

КОНЦЕПЦИЯ АНАЛИЗА «КОНФЛИКТНОСТИ» ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ ОРБИТАЛЬНЫХ ТЕЛ

Т.В. ЛАБУТКИНА, В.А. ЛАРИН

Предложен метод эффективного по затратам времени прогноза механических «конфликтов» (столкновений) между элементами системы орбитальных тел. Разработана концепция прогнозирования областей возможных конфликтов в околоземном пространстве. Даны характеристики степени их опасности.

ВВЕДЕНИЕ

Совокупность орбитальных тел в околоземном пространстве (космических аппаратов и объектов космического «мусора») можно рассматривать как сложную механическую систему. Сложность вызвана значительным числом элементов, находящихся в постоянном движении.

Важная задача анализа этой системы — прогноз нарушения взаимного бесконфликтного сосуществования элементов (возникновения механических конфликтов (столкновений) между ними).

Такой прогноз необходим, например, при проектировании орбит новых искусственных спутников Земли, когда выполняется проверка их бесконфликтности с уже существующими космическими аппаратами; прогнозе конфликтов между космическими аппаратами проектируемой орбитальной группировки; анализе опасности, которую создают для космических аппаратов спутниковой системы объекты космического мусора. При этом исследуется лишь подсистема всей системы орбитальных тел в околоземном пространстве: группировка космических аппаратов, объединенных некоторой общей задачей, или множество космических тел, принадлежащих какой-либо области высот околоземного космоса. Число элементов такой подсистемы может составлять десятки и сотни единиц, т.е. она также является многоэлементной.

Прогнозирование механических конфликтов необходимо и для решения задачи в более общей постановке — для проведения глобального анализа конфликтности элементов системы орбитальных тел в околоземном космосе (предсказания и описания очагов механических конфликтов, оценки степени засоренности околоземного пространства конфликтными очагами).

Статья посвящена проблемам анализа конфликтности элементов системы орбитальных тел. Вопросы исследования движения космических аппаратов, связанного с построением и поддержанием требуемой конфигурации группировки спутников определенного назначения, здесь не рассматриваются.

Прогноз механических конфликтов между элементами связан с исследованием расстояния между ними. Большинство методов предсказания конфликтных ситуаций между орбитальными телами основано на модели-

ровании их движения и анализе текущего расстояния между ними. При значительном числе элементов это требует больших затрат времени. Для описания движения можно применять различные математические модели, но даже при использовании наиболее простой кеплеровой модели сложность анализа становится проблемной для задач, требующих быстрых решений.

Экономичные по времени решения необходимы, например, если на начальных этапах проектирования орбит спутников требуется быстрый анализ различных вариантов. Иногда необходимо получить оперативную оценку степени опасности, которой со стороны каталогизированных объектов космического мусора подвергаются на некотором отрезке времени космические аппараты спутниковой системы, или быстро оценить степень опасности для космических аппаратов, исходящую от каталогизированного объекта космического мусора. Быстрые решения могут потребоваться для упомянутого выше глобального анализа состояния конфликтности элементов системы орбитальных тел в околоземном космосе.

Предлагается концепция быстрого прогноза механических конфликтов для многоэлементной системы орбитальных тел и анализа состояния этой системы с точки зрения конфликтности ее элементов. Некоторые результаты исследований по данному вопросу уже рассматривались в работах [1–7]. В настоящей статье дано их обобщение и развитие.

Постановка задачи. Прежде всего уточним типы объектов исследуемой системы. Пусть это будут орбитальные космические аппараты и каталогизированные объекты космического мусора. Присутствие в околоземном пространстве некаталогизированных объектов (не вносимых вследствие малости их размеров в каталоги орбитальных космических тел) обычно учитываются путем построения статистических моделей засоренности отдельных областей пространства. В рассматриваемую систему малые космические тела не включены.

Исследуется система элементов, которые полагаются материальными точками. Их движение в основном носит периодический характер. При этом скорости движения элементов существенно превышают скорости вековых (накапливающихся во времени) изменений параметров их траекторий.

Принимается, что каждый элемент движется в окрестности кеплеровой траектории (назовем ее номинальной). В любой момент времени он не отклоняется от положения на номинальной орбите более чем на некоторое расстояние R_{cr} . Следовательно, рассматривается движение по замкнутым траекториям (в общем случае эллипсам с единым фокусом в центре Земли) и учитывается, что в каждый момент времени элемент находится в пространстве, ограниченном сферой с центром на кеплеровой орбите и радиусом R_{cr} , равным максимально возможному отклонению от номинального положения. Эту сферу назовем критической.

