следствием влияния сильной нелинейности во время сближения. Между тем результаты подобного эксперимента для 2007 VK184 показали хорошее согласие оценок, полученных посредством численного интегрирования и двойного отображения, на всем рассматриваемом временном интервале.

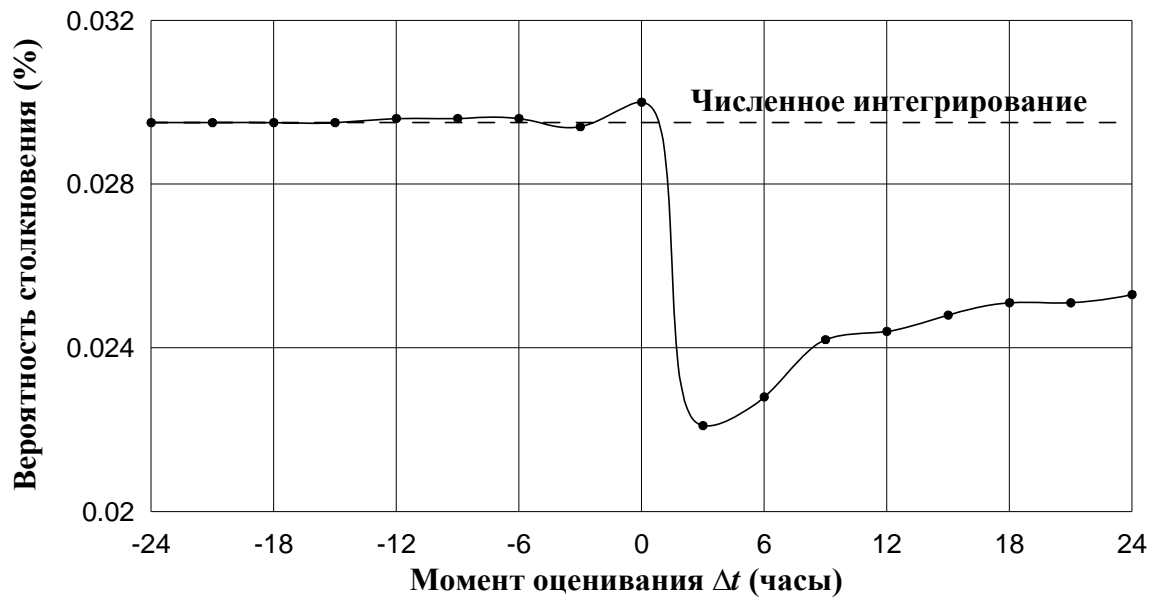


Рис. 5. Астероид 2011 AG5. Оценка вероятности столкновения с Землей в зависимости от момента времени Δt (относительно момента столкновения на целевой орбите), на который выполняется линейное отображение.

АЛГОРИТМ

Итак, на основании результатов тестирования мы можем рекомендовать следующий алгоритм для программной реализации предлагаемого нами метода.

1. В пространстве орбитальных параметров статистическим методом⁴ формируем облако неопределенности.
2. Используя орбитальные параметры целевой орбиты (вначале в качестве нее выступает номинальная, полученная из наблюдений), выполняем численное интегрирование дифференциальных уравнений движения астероида совместно с дифференциальными уравнениями в вариациях до тех пор, пока вычисляемое положение объекта не достигнет минимального планетоцентрического расстояния.
3. Пользуясь матрицей перехода, отображаем линейно облако неопределенности на конечный момент интегрирования.
4. Из отображенных виртуальных положений объекта находим наиболее близкое к центру планеты (либо, используя формулы задачи двух тел, где в качестве центрального тела выступает планета, по отображенным виртуальным динамическим состояниям вычисляем перицентрические расстояния и среди них находим минимальное).
5. Соответствующее минимальному планетоцентрическому (либо перицентрическому) расстоянию виртуальное динамическое состояние астероида из начального облака неопределенности выбираем для задания целевой орбиты.
6. Если целевая орбита изменилась, возвращаемся к п. 2., иначе анализируем распределение перицентрических расстояний астероида и определяем количество столкновительных, т.е. меньших радиуса планеты. Для уменьшения влияния нелинейности на распределения перицентрических расстояний при сближении с планетой линейное отображение начального облака неопределенности следует выполнять на момент времени в пределах суток до сближения.
7. Вычисляем вероятность столкновения астероида с планетой как отношение числа столкновительных орбит к общему числу виртуальных.

