

АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ВЕРОЯТНОЙ ЗОНЫ ПАДЕНИЯ АСТЕРОИДА АРОРНИС НА ЗЕМЛЮ В 2036 Г.

В.В. Ивашкин^{1,2}, К.А. Стихно¹, П. Гуо²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана; ² ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

E-mail: Ivashkin@keldysh.ru; fn2cyril@gmail.com; 869792831@qq.com

ХІІІ ЗАБАБАХІНСКІЕ НАУЧНЫЕ ЧТЕНІЯ

Секция 1

РФЯЦ – ВНИИТФ, Снежинск, 21 марта 2017 г.

Содержани е

1. Введение.....	3
2. Методика определения множества столкновительных траекторий астероида Aporhis... 4	
3. Анализ характеристик столкновительных траекторий астероида Aporhis8	
4. Выводы.....	17
5. Литература	18

1. Введение

1. Рассмотрена задача по исследованию вероятной зоны падения астероида Apophis на Землю в 2036 г.
2. Разработаны алгоритмы для поиска траекторий опасного астероида Apophis, попадающих в Землю в 2036 г.
3. Произведен поиск несколько семейств попадающих траекторий, для каждого из которых перигейное расстояние траектории близко к некоторому фиксированному перигейному расстоянию из диапазона $r_{\pi} = \{2069 \div 2100; 2500 \pm 1; 3000 \pm 1; \dots; 6360 \pm 1; 6375 \pm 1\}$ км.
4. Определено множество точек пересечения этих траекторий с поверхностью Земли и на основе этого построена столкновительная полоса на карте мира. Исследованы особенности и свойства этой зоны падения.

2. Методика определения множества столкновительных траекторий астероида Apophis

Модель движения астероида. За основную систему координат принята гелиоцентрическая геоэкваториальная прямоугольная система координат OXYZ на эпоху J2000. Учитывалось поле притяжения Солнца, а также всех больших планет и Луны, как точечных тел, а Земли с точностью до второй зональной гармоники, а также давление солнечного света:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}_A}{dt^2} = -\frac{\mu_S + \mu_A}{r_A^3} \mathbf{r}_A + \Delta_E + \mathbf{a}_{SP} + \sum_i \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_A}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_A|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right); \quad (1)$$

где t – время, \mathbf{r}_A , $\mu_A = Gm_A$ – гелиоцентрический радиус-вектор и гравитационный параметр астероида; G – универсальная гравитационная постоянная, m_A – масса астероида; μ_S – гравитационный параметр Солнца; Δ_E – возмущающее ускорение из-за полярного сжатия Земли; \mathbf{a}_{SP} – возмущающее ускорение из-за давления солнечного света; \mathbf{r}_i , μ_i – гелиоцентрические радиус-векторы и гравитационные параметры больших планет и Луны.

Метод интегрирования: метод предиктор-корректор 8-ого порядка ИПМ им. Келдыша РАН [8]. В качестве начальных данных для уравнений движения ($t_0=2005, \text{ JAN. } 30.0 \text{ UTC}$) и их возможных отклонений были использованы результаты ИПА РАН по обработке оптических и радиолокационных

Поиск траекторий, приводящих к столкновению с Землей

1. Определение небольшого количества (~ 50) траекторий астероида, подлетающих близко (~ 5 млн. км) к Земле в 2036 г. - методом случайного поиска [2-5].
2. Варьированием начальных данных осуществляем спуск (уменьшая геоцентрическое r_{π}) с каждой из этих траектории к траектории, сталкивающейся с Землей в 2036 г.
3. Вычисляем диапазон константы гелиоцентрической энергии для данных столкновительных траекторий Апофиса.
4. Делаем перебор траекторий ($\sim 10^7$) на предмет близости интеграла энергии в начальный момент времени с таковым для столкновительных траекторий и определяем дополнительные траектории ($\sim 20,000$), у которых константа энергии входит в указанный диапазон.
5. Для каждой из этих траектории делаем спуск к сталкивающей траектории (аналог. п.2).
6. Для каждой из полученных столкновительных траекторий, варьируя вектор начального состояния, получаем семейства траекторий с заданными

