



УДК 521.98

## О возможных планетных сближениях с астероидами высоких наклонов

Н.А. Соловая<sup>1,2</sup>, Э.М. Питтих<sup>1</sup><sup>1</sup> Астрономический институт Словацкой Академии Наук, Братислава, Словацкая республика<sup>2</sup> Государственный Астрономический институт им. П.К.Штернберга, Московский университет

*Исследована эволюция фиктивных астероидов с высокими наклонами. Астероиды принадлежат к главному астероидному поясу с энергетическим уровнем, близким к значению постоянной Якоби во внутренней точке либрации. Полученные результаты показали, что подобные астероиды с наклонами  $40\text{--}80^\circ$  и  $100\text{--}140^\circ$  и с эксцентриситетами  $0.0\text{--}0.4$  динамически устойчивы на всем интервале интегрирования 200 000 лет, но имеют большие долгопериодические возмущения при сближениях с внутренними планетами, если сближения происходят в перигелии при пересечении орбит в окрестности узла.*

*ПРО МОЖЛИВІ ЗБЛИЖЕННЯ ПЛАНЕТ З АСТЕРОЇДАМИ ВИСОКИХ НАХИЛІВ, Соловая Н.А., Піттих Е.М. — Досліджено еволюцію фіктивних астероїдів з великими нахилами. Астероїди належать до головного поясу астероїдів з енергетичним рівнем, близьким до значення постійної Якобі у внутрішній точці лібрації. Отримані результати показали, що подібні астероїди з нахилами  $40\text{--}80^\circ$  і  $100\text{--}140^\circ$  і з эксцентриситетами  $0.0\text{--}0.4$  динамічно стійкі на всьому інтервалі інтегрування 200 000 років, але мають великі довгоперіодичні збурювання при зближеннях із внутрішніми планетами, якщо зближення відбуваються в перигелії при перетинанні орбіт в околиці вузла.*

*ON POSSIBLE PLANETARY CLOSE APPROACHES TO HIGH INCLINATION ASTEROIDS, by Solovaya N.A., Pittich E.M. — The orbital evolution of fictitious high inclination main belt asteroids with movement corresponding to the conditions of the Tisserand invariant for  $C=C(L_1)$  in the restricted three-body problem has been investigated. The obtained results showed that the bodies with inclinations within  $40\text{--}80^\circ$  and  $100\text{--}140^\circ$  and eccentricities within  $0.0\text{--}0.4$  are dynamically stable at least during the 200 000 years investigated period, and periodically change their inclinations, eccentricities and perihelion distances. In some time, they can reach the vicinity of the Sun and during their orbital evolution they cross orbits of the inner planets many times.*

Мы исследовали эволюцию группы фиктивных астероидов с высокими наклонами из главного астероидного пояса и возможность их сближения с планетами. Астероиды выбирались из условия, что их энергетический уровень близок к значению постоянной Якоби во внутренней точке либрации. Поскольку постоянная Якоби есть качественная характеристика траектории, выбранные астероиды близки к границе области неустойчивости по Хиллу. К идее, что астероиды с высокими наклонами могут существовать в Солнечной системе, привело обнаружение нескольких сотен комет-санграйзеров коронографами SOHO, названных SOHO-кометами. Вычисления показали, что астероиды и кометы SOHO могут мигрировать в достаточно больших пределах в Солнечной системе и имеют элементы очень подобные. В перигелии они могут заходить внутрь орбиты Меркурия, а в афелии — пересекать орбиты внешних планет. Если это происходит вблизи узла, возможны сближения с планетами. Тогда орбиты астероидов подвержены большим долгопериодическим возмущениям. Раньше считалось, что средние значения эксцентриситетов  $e$  орбит малых планет порядка 0.15, а их наклоны не превышают  $10\text{--}20^\circ$ . Только у нескольких астероидов, как Паллада, наклон орбиты  $i = 33^\circ$ , Гидальго —  $i = 43^\circ$ , Бетулин —  $i = 52^\circ$ . К настоящему времени обнаружены астероиды с большими наклонами. Например, наклон астероида № 2102 равен  $64^\circ$ . Далекие спутники Юпитера с обратным движением с наклонами  $i = 147\text{--}160^\circ$  в афелии в некоторые моменты выходят из сферы действия Юпитера и движутся вокруг Солнца как астероиды.

