

ционально квадрату силы тока  $I^2$ . Если использовать ток  $I(\tau) = I_0(1 + \beta \sin \omega \tau)$ , то  $q(\tau)$  будет пропорционально функции  $(1 + \beta \sin \omega \tau)^2$ , что и требуется для получения положительного ФЭ при пульсации коэффициента теплоотдачи вида  $\alpha(\tau) = \alpha_0(1 + \beta \sin \omega \tau)$ .

Определенный интерес представляет использование ФЭ, если какой-либо процесс идет с периодическим выделением тепла, как например, в двигателях внутреннего сгорания при жидкостном охлаждении цилиндров. В этом случае жидкость можно прокачивать поршневым насосом, синхронизируя его такты с рабочими тактами двигателя.

**Заключение.** В заключение необходимо отметить, что достоверность предложенного выше метода и полученных результатов зависит от соответствия реальному процессу пульсирующей теплоотдачи, как модели коэффициента теплоотдачи, так и использованной формы его зависимости от скорости жидкости. В связи с этим очевидна необходимость дополнительного экспериментального исследования процесса пульсирующего теплообмена в широком диапазоне величин скорости, частоты и амплитуды пульсаций, удельных тепловых потоков, с регистрацией всех параметров в зависимости от времени.

### Библиографические ссылки

1. Созин Ю.А. Экспериментальное исследование теплоотдачи в пульсирующем потоке несжимаемой жидкости / Ю.А. Созин // Изв. Вузов СССР, Авиац. Техника. – 1969, №3.
2. Созин Ю.А. Фазовый эффект пульсирующей теплоотдачи около тонкой стенки / Ю.А. Созин // Изв. Вузов СССР, Энергетика. – 1976, №6.
3. Созин Ю.А. Пульсирующая теплоотдача от предельно тонкой стенки / Ю.А. Созин // Изв. Вузов СССР, Энергетика. – 1980, №9.

Надійшла до редколегії 20.04.08

УДК 629.783

Т. В. Лабуткина

Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара

### МЕТОД ДОЛГОСРОЧНОГО ПРОГНОЗА МЕХАНИЧЕСКИХ КОНФЛИКТОВ МЕЖДУ ОРБИТАЛЬНЫМИ ОБЪЕКТАМИ С КОРРЕКТИРУЕМЫМИ ТРАЕКТОРИЯМИ

Запропоновано ефективний, за зменшенням витрат часу на розрахунки, метод довготермінового прогнозування механічних конфліктів (зближень на відстань, небезпечну з точки зору можливості виникнення зіткнень) орбітальних тіл, траєкторій яких коректуються за деякими параметрами. Метод призначений для прогнозу в задачах планування розвитку багатоеlementної множини керованих орбітальних об'єктів.

**Введение.** Вследствие возрастающей практической активности человечества в космосе проблема заполнения околоземного пространства управляемыми объектами (космическими аппаратами различного назначения, орбиты которых корректируются) становится все более острой. Следует предположить,

© Т.В. Лабуткина, 2009



что в недалеком будущем множество орбитальных тел с корректируемыми траекториями будут составлять сотни тысяч объектов (уже сейчас используются системы искусственных спутников Земли, включающие в себя десятки космических аппаратов, планируются системы, в которых тысячи космических аппаратов, и само число спутниковых систем различного назначения возрастает). Вследствие этого при проектировании орбит все труднее решать задачу бесконфликтного (с точки зрения снижения до требуемых пределов риска возможных столкновений) включения новых искусственных спутников Земли во множество уже выведенных в космос.

Поэтому, актуальны задачи анализа и планирования развития множества искусственных орбитальных тел в околоземном пространстве. Решение таких задач требует рассмотрения совокупного движения многоэлементных множеств космических аппаратов, орбиты которых корректируются. В частности, необходим прогноз возникновения механических конфликтов (сближений на расстояние, опасное с точки зрения возможности столкновений) между орбитальными телами. При этом, предсказание конфликтных ситуаций должно выполняться для интервала времени, по крайней мере, превышающего по длительности максимально возможное время активного существования космического аппарата на рассматриваемых высотах. Таким образом, длительность прогнозного периода для упомянутых выше задач – как минимум около десятка лет и более.