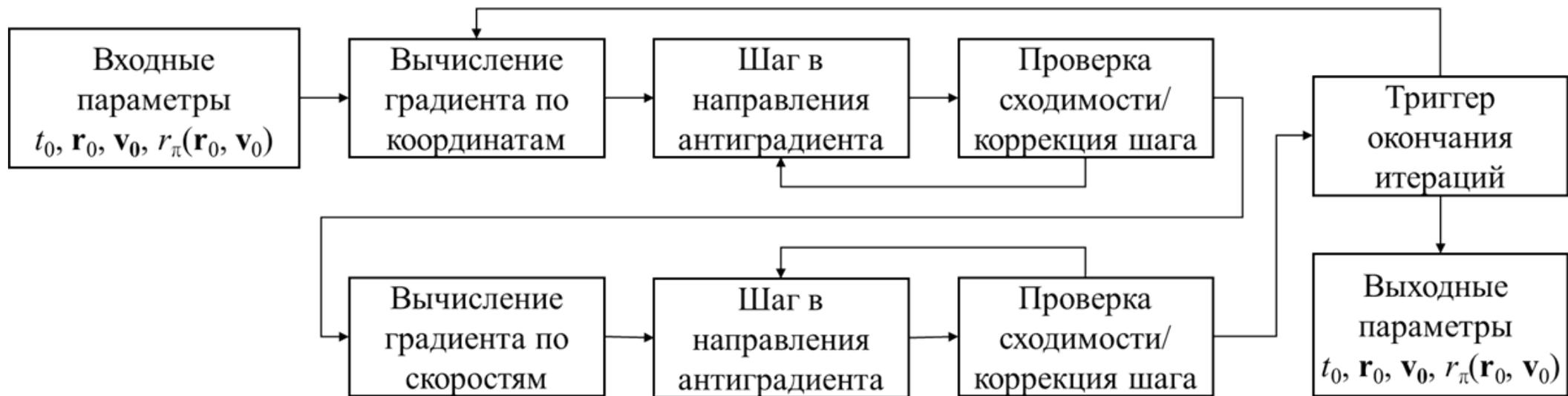


Рис. 1. Блок-схема п.2 и 5 алгоритма поиска одной попадающей траектории

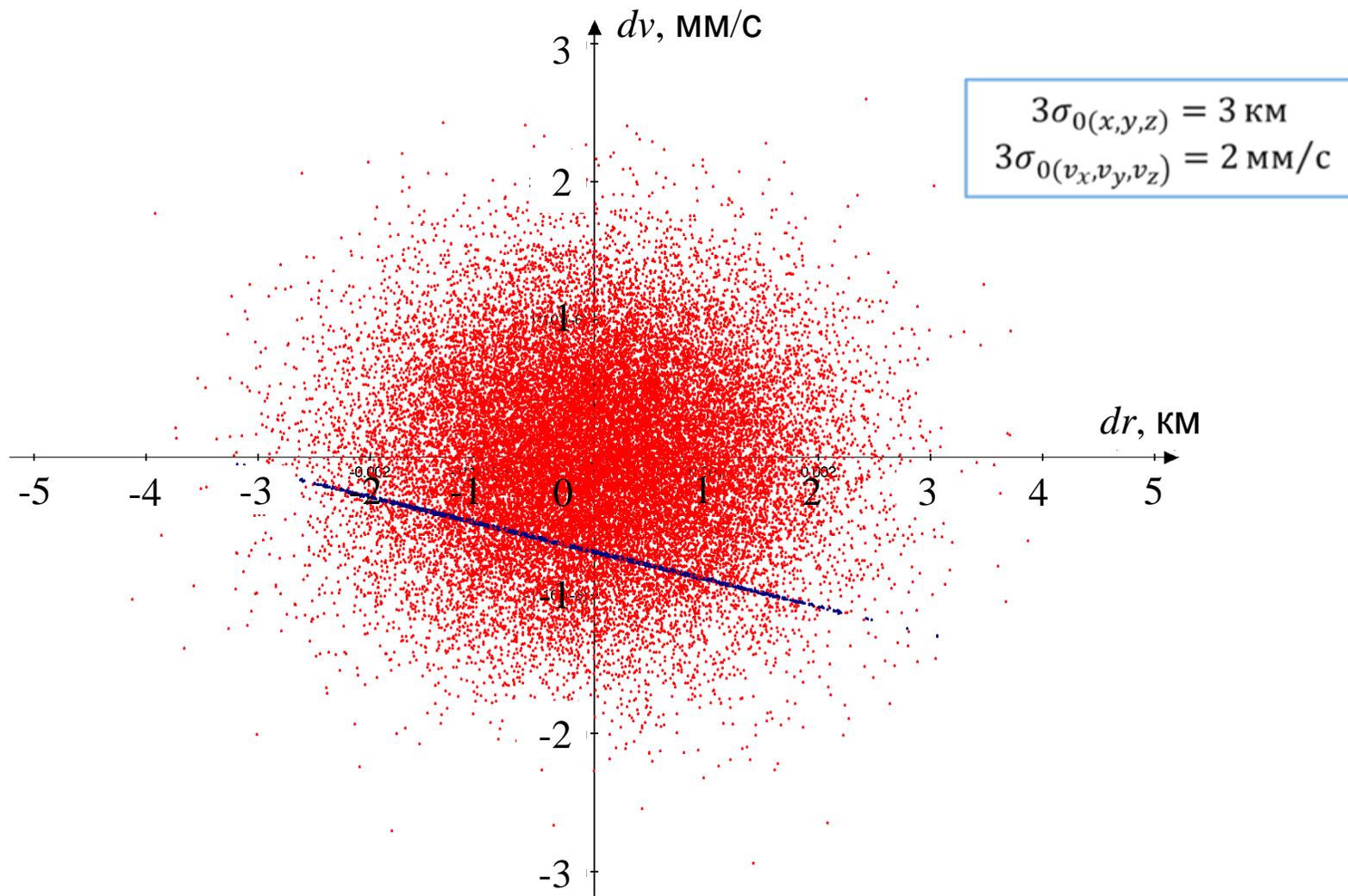


Рис. 2. Эллипс рассеивания начальных данных и множество (~5,000) столкновительных траекторий в начальный момент времени в проекции на плоскость (r, v)

3. Анализ характеристик столкновительных траекторий астероида Apophis

Разработаны алгоритмы для определения географических координат (широты и долготы) точек падения на поверхность Земли. В качестве модели Земли принят эллипсоид вращения: экваториальный радиус $R_э=6378.137$ км, геометрическое сжатие $\alpha=1/298.25$. Анализируются характеристики множества номинальных точек соударения астероида Apophis, в том числе, зоны падения, угол входа в атмосферу, а также время и скорость столкновения и характеристики столкновительной дуги на Земле.