Радиус критической сферы для космического аппарата определяется на основе данных о точности поддержания параметров орбиты. Для неуправляемых космических тел он полагается равным наибольшему на рассматриваемом отрезке времени отклонению от кеплеровой орбиты, вызванному воздействием возмущающих сил [1–3].

Среди элементов исследуемой системы можно выделить подгруппы регулярной структуры (эти элементы представляют собой орбитальные аппа-

раты космического сегмента некоторой спутниковой системы). Структуры ряда группировок спутников таковы, что по одной кеплеровой траектории движутся несколько космических аппаратов.

Таким образом, рассматривается множество K -траекторий (замкнутых кривых, каждая из которых принадлежит орбитальной плоскости одного или нескольких элементов). Элемент системы может быть задан парой значений k, m , в которой k — номер траектории ($k = \overline{1, K}$), а m ($m = \overline{1, M_k}$) — номер элемента среди M_k элементов на данной траектории. Общее количество элементов системы $N = \sum_{k=1}^K M_k$. Будем также использовать сквозную нумерацию элементов, т. е. паре значений k, m , определяющей m -й элемент на k -й траектории, поставим в соответствие значение n ($n = \overline{1, N}$).

В принятой модели для каждого элемента E_n может быть определена зона высот (область возможных значений его высоты h над поверхностью Земли). При этом $h \in [H_{\min n}, H_{\max n}]$, где

$$H_{\min n} = h_{pn} - R_{crn}, \quad H_{\max n} = h_{an} + R_{crn},$$

а h_{pn} , h_{an} — высоты перигея и апогея орбитального тела E_n ; R_{crn} — радиус его критической сферы.

Под конфликтной ситуацией для элементов E_n и E_l , движущихся по кеплеровым орбитам, полагается сближение на расстояние меньше критического L_{crl} , равного сумме радиусов их критических сфер R_{crn} и R_{crl}

$$L_{crl} = R_{crn} + R_{crl}.$$

Для пары элементов системы прогноз конфликтов сводится к поиску отрезков времени, в течение которых расстояние между ними будет меньше критического.

Концепция решения. В работах [1–7] предложен подход к решению поставленной задачи. Он основывается не на моделировании движения элементов и анализе текущего расстояния между ними, а на поиске опасных участков траекторий (здесь элементы могут оказаться на расстоянии друг от друга, меньшем критического) и анализе отрезков времени движения по этим участкам. В работе [4] подход изложен концептуально для многоэлементной механической системы, которая может служить моделью системы орбитальных тел в околоземном пространстве. В работах [1–7] описаны некоторые методики реализации этого подхода.

Для прогноза механических конфликтов предлагается следующее. Пусть прогнозируются конфликты между элементом E_n (орбитальные параметры: высота перигея h_{pn} , эксцентриситет e_n , наклонение орбиты i_n , долгота восходящего узла Ω_n , аргумент перигея ω_n , время прохождения перигея τ_n) и остальными элементами системы. Первоначально исключаются из рассмотрения те элементы, с которыми конфликты заведомо невозможны. Очевидно, у элемента E_n они могут возникнуть только с элементами

ми системы, имеющими с ним зону общих высот. Так, прогноз конфликтов между элементами E_n и E_l (орбитальные параметры: высота перигея h_{pl} , эксцентриситет e_l , наклонение орбиты i_l , долгота восходящего узла Ω_l , аргумент перигея ω_l , время прохождения перигея τ_l) целесообразен только в том случае, если области значений высот, на которых могут находиться космические тела E_n и E_l , пересекаются ($[H_{\min n}, H_{\max n}] \cap [H_{\min l}, H_{\max l}]$).

Для элементов, с которыми у E_n есть зона общих высот, например, для E_l , реализуется следующее. На номинальных траекториях E_n и E_l определяются участки возможных конфликтов. Первоначально опасным будет полагаться участок номинальной траектории элемента. Его точки находятся на расстоянии не больше критического от номинальной траектории другого элемента. Пусть для элемента E_n — это участок между точками L_{1n} и L_{2n} , а для E_l — между L_{1l} и L_{2l} (рис. 1).

В работах [1–7] предложены методики для определения тех участков кеплеровой траектории, точки которых находятся на расстоянии меньше критического от другой траектории. Они основываются на упрощениях, позволяющих ускорить решение, определив искомые участки с некоторым запасом.

Так как номинальные траектории элементов плоские кривые, то опасные участки могут быть вблизи линии пересечения орбитальных плоскостей.

Линия пересечения орбитальных плоскостей элементов E_n и E_l — прямая ($p_1 p_2$ на рис. 2), описываемая системой уравнений

$$\begin{cases} A_n X + B_n Y + C_n Z = 0, \\ A_l X + B_l Y + C_l Z = 0, \end{cases}$$

где $A_n = \sin i_n \sin \Omega_n$; $B_n = -\sin i_n \cos \Omega_n$; $C_n = \cos i_n$; $A_l = \sin i_l \sin \Omega_l$; $B_l = -\sin i_l \cos \Omega_l$; $C_l = \cos i_l$, а X, Y, Z — координаты геоцентрической экваториальной системы.

