

А.Ф. ЗАУСАЕВ, В.В. АБРАМОВ, С.С. ДЕНИСОВ

**КАТАЛОГ  
ОРБИТАЛЬНОЙ ЭВОЛЮЦИИ  
АСТЕРОИДОВ, СБЛИЖАЮЩИХСЯ  
С ЗЕМЛЕЙ  
с 1800 по 2204 гг.**



Машиностроение – 1  
Москва  
2007

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Предлагаемый каталог содержит информацию о 291 астероиде, сближающихся с Землей на расстоянии менее 0,01 астрономической единицы на интервале времени с 1800 по 2004 гг. Для их выявления потребовалось проведение расчета и анализа эволюции орбит 3823 астероидов, принадлежащих группам Аполлона, Амура, Атона, на вышеуказанном интервале времени. В предварительном исследовании этих объектов активное участие принимали канд. физ.-мат. наук Ф.Х. Алтынбаев, студенты Самарского государственного технического университета: А.П. Корнев, О.К. Рыбин, Л.А. Соловьев. Авторы приносят им свою искреннюю благодарность.

Авторы считают своим долгом выразить благодарность доктору физ.-мат. наук, профессору В.П. Радченко за большую помощь при подготовке этого издания.

## ВВЕДЕНИЕ

Пространство Солнечной системы, кроме Солнца и больших планет, населено различными телами от мельчайших пылинок микронных размеров до тысячекилометровых астероидов. Большая часть из известных астероидов находится в главном поясе астероидов, расположенном между орбитами Марса и Юпитера. Самые крупные из них достигают в поперечнике сотни и тысячи километров и имеют почти сферическую форму. Астероиды образовались около 4,5 млрд. лет назад, в то же самое время, когда зарождалась Солнечная система.

Возмущающее действие Юпитера оказывает большое воздействие на движение астероидов, способствует их столкновению друг с другом, заставляя астероиды проникать во внутренние области планетной системы, или выбрасывает их за ее пределы. Некоторые из астероидов в результате тесных сближений с Юпитером могут сближаться с планетами земной группы.

При изучении движения астероидов особое место занимают группы астероидов Аполлона, Амура, Атона, так как орбиты астероидов этих групп могут касаться орбиты Земли или проникать внутрь ее и, в случае тесных сближений с Землей представляют опасность столкновения. До января 1978 года было известно только о 48 таких объектах [1]. Сейчас их насчитывается свыше 4000.

Астероиды групп Аполлона, Амура, Атона можно выделить из общего каталога по перигелийным расстояниям ( $q$ ) и размерам больших полуосей ( $a$ ) их орбит. Для астероидов группы Атона –  $a \leq 1$  а.е.<sup>1</sup>. К группе Амура относят астероиды с перигелийными расстояниями, меньшими 1,33 а.е., но большими, чем афелийное расстояние Земли (1,017 а.е.). К группе Аполлона относят астероиды с перигелийными расстояниями, меньшими 1,017 а.е., и большими полуосями орбит, превышающими 1 а.е. [2].

К астероидам групп Аполлона, Амура, Атона в настоящее время проявляется повышенное внимание в связи с решением проблемы «астероидной опасности». Исследование эволюции орбит астероидов, сближающихся с Землей, является одним из важнейших этапов в решении проблемы «астероидной опасности». Как показывает всесторонний анализ, проблема «астероидной опасности», связанная с прогнозированием столкновения крупных небесных объектов с Землей и предотвращением катастрофических послед-

---

<sup>1</sup> а.е. – астрономическая единица 149 597 870 км

ствий, сложна и далека от окончательного решения. Для успешной работы над решением данной проблемы необходимы комплексные исследования как физических, так и динамических свойств данных объектов. Исследование эволюции орбит астероидов групп Аполлона, Амура, Атона составляет одну из основных задач в решении проблемы «астероидной опасности».