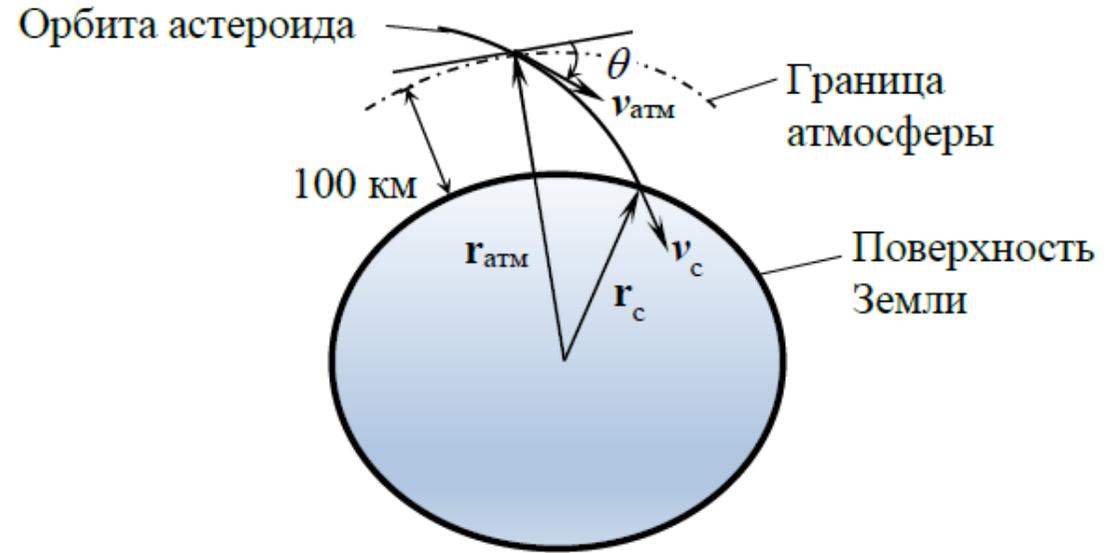


Рис. 3. Характеристики орбиты астероида при столкновении с Землей

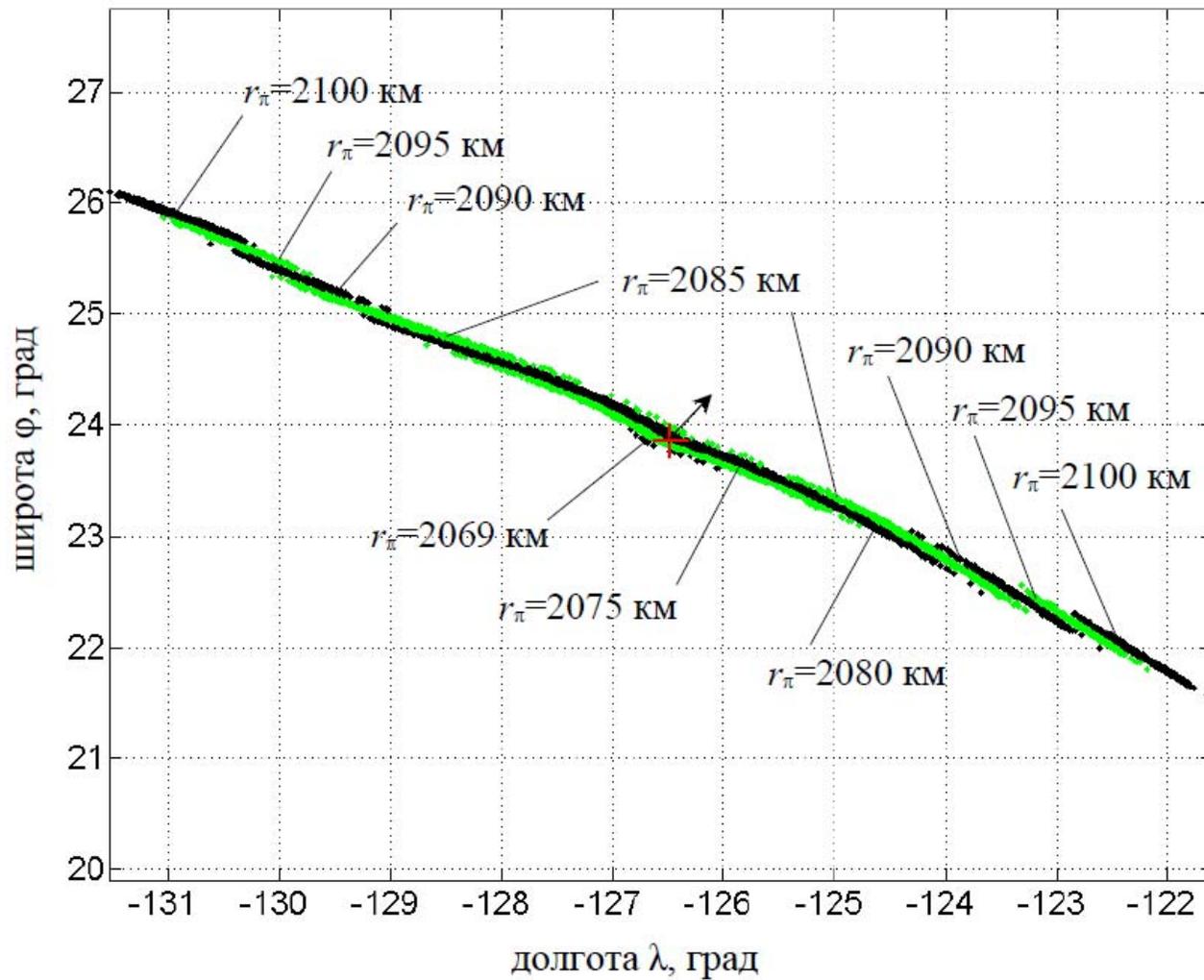
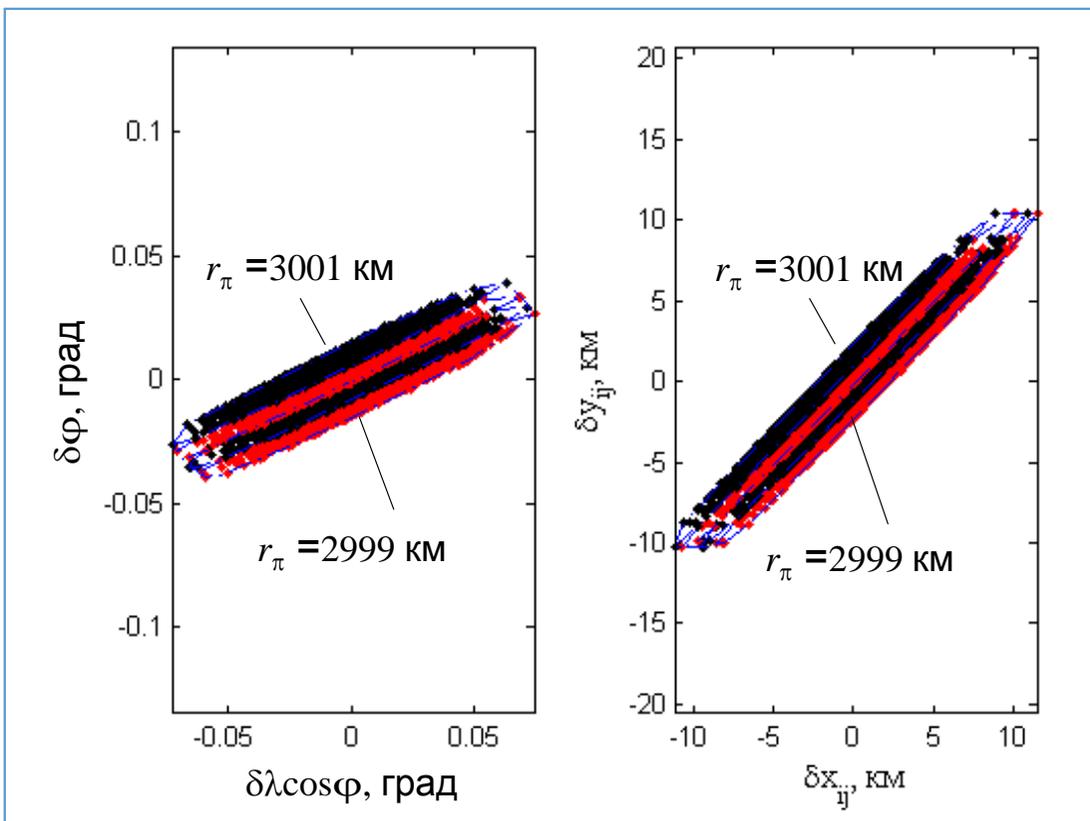
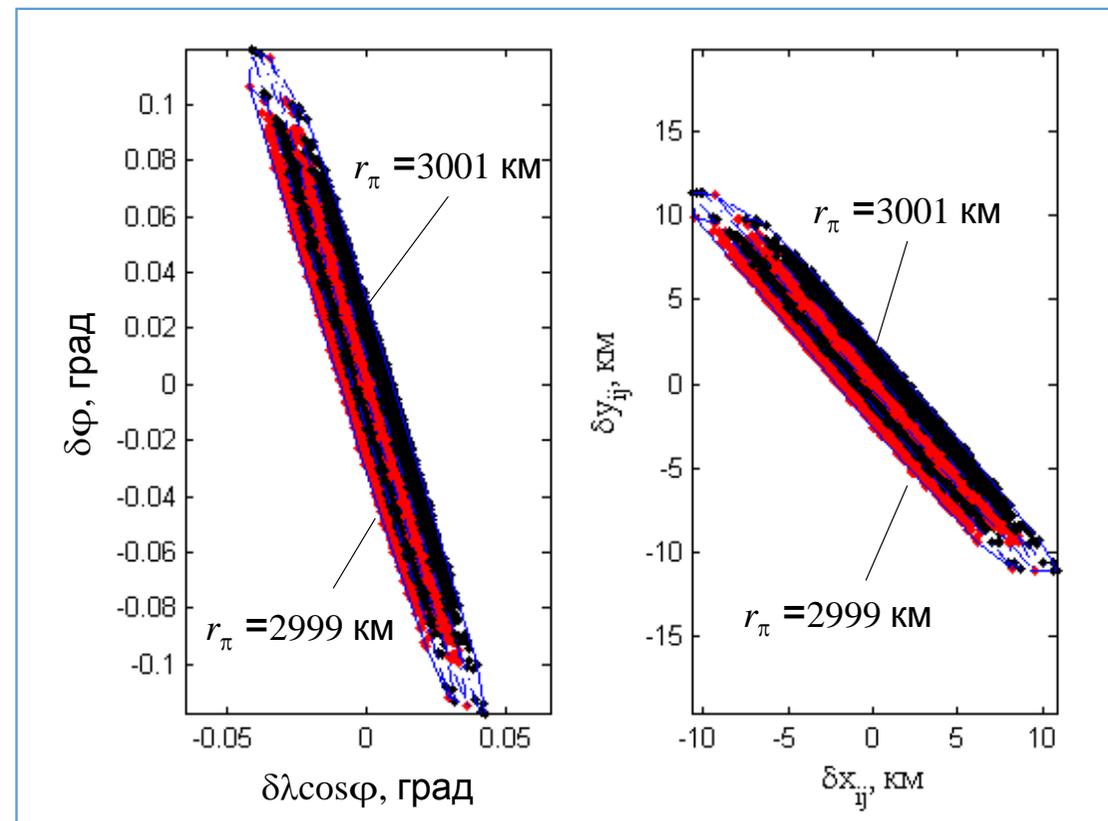


