

УДК 629.783:681.3

Т.В. ЛАБУТКИНА, А.Н. ПЕТРЕНКО

*Днепропетровский национальный университет, Украина*

## ИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ЗАДАЧ АНАЛИЗА КОНФЛИКТНОСТИ МНОГОЭЛЕМЕНТНОГО МНОЖЕСТВА ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ

*Предложена информационно-логическая модель для организации информации в базе данных, предназначенной для задач прогноза механических конфликтов (столкновений) между орбитальными объектами в околоземном пространстве. Модель включает в себя как исходную информацию для прогноза опасных сближений орбитальных тел, так и результаты прогноза. Формирование реализаций информационно-логических объектов в предлагаемой базе данных осуществляется на основе разработанной методики поэтапного прогноза опасных сближений орбитальных объектов.*

**Ключевые слова:** орбитальное тело, прогноз орбитальных столкновений, каталог орбитальных объектов, информационная система.

### Введение

Все большей угрозой для безаварийного функционирования орбитальной техники становятся механические конфликты (столкновения) с другими орбитальными телами (прежде всего – с объектами космического мусора). Число орбитальных тел в околоземном космическом пространстве возрастает высокими темпами (по данным НАСА на 2009 год общее количество каталогизированных объектов составило 12 500, а в 2012 году – 16 000). С 1991 по 2009 год зарегистрированы 8 случаев выхода спутников из строя в результате столкновения их с объектами космического мусора. В том числе – столкновение 10 февраля 2009 года отработавшего срок российского спутника «Космос-2251» и действующего американского космического аппарата Iridium-33, приведшее к появлению на околоземных орбитах около 1150 обломков.

Меры по снижению угроз орбитальных столкновений (механических конфликтов) включают в себя прогноз опасных сближений орбитальных тел (будем называть их конфликтными сближениями). Под конфликтным сближением понимается сближение орбитальных объектов на расчетных траекториях, опасное с точки зрения столкновения объектов при их возможных отклонениях от этих траекторий.

Анализируя степень опасности механических конфликтов для космического аппарата (или космических аппаратов спутниковой системы) необходимо рассматривать два аспекта. Во-первых, прогнозировать возможность столкновений для этого космического аппарата (прямые угрозы механических конфликтов). Во-вторых, анализировать состояние конфликтности всего множества орбитальных объектов в зоне высот, где проходит траектория космического аппарата (столкновение этих орбитальных

объектов может привести к повышению уровня конфликтности в области движения космического аппарата).

Степень опасности механических конфликтов между элементами множества орбитальных тел определяют, главным образом, столкновения каталогизированных орбитальных объектов (объектов, размеры которых позволяют обнаруживать их средствами наблюдения и заносить в каталоги орбитальных тел). Поэтому при анализе конфликтности всего множества орбитальных объектов и при определении угроз столкновений для космических аппаратов в первую очередь рассматривают возможность опасных сближений для каталогизируемых объектов.

Вследствие значительного числа элементов множества орбитальных тел (в том числе – и каталогизируемых) в настоящее время все сложнее отслеживать изменение его состава и текущую динамику, прогнозировать возможные столкновения космических аппаратов с орбитальными объектами, анализировать общий уровень «конфликтности» множества орбитальных объектов [1-3].

Одна из основных проблем прогнозирования орбитальных столкновений – существенные затраты времени на прогноз. Если прогнозировать столкновения относительно крупных орбитальных объектов (более 10 см), то предпочтительны детерминистические методы. Естественный подход к решению задачи в этом случае – моделирование движения орбитальных объектов и анализ текущих расстояний между ними. Однако, вследствие высоких скоростей движения орбитальных тел, опасное сближение может длиться доли секунд. Поэтому для выявления конфликтных сближений необходимо моделировать движение орбитальных тел с достаточно малым шагом. При значительном числе орбитальных объектов

это существенно увеличивает время, затрачиваемое на прогноз.

Эффективный подход к решению проблемы заключается в том, что наряду с методами, основанными на моделировании движения орбитальных тел и анализе текущего расстояния между ними, применяются упрощенные методы, которые позволяют без существенных затрат времени осуществить отбор из множества орбитальных тел тех, с которыми у рассматриваемого орбитального объекта высокая вероятность столкновений.

К факторам, существенно влияющим на время, необходимое для прогнозирования конфликтов между орбитальными телами, относится также организация исходных данных в информационных системах, используемых при решении задач прогноза.

Основным источником информации об орбитальных объектах, размеры которых позволяют их обнаружить и контролировать наземными средствами, являются каталоги орбитальных тел. Такие каталоги ведутся в ряде стран. Широко известны каталоги NORAD, к которым предоставлен доступ через сеть Internet. Вопросам ведения каталога орбитальных тел посвящен ряд работ, в том числе – [4-6].

Каталоги орбитальных тел в большинстве случаев представляют собой список объектов с индивидуальными номерами на международном уровне, а также идентификаторами в конкретном каталоге, для которых приведены на момент последнего уточнения значения параметров, позволяющих определять их орбиты. Также в каталогах представлена некоторая дополнительная информация относительно владельца, даты запуска. При этом порядок объектов в списке зачастую определяется временем их регистрации (связанным с выведением на орбиту для космических аппаратов или обнаружением наземными средствами наблюдения объектов космического мусора).

