

УДК 629.783:531.5

Т.В. ЛАБУТКИНА, канд. техн. наук, доц., ДНУ, Днепропетровск,
А.Н. ПЕТРЕНКО, д-р техн. наук, проф., декан ФТФ ДНУ,
Днепропетровск

НОВЫЙ АСПЕКТ МОДЕЛИРОВАНИЯ МНОГОЭЛЕМЕНТНОЙ СИСТЕМЫ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ

Разработан упрощенный метод моделирования многоэлементной системы орбитальных объектов для задач, связанных с прогнозом механических конфликтов (столкновений) между ее элементами. Метод основан на моделировании введенных в рассмотрение виртуальных элементов системы – узлов механических конфликтов (участков траекторий, находящихся друг от друга на расстоянии, опасном с точки зрения столкновений орбитальных тел при их возможных отклонениях от этих траекторий). Ил.: 3. Библиогр.: 16 назв.

Ключевые слова: многоэлементная система орбитальных объектов, моделирование, прогноз, механический конфликт (столкновение), узел механических конфликтов.

Постановка проблемы и анализ литературы. Задачи проектирования и эксплуатации спутниковых систем требуют моделирования движения центров масс орбитальных объектов. При этом в большинстве случаев во множество орбитальных объектов, движение которых моделируется, входит от несколько единиц орбитальных тел до нескольких десятков. Однако все чаще возникает необходимость рассмотрения многоэлементного множества орбитальных тел, в составе которого – тысячи элементов. В частности это необходимо при решении задач, связанных с анализом засоренности околоземного космического пространства орбитальными объектами.

Число орбитальных тел (космических аппаратов и объектов космического мусора) в околоземном космосе возрастает высокими темпами. По данным НАСА в настоящее время на орбитах вокруг Земли уже находится более 21 000 орбитальных объектов размером более 10 сантиметров и примерно 500 000 – с размерами от 1 до 10 сантиметров. Поэтому риск столкновений орбитальных тел (механических конфликтов) все более возрастает. И все более актуальными становятся задачи, связанные с анализом конфликтности многоэлементного множества орбитальных объектов [1 – 9].

Задачи, связанные с анализом конфликтности орбитальных тел можно подразделить на два класса. К первому относятся те, в которых можно ограничиться анализом риска столкновений орбитальных тел и не

прогнозировать конкретные орбитальные конфликты. Их решение базируется на учете высотно-широтной плотности распределения орбитальных объектов в заданный момент времени [3 – 7].

Ко второму классу можно отнести задачи, которые требуют прогноза орбитальных столкновений. Такой прогноз сводится к прогнозу сближений пар орбитальных объектов на расстояние, опасное с точки зрения их соударения при возможных отклонениях объектов от расчетных траекторий (назовем эти сближения опасными или конфликтными). При этом во многих случаях достаточно ограничиться прогнозом опасных сближений орбитальных тел, а от моделирования последствий конфликтов, которые приводят к изменению траекторий сталкивающихся объектов и образованию новых орбитальных тел, можно отказаться. Такие задачи решаются, когда необходим прогноз опасных орбитальных коллизий для космического аппарата, который может сделать маневр с целью уклонения от столкновений [8]. Задачи прогноза опасных сближений могут быть положены в основу построения моделей засоренности околоземного космоса орбитальными объектами. Например, Хуторовским З.Н. предложен прямой детерминированный метод, основанный на формировании на суточном интервале времени архива опасных сближений всех возможных пар орбитальных тел, входящих во множество рассматриваемых орбитальных объектов (для каждого опасного сближения определяется интервал времени, в течение которого оно происходит, а также геометрические характеристики сближения и вероятность столкновения) [6, 7].

Традиционный подход к прогнозу опасных сближений основан на моделировании движения объектов и анализе текущего расстояния между ними. Сложность применения такого подхода в следующем. Скорость движения орбитальных объектов друг относительно друга может быть больше десятка километров в секунду. При этом сближение на опасное расстояние в несколько километров длится доли секунды. Поэтому прогноз опасных сближений требует моделирования с соответственно малым шагом по времени. При многочисленности множества орбитальных объектов это приводит к существенным затратам времени. Эта проблема сформулирована, например, в работе [8] для задачи в узкой постановке – прогноза опасных сближений для одного орбитального тела (управляемого космического аппарата). При решении задач в более общей постановке, когда конфликтные сближения прогнозируются для всех пар орбитальных тел, входящих в рассматриваемое множество орбитальных объектов, затраты времени еще более возрастают, увеличиваясь в тысячи раз.