Рис. 4. Точки падения попадающих траекторий астероида с минимальными перигейными расстояниями r_π из диапазона [2069, 2100] км (область A0) 9



(Область А2)



(Область В2)

Рис. 5. Точки падения попадающих траекторий астероида с перигейными расстояниями r_{π} из диапазона 3000 ± 1 км (области А2 и В2)

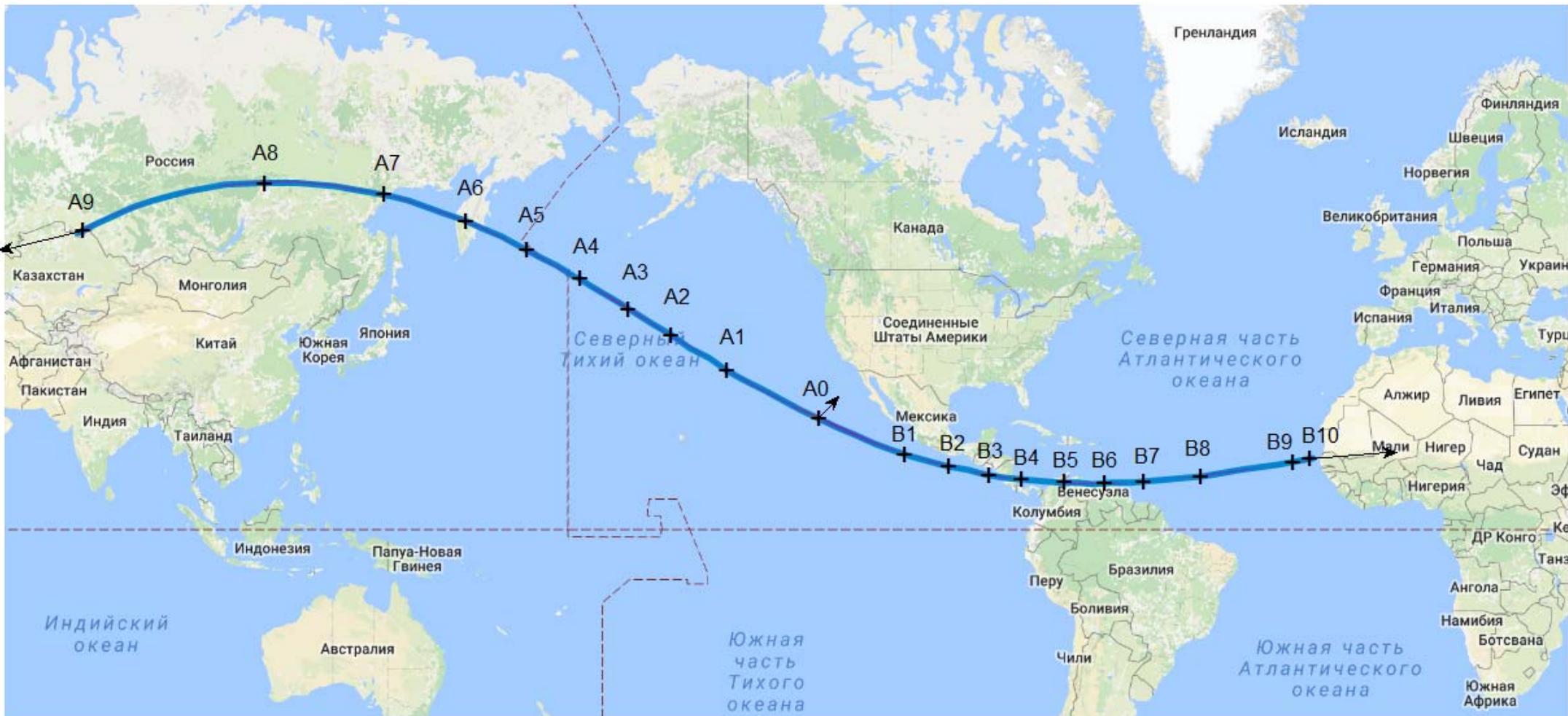


Рис. 6. Столкновительная полоса для астероида Apophis в 2036 г.