В настоящее время существует два основных подхода к решению задач предсказания опасного сближения орбитальных тел [1]. Во-первых, – статистический, при котором конфликтные ситуации прогнозируются с использованием математических моделей, определяющих вероятность появления «конфликтующего» орбитального тела, его весовые и размерные показатели, характеристики движения. Во-вторых, – детерминистические методы, где в качестве исходных данных для прогнозирования выступает информация о совокупности космических объектов, орбиты которых определены с некоторой точностью на момент начала прогноза.

Так, в [2] предлагается метод, заключающийся в поиске интервалов времени опасных сближений любых пар космических тел, оценке геометрических характеристик каждого сближения и вероятностей столкновений.

Очевидно, для анализа множества управляемых орбитальных объектов имеет смысл использовать детерминистические подходы. Однако с увеличением числа элементов рассматриваемой системы орбитальных тел при долгосрочных прогнозах решение задачи детерминистическими методами становится затруднительным. Среди причин этого – существенный рост затрат времени на вычисления. Так как сближение орбитальных тел на опасное расстояние может происходить в течение интервала времени длительностью в секунды или доли секунд, решение задачи на основе моделирования движения объектов и контроля текущего расстояния между ними потребует шага соответствующей малости. Поэтому, даже при использовании относительно несложных математических моделей движения орбитальных тел, долгосрочный прогноз механических конфликтов для многоэлементного множества космических аппаратов займет отрезок времени, длительность которого неприемлема, например, на начальных этапах проектирования систем, когда требуются быстрые «прикидочные» решения. Представляет интерес использовать наряду с методами, основанными на моделировании движения орбитальных объектов и контроле текущего расстояния между ними, и другие, которые позволят сократить затраты времени на прогноз. Такой метод и его применение представлены в данной



статье. Концептуально некоторые положения этого метода были изложены в [3;4], в настоящей статье приведены результаты дальнейшего развития и представлен пример применения.

**Основные положения.** Для корректируемого космического аппарата форма оскулирующей орбиты во времени относительно стабильна. Но ее положение в пространстве (угловая ориентация траектории в плоскости движения и угловое положение в пространстве самой орбитальной плоскости) зачастую некорректируемо. В частности, не корректируется прецессия орбитальной плоскости под действием возмущающей силы, обусловленной несферичностью Земли. Вследствие корректировок изменение положения космического аппарата на траектории в плоскости движения – близкое к периодическому. Изменение угловой ориентации орбитальной плоскости, вызванное вековыми изменениями аргумента перигея и долготы восходящего узла, также носит характер близкий к периодическому с периодами, продолжительность которых существенно превышает длительность периодов обращения космических аппаратов. Имеет смысл рассматривать множество управляемых орбитальных объектов как сложную многоэлементную систему, процессы изменения которой носят характер, близкий к регулярному.

Введем понятие *стабильной во времени системы орбитальных тел*. Ее образует множество объектов, номинальные оскулирующие орбиты которых неизменны по форме, но периодически изменяют свою угловую ориентацию в пространстве под действием возмущающей силы, обусловленной несферичностью Земли. Все вековые изменения, приводящие к деградации формы орбиты, благодаря действию системы коррекции не превышают заданных пределов отклонений. Полагается, что некорректируемые отклонения от номинальных траекторий приводят к тому, что положение космического аппарата может отличаться от рассчитанного номинального не более чем на заданную величину  $R$ . Таким образом, в каждый момент времени орбитальное тело находится внутри сферической области пространства (будем называть ее критической сферой), центр этой сферы совпадает с точкой местоположения на номинальной орбите, а радиус равен  $R$ . Вводится упрощающее предположение, что такое состояние системы сохраняется неизменно долго.