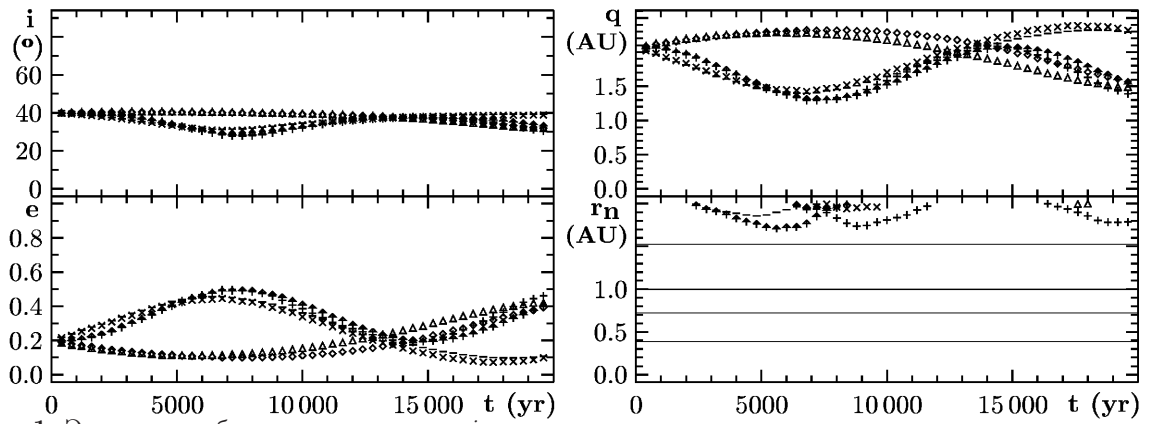


Рис. 1. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 40^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.2$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

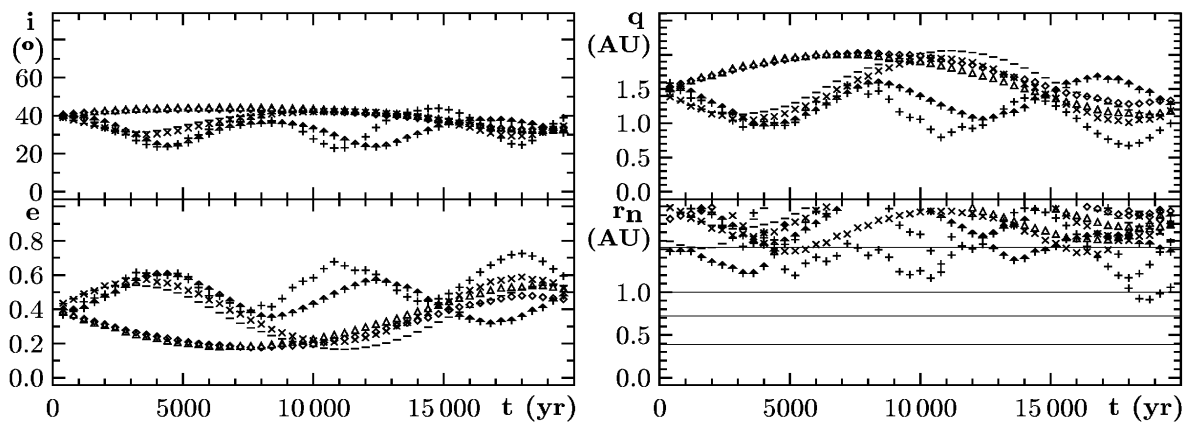


Рис. 2. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 40^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.4$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