<https://drive.google.com/open?id=1ejcTG76j-mTdXAR1uZXpPHI-2gI&usp=sharing>

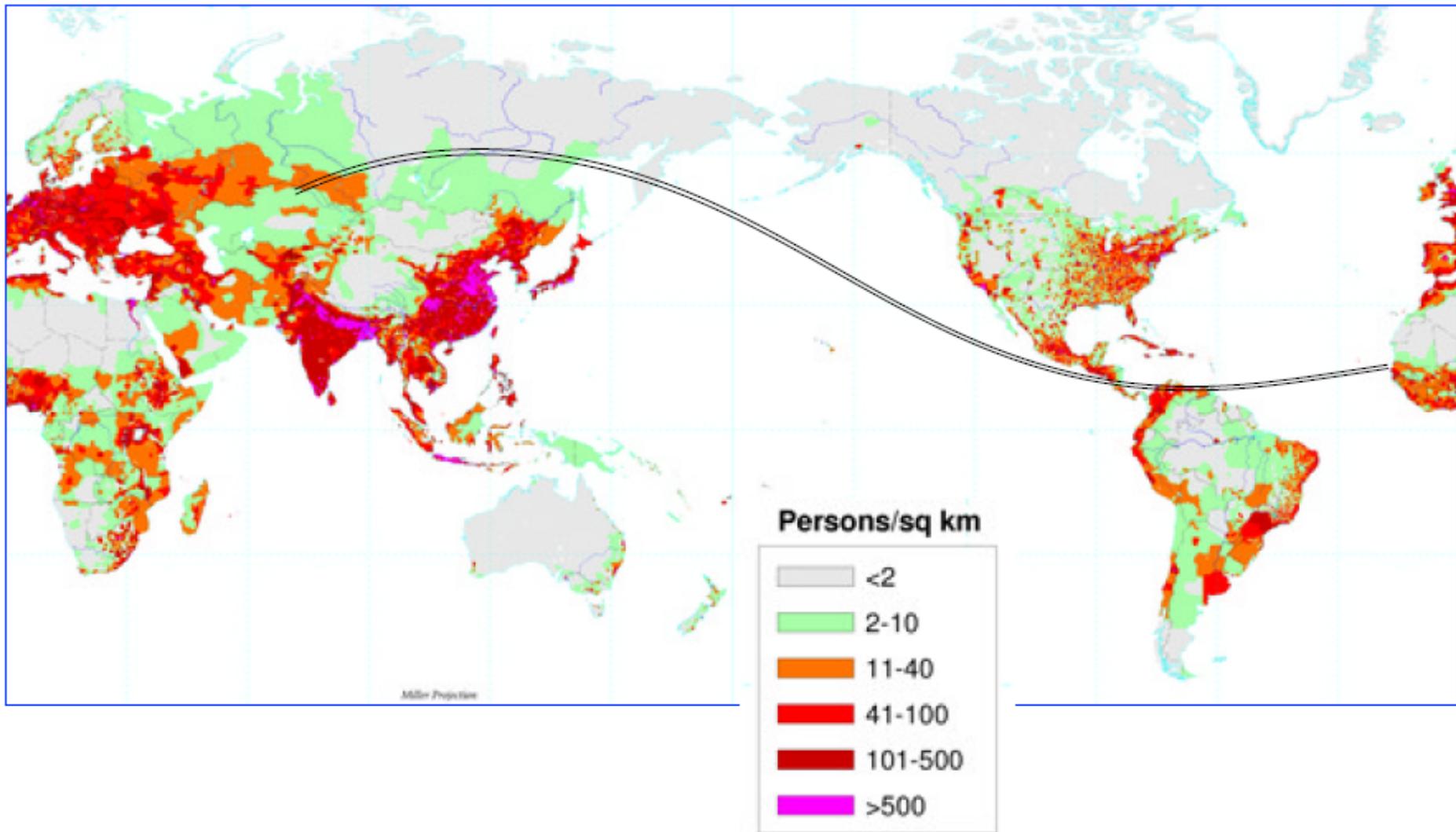


Рис. 7. Столкновительная полоса для астероида Apophis в 2036 г.
(R. Schweickart, 2006; Donald B. Gennery, 2007 [6,7])