Опасными могут быть участки траекторий в окрестностях точек их пересечения с прямой $p_1 p_2$. Эти точки иногда (по аналогии с точками восходящего и нисходящего узлов) называют узловыми. Если для двух рассматриваемых траекторий элементов найдены такие узловые точки, то пару точек, лежащих на линии пересечения орбитальных плоскостей по одну сторону от центра Земли, будем называть узловой парой точек (или просто узловой парой). Так, для элементов E_n и E_l узловыми парами являются

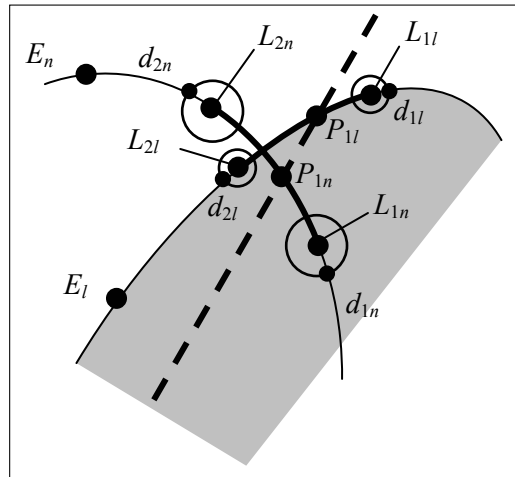


Рис. 1. Потенциальный узел конфликтов

P_{1n} , P_{1l} и P_{2n} , P_{2l} (рис. 2). Очевидно, двум траекториям соответствуют две пары узловых точек. Если расстояние между точками узловой пары меньше критического, то будем называть их опасной узловой парой или потенциальным узлом конфликтов.

Координаты орбитальных геоцентрических систем рассматриваемых элементов для узловых точек находятся следующим образом [1–7]. Уравнение траектории элемента E_n в его орбитальной геоцентрической системе $(Ox_n y_n z_n)$ записывается так:

$$\frac{(x_n - a_n + r_{pn})^2}{a_n^2} + \frac{y_n^2}{b_n^2} = 1, \quad (1)$$

где r_{pn} — радиус перигея; a_n , b_n — большая и малая полуоси орбиты.

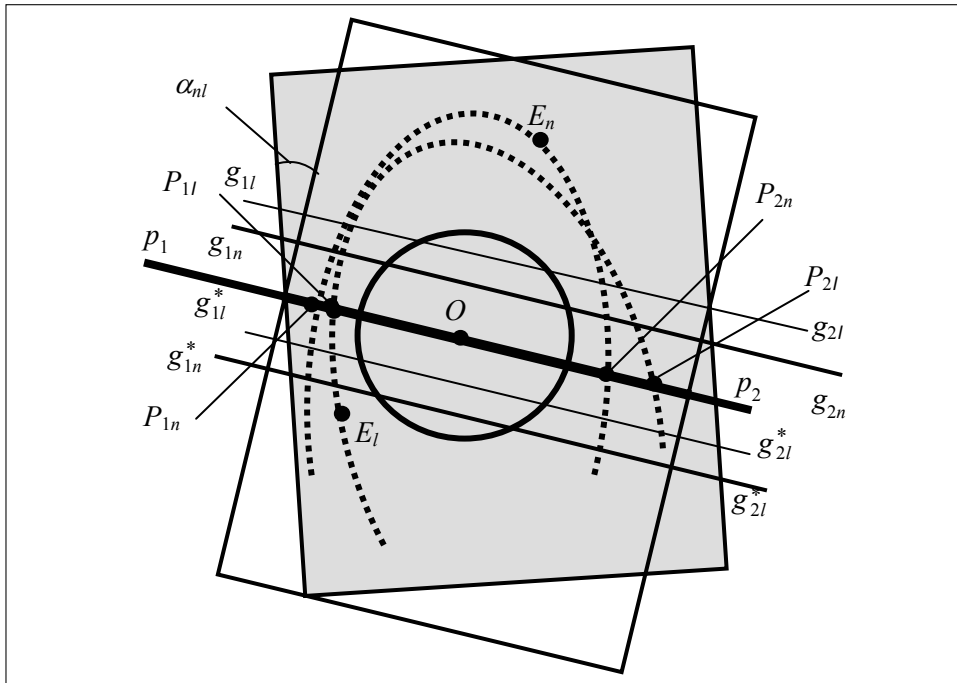


Рис. 2. Пары узловых точек

Координаты x_{p1n} , y_{p1n} точки P_{1n} и x_{p2n} , y_{p2n} точки P_{2n} (рис. 2, 3) должны удовлетворять как уравнению (1), так и уравнению плоскости орбиты элемента E_l , в котором координаты X , Y , Z геоцентрической экваториальной системы выражены через координаты геоцентрической орбитальной системы элемента E_n

$$A_l(m_{n11}x_n + m_{n12}y_n) + B_l(m_{n21}x_n + m_{n22}y_n) + C_l(m_{n31}x_n + m_{n32}y_n) = 0, \quad (2)$$