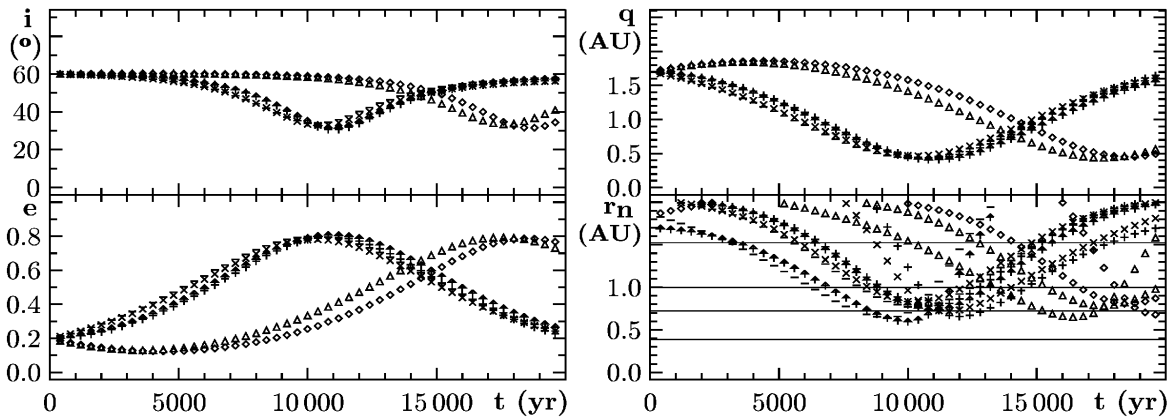


Рис. 3. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 60^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.2$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

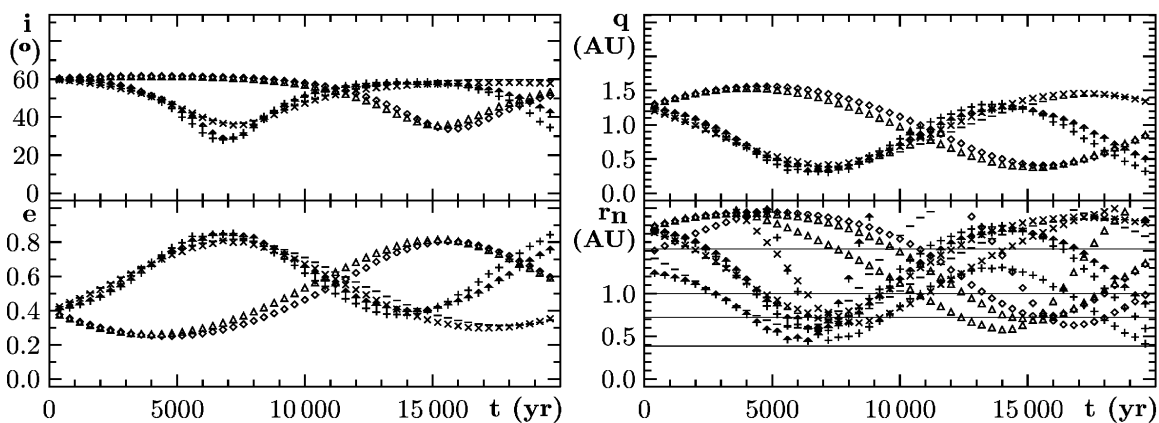


Рис. 4. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 60^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.4$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

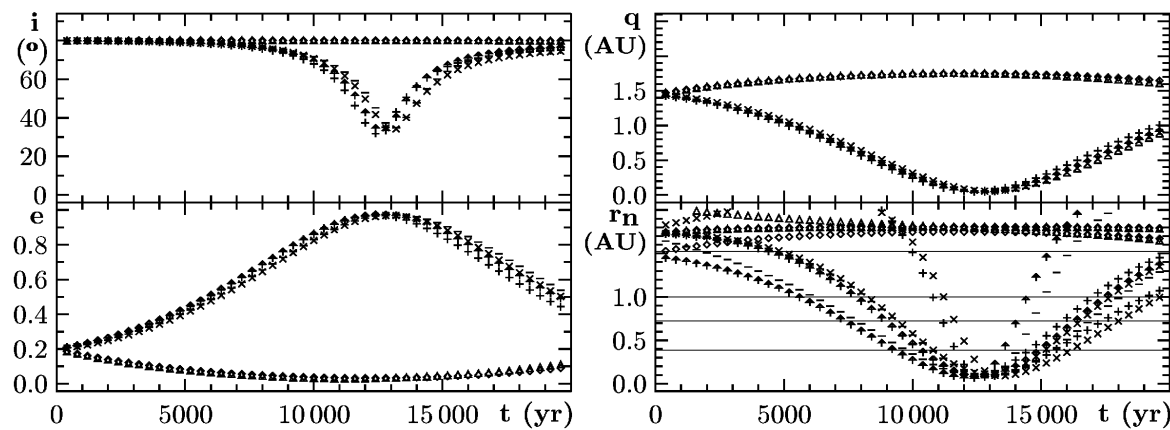


Рис. 5. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 80^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.2$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