Теория движения астероидов групп Аполлона, Амура, Атона значительно сложнее теории движения планет, поскольку эллиптические орбиты астероидов более вытянуты, чем орбиты планет, плоскости орбит значительно наклонены к плоскости эклиптики. Кроме того, орбиты астероидов имеют тесные сближения с орбитами больших планет, поэтому аналитические теории движения астероидов не являются точными и для исследования эволюции их орбит широко применяются численные методы.

Следует отметить, что разделение астероидов на группы Аполлона, Амура, Атона является весьма условным, так как астероиды в процессе своей эволюции могут переходить из одной группы в другую. Однако среди астероидов групп Аполлона, Амура, Атона имеется отдельная подгруппа астероидов, которые представляют потенциальную опасность столкновения с Землей.

В настоящее время вычислены характерные времена существования до столкновения с Землей всех «опасных» космических объектов. Показано, что столкновения небесных тел, подобных Тунгусскому метеориту, с Землей происходят несколько чаще, чем один раз в сто лет. Столкновения, способные вызвать на Земле глобальную катастрофу типа «ядерной зимы», происходят в среднем один раз в несколько сотен тысяч лет. Катастрофы, приводящие к смене геологических эпох, происходят в среднем один раз в несколько десятков миллионов лет [2]. Вопросы о более точных оценках астероидной опасности связаны с нашими знаниями о движении и эволюционных процессах малых тел Солнечной системы, представляющими опасность столкновения с Землей. Изучение движения потенциально «опасных» объектов, каталогизация элементов орбит и тесных сближений с планетами земной группы является важным этапом в решении проблемы «астероидной опасности». Регулярные всесторонние исследования потенциально «опасных» объектов позволят предсказать столкновение астероида с Землей заблаговременно и принять соответствующие меры для предотвращения катастрофы.

# 1. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ БОЛЬШИХ ПЛАНЕТ (МЕРКУРИЙ-ПЛУТОН), ЛУНЫ И АСТЕРОИДОВ

В настоящее время в связи с развитием средств и методов наблюдения (радиолокационных, лазерных, космических и др.) больших планет и малых тел Солнечной системы значительно увеличилась точность определения координат этих объектов. Следовательно, предъявляются более высокие требования к математической модели, с помощью которой описывается движение небесных объектов. Исследование эволюции орбит астероидов, имеющих тесные сближения с большими планетами, является одной из наиболее трудных задач небесной механики. Поэтому от выбора математической модели, описывающей движение небесных тел, существенно зависит точность прогноза положения исследуемого объекта на любой заданный момент времени. Учет лишь гравитационных взаимодействий, который заложен в стандартных уравнениях движения задачи  $n$  тел, оказывается недостаточным, что приводит к более сложной форме дифференциальных уравнений движения. Наряду с гравитационными силами в уравнениях движения учитываются релятивистские эффекты, фигура планет и Солнца, силы торможения, реактивные силы и т.д. Решение этих задач требует модификации существующих и разработки новых численных методов решения дифференциальных уравнений для повышения точности и эффективности вычислений.

При составлении каталога в качестве математической модели, описывающей движение планет, Луны и Солнца, использованы дифференциальные уравнения, в которых наряду с гравитационными эффектами учтены релятивистские эффекты, обусловленные Солнцем и планетами. Для Луны учитываются эффекты от несферичности фигур Луны и Земли, а также приливные эффекты и либрация Луны (периодические, маятникообразные покачивания около центра).

Дифференциальные уравнения движения  $n$  тел в барицентрической системе координат с учетом ньютоновских и шварцшильдовских членов, обусловленных взаимным влиянием Солнца и планет, имеют следующий вид [3]:

$$\begin{aligned}
\ddot{\mathbf{r}}_i = & \sum_{j \neq i} \frac{m_j (\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i)}{r_{ij}^3} \left\{ 1 - \frac{2(b+g)}{c^2} \sum_{k \neq i} \frac{m_k}{r_{ik}} - \frac{2b-1}{c^2} \sum_{k \neq j} \frac{m_k}{r_{jk}} + g \left( \frac{u_i}{c} \right)^2 + \right. \\
& + (1+g) \left( \frac{u_j}{c} \right)^2 - \frac{2(1+g)}{c^2} \dot{\mathbf{r}}_i \cdot \dot{\mathbf{r}}_j - \frac{3}{2c^2} \left[ \frac{(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j) \cdot \dot{\mathbf{r}}_i}{r_{ij}} \right]^2 + \frac{1}{2c^2} (\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i) \cdot \ddot{\mathbf{r}}_j \left. \right\} + \\
& + \frac{1}{c^2} \sum_{j \neq i} \frac{m_j}{r_{ij}^3} \{ [(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j)] \times [(2+2g)\dot{\mathbf{r}}_i - (1+2g)\dot{\mathbf{r}}_j] \} (\dot{\mathbf{r}}_i - \dot{\mathbf{r}}_j) + \\
& + \frac{3+4g}{2c^2} \sum_{j \neq i} \frac{m_j \ddot{\mathbf{r}}_j}{r_{ij}} + \sum_{m=1}^N \frac{m_m (\mathbf{r}_m - \mathbf{r}_i)}{r_{im}^3}, \quad (1)
\end{aligned}$$

где  $\mathbf{r}_i$ ,  $\dot{\mathbf{r}}_i$ ,  $\ddot{\mathbf{r}}_i$  – координаты, скорости, ускорения в барицентрической системе координат  $i$ -го тела;  $m_j = k^2 m_j$ , где  $k^2$  – гравитационная постоянная и  $m_j$  – масса  $j$ -го тела;  $r_{ij} = |\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i|$ ;  $b$  и  $g$  – релятивистские параметры;  $b = g = 1$ ;  $u_i = \frac{|\dot{\mathbf{r}}_i|}{c}$  и  $c$  – скорость света. Последняя сумма в уравнении (1) учитывает возмущения от астероидов;  $\ddot{\mathbf{r}}_j$  – ускорение  $j$ -го тела вследствие ньютоновских эффектов.

При создании точных эфемерид Луны, кроме гравитационных и релятивистских эффектов, необходимо учитывать влияние фигур Земли и Луны в математической модели. Ускорение Луны, благодаря учету зональных и тессеральных гармоник, в координатной системе  $\zeta\eta\zeta$  (рис.1) имеет вид [3]

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = & -\frac{m}{r^2} \left\{ \sum_{n=1}^{n_1} J_n \left( \frac{a}{r} \right)^n \begin{bmatrix} (n+1)P_n(\sin j) \\ 0 \\ -\cos q P'_n(\sin j) \end{bmatrix} + \right. \\
& + \left. \sum_{n=1}^{n_2} \left( \frac{a}{r} \right)^n \sum_{m=1}^n \begin{bmatrix} -(n+1)P_n^m(\sin j) [C_{nm} \cos m l + S_{nm} \sin m l] \\ m \sec j P_n^m(\sin j) [-C_{nm} \sin m l + S_{nm} \cos m l] \\ \cos j P_n^m(\sin j) [C_{nm} \cos m l + S_{nm} \sin m l] \end{bmatrix} \right\}, \quad (2)
\end{aligned}$$

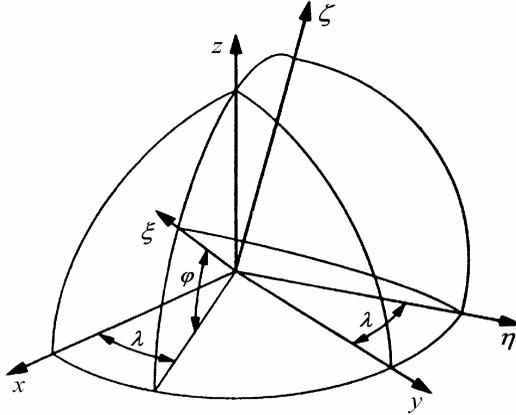


Рис. 1. Система координат  $\xi\eta\zeta$ , для которой рассчитываются ускорения от несферического тела