где

$$m_{n11} = \cos(\Omega_n) \cos(\omega_n) - \sin(\Omega_n) \sin(\omega_n) \cos(i_n),$$

$$\begin{aligned}
 m_{n12} &= -\cos(\Omega_n)\sin(\omega_n) - \sin(\Omega_n)\cos(\omega_n)\cos(i_n), \\
 m_{n21} &= \sin(\Omega_n)\cos(\omega_n) + \cos(\Omega_n)\sin(\omega_n)\cos(i_n), \\
 m_{n22} &= \cos(\Omega_n)\cos(\omega_n)\cos(i_n) - \sin(\Omega_n)\sin(\omega_n), \\
 m_{n31} &= \sin(\omega_n)\sin(i_n), \\
 m_{n32} &= \cos(\omega_n)\sin(i_n).
 \end{aligned}$$

Решение системы уравнений (1) и (2) позволяет определить искомые координаты точек P_{1n} и P_{2n} .

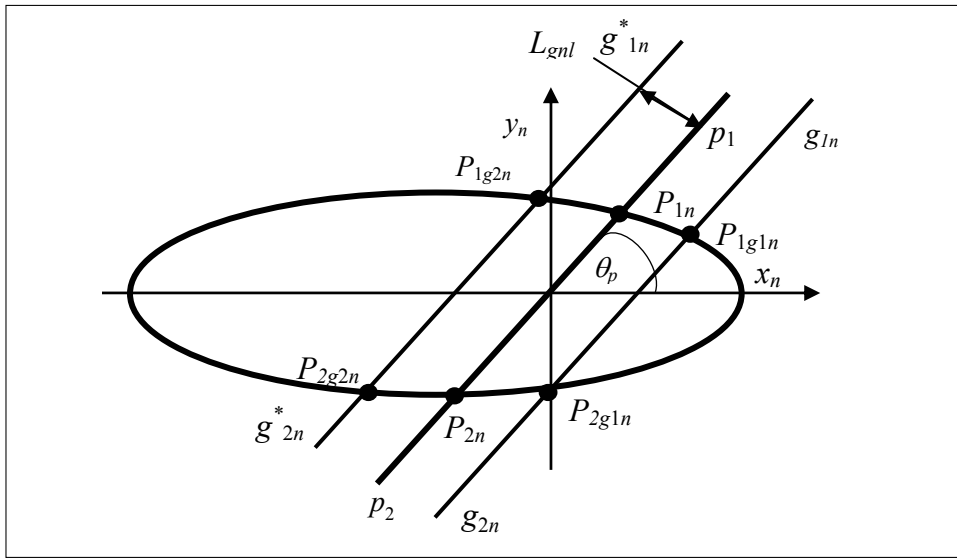


Рис. 3. Участки траектории элемента E_n , на которых выполняется необходимое условие возникновения конфликтов

Аналогично определяются координаты орбитальной геоцентрической системы элемента E_l ($Ox_l y_l z_l$) для точек пересечения его траектории с прямой $p_1 p_2$ (точек P_{1l} , P_{2l}).

Пусть L_{gnl} — расстояние от линии пересечения орбитальных плоскостей элементов E_n и E_l , на котором точки орбитальной плоскости одного элемента удалены от плоскости другого на критическое расстояние L_{crnl} . Для элемента E_n на расстоянии L_{gnl} от прямой $p_1 p_2$ находятся точки прямых $g_{1n} g_{2n}$, $g_{1n}^* g_{2n}^*$, а для E_l — точки прямых $g_{1l} g_{2l}$, $g_{1l}^* g_{2l}^*$ (см. рис. 2). Значение L_{gnl} определяется следующим образом:

$$L_{gnl} = \frac{L_{crnl}}{\sin(\alpha_{nl})}, \quad (3)$$

где α_{nl} — угол между орбитальными плоскостями элементов E_n и E_l ($\alpha_{nl} = \arccos(|A_n A_l + B_n B_l + C_n C_l|)$).