Для решения конкретных задач информация каталогов может быть избыточной. В частности при анализе конфликтности орбитальных объектов в зоне высот, в которой проходит траектория космического аппарата (траектории космических аппаратов спутниковой системы), имеет смысл рассматривать лишь некоторое подмножество орбитальных тел из всего множества орбитальных объектов в околоземном космосе.

Форма представления первоначальной информации и рациональная иерархическая организация этой информации, выбранные с учетом особенностей конкретных задач, могут привести к существенному уменьшению времени, затрачиваемому на их решение.

Материал данной статьи посвящен решению проблемы снижения затрат времени на прогнозирование

механических конфликтов между орбитальными телами. Предлагается поэтапное применение упрощенных методов прогноза в порядке возрастания их точности и соответствующая организация используемой для прогноза информационной системы. При разработке информационной системы также учитывалась актуальность задачи наглядного (удобного для анализа) представления информации о состоянии засоренности околоземного пространства.

## 1. Концептуальное описание подхода к организации информационной системы

При прогнозе конфликтных сближений орбитальных тел имеет смысл учитывать следующие факторы.

Во-первых, для задач прогноза конфликтных сближений орбитальных тел периодически обновляемую исходную информацию, определяющую их орбиты, целесообразно представить в виде значений орбитальных параметров, известных на момент времени их последнего уточнения.

Во-вторых, следует учитывать, что рациональным подходом к прогнозированию конфликтов орбитального тела с другими орбитальными объектами является поэтапный отбор из множества орбитальных тел подмножества тех из них, с которыми существует возможность опасных сближений (в работе [1] такой подход назван фильтрацией множества орбитальных объектов).

Отбор объектов для формирования этого подмножества реализуется на основе некоторой системы правил и упрощенных методов прогноза. В частности, в работах [7-18] предложена система правил отбора объектов, конфликтных для рассматриваемого орбитального тела, включающая в себя методы быстрого («прикидочного») прогноза опасных сближений орбитальных тел.

Методы реализации этапов, аналогичных первым двум этапам, описанным в работах [7-18], представлены в публикации [1].

При выборе структуры информационной системы следует учесть, что требуемая точность исходных данных для начальных этапов отбора конфликтующих орбитальных объектов отличается от точности, необходимой для уточненного прогноза конфликтных сближений орбитальных тел. При этом результаты первых этапов прогноза содержат информацию, которая входит в исходные данные для уточненного прогноза.

В-третьих, для уменьшения времени, затрачиваемого на прогноз, можно учесть тот факт, что во множестве орбитальных объектов все больше орбитальных тел, образующих достаточно стабильные группировки регулярной структуры. Этими телами

являются космические аппараты, входящие в орбитальные группировки космических сегментов спутниковых систем. У космических аппаратов таких группировок ряд орбитальных параметров номинальных орбит имеет одно и то же значение для каждого космического аппарата (в частности, в общем случае эллиптических орбит номинальные значения эксцентриситета, большой полуоси, наклона орбиты, аргумента перигея одинаковы для всех космических аппаратов орбитальной группировки системы).

Принцип построения орбитальных группировок многих спутниковых систем предполагает наличие некоторых из перечисленных далее принципов регулярности для номинальных орбит: по одной траектории (в одной орбитальной плоскости) может двигаться несколько космических аппаратов; орбитальные плоскости симметрично разнесены по значению долготы восходящего узла (разность значений долготы восходящего узла одинакова между всеми соседними орбитальными плоскостями); космические аппараты в одной орбитальной плоскости на круговых орбитах симметрично разнесены вдоль траектории (угол между радиус-векторами всех соседних в орбитальной плоскости космических аппаратов одинаков).

Учет перечисленных выше факторов при организации информационной системы позволит снизить затраты времени для решения задач, связанных с анализом конфликтности множества орбитальных объектов. Поэтому для прогноза механических конфликтов между орбитальными объектами предлагается концепция информационной системы, отвечающей следующим требованиям:

- информационная система должна включать в себя как исходную информацию для анализа конфликтности множества орбитальных объектов, так и результаты прогноза конфликтных сближений;

- информационная система должна обеспечивать рациональное представление исходной информации для каждого из последовательных этапов отбора тех орбитальных объектов из множества орбитальных тел, с которыми у рассматриваемого орбитального объекта возможны конфликтные сближения;

- при организации информационной системы должно быть учтено, что требования к уровню точности исходных данных об орбитальных параметрах космических объектов различаются для ряда этапов отбора орбитальных тел, с которым у рассматриваемого орбитального объекта возможны конфликтные сближения;

- в информационной системе полезно учитывать принципы построения орбитальных группировок космических сегментов, характерных для боль-

шинства спутниковых систем (одинаковые значения ряда параметров номинальных орбит космических аппаратов и регулярность размещения космических аппаратов в орбитальной группировке);

- используемая база данных должна быть универсальной с точки зрения возможности использовать ее без соответствующей доработки для решения различных типов задач, связанных с анализом конфликтности множества орбитальных объектов.