Эффективным подходом к решению проблемы является реализация прогноза опасных сближений в несколько этапов. При этом каждый этап представляет собой проверку возможности опасного сближения на основе некоторого правила или упрощенного метода прогнозирования. Скорость расчетов возрастает за счет того, что большинство орбитальных объектов исключается из рассмотрения на первых этапах прогноза (в работе [8] такой подход назван фильтрацией множества орбитальных объектов).

В работах [10 – 13] представлен метод поэтапного прогнозирования опасных сближений, основанный на детерминистическом подходе и не требующий моделирования текущего расстояния между орбитальными объектами. Рассматриваются пары орбитальных объектов, входящие во множество N орбитальных тел. Например, объекты k и l (рис. 1, *a*). Орбиту объекта k определяют текущие значения параметров e_k (эксцентриситет), h_{pk} (высота перигея), i_k (наклонение орбиты), Ω_k (долгота восходящего узла), ω_k (аргумент перигея), τ_k (время прохождения перигея), а орбиту объекта l – значения параметров e_l , h_{pl} , i_l , Ω_l , ω_l , τ_l соответственно. На момент начала прогноза известны начальные значения этих параметров.

Для рассматриваемой пары орбитальных объектов реализуется три этапа проверки возможности опасного сближения. На первом этапе проверяется, перекрываются ли области высот над поверхностью Земли, в которых проходят их траектории. Второй этап основан на том, что конфликт между орбитальными объектами возможен только в том случае, когда их траектории пересекаются. Полагается, что орбитальный объект не может отклониться от положения на расчетной траектории более чем на некоторое расстояние R_{cr} . Таким образом, в каждый момент времени орбитальный объект может находиться в пределах сферы, центр которой – на расчетной траектории, а радиус – равен R_{cr} . Для орбитальных тел k и l радиусы этих сфер – R_{ck} , R_{cl} соответственно (рис. 1, *b*). Пару участков траекторий, которые находятся друг от друга на расстоянии $L < L_{cr}$, будем называть узлом механических конфликтов (рис. 1, *a*), а сами участки – опасными участками траектории. Если для пары траекторий орбитальных объектов определен узел конфликтов, условие второго этапа отбора полагается выполненным. Третий этап основан на том, что конфликтное сближение возможно при одновременном движении орбитальных тел по участкам траекторий, которые образуют узел конфликтов. На третьем этапе определяются

интервалы времени движения орбитальных тел через узел конфликтов. Если эти интервалы времени перекрываются (например, интервалы $[t_{kb}, t_{ke}]$ и $[t_{lb}, t_{le}]$ орбитальных тел k и l соответственно на рис. 1 в), то полагается возможным конфликтное сближение. Четвертый, уточняющий этап фильтрации описан в работе [14]. На этом этапе, не прибегая к моделированию движения орбитальных объектов, на основе результатов, полученных на предыдущих этапах прогноза, определяется наименьшее значение расстояния, на которое подходят друг к другу орбитальные тела во время опасного сближения и длительность опасного сближения.

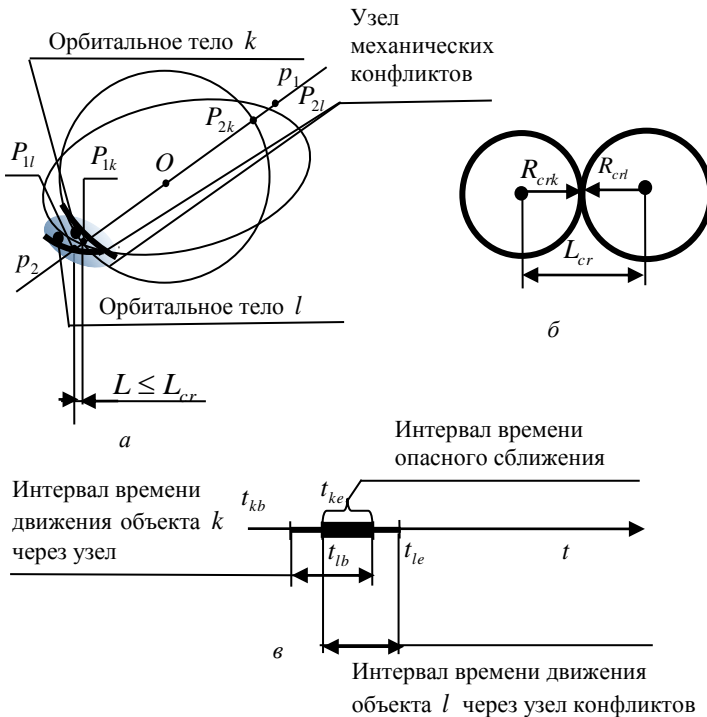


Рис. 1. К определению движения орбитальных тел через узел механических конфликтов: a – пара опасных участков траекторий; b – критическое расстояние; v – интервал времени опасного сближения

После выполнения этапов фильтрации множества орбитальных объектов для отобранного подмножества орбитальных тел можно реализовывать прогноз опасных сближений на основе традиционного подхода – моделировать их движение и анализировать текущие расстояния между ними.