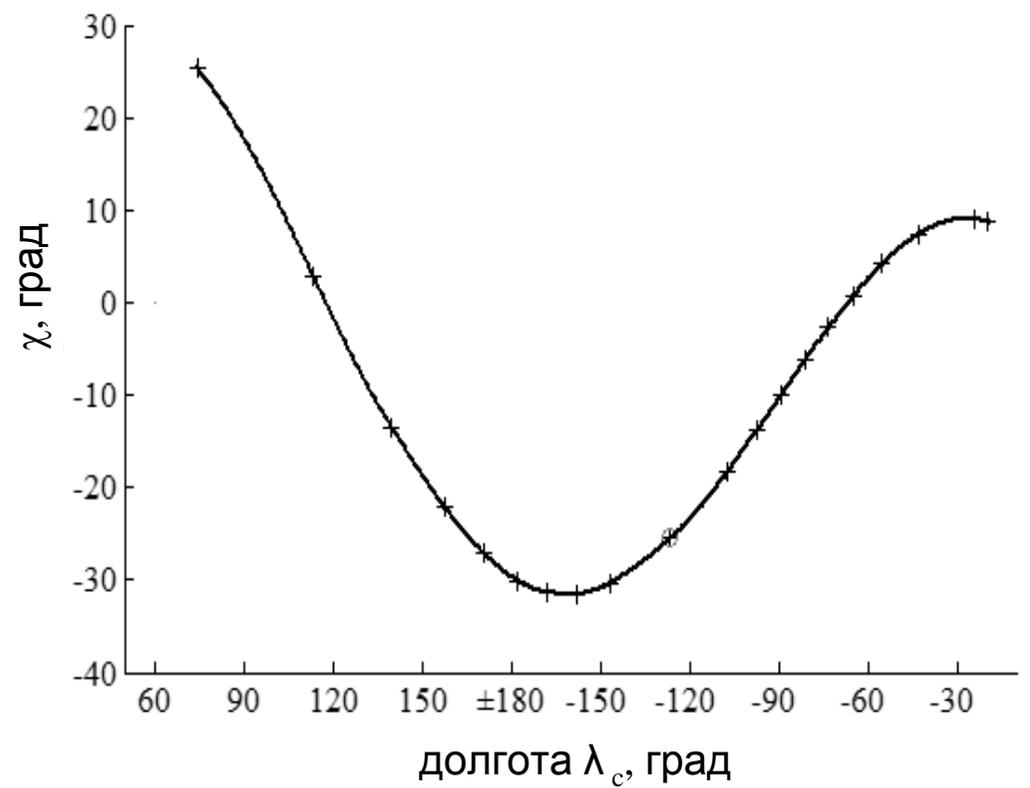
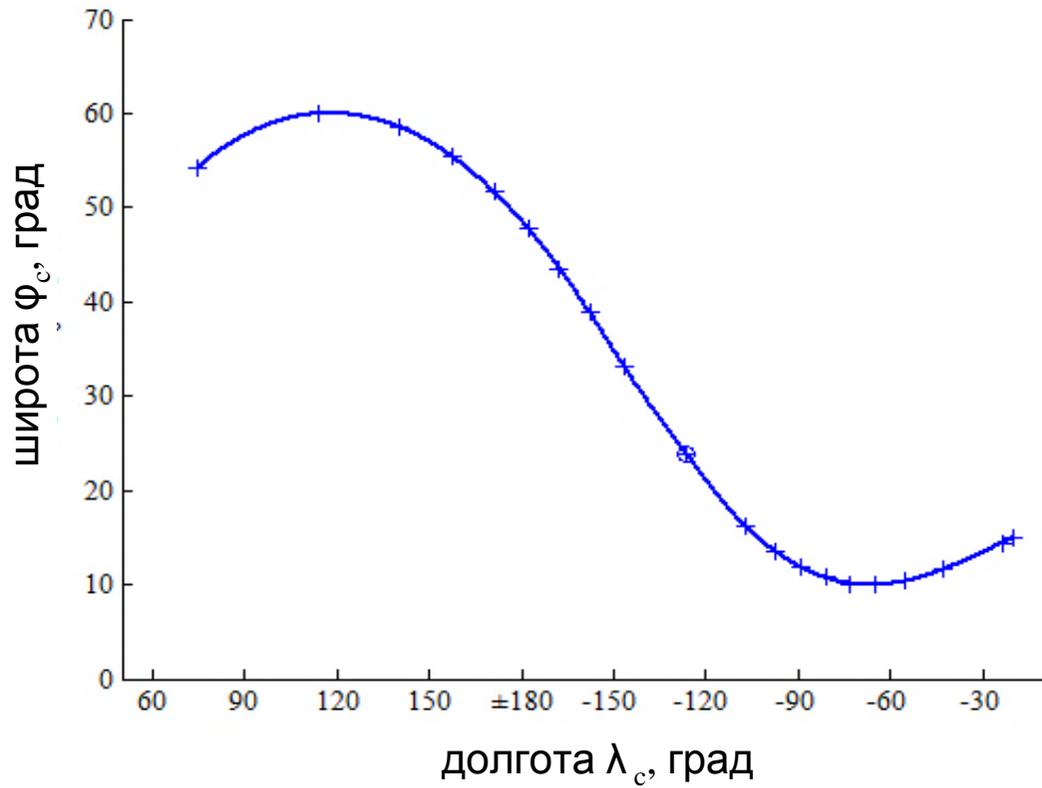


Рис. 8. Географическая широта центра зоны падения и ориентация продольной оси полосы относительно параллели χ в зависимости от долготы точки в зоне падения λ_c