Результаты исследований и разработок в области создания базы данных, отвечающей перечисленным выше требованиям, были предложены в работах [19-22]. В данной статье полученные результаты систематизированы, описание элементов базы данных представлено в последовательности формирования ее элементов. Кроме того, методика прогноза орбитальных конфликтов дополнена четвертым, уточняющим этапом (он был предложен в работе [18]), что позволяет расширить состав описательных реквизитов ряда информационно-логических объектов предлагаемой базы данных.

## **2. Методика многоэтапного прогноза механических конфликтов между орбитальными объектами и элементы базы данных, которые формируются на основе результатов каждого этапа**

### **2.1. Постановка задачи прогноза механических конфликтов орбитальных объектов. Исходные данные для прогноза**

Рассматривается множество  $N$  орбитальных тел (космических аппаратов и объектов космического мусора). Для каждого орбитального тела этого множества с определенной точностью заданы значения его орбитальных параметров на момент времени  $t_0$ . Для каждой пары орбитальных объектов (например, для объектов  $k$  и  $l$ ), входящих в состав рассматриваемого множества, необходимо на заданном интервале времени длительностью  $T_g$  выявить все события, заключающиеся в сближении их на расстояние возможного столкновения (спрогнозировать механические конфликты для этих объектов). При этом задача рассматривается в идеализированной постановке: последствия конфликта не учитываются, каждый механический конфликт полагается независимым от других.

Орбиту тела  $k$  определяют параметры  $e_k$  (эксцентриситет),  $h_{pk}$  (высота перигея),  $i_k$  (наклонение орбиты),  $\Omega_k$  (долгота восходящего узла),  $\omega_k$  (аргумент перигея),  $\tau_k$  (время прохождения перигея), а орбиту тела  $l$  – параметры  $e_l$ ,  $h_{pl}$ ,  $i_l$ ,  $\Omega_l$ ,

$\omega_1, \tau_1$  соответственно.

При прогнозе механических конфликтов орбитальных объектов предложено рассматривать траектории (назовем их номинальными), которые определены с учетом, главным образом, вековых (некорректируемых для космических аппаратов) возмущений орбиты. Полагается, что орбитальный объект может отклониться от положения на номинальной траектории не более чем на некоторое расстояние  $R_{кр}$ , определенное с учетом максимальных значений других возмущений. Таким образом, в каждый момент времени объект находится в области пространства, ограниченной сферой (назовем ее критической), центр которой совпадает с положением на номинальной траектории, а радиус – равен  $R_{кр}$  (рис. 1). Столкновение орбитальных тел полагается возможным при сближении их на расстояние  $L$ , меньшее критического расстояния  $L_{кр}$ , равного сумме радиусов критических сфер рассматриваемой пары орбитальных объектов:

$$L_{кр} = R_{крk} + R_{крl},$$

где  $R_{крk}$  и  $R_{крl}$  – радиусы критических сфер объектов  $k$  и  $l$ . Называем такое сближение опасным или конфликтным. Его характеризуют интервал времени, в течение которого оно длится, наименьшее значение расстояния, на которое подходят друг к другу объекты и скорости, и скорости движения объектов друг относительно друга.

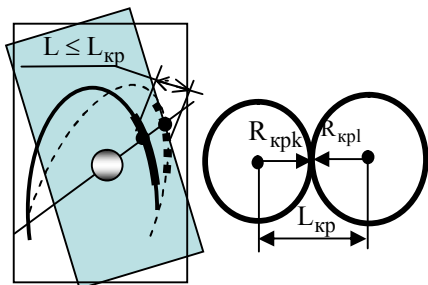


Рис. 1. К определению расстояния опасного сближения

Предложен следующий подход к организации исходной информации для прогноза.

Элементарная единица исходной информации – *орбитальный объект*. В число его признаков входят номер в международном каталоге, информация о владельце, дате запуска, номинальные значения орбитальных параметров и регулярно обновляемые более точные значения параметров орбиты, радиус зоны возможного некорректируемого отклонения от номинального положения.

Структурной единицей более высокого уровня, объединяющей группы орбитальных объектов, является информационно-логический элемент *орби-*

*тальная плоскость* (этот объект объединяет орбитальные объекты, которые являются космическими аппаратами, номинальные орбиты которых лежат в одной плоскости). Признаки этого информационного объекта: число космических аппаратов в плоскости и номинальное значение долготы восходящего узла, которое одинаково для всех спутников в орбитальной плоскости.

Структурная единица еще более высокого уровня – *сегмент орбитальной группировки системы*. Эта структурная единица объединяет орбитальные объекты, которые являются космическими аппаратами. У этих космических аппаратов номинальные одинаковы по форме, одинаково наклонены к плоскости экватора, одинаково ориентированы в плоскости орбиты. Признаки этого информационного объекта: название сегмента, число космических аппаратов в сегменте, радиус зоны возможного некорректируемого отклонения от номинального положения (который одинаков для всех космических аппаратов сегмента), номинальные значения большой полуоси, эксцентриситета, наклона орбиты, аргумента перигея.

Структурная единица самого высокого уровня – *система* (в состав системы может входить несколько сегментов). К ее признакам относятся название системы, число сегментов, число входящих в нее космических аппаратов.