Применение поэтапного прогноза позволяет снизить затраты времени на прогноз опасных сближений на несколько порядков. Этапы прогноза, подобные первым двум этапам описанного выше четырехэтапного прогноза, предложены в работе [8]. Результаты, представленные авторами, показывают высокую эффективность предложенных решений.

Обобщение результатов в области поэтапного прогнозирования опасных сближений в задачах анализа механической конфликтности множества орбитальных объектов и создание основ для дальнейшего развития этого направления требуют разработки соответствующей концепции моделирования множества орбитальных тел. При этом целесообразен системный подход к анализу механической конфликтности многоэлементного множества орбитальных объектов. Пудовкиным О.Л. было введено понятие техногенной космической обстановки [9]. В нем рассмотрено множество орбитальных тел как целостное образование (система, состояние которой определяется взаимодействием ее элементов и влиянием среды, в которую погружена система).

В данной работе используется упрощенная трактовка системы орбитальных объектов (предложенная в работе [10]). Множество каталогизированных орбитальных тел рассматривается как многоэлементная механическая система, в движении элементов которой есть составляющие квазирегулярного характера. При этом взаимодействия элементов системы не учитываются. Задача моделирования такой системы – определение опасных сближений орбитальных объектов без учета изменения состояния системы в результате их возможных соударений при сближении на опасное расстояние.

Цель исследования и постановка задачи. Традиционный подход к моделированию системы орбитальных тел в околоземном космосе основан на следующем ее представлении. Система определена на множестве орбитальных тел (космических аппаратов и объектов космического мусора). В частности – на множестве каталогизированных орбитальных тел. Состояние системы в текущий момент времени моделирования определяется либо значениями орбитальных параметров

входящих в нее объектов, либо вероятностными характеристиками распределения орбитальных объектов в околоземном пространстве.

Результаты и перспективы применения описанного выше поэтапного прогноза опасных сближений орбитальных объектов приводят к выводу о целесообразности использовать и другое представление системы орбитальных тел. Может быть полезна модель, которая основана на быстрых методах прогнозирования опасных сближений, используемых на этапах фильтрации орбитальных объектов при прогнозе механических конфликтов. Цель данного исследования – разработка концепции соответствующего представления системы орбитальных тел и метода ее моделирования.

Материалы исследований. Описание подхода к решению задачи.

В движении каждого элемента системы можно выделить две составляющие. Во-первых, орбитальный объект движется по траектории, которую в текущий момент времени в общем случае можно представить в виде эллиптической, определенным образом ориентированной в пространстве (называемой оскулирующей орбитой). Во-вторых, траектория движения орбитального тела изменяется во времени (в общем случае меняются как ее форма, так и ориентация в пространстве). При этом траектории движения орбитальных объектов меняются в сотни раз медленнее, чем меняется положение орбитальных тел на этих траекториях. Поэтому предлагается моделировать изменения траекторий и для текущего момента времени определять участки траекторий, которые находятся друг от друга на расстоянии, опасном с точки зрения возможности столкновений орбитальных тел (узлы механических конфликтов). Иными словами – моделировать узлы механических конфликтов, скорость изменения которых соответствует скорости изменения траекторий. Для орбитальных объектов, траектории которых образуют узел конфликтов, необходимо без существенных затрат времени определять интервалы времени их движения через узел конфликтов (по опасному участку траектории). Таким образом, в основе метода моделирования системы орбитальных объектов – метод моделирования узла механических конфликтов и метод определения интервалов времени движения орбитального тела через узел конфликтов.

Метод моделирования узла механических конфликтов. Как отмечалось выше, узлы механических конфликтов могут быть образованы только парами траекторий орбитальных тел, у которых перекрываются области высот движения над поверхностью Земли. Ниже описана проверка этого условия для орбитальных объектов k и l .

Область высот, в которой осуществляет движение орбитальное тело k , определяется следующим образом: $h \in [H_{\min k}, H_{\max k}]$, где $H_{\min k} = h_{pk} - R_{crk}$, $H_{\max k} = h_{ak} + R_{crk}$, а h_{pk} , h_{ak} – высоты перигея и апогея, R_{crk} – радиус его критической сферы. Аналогично определяется область высот орбитального объекта l : $[H_{\min l}, H_{\max l}]$. Таким образом, условие потенциальной возможности возникновения конфликтов – $[H_{\min k}, H_{\max k}] \cap [H_{\min l}, H_{\max l}] \neq \emptyset$.