При прогнозировании конфликтных ситуаций учитывается, что сближение орбитальных тел на расстояние, опасное, с точки зрения возникновения столкновений, возможно лишь в том случае, когда участки траекторий, по которым движутся орбитальные объекты, расположены друг от друга на расстоянии, меньшем суммы радиусов их критических сфер (назовем его *критическим расстоянием*). Пару участков траекторий, расположенных на опасном расстоянии друг от друга, предложено называть *узлом конфликтов*, а сами участки – опасными. Очевидно, в стабильной системе орбитальных тел узлы конфликтов также можно полагать стабильными. Согласно классификации узлов конфликтов, предложенной в [5; 6], *под стабильным узлом конфликтов* понимается такой, изменения которого (в том числе, появления и исчезновения) носят периодический характер. Частный случай стабильного узла – постоянно существующий. Окружающую узлы конфликтов область пространства, в которой могут находиться орбитальные тела, отклонившись от опасных участков расчетных траекторий, будем называть *опасной зоной* или *зоной конфликтов*. Прогноз возможных столкновений осуществляется на основе предсказания одновременного движения орбитальных тел через опасную зону. Ниже дано описание метода прогноза конфликтов для пары орбитальных тел стабильной системы.



**Постановка задачи.** Рассматривается пара орбитальных тел, обозначим их  $k$  и  $l$ . На момент начала прогноза траектория  $T_{nk}$  первого тела определена орбитальными параметрами  $e_k$  (эксцентриситет),  $h_{pk}$  (высота перигея),  $i_k$  (наклонение орбиты),  $\Omega_k$  (долгота восходящего узла),  $\omega_k$  (аргумент перигея), а траектория  $T_{nl}$  второго – соответственно параметрами  $e_l$ ,  $h_{pl}$ ,  $i_l$ ,  $\Omega_l$ ,  $\omega_l$ . Для рассматриваемой пары объектов выполняется необходимое условие возможности возникновения конфликтов – области высот, на которых проходят траектории рассматриваемых орбитальных объектов, перекрываются. Учитывается, что кроме центральной силы притяжения Земли на орбитальные объекты воздействует возмущающая сила, обусловленная несферичностью Земли (все остальные воздействия скорректированы). Радиусы критических сфер рассматриваемых орбитальных объектов – соответственно  $R_k$  и  $R_l$ , критическое расстояние –  $L_{kp} = R_k + R_l$ . На интервале времени длительностью  $t_{np}$  необходимо найти отрезки времени, в течение которых орбитальные объекты находятся друг от друга на расстоянии, меньшем критического.

**Метод прогноза опасных сближений** включает в себя несколько этапов.

**Первый этап – определение интервалов времени существования узла конфликтов.** Пусть угол между орбитальными плоскостями рассматриваемых объектов не мал (под малым углом будем понимать такой, при котором движение орбитальных объектов можно положить происходящим в одной плоскости; этот особый случай в данной статье рассмотрен не будет). Если угол между орбитальными плоскостями не мал, то опасные участки траекторий орбитальных тел проходят через линию пересечения их орбитальных плоскостей  $p_1p_2$  (рис. 1).

Линию пересечения орбитальных плоскостей 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.

Пару находящихся по одну сторону от центра Земли точек пересечения траекторий с прямой  $p_1p_2$  (на рис. 1 это пары точек  $P_{1k}, P_{1l}$  и  $P_{2k}, P_{2l}$ ) предложено называть **узловыми точками** или **узловой парой**. Если расстояние между ними менее допустимого с точки зрения возможности возникновения конфликтных ситуаций – **опасной узловой парой**, а сами точки – **опасными узловыми точками**.