Для участков траектории элемента E_n , ограниченных прямыми $g_{1n} g_{2n}$, $g_{1n}^* g_{2n}^*$, и E_l , ограниченных прямыми $g_{1l} g_{2l}$, $g_{1l}^* g_{2l}^*$, примем, что для них выполняется необходимое условие возникновения конфликтов [5]. Участки траектории элемента E_n , на которых выполняется необходимое условие возникновения конфликтов, можно задать значениями истинных аномалий: $\theta_n \in [\theta_{p1g1n}, \theta_{p1g2n}]$, $\theta_n \in [\theta_{p2g2n}, \theta_{p2g1n}]$, где θ_{p1g1n} , θ_{p1g2n} , θ_{p2g2n} , θ_{p2g1n} — истинные аномалии, соответствующие точкам P_{1g1n} , P_{1g2n} , P_{2g2n} , P_{2g1n} на первом с момента времени прохождения перигея витке (рис. 3).

Один из упрощенных подходов к определению опасных участков описан в работе [4]. Опасными полагаются те участки, на которых выполняется необходимое условие возникновения конфликтов, если им принадлежат точки опасной узловой пары. Такой подход возможен, если угол α_{nl} между орбитальными плоскостями рассматриваемых элементов не мал (более 2...3 градусов). Точнее понятие малости угла α_{nl} для решаемой задачи будет сформулировано ниже.

Более строгий подход к определению опасных участков изложен в работе [5], где предложено рассматривать участки траекторий, на которых выполняется необходимое условие возникновения конфликтов для случая, когда они принадлежат одной плоскости.

При этом вначале полагается, что обе траектории лежат в одной плоскости ($i_n = i_l$, $\Omega_n = \Omega_l$), а орбитальная геоцентрическая система элемента E_l развернута относительно орбитальной геоцентрической системы элемента E_n вокруг оси Oz_n (которая совпадает с осью Oz_l) на угол Δ_ω (рис. 4), равный разности аргументов перигея E_n и E_l

$$\Delta_\omega = \omega_n - \omega_l.$$

Конфликтные ситуации между элементами E_n и E_l в общей для них орбитальной плоскости могут возникнуть там, где перекрываются области их возможного местоположения. Полагается, что область возможного местоположения элемента — это область орбитальной плоскости в окрестности траектории, ограниченная двумя эллипсами (рис. 4). Принимается, что каждый из этих эллипсов имеет тот же эксцентриситет, что и кеплерова орбита, а малые полуоси отличаются от малой полуоси кеплеровой орбиты на величину радиуса критической сферы.

Опасные участки, найденные путем рассмотрения траекторий элементов при принятом допущении о расположении их в одной плоскости, назовем участками возможных конфликтов. После их определения учитывается необходимое условие возникновения конфликта. А именно: если для элемента E_n найден участок возможных конфликтов (он может быть задан значениями истинных аномалий $[\theta_{1n}, \theta_{2n}]$ соответствующими ему точками на первом с момента времени прохождения перигея витке), то в качестве опасного участка рассматривается та его часть, где выполняется необходи-

мое условие возникновения конфликтов. Таким образом, опасным полагается участок траектории элемента E_n , точкам которого соответствуют истинные аномалии, удовлетворяющие одному из условий: $\theta_n \in [\theta_{1n}, \theta_{2n}] \cap [\theta_{p1g1n}, \theta_{p1g2n}]$ или $\theta_n \in [\theta_{1n}, \theta_{2n}] \cap [\theta_{p2g2n}, \theta_{p2g1n}]$. Очевидно, опасному участку траектории элемента E_n соответствует найденный аналогичным образом опасный участок траектории элемента E_l . Число пар опасных участков траекторий элементов E_n и E_l может быть от одного до четырех.

Выделим случай, когда угол α_{nl} между орбитальными плоскостями элементов E_n и E_l сравним по величине с суммой максимальных угловых отклонений этих плоскостей от их номинальных положений под воздействием возмущающих сил. При этом, определяя опасные участки траекторий, следует принять допущение о том, что траектории элементов принадлежат одной плоскости [8]. Фактически, это частный случай рассмотренного выше подхода, когда необходимое условие возникновения конфликтов выполняется для всех точек рассматриваемых траекторий.