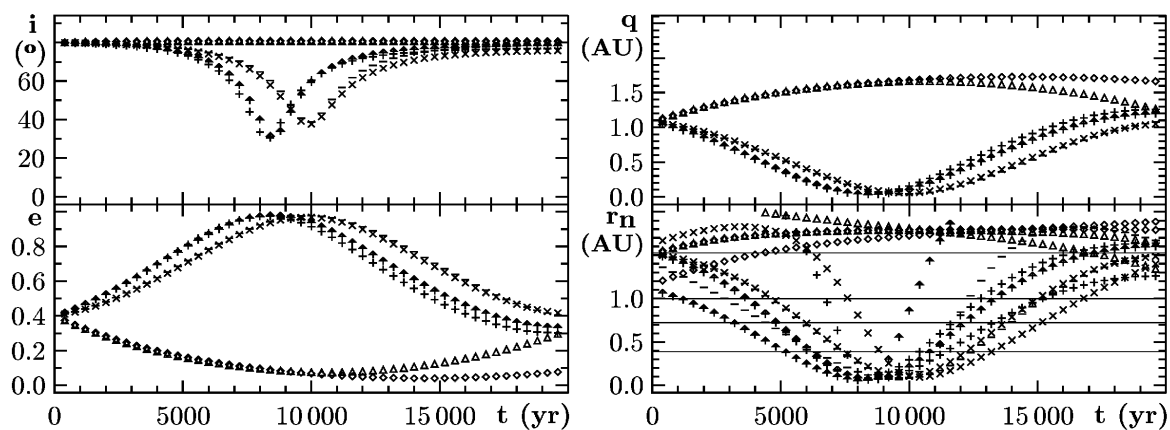


Рис. 6. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 80^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.4$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

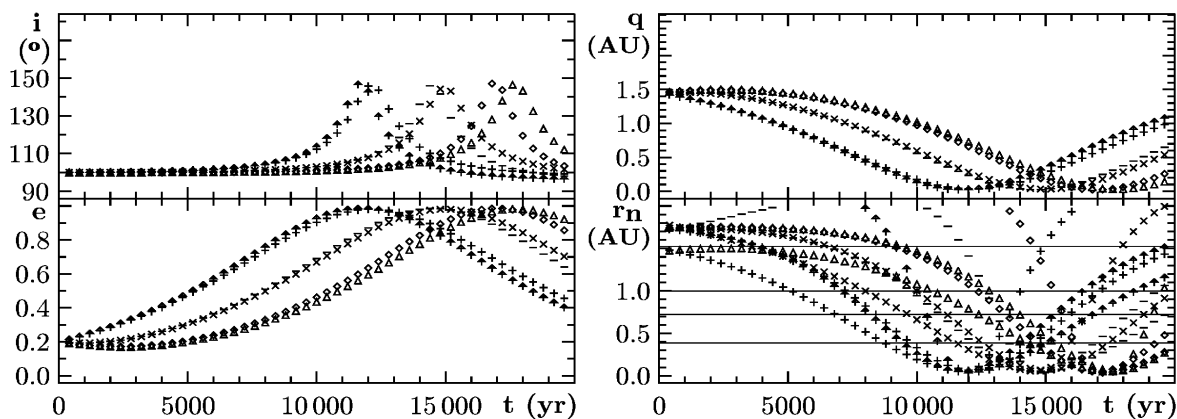


Рис. 7. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 100^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.2$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