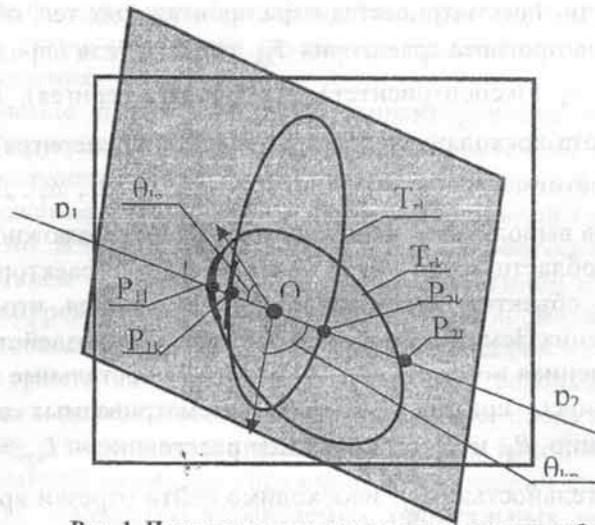


Рис. 1. Пaры узловых точек на траекториях орбитальных тел

Вследствие изменения углового положения орбитальных плоскостей объектов  $k$  и  $l$  линия пересечения этих плоскостей  $p_1p_2$ , а соответственно и положения узловых точек, изменяются в пространстве. Предложено моделировать движение узловой точки в плоскости орбиты соответствующего объекта, то есть изменение ее положения на траектории. Для этого предложен подход к описанию движения линии пересечения орбитальных плоскостей  $p_1p_2$ .

Положение этой прямой задает угол 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 – точка  $P_{1k}$ ). Для траектории  $T_{rk}$  этот угол обозначим  $\theta_{kp}$  (рис. 1,2). Определять значение угла  $\theta_{kp}$  предложено следующим образом:

$$\theta_{kp} = \arctg\left(-\frac{A_l m_{k1,1} + B_l m_{k2,1} + C_l m_{k3,1}}{A_l m_{k1,2} + B_l m_{k2,2} + C_l m_{k3,2}}\right), \quad (1)$$

где

$$\begin{aligned} m_{k111} &= \cos(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) - \sin(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k) \cdot \cos(i_k), \\ m_{k112} &= -\cos(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k) - \sin(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) \cdot \cos(i_k), \\ m_{k121} &= \sin(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) + \cos(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k) \cdot \cos(i_k), \\ m_{k122} &= \cos(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) \cdot \cos(i_k) - \sin(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k), \\ m_{k131} &= \sin(\omega_k) \cdot \sin(i_k), \\ m_{k132} &= \cos(\omega_k) \cdot \sin(i_k), \end{aligned}$$

– элементы матрицы перехода из геоцентрической орбитальной системы в геоцентрическую экваториальную систему.

Изменение угла  $\theta_{kp}$  во времени описывается путем подстановки в выражение (1) значений соответствующих орбитальных параметров как функций времени, которые рассчитываются на основе упрощенных выражений, предложенных в [7].



Расчет  $\theta_{kp}$  как функции времени реализован по такому алгоритму, который обеспечивает ее непрерывность на интервале от 0 до 360 градусов (отсутствие «скачков», которые возможны из-за тангенса в выражении (1)). В основе расчета следующие условия:  $\theta_{kp}$  может принимать значения от 0 до 360 градусов; переход между значениями 0 и 360 градусов «скачком» не является; для узловой точки, положение которой задает угол  $\theta_{kp}$ , возможен лишь последовательный переход между четвертями орбитальной геоцентрической системы координат (выполнение этого условия требует не только анализа положения точки на предыдущем шаге по времени, но и соблюдения ограничений на величину шага).