где  $m$  – гравитационная постоянная;  $r$  – расстояние между центрами масс двух тел;  $n_1$  и  $n_2$  – максимальные степени зональных и тессеральных гармоник несферических тел соответственно;  $P_n(\sin j)$  – полином Лежандра степени  $n$ ;  $P_n^m(\sin j)$  – присоединенный полином Лежандра степени  $n$  и порядка  $m$ ;  $J_n$  – зональные гармоники от несферичности тела;  $C_{nm}, S_{nm}$  – коэффициенты тессеральных гармоник;  $j$  – широта притягиваемого тела в фиксированной системе координат;  $l$  – восточная долгота притягиваемого тела. Вклад в инерциальное ускорение от несферического тела возникает от взаимодействия ее собственной фигуры с внешней точечной массой, представленной в координатной системе  $xhz$ , где ось  $x$  направлена вовне от несферического тела к точечной массе, ось  $h$  направлена на восток (лежит в селенографической плоскости  $XU$ , перпендикулярна оси  $x$ ), и, наконец, ось  $z$  направлена на север, образуя правую систему координат.

Кроме того, земные приливы оказывают на геоцентрическое ускорение Луны следующее воздействие [3]:

$$\mathbf{a}_m = -\frac{3k_2 m_m}{r_{lm}^3} \left( 1 + \frac{m_m}{m_l} \right) \left( \frac{a_l}{r_{lm}} \right)^5 \begin{bmatrix} x + yd \\ y - xd \\ z \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где  $k_2$  – число Лява;  $a_l$  – радиус Земли;  $r_{lm}$  – геоцентрическое расстояние Луны;  $x, y, z$  – декартовы геоцентрические координаты Луны;  $m_m$  – гравитационная постоянная, умноженная на массу Луны;  $m_l$  – гравитационная постоянная, умноженная на массу Земли;  $d$  – фазовый угол.

Выбор математической модели, описываемой дифференциальными уравнениями (1) – (3), обусловлен тем, что с помощью решения этих уравнений был создан банк данных DE405 [3] точных положений (координат и скоростей) больших планет, Луны и Солнца на интервале времени с 1600 по 2200 гг. В отличие от работы [3], где проводилось совместное численное интегрирование уравнений движения больших планет, Луны, Солнца и 400 наиболее массивных астероидов, в данной работе учет влияния астероидного пояса моделируется следующим образом. На орбите, принадлежащей главному поясу астероидов, задаются 50 материальных точек, при этом их массы и орбита подбираются таким образом, чтобы возмущающее действие от смоделированного объекта стремилось по величине к возмущениям от 400 реальных астероидов. Данная модификация, содержащаяся в последней сумме уравнения (1), позволяет получать результаты, согласованные с наблюдениями, при многократном сокращении времени вычислений без существенной потери точности результатов.

## 2. МЕТОД ЧИСЛЕННОГО ИНТЕГРИРОВАНИЯ

Среди существующих численных методов решения дифференциальных уравнений движения небесных тел метод Эверхарта [4-7] является одним из наиболее эффективных. Основным достоинством одношаговых методов является то обстоятельство, что для них разработаны надежные оценки локальной погрешности дискретизации [8]. Кроме того, метод Эверхарта показал себя как самый эффективный по точности и быстродействию во Всесоюзном эксперименте по исследованию алгоритмов и программ численного прогнозирования движения небесных тел [9].

Основная идея построения алгоритма Эверхарта основана на представлении правой части дифференциального уравнения в виде временного ряда, который в общем случае не является рядом Тейлора.

Координаты и скорости исследуемого объекта находятся с помощью степенных временных рядов следующего вида [4]:

$$x = x_1 + \mathfrak{K}t + F_1 \frac{t^2}{2} + A_1 \frac{t^3}{6} + \dots + A_n \frac{t^{n+2}}{(n+1)(n+2)}, \quad (4)$$

$$\mathfrak{K} = \mathfrak{K}_1 + F_1 t + A_1 \frac{t^2}{2} + A_2 \frac{t^3}{3} + \dots + A_n \frac{t^{n+1}}{n+1}, \quad (5)$$

где  $A_i$  и  $F_1$  – неизвестные, подлежащие определению. Схема вычисления  $x$  и  $\mathfrak{K}$  является неявной и подробно описана в работе [4].