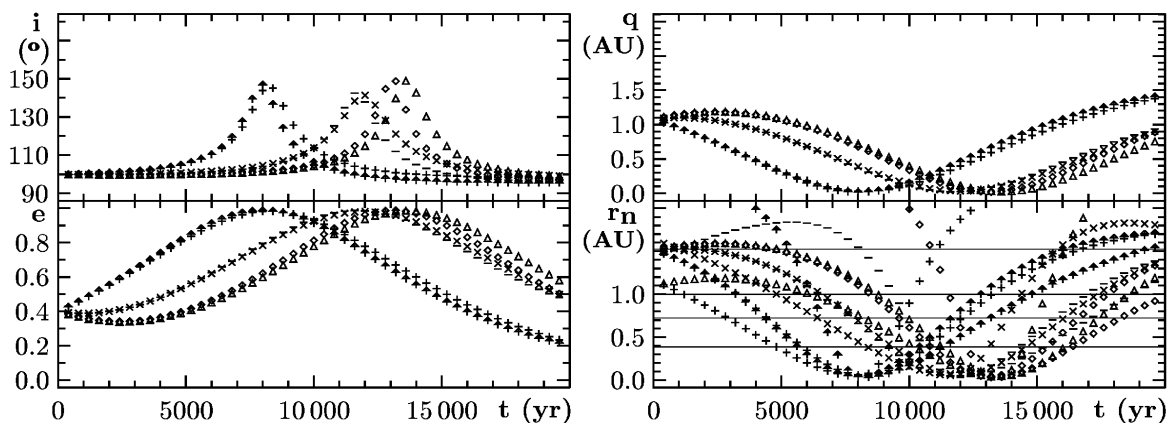


Рис. 8. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 100^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.4$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

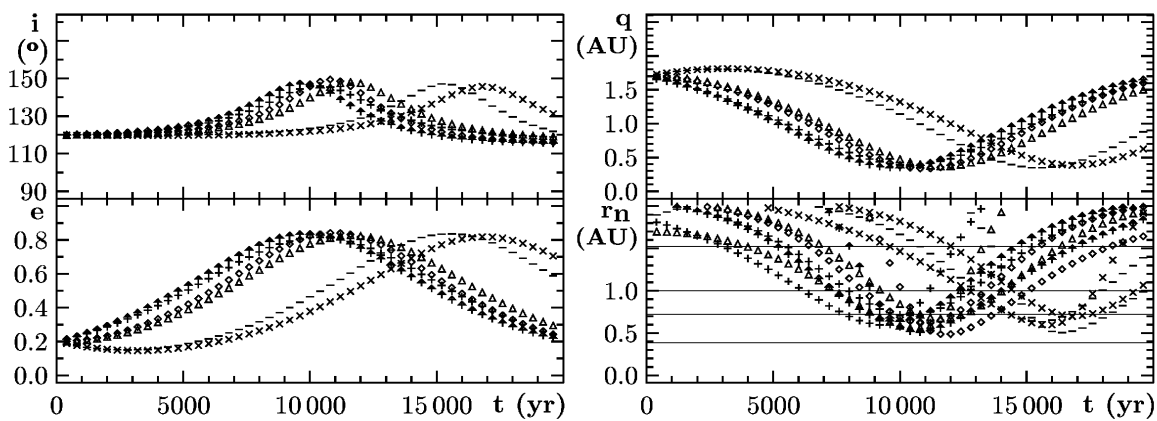


Рис. 9. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 120^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.2$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

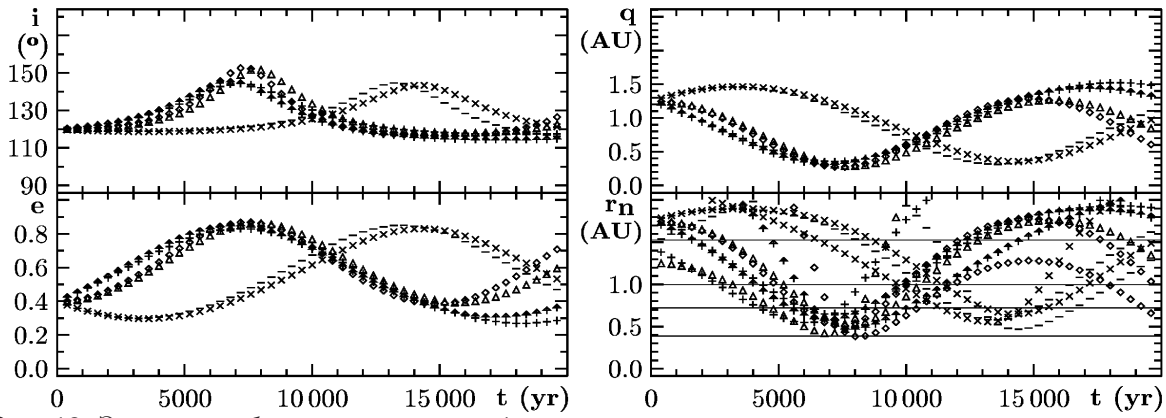


Рис. 10. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 120^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.4$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