Возможны два подхода к хранению информации об орбитальных телах.

Первый подход заключается в следующем: информационно-логический объект *орбитальный объект* имеет простой (не составной) уникальный ключ и содержит в описательных реквизитах информацию обо всех объектах более высокого уровня, к подгруппам которых он принадлежит в соответствии с описанной выше иерархией. Таким образом, эта информация повторяется для всех объектов одной самой младшей подгруппы и имеет место избыточное хранение информации.

Второй подход к организации информации представляет собой информационно-логическую модель (она описана в [19-22]). Простой уникальный ключ имеет объект *система* – код системы. Составной уникальный ключ для объекта *сегмент орбитальной группировки системы*: код системы и номер сегмента в системе. Составной уникальный ключ для объекта *орбитальная плоскость*: код системы, номер сегмента в системе, номер плоскости в сегменте. Составной уникальный ключ объекта *орбитальный объект* – код системы, номер сегмента в системе, номер плоскости в системе, номер объекта в плоскости.

Для широкого класса задач имеет смысл реализация второго подхода, так как отбор орбитальных

объектов для последовательных этапов решения задач прогноза механических конфликтов осуществляется на основе алгоритмов фильтрации, в которых, зачастую, используются только значения параметров информационных объектов старших уровней информационно-логической модели. Отбор информационных объектов старшего уровня предполагает отбор всех подчиненных ему объектов младшего уровня.

Для наглядности представления информации, удобства анализа состояния конфликтности орбитальных тел в околоземном пространстве предложено ввести вспомогательный информационно-логический элемент – *зона высот*. Область высот над Землей с принятым шагом разбивается на зоны, которым присваиваются номера (шаг разбиения может варьироваться в зависимости от высоты – меньший шаг в области высот низкоорбитальных систем и среднеорбитальных систем). Каждая из реализаций рассматриваемого информационного объекта определяет одну из зон высот над Землей. Ключевой реквизит объекта *Зона высот* – номер зоны, описательные – минимальная высота, максимальная высота. Связь между объектами *Сегмент системы* и *Зона высот* многозначно-многозначная, введен объект-связка – *Присутствие в зоне*. Ключевой реквизит объекта *Присутствие космического аппарата в зоне* – номер зоны, код системы, номер сегмента, описательные – признак наличия минимальной высоты орбит сегмента в зоне высот и признак наличия максимальной высоты орбит сегмента в зоне.

Иерархическая организация информации целесообразна при значительном числе космических аппаратов, входящих в спутниковые системы, в построении орбитальных группировок которых наблюдается регулярность. При описанной иерархической структуре (*орбитальный объект – орбитальная плоскость – космический сегмент – система*) для единичного информационно-логического объекта *орбитальный объект* его описательные характеристики оказываются «разнесенными» между содержащими о нем информацию иерархическими единицами. Поэтому в некоторых конкретных задачах на современном этапе предложенный иерархический подход может быть редуцирован до использования одного информационно-логического элемента – *орбитальный объект*, и в его описательные признаки включена полная информация обо всех значениях орбитальных параметров.

## 2.2. Этап 1 – предварительный отбор орбитальных объектов

Для рассматриваемой пары объектов  $k$  и  $l$  выполняется проверка необходимого условия воз-

никновения конфликтов: конфликты возможны, если области высот над поверхностью Земли, на которых проходят траектории этих орбитальных тел, перекрываются. Область возможных значений высоты  $h$  для орбитального тела  $k$  определяется следующим образом:

$$h \in [H_{\min k}, H_{\max k}],$$

где

$$H_{\min k} = h_{pk} - R_{крk}$$

$$H_{\max k} = h_{ak} + R_{крk}$$

а  $h_{pk}$ ,  $h_{ak}$  – высоты перигея и апогея  $k$ -того орбитального тела. Аналогично определяется область высот орбитального тела  $l$  –  $[H_{\min l}, H_{\max l}]$ . Условие потенциальной возможности возникновения конфликтов –  $[H_{\min k}, H_{\max k}] \cap [H_{\min l}, H_{\max l}]$ .

В результате данного этапа в базу данных вводится информационно-логический объект *пара траекторий*, который определяет пару траекторий, имеющих зону общих высот. Для пары орбитальных объектов на этих траекториях необходимо выполнение последующего этапа проверки возможности возникновения конфликта. Для информационного объекта *пара траекторий* ключевой реквизит – номер пары траекторий. Описательные реквизиты – число узлов конфликтов, общее число спрогнозированных конфликтов для всех узлов конфликтов этой пары траекторий.

## 2.3. Этап 2 – выявление узлов механических конфликтов

Если угол между орбитальными плоскостями не мал (т.е. если нельзя полагать, что вследствие возмущающих воздействий возможно совмещение орбитальных плоскостей и орбитальные тела будут двигаться в одной плоскости), то опасные участки траекторий орбитальных тел проходят через линию пересечения их орбитальных плоскостей  $p_1 p_2$  (рис. 2). 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

$$\begin{aligned} A_k &= \sin(i_k) \sin(\Omega_k), \\ B_k &= -\sin(i_k) \cos(\Omega_k), \\ C_k &= \cos(i_k), \\ A_l &= \sin(i_l) \sin(\Omega_l), \\ B_l &= \sin(i_l) \cos(\Omega_l), \\ C_l &= \cos(i_l), \end{aligned}$$

а  $x$ ,  $y$ ,  $z$  – координаты геоцентрической экваториальной системы.