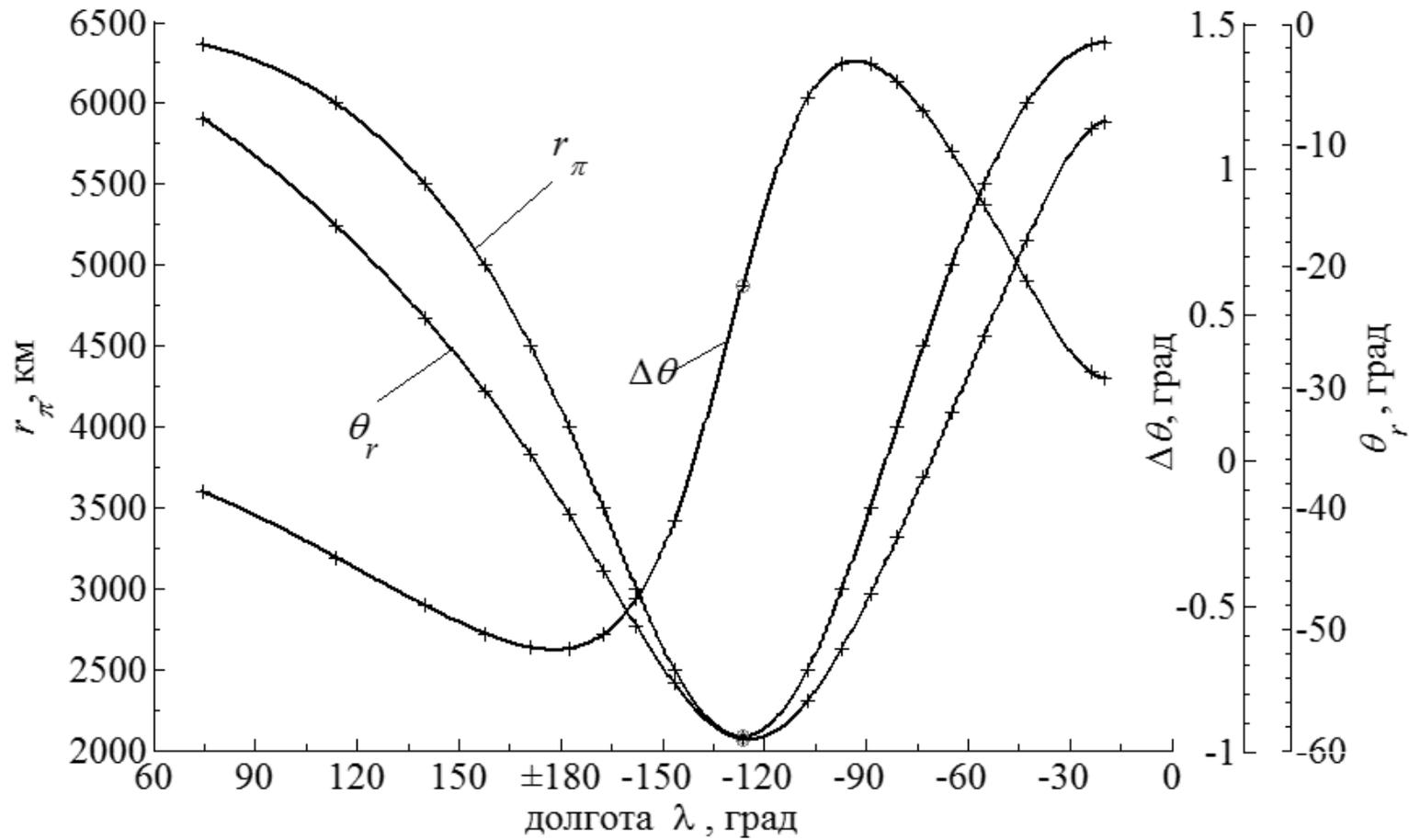
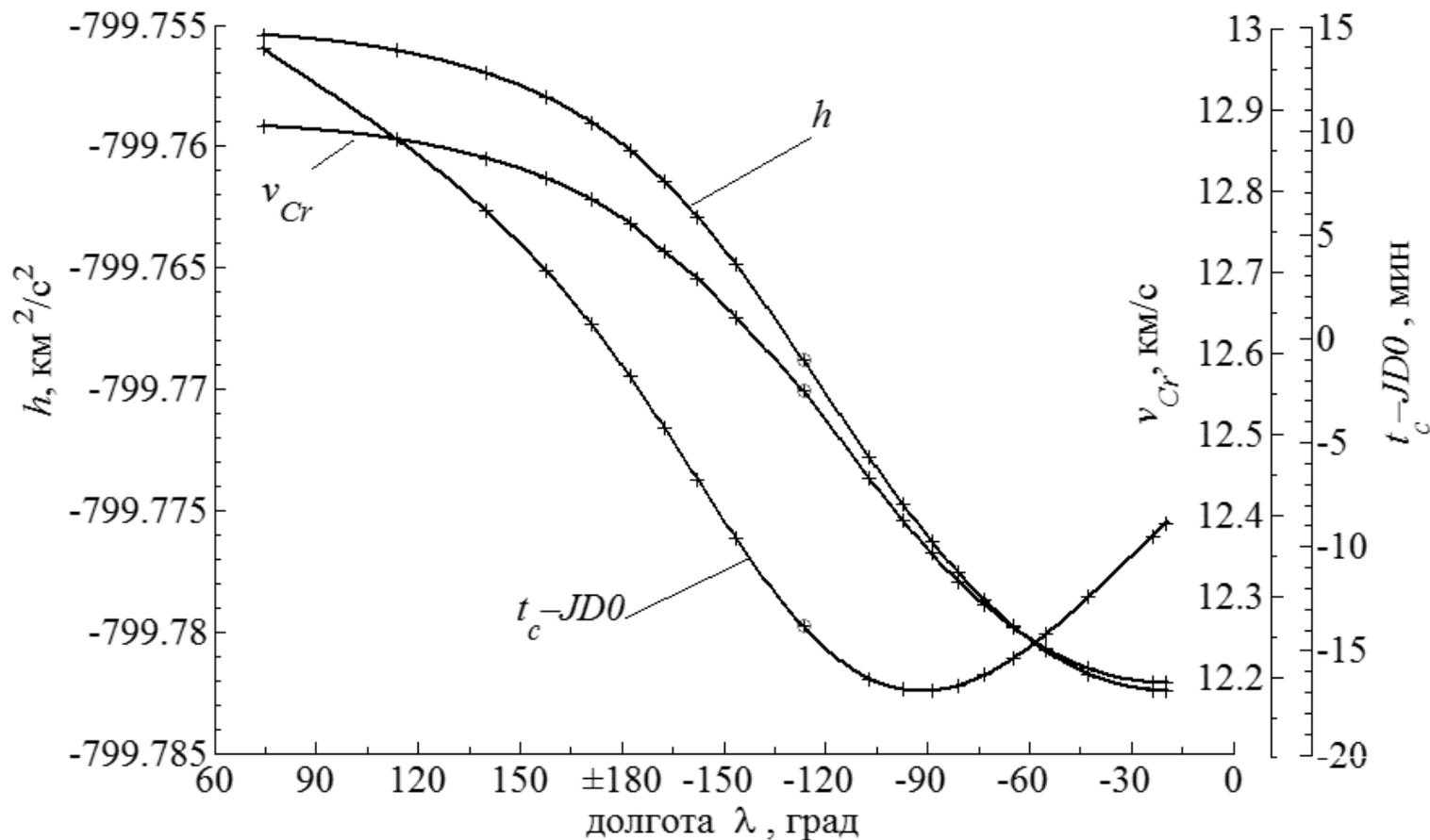
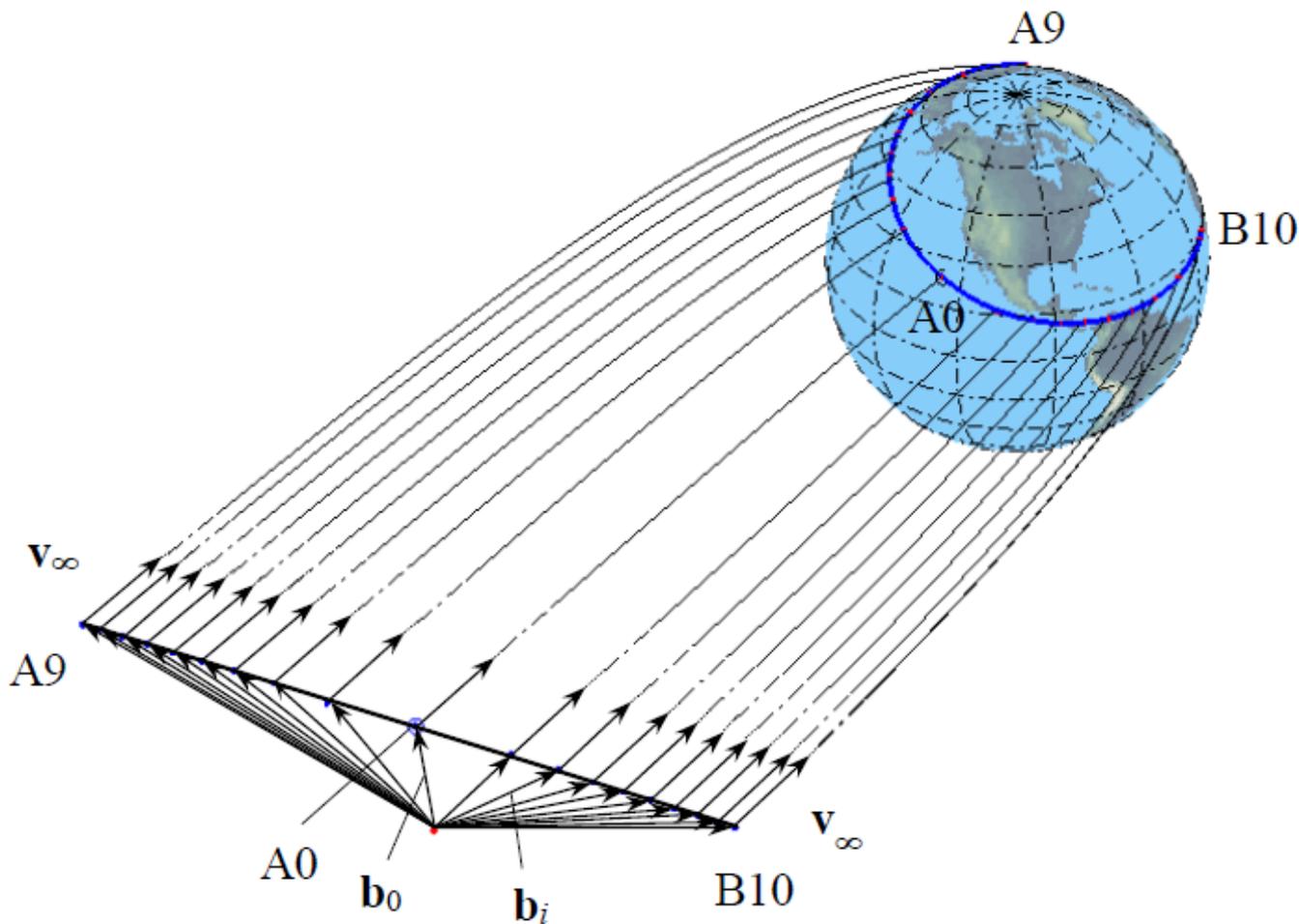