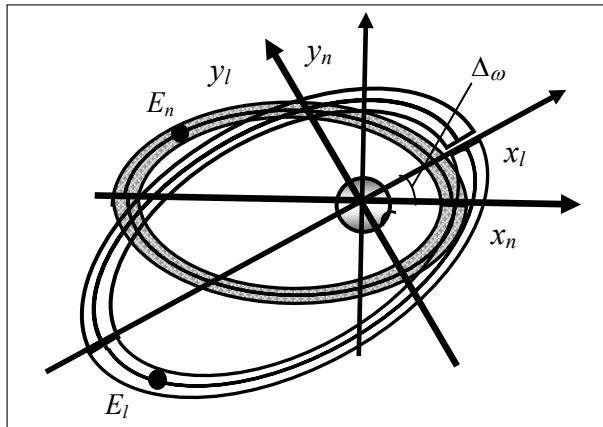


Рис. 4. Траектории элементов в одной плоскости

Будем говорить, что угол между орбитальными плоскостями мал в следующих случаях:

- если он сравним по величине с возможным угловым отклонением плоскости от номинального положения под действием возмущающих сил;
- если величина его такова, что необходимое условие возникновения конфликтов выполняется на большей части траектории, и опасные участки траекторий могут быть не только в окрестности линии пересечения орбитальных плоскостей.

Еще один подход к определению опасных участков траекторий рассмотрен в работах [1–3, 6–7]. Он основывается на том, что опасными полагаются участки в окрестности точек опасной узловой пары, которые ограничены критическими сферами с центрами в этих точках (радиус критической сферы при этом следует назначить несколько завышенным). Такой подход возможен в случаях, когда угол между орбитальными плоскостями не мал.

Первоначально найденный опасный участок предлагается увеличить, чтобы учесть возможное отклонение элемента вдоль траектории. В частности, если в качестве опасного первоначально определен участок траектории элемента E_n между точками L_{1n} и L_{2n} (см. рис. 1), то опасным предлагается считать участок между точками d_{1n} и d_{2n} . Эти точки не принадлежат первоначально найденному опасному участку и находятся на пересечении

номинальной траектории с окружностями, центры которых находятся на концах первоначально найденного опасного участка (в точках L_{1n} и L_{2n}), а радиусы равны радиусу критической сферы. Аналогично определяется опасный участок траектории элемента E_l между точками d_{1l} и d_{2l} .

Далее находятся отрезки времени движения элементов по опасным участкам траекторий на первых с момента времени прохождения перигея витках (опасные отрезки времени на первых витках). В частности, $[t_{d1n}, t_{d2n}]$ для E_n и $[t_{d1l}, t_{d2l}]$ для E_l . Опасный отрезок времени на ν -м периоде обращения элемента E_n — $[t_{d1n} + (\nu - 1)T_n, t_{d2n} + (\nu - 1)T_n]$, а на ν -м периоде E_l , соответственно, — $[t_{d1l} + (\nu - 1)T_l, t_{d2l} + (\nu - 1)T_l]$, где T_n и T_l — периоды обращения элементов E_n и E_l . Если опасный отрезок времени элемента E_n перекрывается с опасным отрезком времени элемента E_l , то возможна конфликтная ситуация.

В общем случае для исследуемой модели расстояние между элементами E_n и E_l изменяется квазипериодически. Можно принять это изменение периодическим, а величину T_L , определенную с приемлемой точностью как кратную T_n и T_l , полагать периодом изменения. Это равносильно допущению, что, рассмотрев опасные отрезки времени элементов E_n и E_l за интервал времени T_L , можно определить весь набор конфликтных ситуаций, которые повторяются с периодом T_L .

Таким образом, решение сводится к следующему. Для двух рассматриваемых элементов находятся опасные участки номинальных траекторий. Далее, на первых с момента времени прохождения перигея витках определяются отрезки времени движения по этим участкам, после чего каждый из найденных отрезков сдвигается во времени на период обращения соответствующего элемента. Затем реализуется алгоритм анализа взаимного расположения опасных отрезков на оси времени.

Такой подход наиболее эффективен для быстрой реализации прогноза конфликтов при относительно несложном решении задачи нахождения опасных участков траекторий. В этом случае по сравнению с моделированием движения элементов и анализом текущего расстояния между ними использование предложенного подхода позволяет сократить объем вычислений не менее, чем на порядок.

Из постановки задачи следует, что если по одной и той же k -й траектории ($k = \overline{1, K}$) движется M_k элементов, и для какого-либо m -го ($m = \overline{1, M_k}$) элемента этой траектории определены опасные участки, то для любого другого элемента на этой траектории опасными являются те же участки. Поэтому опасные отрезки времени для любого элемента на этой траектории могут быть найдены путем сдвига опасных отрезков времени m -го элемента на разность моментов времени прохождения перигея этим и m -м элементами, что также может быть использовано для уменьшения объема вычислений.

Предложенный подход имеет еще одно преимущество по сравнению с методами, основанными на моделировании движения элементов. Результаты

анализа расстояний между элементами на основе моделирования их движения зависят от положения элементов на номинальных траекториях на момент времени начала моделирования. Изменение этих исходных данных требует нового моделирования движения. При использовании предложенного подхода изменение временной привязки начальных положений элементов системы не меняет результатов той части решения, в которой определяются опасные участки траекторий. Необходимо лишь соответствующим образом сдвинуть на оси времени опасные его отрезки и провести анализ их взаимного расположения. Это также существенно экономит затраты времени в том случае, когда в процессе анализа системы необходимо многократное варьирование исходных данных, в том числе и привязок по времени.