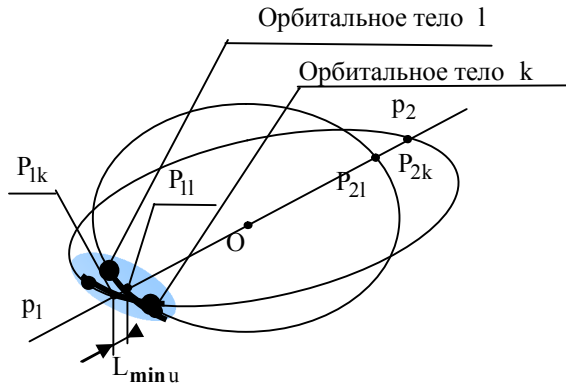


Рис. 2. Пар траекторий и узел конфликтов

Пару находящихся по одну сторону от центра Земли точек пересечения траекторий с прямой  $r_1p_2$  (на рис. 2 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 опасного сближения – опасной узловой парой, а сами точки – опасными узловыми точками.

Вследствие изменения углового положения орбитальных плоскостей объектов  $k$  и  $l$  линия пересечения этих плоскостей  $r_1p_2$ , 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  $r_1p_2$ .

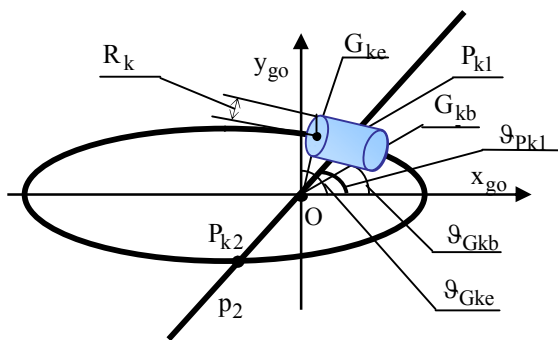


Рис. 3. Опасный участок траектории, изображение на плоскости

Положение этой прямой задает угол между направлением на перигей и направлением на одну из узловых точек (рис. 3). Например, для орбитального объекта  $k$  на ту из них, которая на момент начала прогноза находится в верхней полуплоскости геоцентрической орбитальной системы координат (на

рис. 3 – точка  $P_{1k}$ ). Для траектории  $k$ -того орбитального тела этот угол обозначим  $\theta_{kp}$  (рис. 1,2). Определять значение угла  $\theta_{kp}$  предложено следующим образом:

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

где

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

– 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 [23]. Значение истинной аномалии во второй точке пересечения прямой  $r_1p_2$  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  $l$ -того орбитального тела. 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  $k$ -того тела, а другая – траектории  $l$ -того тела, находятся расстояния между ними, на основе чего определяются узловые пары (например, их составляют точки  $P_{1k}, P_{1l}$  и  $P_{2k}, P_{2l}$ ). Если в момент времени  $t$  расстояние между точками узловой пары меньше критического, то полагается, что узел конфликтов существует.

В ходе моделирования для узловой пары определяются интервалы времени существования узла конфликтов. Угловая скорость движения линии  $r_1p_2$  невелика (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.

На основе результатов данного этапа прогноза механических конфликтов в базу данных вводятся реализации информационно-логического объекта *узел конфликтов*. Его ключевой реквизит включает в себя номер пары траекторий, опасные участки которых образуют этот узел, и номер узла конфликтов для этой пары траекторий (таких узлов для пары траекторий может быть от одного до четырех). Описательными реквизитами являются координаты пары узловых точек в геоцентрической экваториальной системе, значения истинных аномалий, соответствующие каждой из опасных узловых точек, значения истинных аномалий для точек, ограничивающих опасные участки орбит ( $\vartheta_{G_{kb}}$ ,  $\vartheta_{G_{ke}}$ , для точек  $G_{kb}$ ,  $G_{ke}$  соответственно, рис. 3), число конфликтов, спрогнозированных для этого узла на отрезке времени, для которого выполняется прогноз.

#### 2.4. Этап 3 – выявление одновременного движения объектов через узлы механических 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, интервал времени  $T_{t_p}(t)$  также есть функция времени. Для каждого  $j$ -того периода обращения орбитального тела будем рассматривать интервал времени  $T_{t_{pj}}$ , которое орбитальное тело затратит на движение от перигея до узловой точки на этом периоде обращения (рис. 3). Таким образом,  $T_{t_{pj}}$  – значение функции  $T_{t_p}(t)$  на  $j$ -том периоде обращения. Предлагается определять  $T_{t_{pj}}$  на основе принятого упрощающего положения о линейности функции  $T_{t_p}(t)$  на периоде обращения и использовании функции зависимости времени от времени ( $t(t) = t$ ) на периоде обращения:

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

где  $T_{t_p}(t_n)$  и  $T_{t_p}(t_k)$  значения  $T_{t_p}(t)$  в моменты времени  $t_n$  и  $t_k$  начала и конца периода обращения орбитального тела,  $T$  – период его обращения. Момент времени  $t_{pj}$  прохождения орбитальным телом узловой точки на  $j$ -том периоде обращения определяет выражение:

$$t_{pj} = t_n + T_{t_{pj}}.$$

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

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 (она определяется с «запасом», на основе подхода, предложенного в работах [7-9]), и что момент времени прохождения узловой точки делит этот отрезок пополам. Таким образом, если половина длительности опасного отрезка времени –  $\Delta_{tp}$ , то опасный отрезок времени в окрестности точки  $t_{pj}$  –  $[t_{pj} - \Delta_{tp}, t_{pj} + \Delta_{tp}]$ .