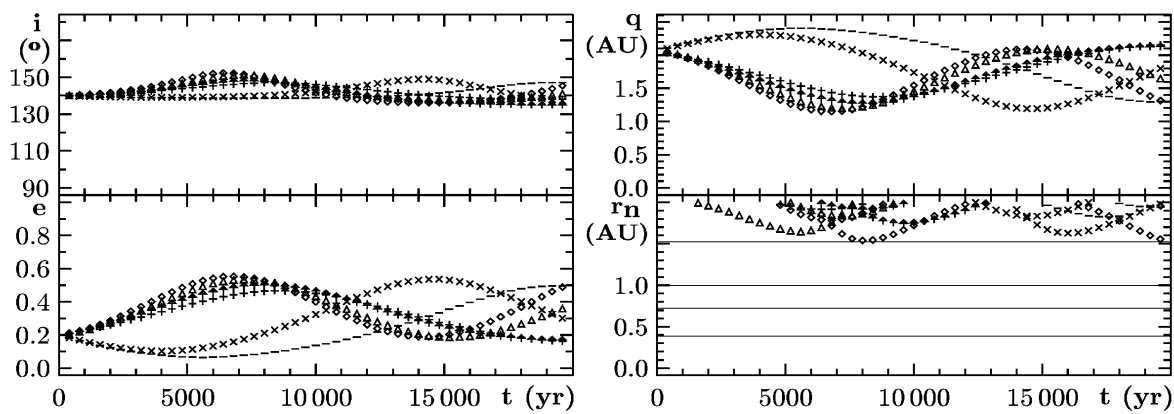


Рис. 11. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 140^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.2$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

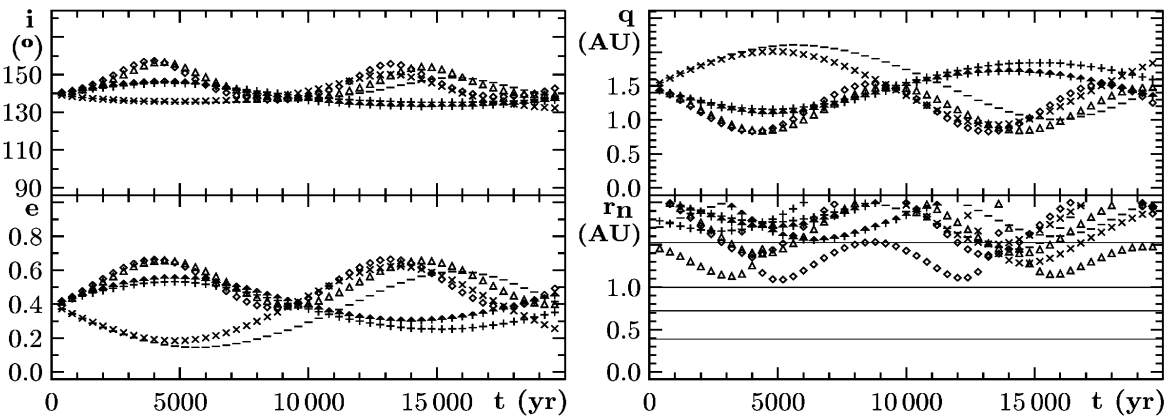


Рис. 12. Эволюция орбитальных элементов  $i$ ,  $e$ ,  $q$  и радиус-вектора  $r_n$  в узлах модельных астероидов на интервале 20 000 лет с начальными значениями наклона  $i = 140^\circ$ , эксцентриситета  $e = 0.4$  и показанных значений аргумента перигелия  $\omega$

В нашей работе мы исследовали возможность сближения астероидов из главного астероидного пояса с внутренними планетами. Результаты их орбитальной эволюции были получены численным интегрированием уравнений движения на интервале времени 200 000 лет, используя модель Солнечной системы, состоящей из всех девяти планет.

Начальные значения больших полуосей мы получили, решая уравнение типа интеграла Якоби ограниченной эллиптической проблемы трех тел. Как известно, интеграл Якоби устанавливает связь между начальными значениями координат и скоростей и позволяет установить области, где движение с данными начальными условиями возможно. Для того чтобы ввести эксцентриситет орбиты Юпитера, мы использовали метод полуосреднения силовой функции, который разработан Рейн [3]. В этом методе осреднение распространяется только на часть движения  $m_1$  и  $m_2$  (Солнце и Юпитер), которое соответствует отклонению этого движения от кругового. Тогда в сидерической системе координат интеграл типа Якоби имеет следующую форму [5]:

$$C = \frac{1}{2a} + \sqrt{p} \cos i + \frac{2}{2\mu^2} + \mu \left[ \frac{2K(\kappa_2)}{\pi\nu} - R \cos b \cos(l - l_j) \right] \quad (1)$$