Если угол между орбитальными плоскостями объектов k и l не мал (т.е. если нельзя полагать, что вследствие возмущающих воздействий возможно совмещение орбитальных плоскостей и орбитальные тела будут двигаться в одной плоскости), то наиболее близкие точки траекторий следует искать на линии пересечения орбитальных плоскостей, а опасные участки траекторий проходят через эти точки.

Для пары орбитальных тел k и l линию пересечения их орбитальных плоскостей (прямую $p_1 p_2$ на рис. 1, а, рис. 2, а, б) задает система уравнений

$$\begin{cases} A_k x + B_k y + C_k z = 0, \\ A_l x + B_l y + C_l z = 0, \end{cases}$$

где $A_k = \sin(i_k) \sin(\Omega_k)$, $B_k = -\sin(i_k) \cos(\Omega_k)$, $C_k = \cos(i_k)$, $A_l = \sin(i_l) \sin(\Omega_l)$, $B_l = \sin(i_l) \cos(\Omega_l)$, $C_l = \cos(i_l)$, а x , y , z – координаты геоцентрической экваториальной системы. Угол α_{kl} между орбитальными плоскостями объектов k и l определяется выражением

$$\alpha_{kl} = \arccos(|A_k A_l + B_k B_l + C_k C_l|).$$

Пару точек пересечения траекторий с прямой $p_1 p_2$, находящихся по одну сторону от центра Земли, (на рис. 1, а это пары точек P_{1k}, P_{1l} и P_{2k}, P_{2l}) будем называть *узловыми точками* или *узловой парой*. Если расстояние между ними менее допустимого с точки зрения возможности опасного сближения – *опасной узловой парой*, а сами точки – *опасными узловыми точками*. Опасные участки траекторий, образующие узел конфликтов, – это участки в окрестности узловых точек (отсюда название – узел конфликтов). Как отмечалось выше, узловые точки являются наиболее близкими друг другу точками опасных участков траекторий, образующих узел конфликтов. Для всех пар орбитальных объектов, у

которых перекрываются области высот, в которых проходят их траектории, моделируется изменение положения узловых точек на траектории и в пространстве.

Положение линии пересечения орбитальных плоскостей (прямой p_1p_2) в плоскости орбиты (рис. 2, а) будем задавать углом между направлением на перигей и направлением на одну из узловых точек. Например, для орбитального объекта k на ту из них, которая на момент начала прогноза находится в верхней полуплоскости геоцентрической орбитальной системы координат (на рис. 2, а – точка P_{1k}). Обозначим этот угол – $\vartheta_{P_{1k}}$ (рис. 2, а). Определять значение угла $\vartheta_{P_{1k}}$ предложено следующим образом:

$$\vartheta_{P_{1k}} = \arctg\left(-\frac{A_1 m_{k1,1} + B_1 m_{k2,1} + C_1 m_{k3,1}}{A_1 m_{k1,2} + B_1 m_{k2,2} + C_1 m_{k3,2}}\right), \quad (1)$$

где $m_{k1,1} = \cos(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) - \sin(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k) \cdot \cos(i_k)$;

$m_{k1,2} = -\cos(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k) - \sin(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) \cdot \cos(i_k)$;

$m_{k2,1} = \sin(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) + \cos(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k) \cdot \cos(i_k)$;

$m_{k2,2} = \cos(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) \cdot \cos(i_k) - \sin(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k)$;

$m_{k3,1} = \sin(\omega_k) \cdot \sin(i_k)$; $m_{k3,2} = \cos(\omega_k) \cdot \sin(i_k)$ – элементы матрицы

перехода из геоцентрической орбитальной системы в геоцентрическую экваториальную систему.

Изменение угла $\vartheta_{P_{1k}}$ во времени описывается путем подстановки в выражение (1) значений соответствующих орбитальных параметров как функций времени, которые рассчитываются на основе упрощенных выражений, предложенных, например, в [15]. Расчет $\vartheta_{P_{1k}}$ как функции времени реализован по такому алгоритму, который обеспечивает ее непрерывность на интервале от 0 до 360 градусов (то есть отсутствие "скачков", которые возможны из-за тангенса в выражении (1)).