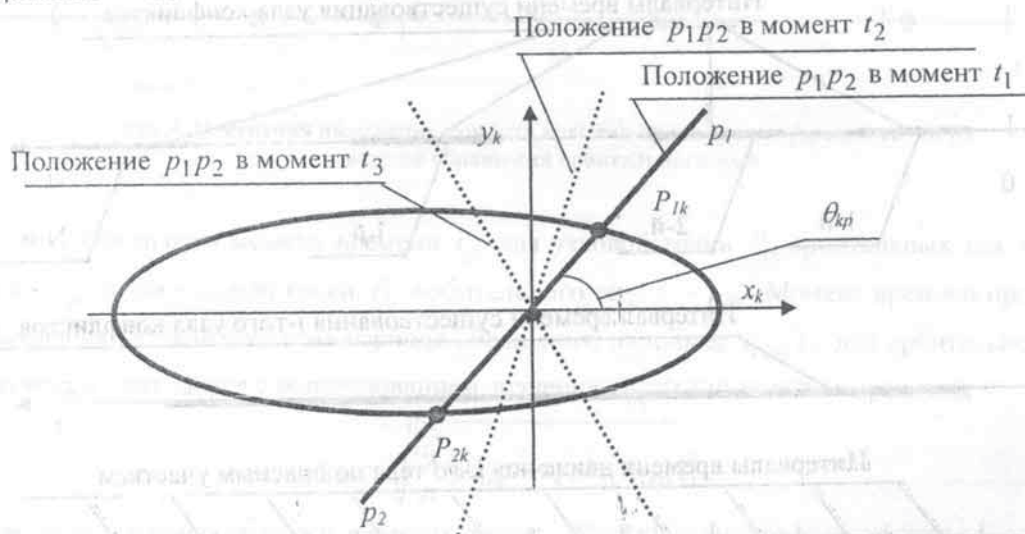


Рис. 2. Траектория в плоскости орбитального тела  $k$

Значение истинной аномалии во второй точке пересечения прямой  $p_1p_2$  с траекторией орбитального тела (в частности, в точке  $P_{2k}$  для рассматриваемого примера) отличается от  $\theta_{kp}$  на  $\pi$ . Аналогично выполняется прогноз положения узловых точек  $P_{1l}$  и  $P_{2l}$  на траектории  $T_{rl}$  орбитального тела  $l$ . В общем случае, как точка  $P_{1k}$ , так и точка  $P_{2k}$ , могут составить узловую пару либо с точкой  $P_{1l}$ , либо с точкой  $P_{2l}$ .

После нахождения значений  $\theta_{kp}$  и  $\theta_{lp}$  определяются координаты узловых точек  $P_{1k}$ ,  $P_{2k}$ ,  $P_{1l}$ ,  $P_{2l}$  в орбитальной геоцентрической системе координат, и далее – в геоцентрической экваториальной системе. С использованием значений геоцентрических экваториальных координат для четырех возможных комбинаций пар точек, в которой одна принадлежит траектории  $T_{rk}$ , а другая –  $T_{rl}$ , находятся расстояния между ними, на основе чего определяются узловые пары (точки, находящиеся на прямой  $p_1p_2$  по одну сторону от центра Земли).

Пусть, например одну узловую пару составляют точки  $P_{1k}$ ,  $P_{1l}$ , а другую –  $P_{2k}$ ,  $P_{2l}$ . Если расстояние в момент времени  $t$  расстояние между точками узловой пары меньше критического (например, расстояние  $L_{1k1l}$  между точками  $P_{1k}$ ,  $P_{1l}$

меньше  $L_{кр}$ ), то полагается, что узел конфликтов существует (и на этот момент времени рассматриваемая узловая пара – опасная узловая пара). В ходе моделирования для узловой пары определяются интервалы времени существования узла конфликтов ( $N$  интервалов, как показано на рис. 3). Угловая скорость движения линии  $p_1p_2$  не велика (не более десятых долей градуса за период обращения спутника), что позволяет при определении интервалов времени существования узла конфликтов выполнять расчеты с достаточно крупным шагом – сравним по величине с периодом обращения космического аппарата.