Пусть для орбитальных тел  $k$  и  $l$  найдены отрезки времени движения по опасным участкам траекторий. Далее реализуется алгоритм поиска интервала времени опасного сближения. В качестве отрезка времени, в течение которого длится конфликтное сближение, рассматривается отрезок, когда интервалы времени движения орбитальных тел по опасным участкам траекторий перекрываются (в этот отрезок времени каждое из рассматриваемых орбитальных тел это отрезок времени одновременного движения по участкам траекторий, расположенных на опасном расстоянии). На рис. 4 показано, что за время существования  $j$ -того узла возможна одна конфликтная ситуация.

На основе результатов данного этапа прогноза в базу данных вводится информационно-логический объект *конфликт*. Он описывает конфликтные ситуации. Его ключевой реквизит – составной номер пары траекторий, образующих узел конфликтов, номер узла конфликтов для этой пары траекторий, порядковый номер конфликтной ситуации для этого узла. Описательными реквизитами являются моменты времени начала и конца опасного отрезка времени (времени одновременного движения орбитальных тел через узел конфликтов). А также – расстоя-

ние между парой опасных узловых точек, которое рассматривается как наименьшее в ходе опасного сближения.

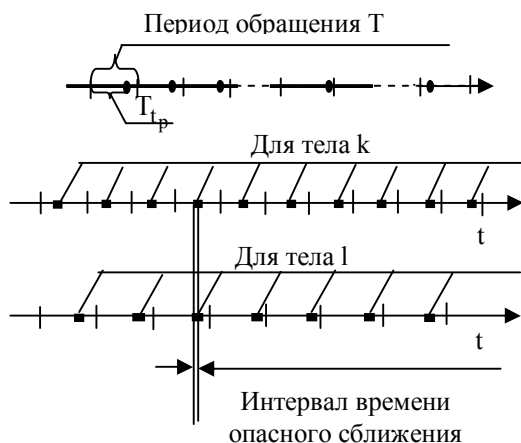


Рис. 4. К определению опасных интервалов времени

#### 2.5. Этап 4 – определение показателей опасного сближения

В предыдущем этапе прогноза под длительностью конфликтного сближения принималось время одновременного движения орбитальных тел по опасным участкам траекторий, а под минимальным расстоянием сближения – наиболее близкое расстояние между опасными участками траекторий (это расстояние между опасными узловыми точками).

Описанные выше этапы позволяют гарантированно выявить факт опасного сближения орбитальных тел (не пропустить его). Но при этом прогноз осуществляется с некоторым «запасом», – в ряде случаев конфликтное сближение объектов на расчетных траекториях может быть спрогнозировано и тогда, когда оно не произойдет и на основе моделирования движения орбитальных объектов не будет выявлено.

Такие ситуации могут возникать по следующей причине. При достаточной продолжительности опасных участков (такая ситуация возможна при небольшом значении угла между орбитальными плоскостями) орбитальные тела могут одновременно двигаться по этим участкам, но находится друг от друга на расстоянии, большем опасного. Иными словами метод прогноза опасных сближений, реализованный в первых двух этапах, позволяет только определить минимальное расстояние между участками траекторий, образующих узел конфликтов, но не минимальное расстояние, на которое сближаются объекты при прохождении узла конфликтов.

Более точный прогноз механического конфликта требует определения и минимального расстояния, на которое сближаются орбитальные объекты на расчетных траекториях.

Для быстрого (без моделирования движения) уточнения расстояния опасного сближения орбитальных объектов примем упрощающие положения. Будем полагать, что оба рассматриваемых опасных участка траекторий, образующие узел конфликтов, – дуги окружности одного радиуса  $R_{оп}$ , равного наибольшему из радиус-векторов, задающих положения узловых точек узла конфликтов. Введем понятие угла рассогласования прохождения узловых точек орбитальными объектами. Для его определения используем интервал времени  $\Delta t_{рс}$  между моментами времени прохождения опасных узловых точек орбитальными телами (эти моменты определены во втором этапе прогноза). Угловую величину дуги  $\Delta\theta_{рс}$ , представляющую собой отрезок пути на круговой орбите радиуса  $R_{оп}$ , который орбитальное тело преодолевает за интервал времени  $\Delta t_{рс}$ , будем называть углом рассогласования прохождения узловых точек.

При принятых упрощающих положениях можно допускать, что орбитальные объекты будут находиться на наименьшем расстоянии друг от друга в момент времени, когда каждое из них отстоит на траектории от узловой точки на величину дуги, равной половине угла рассогласования.