Очевидно, что угол $\vartheta_{P_{1k}}$ – это значение истинной аномалии, соответствующее положению, которое занимало бы орбитальное тело, если бы находилось в этой точке на витке, первом после последнего прохождения перигея. Аналогично определяемое значение истинной аномалии во второй точке пересечения прямой p_1p_2 с траекторией орбитального тела (в точке P_{2k} для рассматриваемого примера) отличается от значения $\vartheta_{P_{1k}}$ на π : $\vartheta_{P_{2k}} = \vartheta_{P_{1k}} + \pi$. С использованием

значений истинных аномалий $\vartheta_{P_{1k}}, \vartheta_{P_{2k}}$, определяются координаты узловых точек P_{1k}, P_{2k} , в орбитальной геоцентрической системе координат $Ox_{go}y_{go}z_{go}$, и далее – в геоцентрической экваториальной системе $Oxyz$. По такому же алгоритму рассчитываются значения истинных аномалий $\vartheta_{P_{1l}}, \vartheta_{P_{2l}}$ и координаты для узловых точек P_{1l}, P_{2l} на траектории орбитального тела l .

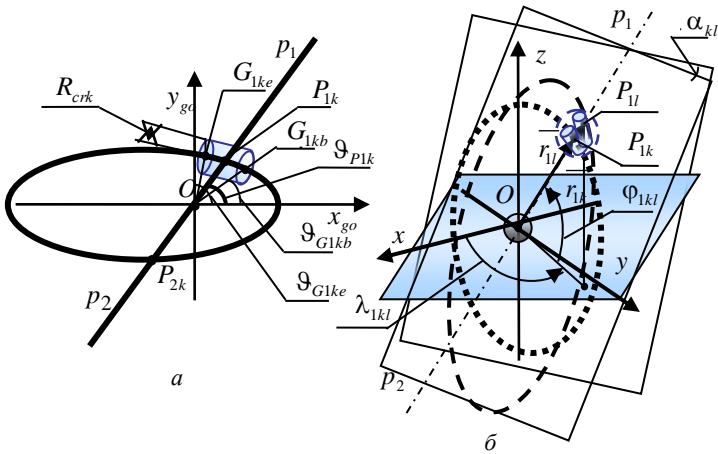


Рис. 2. К определению узла механических конфликтов: *a* – опасный участок траектории орбитального тела *k*; *б* – узел конфликтов орбитальных тел *k* и *l*

В общем случае, как точка P_{1k} , так и точка P_{2k} , могут составить узловую пару либо с точкой P_{1l} , либо с точкой P_{2l} . Поэтому с использованием координат геоцентрической экваториальной системы рассчитываются расстояния для четырех возможных комбинаций пар точек, в которой одна принадлежит траектории орбитального тела k , а другая – траектории орбитального тела l . На основе полученных результатов определяются пары узловых точек, в которые входят точки, находящиеся на прямой p_1p_2 по одну сторону от центра Земли. Пусть, например (как показано на рис. 1 *a*), узловые пары составляют точки P_{1k}, P_{1l} и P_{2k}, P_{2l} .

Каждая узловая пара определяет потенциально возможный узел конфликтов. Если расстояние L между точками узловой пары меньше критического L_{cr} , то полагается, что узел конфликтов существует. Пусть, например, опасной узловой парой являются точки P_{1k} , P_{1l} и узел конфликтов существует в окрестности этих узловых точек (рис. 1, а, рис. 2, б). Опасный участок траектории орбитального тела k , который входит в узел конфликтов, образованный траекториями объектов k и l , может быть определен с учетом линейных размеров траектории орбитального тела k , положения узловой точки P_{1k} на этой траектории и значения угла α_{kl} между орбитальными плоскостями объектов k и l . На рис. 2 этот участок ограничен точками G_{1kb} и G_{1ke} . Им соответствуют значения истинных аномалий $\vartheta_{G_{1kb}}$ и $\vartheta_{G_{1ke}}$. Подходы к расчету опасного участка траектории представлены, например, в работах [10 – 12].

Таким образом, в текущий момент времени узел конфликтов, образованный опасными участками траекторий орбитальных объектов k и l , определяют значения истинных аномалий для узловой точки и точек, ограничивающих опасный участок на траектории каждого из этих орбитальных объектов.

Для указания положения узла конфликтов в пространстве в текущий момент времени можно использовать значения координат пары опасных узловых точек в геоцентрической экваториальной системе координат.

В ряде задач, связанных с анализом конфликтности множества орбитальных объектов, положение пары узловых точек удобно задавать в абсолютной геоцентрической сферической системе координат. Положение каждой из точек определяет ее радиус-вектор, направление которого задают углы λ и φ . Угол λ отсчитывается в плоскости экватора от направления на точку весеннего равноденствия до направления на проекцию узловой точки на плоскость экватора. Положительное направление отсчета угла λ совпадает с направлением отсчета долготы восходящего узла. Угол φ отсчитывается от направления на точку проекции узловой точки на плоскость экватора до направления на узловую точку. Положительное направление отсчета угла φ – к северному полюсу. Радиус-векторы, проведенные из центра Земли в узловые точки (\bar{r}_{1k} и \bar{r}_{1l} для точек P_{1k} и P_{1l} на рис. 2, б), – сонаправлены. Будем говорить, что значения углов λ и φ , задающие направления радиус-векторов пары узловых точек, задают направление

на узел конфликтов (например углы λ_{1kl} и φ_{1kl} на рис. 2, б задают направление на узел конфликтов в окрестности узловых точек P_{Ik} и P_{II}).