Рис. 9. Угол входа астероида в атмосферу θ_r , $\Delta\theta = \theta_a - \theta_r$ и перигейное расстояние r_{π} орбиты астероида в зависимости от долготы точки соударения θ_a , θ_r - углы наклона абсолютной и относительной скорости к горизонтальной плоскости



$JD0 = 9$ ч. 13 апреля 2036
Г.;
 $t_c \in [-17, 14]$ мин+ $JD0$;
 $v_{Cr} \in [12.2, 12.9]$ км/с;
**Абсолютная скорость
 столкновения 12.6 км/с.**

Рис. 10. Относительная скорость соударения v_{Cr} , энергия перед соударением h и время столкновения t_c в зависимости от долготы точки соударения



Длина полосы на поверхности Земли: 24,347 км.
 Центральный угол полосы: 260° .
 Угол наклонения плоскости полосы к экватору Земли: 26° .
 $|v_\infty|=5.87$ км/с. $|b_0|=7232$ км.
 Ширина зоны A0 оценена в ~ 27 км. Для зон A_i, B_i ($i \geq 1$) она в 10-22 км. В среднем, ширина полосы составляет ~ 20 км.

Рис. 11. Вероятное множество геоцентрических траекторий астероида Апофис при падении на Землю в 2036 г.

4. Выводы

- Разработаны алгоритмы для поиска попадающих траекторий астероида Apophis в 2036 г. с учетом возмущений из-за притяжения больших тел солнечной системы, полярного сжатия Земли и давления солнечного света, а также алгоритмы определения координат точек столкновения орбит Апофиса с поверхностью Земли.
- Получены полное множество столкновительных траекторий Апофиса и несколько семейств столкновительных траекторий астероида с постоянным значением перигейного расстояния из множества $r_{\pi} = \{2069 \div 2100; 2500 \pm 1; 3000 \pm 1; \dots; 6360 \pm 1; 6375 \pm 1\}$ км, построена зона падения астероида на Землю.
- Исследованы геометрические, временные и энергетические характеристики множества точек соударения астероида Apophis с Землей, изолиний перигейного расстояния для каждого значения r_{π} из рассмотренного множества, а также всей зоны падения: положение полосы соударения на Земле, ширина и длина полосы, угол входа в атмосферу, время и скорость столкновения, относительное положение плоскости орбиты геоцентрического движения астероида и плоскости этой полосы в пространстве.
- Сделано сравнение с анализом других авторов.

5. Литература

1. Я г у д и н а Э.И., Ш о р В.А. О р б и т а А С З (99942) А р о p h i s = 2004 M N 4 и з а н а л и з а о п т и ч е с к и х и р а д а р н ы х н а б л ю д е н и й // В с е р о с с и й с к а я к о н ф е р е н ц и я «А с т е р о и д н о - к о м е т н а я о п а с н о с т ь - 2005 (А К О - 2005)», С а н к т - П е т е р б у р г , 3-7 о к т я б р я 2005 г. М а т е р и а л ы к о н ф е р е н ц и и . С П б : И П А Р А Н , 2005. С . 355-358.
2. V.V. Ivashkin, C.A. Stikhno. An Analysis of the Correction Problem for the Near-Earth Asteroid (99942) Apophis=2004 MN4. // 2007 Planetary Defense Conference, G. Washington University, Washington, D.C., USA. March 5-8, 2007.
3. Ivashkin V.V., Stikhno C.A. A PROBLEM OF THE ORBIT CORRECTION FOR THE NEAR-EARTH ASTEROID APOPHIS // 58th International Astronautical Congress, Hyderabad, India, 24 - 28 September 2007. Paper IAC-07-C1.7.08. P. 1-11.
4. И в а ш к и н В.В., С т и х н о К.А. О п р о б л е м е к о р р е к ц и и о р б и т ы с б л и ж а ю щ е г о с я с З е м л е й а с т е р о и д а (99942) А р о p h i s . // Д о к л а д ы А к а д е м и и Н а у к , 2008, т . 419, N 5. С . 624-627.
5. И в а ш к и н В.В., С т и х н о К.А. О п р е д о т в р а щ е н и и в о з м о ж н о г о с т о л к н о в е н и я а с т е р о и д а А р o p h i s с З е м л е й . // А с т р о н о м и ч е с к и й в е с т н и к , 2009, т о м 43, № 6, с . 502–516.
6. Russell Schweickart et al. Threat Characterization: Trajectory Dynamics (White Paper 39). B612 Foundation. 2006 // URL: <https://www.researchgate.net/publication/2176734>
7. Donald B. Gennery. Scenarios for dealing with Apophis // 2007 Planetary Defense Conference. Washington, DC. 2007.
8. С т е п а н ь я н ц В.А., Л ь в о в Д.В. Э ф ф е к т и в н ы й а л г о р и т м р е ш е н и я с и с т е м ы д и ф ф е р е н ц и а л ь н ы х у р а в н е н и й д в и ж е н и я // М а т е м а т . м о д е л . 2000. Т.12. № 6. С . 9-14.

Спасибо за внимание!