Опасные участки траекторий предлагается задавать значениями истинных аномалий в точках на их концах. Это удобно для быстрого поиска опасных отрезков времени. Однако при описании расположения очагов конфликтов в пространстве необходимо задать местоположение каждой пары опасных участков траекторий. Указать положение пары опасных участков траекторий можно, задав координаты геоцентрической экваториальной системы для пары точек, принадлежащих к разным участкам. При этом целесообразно выбрать наиболее близкие точки или, если это упрощает поиск решения, точки в их окрестности. Так, если пара опасных участков траекторий — участки, окружающие опасные узловые точки, то их расположение в пространстве можно указать координатами узловых точек. Если же опасные участки траекторий найдены не в окрестности линии пересечения орбитальных плоскостей (в случае малых углов между орбитальными плоскостями), то их можно задать точками, соответствующими средним значениям истинных аномалий для области значений истинных аномалий каждого из участков. Эти точки по аналогии с опасными узловыми точками будем также называть опасной узловой парой или потенциальным узлом конфликтов.

Концепция анализа конфликтности элементов системы орбитальных тел. Пусть для периода времени T_E необходимо исследовать систему орбитальных тел в околоземном пространстве с точки зрения конфликтности ее элементов. Период T_E предлагается разделить на интервалы T_M , в течение которых эта система может быть представлена описанной выше моделью. Для каждого интервала T_M будем говорить об определенном состоянии системы орбитальных тел. Полагаем, что состояние системы задает вектор параметров кеплеровых орбит ее элементов. Таким образом, для состояния системы фиксированными являются траектории элементов и привязка по времени для движения элементов по этим траекториям (моменты времени прохождения перигея).

Описание конфликтности элементов системы может быть следующим. Составлено множество пар траекторий, имеющих пересекающиеся зоны высот. Для каждой из них определяются пары опасных участков траекторий и соответствующие им пары опасных узловых точек (потенциальные узлы конфликтов).

Пусть пара опасных узловых точек P_{k_i} и $P_{l_{k_j}}$ определена для траекторий k_i и k_j (k_i и k_j — некоторые значения номера траектории k , $k = \overline{1, K}$). Для каждой пары элементов (один из них принадлежит траектории

k_i , а другой — k_j) описанным выше способом прогнозируются конфликтные ситуации при движении элементов по участкам траекторий, которым принадлежат опасные узловые точки.

Пусть для пары опасных узловых точек P_{1k_i} и P_{1k_j} определено суммарное по всем рассмотренным парам элементов число конфликтных ситуаций за период времени T_L , равный периоду повторения последовательности конфликтных ситуаций для орбитальных тел на рассматриваемых кеплеровых траекториях, и суммарное число конфликтных ситуаций за период времени T_M , в течение которого состояние системы орбитальных тел полагается неизменным. Обозначим эти величины соответственно $N_{Lk_i k_j}$, $N_{Mk_i k_j}$.

Степень конфликтности пары опасных узловых точек P_{1k_i} и P_{1k_j} можно охарактеризовать числом конфликтов $n_{Lk_i k_j}$ в единицу времени за отрезок T_L ($n_{Lk_i k_j} = \frac{N_{Lk_i k_j}}{T_L}$) и числом конфликтов $n_{Mk_i k_j}$ в единицу времени за отрезок T_M ($n_{Mk_i k_j} = \frac{N_{Mk_i k_j}}{T_M}$). Первый показатель характеризует степень конфликтности пары опасных узловых точек при рассматриваемом состоянии системы, второй — на отрезке времени, в течение которого это состояние полагается неизменным.

Комплексными показателями степени конфликтности для всей рассматриваемой системы могут быть следующие: число пар опасных узловых точек, количество конфликтных пар опасных узловых точек для периода времени T_L (точек, в которых для этого периода спрогнозирована хотя бы одна конфликтная ситуация), число конфликтных пар опасных узловых точек для периода времени T_M (этот показатель определяется аналогично предыдущему), средние значения показателей n_L и n_M по всем парам опасных узловых точек системы.

Эволюцию системы орбитальных тел в околоземном пространстве за период T_E предложено рассматривать как последовательность фиксированных состояний и анализировать степень опасности каждого из них. Для следующего состояния системы на основе упрощенных соотношений уточняются значения орбитальных параметров, определяющих траектории элементов и привязку по времени на этих траекториях. Далее рассчитываются показатели засоренности околоземного космоса опасными узловыми точками и степень опасности этих узлов конфликтов. Очевидно, длительность интервала времени T_E , для которого приемлем предложенный подход, также существенно ограничена погрешностями расчетов.