Длины радиус-векторов узловых точек, входящих в узел конфликтов, в общем случае различаются. Разность этих значений есть наименьшее расстояние, на которое возможно опасное сближение при прохождении через этот узел конфликтов. Такое расстояние было бы между орбитальными телами, если бы они при прохождении узла конфликтов одновременно оказались каждое в своей узловой точке.

Введем понятие опасной зоны узла конфликтов. Под опасной зоной понимается объединение областей пространства, каждая из которых представляет собой трубку, границы которой равномерно отстоят от траектории в каждой точке на расстояние R_{cr} . Упрощенно зону конфликтов можно также представить как сферу, центр которой расположен на середине отрезка, соединяющего опасные узловые точки, а радиус выбран таким, чтобы сфера охватывала оба опасных участка траектории (рис. 2, б).

В изменениях узлов конфликтов можно выделить периодические составляющие. Подход к классификации узлов конфликтов в зависимости от стабильности периодических процессов их изменения представлен в работе [16].

Метод определения интервалов времени движения орбитального тела через узел конфликтов. Введем в рассмотрение длительность интервала времени T_{t_p} , которое орбитальное тело затратило бы на движение от принятого за ноль момента времени прохождения перигея, до текущего положения узловой точки. Так как положение узловой точки вследствие воздействия возмущающих сил меняется во времени (рис. 3, а), длительность интервала времени $T_{t_p}(t)$ также есть функция времени. Для каждого j -го периода обращения орбитального тела будем рассматривать интервал времени $T_{t_p,j}$, которое орбитальное тело затратит на движение от перигея до узловой точки на этом периоде обращения (рис. 3, б). Таким образом, $T_{t_p,j}$ – значение функции $T_{t_p}(t)$ на j -ом периоде обращения. Предлагается определять $T_{t_p,j}$ на основе принятого упрощающего положения о линейности функции $T_{t_p}(t)$ на периоде обращения и использовании функции зависимости времени от времени ($t(t) = t$) (рис. 3, б):

$$T_{t_p j} = \frac{T_{t_p}(t_b)}{1 - \left(\frac{T_{t_p}(t_e) - T_{t_p}(t_b)}{T} \right)}$$

Момент времени t_{pj} прохождения орбитальным телом узловой точки на j -ом периоде обращения определяет выражение: $t_{pj} = t_b + T_{t_p j}$.

Описанным выше способом определяются моменты времени прохождения опасной узловой точки k -ым и l -ым орбитальными телами ($t_{pj k}$ и $t_{pj l}$ соответственно).

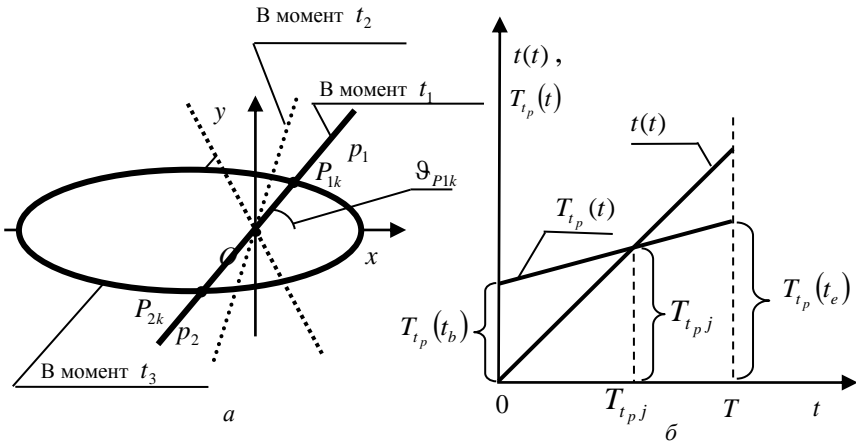


Рис. 3. К определению момента движения орбитального тела через узловую точку: a – изменение положения линии пересечения орбитальных плоскостей; b – графическое представление поиска решения

После определения моментов времени прохождения узловых точек на периодах обращения орбитальных тел находятся отрезки времени движения по опасным участкам траекторий (опасные отрезки времени). Принято упрощающее положение, что длительность опасного отрезка времени неизменна от периода к периоду (она определяется с "запасом", на основе подхода, предложенного в работах [10, 13]), и что момент времени прохождения узловой точки делит этот отрезок пополам. Таким образом, если половина длительности опасного отрезка времени – Δ_{ip} , то

опасный отрезок времени в окрестности точки $t_{pj} - [t_{pj} - \Delta_{ip}, t_{pj} + \Delta_{ij}]$, где $T_{ip}(t_b)$ и $T_{ip}(t_e)$ значения $T_{ip}(t)$ в моменты времени t_b и t_e начала и конца периода обращения орбитального тела, T – период его обращения.