Метод Эверхарта относят к группе методов Рунге-Кутты. Он является неявным одношаговым методом, что обеспечивает его сходимость и устойчивость [8-10].

Величина порядка метода находится в прямой зависимости от количества членов, удерживаемых в формулах (4) и (5). В работе Э. Эверхарта [4] приведены узлы разбиения основного шага интегрирования на подшаги, обеспечивающие точность до 15 порядка включительно. Для использования метода Эверхарта более высоких порядков нами получены узлы разбиения отрезка [0,1] на подшаги  $h_i = \frac{t_i}{T}$  до 33 порядка включительно, что позволило разработать алгоритмы и комплексы программ для исследования эволюции орбит малых тел Солнечной системы [11, 12].

### 3. КАТАЛОГ ЭВОЛЮЦИИ ОРБИТ АСТЕРОИДОВ ГРУПП АПОЛЛОНА, АМУРА И АТОНА, ИМЕЮЩИХ ТЕСНЫЕ СБЛИЖЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ, НА ИНТЕРВАЛЕ ВРЕМЕНИ С 1800 ПО 2204 ГОДЫ

Каталоги малых тел Солнечной системы (астероидов, комет) содержат ценную информацию о распределении этих тел в Солнечной системе и об эволюции элементов орбит с течением времени. Сведения о тесных сближениях с большими планетами полезны при планировании и организации наблюдений, а также важны для решения проблемы, связанной с «астероидной опасностью». В настоящее время насчитывается свыше 4000 астероидов, принадлежащих к группам Аполлона, Амура и Атона.

В банке исходных данных элементов орбит астероидов DASTCOM<sup>1</sup> (Database of ASTeroids and COMets) американской Лаборатории реактивного движения (JPL) по состоянию на 3 марта 2006 года содержалась информация об орбитах более чем 250 000 астероидов.

По известным величинам большой полуоси и эксцентриситету, используя формулы [13, 14]

$$q = a(1 - e); \quad (6)$$

$$Q = a(1 + e), \quad (7)$$

были выделены астероиды упомянутых выше групп. При этом в группу Аполлона вошли 2028 объекта, в группу Амура – 1474 и Атона – 321 объектов.

Разработка каталога эволюции орбит астероидов, имеющих тесные сближения с Землей, сопряжена с большим объемом вычислительной работы. Поэтому выбор математической модели, описывающей движение небесных тел, и метода численного интегрирования имеет существенное значение.

В качестве математической модели, описывающей движение астероида, использованы дифференциальные уравнения (1). Наряду с возмущениями от Солнца, больших планет (с Меркурия по Плутон) и Луны учитывалось влияние пояса астероидов, смоделированного 50 частицами, расположенными на орбите, принадлежащей поясу астероидов, и равномерно распределенными по величине

---

<sup>1</sup> <ftp://ftp.lowell.edu/pub/elgb/astorb.htm>

не средней аномалии. Система дифференциальных уравнений движения (1) решалась модифицированным методом Эверхарта 27 порядка с переменным шагом интегрирования и адаптированным для решения астероидной задачи [10]. Критерием изменения шага служило минимальное расстояние между исследуемым объектом и объектами Солнечной системы (за исключением пояса астероидов). При создании базы данных шаг интегрирования был взят равным одним суткам. В моменты сближений шаг постепенно уменьшался до 0,001 дня (1 минуты 26,4 секунд), затем также постепенно возвращался к исходному значению. Исходные элементы орбит астероидов, барицентрические координаты и скорости Солнца, 9 планет и Луны, вычисленные на различные моменты времени описанным выше методом, занесены в базу данных, реализованную с использованием таблиц Paradox7 при помощи среды Borland Delphi.

О точности вычислений говорит тот факт, что вычисленные координаты и скорости планет были согласованы с DE405 [15] – одной из самых точных численных теорий движения больших планет, Луны и Солнца, а величины и даты сближений астероидов с Землей совпадают с наблюдениями.