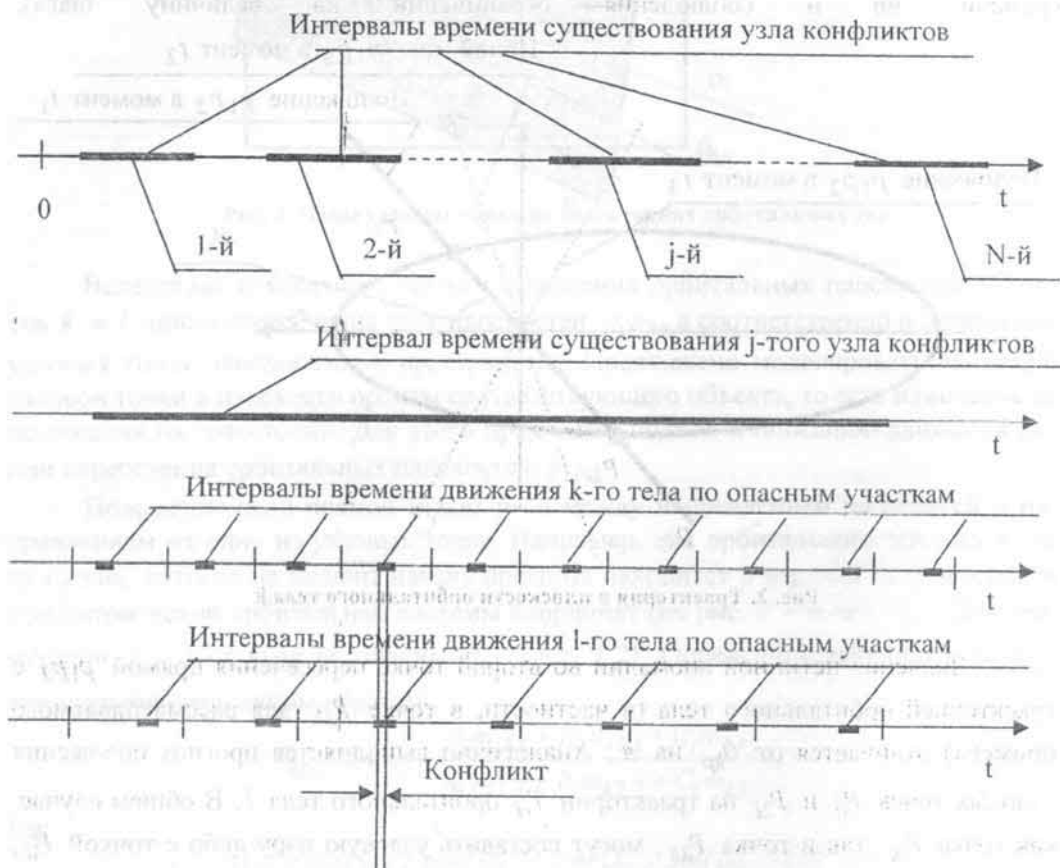


Рис.3. Иллюстрация к пояснению метода прогноза конфликтов

**Второй этап – определение интервалов времени движения орбитальных тел по опасным участкам траектории.** Так как форма окулирующей орбиты космического аппарата полагается неизменной с течением времени, то скорость его движения в любой точке эллиптической траектории, принадлежащей плоскости орбиты, точно повторяется на каждом периоде обращения. Этот используется при определении отрезков времени движения по опасным участкам траектории.

Введем понятие *момента времени прохождения узловой точки на периоде обращения орбитального тела* (обозначим его  $t_p$ ). Это момент времени, в который орбитальное тело достигло бы текущего положения узловой точки, двигаясь от принятого за ноль момента времени прохождения перигея. Иными словами, это длительность интервала времени, которое орбитальное тело затратило бы на



движение от перигея до положения узловой точки (поэтому можно назвать его *интервалом времени движения от перигея до узловой точки на периоде обращения*) (рис. 4). Определяющее положение узловой точки значение истинной аномалии  $\theta_p(t)$  принимает значения в диапазоне от 0 до 360 градусов, а  $t_p(t)$  – в диапазоне от 0 до периода обращения орбитального тел.

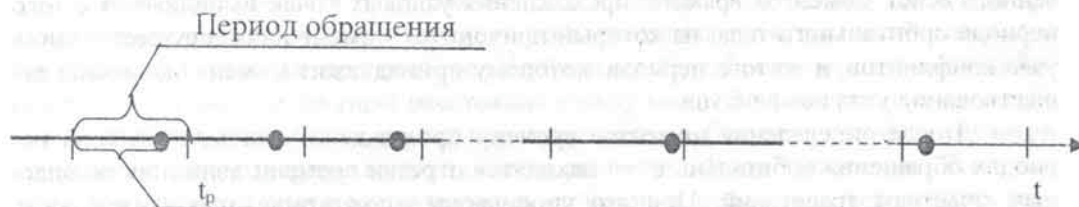


Рис.4. Изменения положение момента времени прохождения узловой точки на периоде обращения орбитального тела