Если для пары орбитальных тел, траектории которых образуют узел конфликтов, интервалы времени движения по этим участкам траекторий перекрываются, то полагается возможной конфликтная ситуация.

Анализ точности описанных методов моделирования представлен в работе [11].

Результаты исследований. Разработана следующая концепция системы орбитальных тел. В рассмотрении введен виртуальный элемент системы – узел механических конфликтов. Моделируемая сложная система определена на множестве узлов механических конфликтов. В моделировании можно выделить два этапа. На первом этапе на заданном отрезке времени моделируются узлы механических конфликтов. При этом для всех пар орбитальных тел, у которых области высот, в которых проходят их траектории, перекрываются, моделируются узловые пары (потенциальные узлы механических конфликтов). В каждый текущий момент времени на основе анализа расстояния между парой узловых точек проверяется существования узла конфликта, и если это расстояние является опасным, то есть узел конфликтов существует, то рассчитываются описанные выше характеристики этого узла. Так как узел конфликтов меняется достаточно медленно, моделирование может быть реализовано с достаточно крупным шагом (сравнимым с длительностями периодов обращения орбитальных объектов). Результаты этого этапа характеризуют потенциальную опасность конфликтных ситуаций и могут быть использованы для анализа уровня конфликтности множества орбитальных объектов. В том числе, об уровне потенциальных угроз орбитальных коллизий свидетельствует такой показатель как "насыщение" рассматриваемой области высот узлами конфликтов, наличие областей пространства, где наблюдается "скученность" узлов конфликтов.

На втором этапе моделирования для каждого узла конфликтов на интервале времени его существования на основе описанного выше метода определяются интервалы времени движения орбитальных объектов по опасным участкам траекторий, образующим узел конфликтов. Согласно предложенному методу для определения интервалов времени движения орбитального объекта по опасному участку траектории рассчитывается значение функции $T_{ip}(t)$ с шагом, равным периоду обращения орбитального тела. Таким образом, расчет

этих интервалов времени реализуется в тысячи раз быстрее, чем на основе моделирования движения орбитальных объектов. По числу спрогнозированных конфликтных ситуаций можно анализировать опасность узла конфликтов.

Выводы. Предложенный подход к моделированию многоэлементной системы орбитальных объектов может быть полезным дополнением к традиционным подходам при решении задач анализа конфликтности множества орбитальных объектов. В частности, как описано выше, его можно использовать в задачах прогноза опасных сближений космических аппаратов с объектами космического мусора для планирования маневров с целью избежать столкновения. Этот подход может быть применен при построении моделей засоренности околоземного космического пространства, анализе различных глобальных сценариев заполнения орбитальными объектами околоземного пространства или в задачах быстрого анализа возможных последствий крупных орбитальных коллизий.