Программа, выполняющая непосредственные вычисления, написана на языке C++ в программной среде Borland C++ Builder и является консольным 32-разрядным Windows-приложением. Она имеет два варианта реализации: один в качестве начальных данных получает элементы орбит или координаты и скорости астероида, а другой – номер астероида в каталоге. Программам также передается интервал вычислений, шаг вывода элементов, координат и скоростей орбит астероида и шаг интегрирования [16].

Для удобства использования и ввиду большого объема вычислений в среде Borland Delphi на языке Object Pascal написана программа, позволяющая запустить вычисления в автоматическом режиме. Данная программа имеет оконный интерфейс и также является 32-разрядным Windows-приложением.

Существует возможность приостанавливать и менять приоритет вычислительного процесса. Программа позволяет запустить сразу два процесса вычислений параллельно, что позволяет более эффективно использовать ресурсы современных двухядерных процессоров. Во время работы отображается процент выполнения и оценка времени, оставшегося до окончания вычислений. Пока не выполнены все активные задания из списка, программа будет периодически запускать вычислительные процессы с новыми начальными данными. Полученные результаты заносятся в базу данных.

С помощью разработанного комплекса программ проведен расчет и анализ эволюции орбит 3823 астероидов группы Аполлона, Амура, Атона на интервале времени с 1800 по 2204 годы с целью определения объектов, представляющих потенциальную угрозу для Земли в случае столкновения с ней. Выявлен 291 объект, сближающийся с Землей на расстоянии менее 0,01 астрономической единицы на вышеуказанном интервале времени. Ограничение на сближение, равное 0,01 а.е., обусловлено тем, что это расстояние незначительно отличается от величины радиуса сферы действия Земли. Минимальные и максимальные радиусы сфер действия Земли соответственно равны 0,00610 и 0,00631 а.е. [13]. Прохождение астероида через сферу действия планеты приводит к существенным изменениям элементов орбит, в результате чего не исключена в дальнейшем возможность столкновения астероида с планетой.

Предлагаемый каталог содержит сведения об эволюции элементов орбит, сближениях с внутренними планетами 291 астероида групп Аполлона, Амура, Атона на интервале времени с 1800 по 2204 годы. Количество астероидов вышеуказанных групп, имеющих тесные сближения с Землей в процессе эволюции, составляет около 8% от общего числа известных астероидов и принадлежащих к этим группам. Их число будет постоянно увеличиваться по мере обнаружения новых объектов. Следует отметить, что к каждому из астероидов, приведенных в каталоге, должен быть проявлен повышенный интерес с целью уточнения элементов орбит, т.е. их орбиты должны быть вычислены на основе самых современных наблюдений: радиолокационных, лазерных, космических и т.д. Уточнение начальных данных элементов орбит для некоторых астероидов может существенно повлиять на результаты вычислений, в том числе и на величины последующих сближений.

В настоящее время ежегодно открываются несколько сотен новых астероидов групп Аполлона, Амура, Атона. Элементы орбит вновь открываемых астероидов размещаются на сайте DASTCOM. Среди этих астероидов могут быть объекты, тесно сближающиеся с Землей. Каталогизация эволюции орбит вновь открываемых астероидов будет осуществляться путем создания электронного каталога, который будет дополнением к данному каталогу, а также позволит получать любую информацию о динамических параметрах всех известных астероидов, принадлежащих к группам Аполлона, Амура, Атона, на любой момент времени в интервале с 1800 по 2204 годы.

## 4. ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТ АСТЕРОИДОВ, СБЛИЖАЮЩИХСЯ С ЗЕМЛЕЙ

### Описание таблиц

Все сведения в каталоге приводятся в едином формате (рис.2).