Обозначим момент времени  $t_p$  для узловой точки  $P_{1k}$  орбитальных тел  $k$  как  $t_{1kp}$ , а для узловой точки  $P_{1l}$  орбитального тела  $l$  –  $t_{1lp}$ . Момент времени прохождения узловой точки на периоде обращения, например  $t_{1kp}(t)$  для орбитального тела  $k$ , находится с использованием значения  $\theta_{1kp}(t)$  на основе выражения

$$t_{1kp} = \sqrt{\frac{a_k^3}{\mu}} (E_{1kp} - e_k \sin(E_{1kp})),$$

где  $a_k$  – большая полуось орбиты тела  $k$ ,  $E_{1kp}(t)$  – значение эксцентрисической аномалии, соответствующей  $\theta_{1kp}(t)$

$$E_{1kp} = 2 \arctg \left( \sqrt{\frac{1-e_k}{1+e_k}} \operatorname{tg} \theta_{1kp} \right).$$

Тот момент времени  $t_p$ , в который орбитальное тело в действительности достигает положения узловой точки на текущем периоде обращения, обозначим  $t_{pT}$ . Рассчитывать  $t_{pT}$  предлагается на основе принятого упрощающего положения о линейности функции  $t_p(t)$  на периоде. В этом случае значение  $t_{pT}$  можно найти следующим образом

$$t_{pT} = \frac{t_p(t_n)}{1 - \left( \frac{t_p(t_k) - t_p(t_n)}{T} \right)},$$

где  $t_p(t_n)$  и  $t_p(t_k)$  значения  $t_p(t)$  в моменты времени  $t_n$  и  $t_k$  начала и конца периода обращения соответственно,  $T$  – период обращения орбитального тела.

Обозначим момент времени  $t_{pT}$  для узловой точки  $P_{1k}$  орбитальных тел  $k$  как  $t_{1kpT}$ , а для узловой точки  $P_{1l}$  орбитального тела  $l$  –  $t_{1lpT}$ . Пусть рассматрива-



ется узел конфликтов, образованный парой узловых точек  $P_{1k}$ ,  $P_{1l}$ . Для каждого  $j$ -того интервала времени его существования (рис. 4) на всех периодах обращения орбитальных тел  $k$  и  $l$ , совпадающих с интервалом времени существования узла конфликтов, находятся моменты времени  $t_{1kpT}$  и  $t_{1lpT}$ , в которые орбитальные тела  $k$  и  $l$  проходят изменяющие свои положения узловые точки  $P_k$  и  $P_l$  соответственно. Расчет моментов времени прохождения узловых точек выполняется с того периода орбитального тела, на который приходится момент начала существования узла конфликтов, и до того периода, которому принадлежит момент окончания существования узла конфликтов.

После определения моментов времени прохождения узловых точек на периодах обращения орбитальных тел находятся отрезки времени движения по опасным участкам траекторий. Принято упрощающее положение, что длительность опасного отрезка времени неизменна от периода к периоду (определяется с «запасом», на основе подходов, предложенных, например, в [8-10]), и что момент времени прохождения узловой точки делит этот отрезок пополам. Таким образом, если половина длительности опасного отрезка времени –  $\Delta_{ip}$ , то опасный отрезок времени в окрестности точки  $t_{pT} - [t_{pT} - \Delta_{ip}, t_{pT} + \Delta_{ip}]$ .

*Третий этап – нахождение интервалов времени одновременного движения орбитальных тел по опасным участкам траекторий.* Пусть для орбитальных тел  $k$  и  $l$  найдены отрезки времени движения по опасным участкам траектории. Далее выполняется алгоритм поиска отрезков времени существования конфликта – одновременного движения по опасным участкам траекторий. В качестве отрезка времени существования конфликта рассматривается отрезок, когда интервалы времени движения орбитальных тел по опасным участкам траекторий перекрываются. Так, в примере на рис. 3 показано, что за время существования  $j$ -того узла возможен одна конфликтная ситуация.

**Пример применения метода прогноза конфликтов.** Рассматривается пара орбитальных объектов. На момент начала прогноза орбитальные параметры первого –  $e_1 = 0,00115$ ,  $h_{p1} = 704$  км,  $i_1 = 90^\circ$ ,  $\Omega_1 = 90$ ,  $\omega_1 = -90^\circ$ ; второго –  $e_2 = 0,0135$ ,  $h_{p2} = 700$  км,  $i_2 = 63^\circ$ ,  $\Omega_2 = 0$ ,  $\omega_2 = -90^\circ$ . Радиусы критических сфер для первого и второго орбитальных тел равны 2 км. Прогноз выполнен на период времени длительностью 10,4 лет (в этот срок укладывается 55000 периодов обращения первого орбитального тела). При расчетах учтено влияние возмущающего воздействия, вызванного несферичностью Земли, и полагается, что некорректируемой остается лишь вековое изменение долготы восходящего узла.