где  $\nu^2 = (\rho^2 + 3\alpha^2)^2$ ,  $\alpha = (1 - \mu)e_j$ , и  $\kappa_2^2 = (4\alpha^2 - \frac{1}{2}(\rho^2 + 3\alpha^2 - \nu^2))/\nu^2$ ,  $R$  — это расстояние Солнце–астероид,  $\rho$  — расстояние Юпитер–астероид,  $\mu = 0.0009538$  — отношение массы Юпитера к сумме масс Солнце–Юпитер,  $e_j$  — эксцентриситет орбиты Юпитера,  $l$  и  $b$  — долгота и широта астероида,  $l_j$  — долгота Юпитера,  $a$ ,  $i$  и  $p$  это оскулирующие элементы и параметры астероидной орбиты, и  $K(\kappa_2)$  — эллиптический интеграл. Когда  $e_j = 0$ ,  $K(\kappa_2) = \pi/2$ .  $C$  есть постоянная Якоби.

Для того чтобы орбита астероида была устойчива по Хиллу, необходимо, чтобы постоянная Якоби для астероида была больше постоянной Якоби для внутренней точки либрации системы Солнце–Юпитер–астероид. Если взять максимальное значение эксцентриситета Юпитера  $e_j = 0.062$ , тогда значение постоянной Якоби будет равно  $C(L_1) = 1.538$ . С этим значением постоянной мы решаем уравнение (1) и получаем значения больших полуосей модельных астероидов, которые используем как начальные при численном интегрировании. В качестве начальных значений эксцентриситета астероидов были взяты значения  $e_0 = 0.0, 0.2, 0.4$ . Углы начальных значений наклона астероидов были взяты  $i_0 = 40^\circ, 60^\circ, 80^\circ, 100^\circ, 120^\circ, 140^\circ$ . Начальные значения аргумента перигелия  $\theta$  астероидов были получены из уравнения:

$$\cos \Theta_\pi = \cos \omega \cos l_{j\pi} + \sin \omega \sin l_{j\pi} \cos i \quad (2)$$

при значении  $\Theta_\pi = 180^\circ$  и варьировались с шагом  $60^\circ$  от  $0^\circ$  до  $360^\circ$ .  $\Theta$  есть угол Юпитер–Солнце–астероид. Начальные значения узла  $\Omega = 90^\circ$ . Начальное значение эпохи численного интегрирования — март 25, 1991 UT. На этот момент долгота Юпитера  $l_j$  была взята из Ежегодника [1].

Численное интегрирование было проведено на интервале 200 000 лет, используя интегратор Эверхарта [2]. Было обнаружено, что внутри периода не более 20 000 лет миграция астероидов периодически повторяется. Поэтому на графиках мы представили поведение оскулирующих элементов на интервале 20 000 лет. За этот короткий период можно более детально видеть вариации оскулирующих элементов. Оказалось, что астероиды с высокими наклонами под влиянием гравитационных сил планет периодически изменяют эксцентриситеты и наклоны и могут пересекать орбиты внутренних планет. Это можно видеть из поведения радиус-вектора астероидов вблизи узлов  $r_n$  их орбит. Внутри исследуемого периода большие полуоси не имеют вековых возмущений, а эксцентриситеты их орбит имеют большие долгопериодические возмущения. Перигелийное и афелийное расстояния изменяются в зависимости от эксцентриситета по формулам  $q = a(1 - e)$ ,  $Q = a(1 + e)$ .

Результаты показали, что для эксцентриситетов, близких к нулю, вариации орбитальных элементов незначительны, поэтому они не представлены на графиках. Но в случае, когда начальные значения эксцентриситетов  $e_0 = 0.2$  и  $0.4$  для наклонов  $i_0 = 40^\circ, 60^\circ, 80^\circ, 100^\circ, 120^\circ$ , и  $140^\circ$ , эксцентриситеты изменяются в больших пределах и вместе с ними перигелийные и афелийные расстояния. Перигелийные расстояния могут быть меньше, чем 1 а.е., а афелийные больше 4 а.е.