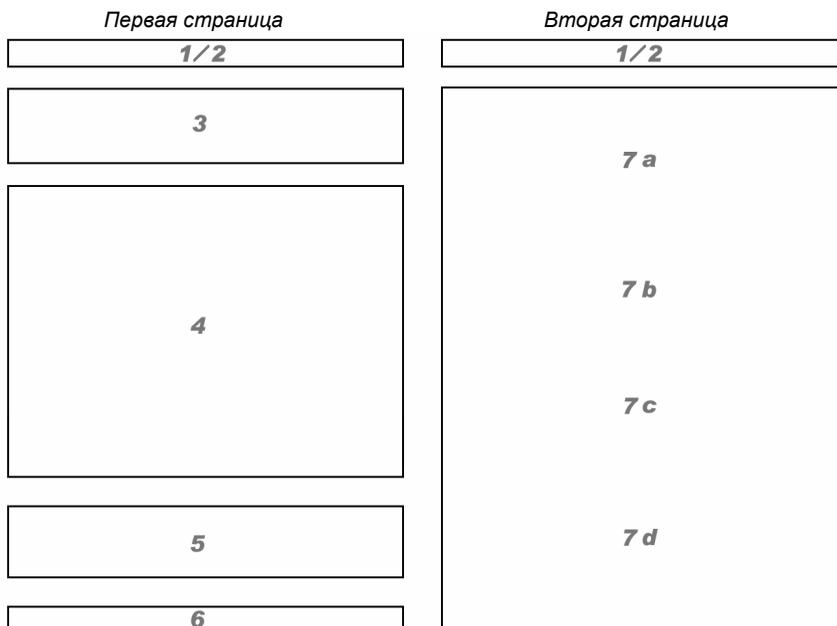


Рис. 2. Структура основной части каталога

Цифры на рисунке соответствуют следующим данным.

1. *Принадлежность к группе.*

Указывается группа, к которой принадлежал астероид на момент времени 6 марта 2006 года.

2. *Условное обозначение астероида.*

Год открытия и порядковый номер астероида.

3. *Краткая история исследования астероида.*

Указываются номер и имя астероида, если они присвоены. Имя открывателя и дата открытия. Абсолютная звездная величина и примерные размеры. Сведения о наблюдениях астероида на начало июля 2007 года.

#### 4. Орбитальная эволюция.

Элементы орбит с шагом 5100 дней на стандартные моменты времени с 1800 по 2204 годы, где  $M$  – средняя аномалия (в градусах);  $a$  – большая полуось (в а.е.);  $q$  – перигелийное расстояние (в а.е.);  $e$  – эксцентриситет;  $P$  – период (в годах);  $w$  – аргумент перигелия (в градусах);  $\Omega$  – долгота восходящего узла (в градусах);  $i$  – наклонение (в градусах). Все угловые величины отнесены к эклиптике и равноденствию эпохи 2000,0.

#### 5. Тесные сближения с большими планетами и Луной.

Тесные сближения (в а.е.) с внутренними планетами при взаимном расстоянии  $\Delta \leq 0,01$  а.е., тесные сближения с внешними планетами при взаимном расстоянии  $\Delta \leq 0,5$  а.е. В тех случаях, когда данные условия удовлетворяются на некотором интервале времени на протяжении одного и того же сближения астероида с планетой, Луной или Солнцем, указывается наименьшее расстояние и соответствующий момент времени.

#### 6. Начальные данные.

Начальные данные элементов орбит, использовавшиеся при численном интегрировании. Используются те же обозначения и единицы измерения, что и в орбитальной эволюции (см. пункт 4).

В качестве источника начальных данных использовался банк исходных данных элементов орбит астероидов DASTCOM американской Лаборатории реактивного движения (JPL) по состоянию на 6 марта 2006 года.

#### 7. Графики изменения элементов орбит:

7a. График изменения  $a$  – большой полуоси (в а.е.);

7b. График изменения  $e$  – эксцентриситета;

7c. График изменения  $i$  – наклонения (в градусах);

7d. График изменения  $\pi$  – долготы перигелия (в градусах).

Графики построены на основании данных, полученных с шагом 100 дней на интервале времени с 5 января 1800 года по 13 декабря 2204 года.