Список литературы: 1. Муртазов А.К. Экология околоземного космического пространства / А.К. Муртазов. – М.: Физмат, 2004. – 304 с. 2. Рышлова Л.В. Проблема заселенности космоса объектами искусственного происхождения / Л.В. Рышлова // Проблема загрязнения космоса (космический мусор). – М.: Космосинформ, 1993. – С. 7-21. 3. Beltrami P. Comparison of Debris Flux Models / P. Beltrami, M. Matney, A. I Nazarenko, P. Wegener // Report on the Action Item 19.2, raised by 19th IADC meeting, held in Cologne, Germany. Etamax space document IADC-2001-AI19.2, Rev. 1.0, 2002-09-23. 4. Назаренко А.И. Моделирование эволюции распределения техногенных частиц и объектов / А.И. Назаренко // Проблема загрязнения космоса (космический мусор). – М.: Косминформ, 1995. – С. 104-129. 5. Назаренко А.И. Моделирование техногенного загрязнения околоземного космического пространства / А.И. Назаренко // Околоземная астрономия XXI века. – М.: ГЕОС, 2001. – С. 80-91. 6. Хутровский З.Н. Перспективные методы исследования антропогенного загрязнения ближнего космоса / З.Н. Хутровский // Проблема загрязнения космоса (космический мусор). – М.: Косминформ, 1993. – С. 32-44. 7. Хутровский З.Н. Риск столкновения космических объектов на низких высотах / З.Н. Хутровский, С.Ю. Каменский, В.Ф. Бойков, В.Л. Селов // Столкновения в космическом пространстве. – М.: Косминформ, 1995. – С. 19-90. 8. Кондрашин М.А. Разработка алгоритма выявления объектов, потенциально опасных для управляемых космических аппаратов / М.А. Кондрашин // Космонавтика и ракетостроение. – 2009. – № 1 (58). – С. 153-157. 9. Пудовкин О.Л. Методологические основы системного анализа техногенной космической обстановки / О.Л. Пудовкин // Космонавтика и ракетостроение, 2000. – № 18. – С. 20-39. 10. Лабуткина Т.В. Концепция анализа "конфликтности" элементов системы орбитальных тел / Т.В. Лабуткина, В.А. Ларин // System research & information technologies. – 2005. – № 4. – С. 32-43. 11. Лабуткина Т.В. Методика прогноза механических конфликтов между элементами квазистабильного множества орбитальных тел / Т.В. Лабуткина // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2009. – Т. IX. – С. 41-52. 12. Labutkina T.V. "Quick" Evaluation of Degrees of Danger for Satellites by Catalogued Objects of Space Debris / T.V. Labutkina, V.O. Larin, V.V. Belikov // 54th International Astronautical Congress – Bremen (Germany). – 5 p. (Article IAC-03-IAA.5.P.10). 13. Labutkina T.V. Modeling of "Zone of Mechanical Conflicts" in a System of Orbital Object / T.V. Labutkina, V.O. Larin, V.V. Belikov

// 57th International Astronautical Congress. – Valencia (Spain). – 2006. – 5 p. (Article IAC-06-B6.P.2.).
14. *Лабуткіна Т.В.* Быстрый метод прогноза опасных сближений орбитальных объектов и оценка расстояния сближения / *Т.В. Лабуткіна, А.Н. Петренко* // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2012. – Т. XIV. – С. 28-40. **15.** Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли / *М.К. Тихонравов, И.К. Бажанов, О.В. Гурко*. – М.: Машиностроение, 1974. – 332 с. **16.** *Labutkina T.V.* Classification of zones of conflicts of orbital bodies/ *T.V. Labutkina, V.O. Larin, V.V. Belikov* // 58th International Astronautical Congress. – Hyderabad (India). – 2007. – 4 p. (Article IAC-07-A6.2.06.).

Поступила в редакцію 15.07.2013

После доработки 11.11.2013

Статью представил д-р техн. наук, проф., начальник сектора Государственного предприятия "КБ "Южное" Хорошилов В.С.

УДК 629.783:531.5

Новий аспект моделювання багатоеlementної системи орбітальних об'єктів / Т.В. Лабуткіна, О.М. Петренко // Вісник НТУ "ХПИ". Серія: Інформатика і моделювання. – Х.: НТУ "ХПИ". – 2013. – № 19 (992). – С. 60 – 74.

Розроблений спрощений метод моделювання багатоеlementної системи орбітальних об'єктів для задач пов'язаних з прогнозом механічних конфліктів (зіткнень) між її елементами. Метод заснований на моделюванні введених до розгляду віртуальних елементів системи – вузлів механічних конфліктів (часток траєкторій, які знаходяться одна від одної на відстані, небезпечній з точки зору зіткнень орбітальних тіл при їх можливих відхиленнях від цих траєкторій). Іл.: 3. Бібліогр.: 16 назв.

Ключові слова: багатоеlementна система орбітальних об'єктів, моделювання, прогноз, механічний конфлікт (зіткнення), вузол механічних конфліктів.

UDC 629.783:531.5

New aspect of design of multiple-unit system of orbit objects / Labutkina T.V., Petrenko O.M. // Herald of the National Technical University "KhPI". Subject issue: Information Science and Modelling. – Kharkov: NTU "KhPI". – 2013. – № 19 (992). – P. 60 – 74.

The simplified method of simulation of multiple-unit system of orbit objects is worked out for problems deals with the forecasting of mechanical conflicts (collisions) between its elements. The method is based on simulation of the virtual elements of system injected into viewing – nodes of mechanical conflicts (parts of the trajectoris, being from each other on distance, dangerous to collisions of orbit objects at their possible diflaction from these trajectoris). Figs.: 3. Refs.: 16 titles.

Keywords: multiple-unit system of orbit objects, simulation, forecasting, the mechanical conflict (collision), node of mechanical conflicts.