Следует заметить, что номинальный астероид может сближаться с планетой неоднократно, однако пользователь сам определяет, для какого сближения ему необходимо оценить вероятность столкновения малого объекта с массивным телом.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, представленный в работе подход для численного оценивания вероятности столкновения астероида с планетой действительно эффективно разрешает проблему объемных вычислений, которые требуются при численном моделировании долгосрочной эволюции облака неопределенности, от начальной эпохи до момента сближения. Новый подход предпола-

⁴ См., например, (Avdyushev, 2011).

гает интегрирование только целевой орбиты, а не всех виртуальных, поэтому объем вычислений удастся уменьшить на порядки, что дает возможность выполнять их даже на низкопроизводительных компьютерах.

Линейные отображения, лежащие в основе предлагаемого подхода, могут быть особенно полезными при оценивании малых вероятностей, для выявления которых (даже с точностью до двух–трех значащих цифр) требуются большие выборки виртуальных астероидов. Более того, обращение к линейным отображениям становится безальтернативным, если маловероятное столкновение астероида с планетой ожидается в неблизком будущем.

Разумеется, возможности линейных отображений ограничены. Главным необходимым условием для эффективного оценивания вероятностей — это слабая нелинейность в преддверии сближения небесных тел. Поэтому, если эффективность линейных отображений при первом сближении не вызывает сомнений, то при последующем она, конечно же, будет непосредственно зависеть от того, насколько значительно повлияла нелинейность после первого сближения на облако виртуальных астероидов.

Впрочем, если даже облако трансформируется существенно, вплоть до разрыва, это косвенно свидетельствует о возможном наличии хаотичности в орбитальном движении астероида, и тогда все подобные оценки вероятностей для последующих сближений линейным, нелинейным или комбинированным способом становятся совершенно бессмысленными. Здесь ничего не остается делать, как просто ждать новых астрометрических наблюдений, которые бы вывели нас на новую (номинальную) нехаотичную орбиту, что дало бы основание продолжить дальнейшие вероятностные исследования астероидного движения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Авдюшев В.А.* Интегратор Гаусса–Эверхарта // Вычисл. технологии. 2010. Т. 15. № 4. С. 31–47.
- Авдюшев В.А.* Линейные отображения в исследовании локальной орбитальной динамики // Изв. вузов. Физика. 2012. Т. 55. № 10/2. С. 5–10.
- Быкова Л.Е., Галушина Т.Ю.* Алгоритмическое и программное обеспечение решения задач динамики астероидов, сближающихся с Землей, в среде параллельного программирования // Изв. вузов. Физика. 2009. Т. 52. № 10/2. С. 12–19.
- Ивашкин В.В., Стихно К.А.* О проблеме коррекции орбиты сближающегося с Землей астероида (99942) Apophis. // Доклады Академии Наук. 2008. Т. 419. № 5. С. 624–627.
- Avdyushev V.A.* Nonlinear Methods of Statistic Simulation of Virtual Parameter Values for Investigating Uncertainties in Orbits Determined from Observations // *Celest. Mech.* 2011. Vol. 110. No. 4. P. 369–388.
- Chesley S.R., Baer J., Monet D.G.* Treatment of star catalog biases in asteroid astrometric observations // *Icarus.* 2010. Vol. 210. P. 158–181.

- Chesley S.R., Bhaskaran S., Chodas P.W., Grebow D., Landau D., Petropoulos A.E., Sims J.A., Yeomans D.K.* Impact Hazard Assessment for 2011 AG5 // American Astronomical Society, DPS meeting. 2012. № 10. Vol. 44. P. 305.
- Milani A., Chesley S.R., Valsecchi G.B.* Asteroid Close Encounters with Earth: Risk Assessment // Planet. Space Sci. 2000. Vol. 48. P. 945–954.
- Milani A., Chesley S.R., Chodas P.W., Valsecchi G.B.* Asteroid Close Approaches: Analysis and Potential Impact Detection // Asteroids III, W. F. Bottke Jr., A. Cellino, P. Paolicchi, and R. P. Binzel (eds). University of Arizona Press, Tucson. 2002. P. 55–69
- Sitarski G.* How to Find an Impact Orbit for the Earth-asteroid Collision. Acta Astron. 1999. Vol. 49. P. 421–431.
- Standish E.M.* JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/ LE405 // Interof. Memor. 1998. Vol. 312. F-98-048. P. 1–18.