На основе предложенного метода определено, что первый узел конфликтов, образованный парой траекторий орбитальных объектов, появляется за период прогноза в течение 57 раз, второй – 56. При этом спрогнозировано четыре конфликта, один из которых произойдет на первом из узлов конфликтов, а три остальных – на втором. В частности, конфликт на первом из узлов конфликтов спрогнозирован на третьем интервале времени существования узла (длительность этого интервала существования узла по данным прогноза с 11090743 секунды по 12051883 секунду, то есть примерно часов 267 часов). Опасное сближение длится с 11565199,68 секунды по 11565200,37 секунду, то есть – менее секунды. Время, затрачиваемое на прогноз по описанному методу, занимает несколько минут. Если реализовывать прогноз на



основе моделирования движения орбитальных тел и анализе текущего расстояния между ними, то для этого необходим шаг моделирования, составляющий доли секунды. Это приводит к тому, что при использовании той же математической модели (модели, отличающейся от кеплеровой только тем, что учитывается прецессия орбитальных плоскостей под действием возмущающей силы, обусловленной несферичностью Земли) процесс моделирования займет несколько часов.

**Выводы.** Точность предложенного метода невысока, однако благодаря существенному снижению затрат времени на вычисления он может быть полезным дополнением к методам прогноза, основанным на моделировании движения орбитальных тел и анализе текущих расстояний между ними. В частности, его применение оправдано на начальных этапах проектирования орбит для ускорения расчетов при анализе многих вариантов технических решений. Метод также может быть полезен для выявления интервалов времени, на которых существует вероятность возникновения конфликтов, и для которых необходимо более «детальное» моделирование движение орбитальных тел.

### Библиографические ссылки

1. Муртазов А. К. Экология околоземного космического пространства / А.К. Муртазов. – М., 2004. – 304 с.
2. Хутровский З. Н. Риск столкновения космических объектов на низких высотах / З.Н. Хутровский, С.Ю. Каменский, В.Ф. Бойков, В.Л. Смелов. // Столкновения в космическом пространстве. – М., 1995. – С. 19–90.
3. Лабуткина Т. В. Методы анализа конфликтности элементов множества орбитальных тел в околоземном пространстве / Т.В. Лабуткина, В.А. Ларин, В.В. Беликов. // Материалы Второго Белорусского конгресса (25–27 окт. 2005, Минск). – Минск, 2005. – С. 96–100.
4. Лабуткина Т. В. Модель системы орбитальных тел, учитывающая эволюцию «узлов механических конфликтов» / Т.В. Лабуткина. // Системні технології. – № 4, 2004. – С. 90–97.
5. Лабуткина Т. В. Концепция классификации зон механических конфликтов в околоземном космосе / Т.В. Лабуткина. // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Ракетно-космічна техніка. – 2008/9. – 1. – С. 70–75.
6. Labutkina T. V. Classification of zones of conflicts of orbital bodies. / T.V. Labutkina, V.O. Larin, V.V. Belikov. // 57th International Astronautical Congress., – Hyderabad, India, September 24–28. – Article IAC-07-A6.2.06.
7. Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли / Под ред. Тихомирова М.К. – М., 1974. – 332 с.
8. Лабуткина Т. В. Концепция анализа механических систем, состоящих из множества несвязанных элементов с регулярным движением. / Т.В. Лабуткина. // Системні технології. – № 3, 2004. – С. 180–193.
9. Лабуткина Т. В. Прогноз механических «конфликтов» между орбитальными космическими аппаратами. / Т.В. Лабуткина, В.А. Ларин. // Техническая механика. – № 1, 2004. – С. 40–51.
10. 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, September – October 2003. Article IAC-03-IAA.5. – P.10.

Надійшла до редколегії 30.12.08