Пусть углы  $\theta_{кр}$  и  $\theta_{лр}$  это значения истинных аномалий, при которых  $k$ -тое и  $l$ -тое орбитальные тела соответственно находились бы в узловых точках образуемого их траекториями узла конфликтов на первом с последнего прохождения перигея витке (эти значения определяются в первом этапе прогноза конфликтных сближений). Используя значения  $\theta_{кр}$  и  $\theta_{лр}$ , а также значение угла  $\Delta\theta_{рс}$  можно рассчитать значения истинных аномалий, соответствующих точкам сближения на наименьшее расстояние, от них перейти к координатам орбитальной геоцентрической системы рассматриваемых орбитальных объектов, далее – к координатам геоцентрической экваториальной системы. С использованием координат геоцентрической экваториальной системы находится расстояние  $L_{min}$  между точками, в которых орбитальные объекты наиболее близко подходят друг к другу. Если найденное минимальное расстояние сближения  $L_{min}$  не превышает допустимое критическое расстояние  $L_{кр}$ , то конфликт полагается возможным. Это условие можно рассматривать как используемое в третьем этапе условие отбора объектов, конфликтующих с рассматриваемым орбитальным телом.

Результаты третьего этапа следует считать основными, а четвертого – лишь уточняющими. Тре-



тый этап позволяет выявить конфликтное сближение, а четвертый – оценить степень его опасности.

На основе результатов четвертого этапа прогноза в базу данных не вводятся новые информационно-логические элементы. Его выполнение позволяет добавить описательные реквизиты к уже введенным объектам. К объекту *конфликт* добавляет признак уровня конфликтности – он имеет значение 0 (конфликтное сближение на четвертом этапе не выявлено) или 1 (конфликт спрогнозирован и в четвертом этапе прогноза). Если конфликт на четвертом этапе спрогнозирован, то в соответствующем поле реализации объекта *конфликт* сохраняется значение наименьшего расстояния, на которое подходят друг к другу орбитальные тела. Если нет – то ноль.

К описательным реквизитам объекта узел конфликтов добавляется еще один – число конфликтов, спрогнозированных не только на третьем, но и на четвертом этапе.

### Заключение

Таким образом, в предложенной базе данных реализован двухуровневый подход к организации исходных данных об орбитальных объектах с точки зрения различных уровней точности данных об их орбитальных параметрах: для космических аппаратов хранятся и номинальные значения их орбитальных параметров, и близкие к текущим реальным, которые периодически уточняются. Структурирование информации осуществляется на основе номинальных параметров. Необходимость такого подхода к организации информации будет все более проявляться с течением времени, когда проблема космического мусора начнет эффективно решаться, а общее число космических аппаратов в околоземном космосе и их доля во множестве орбитальных тел – возрастать.

В описанной базе данных также реализован многоуровневый подход к организации исходной информации для решения задач прогноза механических конфликтов с точки зрения преемственности результатов этапов прогнозирования, выполняемых с возрастающей точностью. Результаты прогнозирования на основе «ускоренных» упрощенных алгоритмов и методов сохраняются в базе данных и используются для формирования исходных данных для последующих, более точных прогнозов или непосредственно в их алгоритмах.

Применение описанной методики поэтапного прогноза механических конфликтов позволяет в несколько порядков сократить время расчетов по сравнению с методами, основанными на моделировании движения орбитальных объектов и анализе текущего расстояния между ними. Применение методики особенно эффективно при использовании описанной информационной системы.

### Литература

1. 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.
2. Муртазов, А. К. Экология околоземного космического пространства / А. К. Муртазов. – М.: Физмат, 2004. – 304 с.
3. Риск столкновения космических объектов на низких высотах/ З. Н. Хуторовский, С. Ю. Каменский, В. Ф. Бойков, В. Л. Смелов // *Столкновения в космическом пространстве*. – М.: Косминформ, 1995. – С. 19–90.
4. Бровко, М. В. Исследование и разработка методики оценки качества каталогов параметров движения космических объектов / М. В. Бровко, А. В. Голубек, И. А. Емельянова // *Космічна наука і технологія*. – 2002. – Т. 8 – № 1. – С. 73–77.
5. Киреев, В. А. База данных экспертной системы для баллистико-навигационного обеспечения полета космических аппаратов/ В. А. Киреев // *Космонавтика и ракетостроение*. – 2004. – № 4 (37). – С. 101–104.
6. Хуторовский, З. Н. Ведение каталога космических объектов/ З. Н. Хуторовский // *Космические исследования*. – 1993. – Т. 31, № 4. – С. 101–104.
7. Лабуткина, Т. В. Концепция анализа механических систем, состоящих из множества несвязанных элементов с регулярным движением / Т. В. Лабуткина // *Системні технології*. – 2004. – № 3. – С. 180–193.
8. Лабуткина, Т. В. Методы анализа конфликтности элементов множества орбитальных тел в околоземном пространстве/ Т. В. Лабуткина, В. А. Ларин, В. В. Беликов // *Матер. Второго Белорусс. космич. конгр.* – Минск. Белорусия. – 2005. – С. 96–100.
9. Лабуткина, Т. В., Прогноз механических «конфликтов» между орбитальными космическими аппаратами/ Т. В. Лабуткина, В. А. Ларин // *Техническая механика*. – № 1. – Д.:ИТМ, 2004. – С. 40-51.
10. Лабуткина, Т. В. Концепция насыщения околоземного космоса управляемыми орбитальными объектами/ Т. В. Лабуткина // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*. – 2011. – Т. XII. – С. 60-65.
11. Лабуткина, Т. В. Метод долгосрочного прогноза механических конфликтов между орбитальными объектами с корректируемыми траекториями/ Т. В. Лабуткина // *Вісник Дніпропетровського національного університету. Механіка*. – 2009. – Т. 17, № 5. – С. 104-113.
12. Лабуткина, Т. В. Методика прогноза механических конфликтов между элементами квазистабильного множества орбитальных тел/ Лабуткина Т. В. // *Системне проектування та*

аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2009. – Т. IX. – С. 41-52.

13. Лабуткіна, Т. В. Модель системы орбитальных тел, учитывающая эволюцию «узлов механических конфликтов» / Т. В. Лабуткіна // Системні технології. – 2004. – № 4. – С. 90–97.

14. Designing of “Non-Colliding” Satellite Systems/ V. O. Larin, T. V. Labutkina, V. V. Belikov, A V. Kuznetsov // 54th International Astronautical Congress. – Bremen (Germany). – 6 p (Article IAC-03-U.3.01).

15. 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).

16. Labutkina, T. V. Modeling of “Zone of Mechanical Conflicts” in a System of Orbital Object/ T. V. Labutkina, V. O. Larin, V. V. Belikov // 57<sup>th</sup> International Astronautical Congress. – Valencia (Spain). – 2006. – 5 p (Article IAC-06-B6.P.2.)

17. 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.).

18. 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.

19. Лабуткіна, Т. В. Концепция базы данных для «быстрой» проверки возможности механических «конфликтов» между спутниками / Т. В. Лабуткіна // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Ракетно-космічна техніка. – 2007. – № 9(1). – С. 58–68.

20. Лабуткіна, Т. В. Концепция информационной системы для задач «быстрого» анализа совокупного движения космических объектов в окрестном пространстве / Т. В. Лабуткіна, В. А. Ларин // Системні технології. – 2005. – № 3. – С. 60–72.

21. Лабуткіна, Т. В. Организация информации о «зонах механических конфликтов» в системе орбитальных тел / Т. В. Лабуткіна, В. А. Ларин // Системні технології. – 2005. – № 1. – С. 113–126.

22. Labutkina, T. V. A database concept for “quick” danger assessment of catalogued objects of space debris / T. V. Labutkina, V. O. Larin, V. V. Belikov // 55th International Astronautical Congress, Vancouver, Australia. – 2004. – 5 p. (Article IAC-04-IAA.5.12.P.05.)

23. Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли / М.К. Тихонравов, И.К. Бажанов, О.В. Гурко. – М.: Машиностроение, 1974. – 332 с.

Поступила в редакцію 5.09.2013, рассмотрена на редколлегии 10.09.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. каф. робототехнических систем Ю.Д. Шептун, Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, г. Днепропетровск.

### ІНФОРМАЦІЙНА СИСТЕМА ДЛЯ ЗАДАЧ АНАЛІЗУ КОНФЛІКТНОСТІ БАГАТОЕЛЕМЕНТНОЇ МНОЖИНИ ОРБІТАЛЬНИХ ОБ'ЄКТІВ

*Т.В. Лабуткіна, О.М. Петренко*

Запропоновано інформаційно-логічну модель для організації інформації в базах даних, призначених для задач прогнозу механічних конфліктів (зіткнень) між орбітальними об'єктами в навколосемному просторі. До моделі запропонованої бази даних входить як вихідна інформація для прогнозу небезпечних зіткнень орбітальних тіл, так і результати прогнозу. Формування реалізацій інформаційно-логічних об'єктів для запропонованої бази даних здійснюється на основі розробленої методики поетапного прогнозу небезпечних зближень орбітальних об'єктів.

**Ключові слова:** орбітальний об'єкт, прогноз орбітальних зіткнень, каталог орбітальних об'єктів, інформаційна система.

### INFORMATION SYSTEM FOR PROBLEMS OF THE ANALYSIS OF THE CONFLICTNESS OF MULTIPLE-UNIT ASSEMBLAGE OF ORBIT OBJECTS

*T. V. Labutkina, A. N. Petrenko*

The information and logical model for organizing information in a database, designed to forecast the mechanical problems of conflicts (collisions) between the orbital objects in near-Earth space is offered. The model includes begin information for the forecasting of dangerous approaches of orbit objects and results of the forecasting. Shaping of realizations of information-logical objects for offered doing on the databases of step-by-step forecasting methods of dangerous approaches of orbit objects.

**Keywords:** an orbit, the prognosis of orbit collisions, the directory of orbit objects, an information system

**Лабуткіна Тат'яна Віктровна** – канд. техн. наук, доц. доц. каф. систем автоматизованого управління, Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, г. Днепропетровск.

**Петренко Александр Николаевич** – д-р техн. наук, проф., декан физико-технического факультета, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, г. Днепропетровск.