Эволюция этих фиктивных астероидов представлена на графиках для случаев аргумента перигелия  $\omega$ : —  $\omega = \omega_0 + 0^\circ$ ,  $\Delta$  —  $\omega = \omega_0 + 60^\circ$ , + —  $\omega = \omega_0 + 120^\circ$ ,  $\times$  —  $\omega = \omega_0 + 180^\circ$ ,  $\diamond$  —  $\omega = \omega_0 + 240^\circ$ ,



и  $\uparrow - \omega = \omega_0 + 300^\circ$ .

Астероиды, движущиеся по этим орбитам, могут пересекать орбиты внутренних планет. Когда в момент времени астероид и планета расположены вблизи одного из узлов, возможны близкие прохождения или даже столкновения. Если столкновение не имеет места, астероиды возвращаются в главный пояс.

Условия, которые приводят к столкновению или близким прохождениям, определяются из уравнения задачи двух тел:

$$r = \frac{q(1+e)}{1+e \cos \nu} \quad (3)$$

где  $\nu = -\omega$  для восходящего узла или  $\nu = 180^\circ - \omega$  — для нисходящего узла. Из уравнения (3) получаем значение аргумента перигелия:

$$\omega = \arccos \left[ \frac{1}{e} \left( 1 \pm \frac{1}{q(1+e)} \right) \right] \quad (4)$$

В уравнении (4) верхний знак берется в случае восходящего узла, нижний знак — в случае нисходящего узла. Случаи возможных близких прохождений можно видеть на графиках радиус-вектора в узлах. Линии представляют большие полуоси планет Меркурия ( $a = 0.387$  а.е.), Венеры ( $a = 0.723$  а.е.), Земли ( $a = 1.000$  а.е.) и Марса ( $a = 1.524$  а.е.).

Случаи близких прохождений астероидов рядом с планетами редки, но возможны. При наклоне астероидов  $i_0 = 40^\circ$  и  $140^\circ$  для  $e_0 = 0.2$  астероиды не пересекают орбиты внутренних планет. Но при этих же наклонах с начальным значением эксцентриситета  $e_0 = 0.4$  возможно пересечение орбиты Марса, менее вероятно, орбиты Земли. При углах наклона  $i_0 = 60^\circ$ ,  $i_0 = 120^\circ$  и обоих эксцентриситетах возможны пересечения с орбитами всех орбит внутренних планет кроме Меркурия, а при  $i_0 = 80^\circ$  и  $i_0 = 100^\circ$  и с Меркурием. При этих наклонах астероиды подходят близко к Солнцу.

Периоды пересечений орбит астероидов с орбитами внутренних планет меняются от 5000-6000 лет и выше.

Прослеживая эволюцию астероидов на графиках и сравнивая с эволюцией SOHO комет [4], можно заметить, что наклоны орбит исследуемых астероидов достигают величин наклонов, с которыми мы наблюдаем большинство SOHO комет ( $i = 60^\circ$  и  $145^\circ$ ). При этих наклонах астероиды приближаются к Солнцу, пересекая орбиты всех внутренних планет. Теоретически возможен захват SOHO комет на астероидные орбиты с высокими наклонами.

Эта работа поддержана грантом Словацкой Академии Наук Grant VEGA 1005. Вычисления проводились на компьютере ORIGIN 2000 вычислительного центра Словацкой Академии наук.

1. *Абалакин В.К.* Астрономический Ежегодник на 1991 год. — Ленинград: Наука, 1989.
2. *Everhart E.* An efficient integrator that used Gauss-Radau spacing // Dynamics of Comets: Their Origin and Evolution. — Proc. of IAU Coll. 83, Roma, Italy, 1984. — Reidel, Dordrecht, 1985. — P. 185–202.
3. *Рейн Н.Ф.* О качественных характеристиках движения в упрощенной полуосредненной эллиптической ограниченной проблеме трех тел. Часть I. Характеристики Хилла в проблеме Солнце–Юпитер–астероид // Труды Астрономического Института им. П.К.Штернберга. — 1940. — XIV, 1. — С. 127–152.
4. *Питтих Э.М., Соловая Н.А.* Модели SOHO комет с орбитами близкими к параболическим // Настоящий сборник.
5. *Solovaya N.A., Gerasimov I.A., Pittich E.M.* 3-D orbital evolution model of outer asteroid belt // Asteroids, Comets, Meteors 1991. Eds. A.W.Harris and E.Bowell. — Lunar and Planetary Institute, Houston, Texas. - 1992. — P. 565–568.

Поступила в редакцию 9.09.2004