Эволюцию системы орбитальных тел в околоземном пространстве за период T_E предложено рассматривать как последовательность фиксированных состояний и анализировать степень опасности каждого из них. Для следующего состояния системы на основе упрощенных соотношений уточняются значения орбитальных параметров, определяющих траектории элементов и привязку по времени на этих траекториях. Далее рассчитываются показатели засоренности околоземного космоса опасными узловыми точками и степень опасности этих узлов конфликтов. Очевидно, длительность интервала времени T_E , для которого приемлем предложенный подход, также существенно ограничена погрешностями расчетов.

Эволюцию системы орбитальных тел в околоземном пространстве за период T_E предложено рассматривать как последовательность фиксированных состояний и анализировать степень опасности каждого из них. Для следующего состояния системы на основе упрощенных соотношений уточняются значения орбитальных параметров, определяющих траектории элементов и привязку по времени на этих траекториях. Далее рассчитываются показатели засоренности околоземного космоса опасными узловыми точками и степень опасности этих узлов конфликтов. Очевидно, длительность интервала времени T_E , для которого приемлем предложенный подход, также существенно ограничена погрешностями расчетов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный метод прогноза механических конфликтов и базирующийся на его основе анализ состояния конфликтности элементов системы орби-

тальных тел в околоземном пространстве может быть полезен в тех случаях, когда не требуется высокая точность, но необходимо значительно сократить время, затрачиваемое на проведение исследования. Длительность отрезка времени, для которого возможен предложенный выше анализ конфликтности элементов системы, относительно невелика. Его результаты следует рассматривать как оценку ситуации на текущий момент и ближайшее будущее.

Для задач прогноза конфликтов между элементами системы орбитальных тел необходимо информационное обеспечение и для реализации быстрых методик — соответствующая организация данных. Ряд вопросов информационного обеспечения быстрых методик прогноза механических конфликтов в околоземном космосе рассмотрен в работах [9, 10].

ЛИТЕРАТУРА

1. *Лабуткина Т.В., Ларин В.А.* «Быстрая» оценка степени опасности, создаваемой для системы спутников каталогизированными объектами космического мусора // *Вісн. Дніпропетр. ун-ту. Механіка.* — 2003. — Вип. 7. — С. 100–107.
2. «Быстрая» оценка степени опасности каталогизированных объектов космического мусора / Л.В. Бокова, В.А. Ларин, Т.В. Лабуткина, А.С. Калашников // *Космічна наука і технологія.* — 2004. — 10, № 1. — С. 65–69.
3. *Labutkina T.V., Larin V.O., Belikov V.V.* «Quick» Evaluation of Degrees of Danger for Satellites by Catalogued Objects of Space Debris // 54th International Astronautical Congress, Bremen, September – October 2003. Article IAC-03-IAA.5.P.10.
4. *Лабуткина Т.В.* Концепция анализа механических систем, состоящих из множества несвязанных элементов с регулярным движением // *Системні технології.* — 2004. — № 3. — С. 180–193.
5. *Лабуткина Т.В., Ларин В.А.* Анализ возможности механических конфликтов между спутниками // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук. праць.* — Дніпропетровськ: Навчальна книга. — 2002. — IV. — С. 39–44.
6. *Лабуткина Т.В. Ларин В.А.* Прогноз механических «конфликтов» между орбитальными космическими аппаратами // *Технич. механіка.* — 2004. — № 1. — С. 40–51.
7. *Designing of «Non-Colliding» Satellite Systems / V.O. Larin, T.V. Labutkina, V.V. Belikov, A.V. Kuznetsov* // 54th International Astronautical Congress, Bremen, September — October 2003. Article IAC-03-U.3.01.
8. *Лабуткина Т.В.* Анализ возможности механических конфликтов между спутниками в случае «малых» углов между орбитальными плоскостями // *Вісн. Дніпропетр. ун-ту. Ракетно-космічна техніка.* — 2003. — Вип. 7. — С. 54 – 61.
9. *Labutkina T.V., Larin V.O., Belikov V.V.* A database concept for «quick» danger assessment of catalogued objects of space debris // 55th International Astronautical Congress, Vancouver, October 2004. Article IAC-04-IAA.5.12.P.05.
10. *Лабуткина Т.В., Ларин В.А.* Концепция информационной системы для задач «быстрого» анализа совокупного движения космических объектов в околоземном пространстве // *Системні дослідження та інформаційні технології.* — 2004. — № 4. — С. 90–97.

Поступила 28.12.2004