

Метод обнаружения маневра космического аппарата на основе текущих траекторных измерений

Глущенко А.А.* , Хохлов В.П.

*Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,
ул. Ждановская, 13, Санкт-Петербург, 197198, Россия*

**e-mail: andrglu@mail.ru*

Статья поступила 25.06.2019

Аннотация

В статье рассмотрен метод обнаружения и определения параметров маневра космического аппарата (КА) проведенного на интервале времени между смежными этапами его контроля измерительными средствами контроля космического пространства (ККП). На основе результатов имитационного моделирования проведено оценивание результативности его применения при обнаружении и определении параметров маневров низкоорбитальных КА находящихся на околокруговых орбитах.

Ключевые слова: контроль космического пространства, маневр, космический аппарат, параметры движения, траекторные измерения.

Введение

В процессе контроля космического пространства решаются две основные задачи: обнаружение космических объектов (КО) и их сопровождение с целью поддержания необходимой точности параметров орбиты КО. Решение задачи

сопровождения КО основано на прогнозировании параметров их движения с использованием детерминированной модели движения [1 – 4]. Уточнение параметров движения КО в процессе их сопровождения обеспечивается путем минимизации функционала отклонений измеренных параметров движения от их прогнозируемых значений на каждом последующем этапе контроля измерительными средствами ККП. Однако, наличие на временном интервале между смежными этапами контроля, либо непосредственно в процессе контроля (проведения траекторных измерений) включения двигательной установки (ДУ) КО (маневра), приводящего к непрогнозируемым изменениям параметров его движения, может послужить причиной срыва сопровождения КО. Для исключения подобных ситуаций необходимо своевременное обнаружение таких непрогнозируемых изменений параметров движения в процессе обработки поступающих траекторных измерений и решение задачи уточнения параметров движения КО.

1. Анализ известных способов обнаружения непрогнозируемых изменений параметров движения космических объектов

Проведенный анализ известных способов решения задачи обнаружения и учета непрогнозируемых изменений параметров движения КО [5 – 13] в процессе обработки траекторных измерений показывает, что существует три основных подхода к ее решению:

1. Регуляризация рекуррентного фильтра обработки траекторных измерений, состоящая в добавлении к матрице ошибок измерений параметров движения КО дополнительного члена, что позволяет обеспечить большее влияние на формирование вектора состояния КО измерений, полученных после окончания или

непосредственно в процессе реализации маневра. Однако такой подход может приводить к достаточно большим динамическим ошибкам сопровождения КО, что в конечном счете может привести к срыву его сопровождения.

2. Применение адаптивных рекуррентных фильтров обработки траекторных измерений, основанных на задании априорной модели маневра, что позволяет в ходе обработки поступающих траекторных измерений дополнительно получать оценки вектора маневра и учитывать их при уточнении вектора состояния КО. Недостатки указанного подхода связаны с необходимостью наличия дополнительной априорной информации о параметрах возможных маневров КО, а также со сложностью представления априорной модели маневров.

3. Применение различных методов обработки траекторных измерений с обнаружением маневра КО, оценкой его параметров и формирования соответствующих поправок к вектору состояния КО, которые компенсируют отсутствие в модели движения КО модели маневров. В основе данного подхода лежит анализ отклонений («невязок») измеренных и прогнозируемых параметров движения КО на различных этапах его контроля. По превышению отклонений заданного порогового значения определяется факт маневра и оцениваются его параметры (время проведения и интенсивность), которые в последующем могут использоваться при уточнении параметров движения КО.

Основным преимуществом подхода на основе обнаружителя маневра КО является отсутствие необходимости в различного рода априорной информации о параметрах возможных маневров и адекватного представления их модели. Вместе с тем, результативность применения данного подхода во многом зависит от

оперативности обнаружения маневра КО, а также точности определения его параметров.

2. Анализ практической реализации метода обнаружения маневра космического аппарата

В качестве примера может быть рассмотрен метод обработки траекторной информации с обнаружением маневра КО представленный в [5]. В данной работе приводится достаточно подробное обоснование и описание алгоритмов сопровождения и обнаружения КО, в том числе, обнаружения непрогнозируемых изменений параметров их движения, реализованных в Центре контроля космического пространства (ЦККП) РФ.

Основные принципы, реализованные в алгоритмах ЦККП, учитывают, прежде всего, необходимость качественного решения основной задачи – ведение каталога КО. Исходя из этого, все принимаемые в процессе функционирования ЦККП решения должны соответствовать заданному критерию достоверности, обеспечивающему устойчивое сопровождение КО, в том числе, в условиях наличия непрогнозируемых изменений параметров их движения вследствие маневров.

Обнаружение факта непрогнозируемых изменений параметров движения КО в ЦККП производится по числу последовательных измерений, полученных по результатам станционного сопровождения КО, не вписавшихся в его орбиту и временному интервалу, на котором расположены эти измерения [5]. Необходимым условием при этом, в общем случае, является получение «полной группы измерений» (три измерения по данному КО, полученные на различных витках), по которым подтверждается маневр КО.

Выбор реализованного в ЦККП метода обработки траекторной информации с обнаружением маневра КО обусловлен, в том числе, имеющими место особенностями, характерными для условий их сопровождения, такими как [5, 14, 15]:

1) сеть измерительных средств ККП, являющихся источником информации для ЦККП, состоит в основном из радиолокационных станций (РЛС) обнаружения, с ограниченными секторами обзора и размещенных в основном на территории РФ;

2) ЦККП ведет сопровождение КО находящихся на различных орбитах, параметры некоторых из них не позволяют проводить их наблюдение измерительными средствами ККП регулярно.

Указанные особенности могут приводить к ситуации, когда перерывы в наблюдении (получении измерений) некоторых КО могут достигать нескольких десятков суток. Во избежание принятия неправильных решений в таких ситуациях, которые в свою очередь могут приводить к нежелательным последствиям (необнаружение новых КО, либо срыв сопровождения каталогизированных КО), обнаружение факта маневра КО проводится только после накопления «полной группы измерений» не вписавшихся в первоначальную орбиту КО.

Вместе с тем, следует отметить, что наряду с указанными особенностями, значительная часть каталогизированных КО стабильно сопровождается ЦККП, т.е. по ним регулярно поступают измерения от средств ККП, которые используются для уточнения параметров их орбит, а точность прогноза параметров их движения позволяет с достаточной достоверностью определять принадлежность измерений к соответствующим орбитам. К таким КО, прежде всего, следует отнести низкоорбитальные КА на околокруговых орбитах.

Для низкоорбитальных КА интервал времени для получения «полной группы измерений» в среднем составляет порядка трех часов. Из опыта эксплуатации ЦККП следует, что для решения задачи поддержания каталога КО такая оперативность обнаружения маневра является вполне приемлемой. Однако, в отдельных случаях (например, аварийные (нештатные) ситуации на борту важных КА, обусловленные, в том числе, высокой интенсивностью техногенного засорения околоземного космического пространства [16 – 18]) это исключает возможность выдачи потребителю с необходимой точностью информации о параметрах движения КА на указанном интервале времени.

Данное обстоятельство обуславливает необходимость разработки и практической реализации методов обнаружения маневра КА, которые для данных типов КА позволили бы повысить оперативность решения указанной задачи в условиях имеющихся информационных ограничений.

При разработке таких методов необходимо предусмотреть выполнение следующих основных условий:

- 1) признак, по которому проводится анализ наличия маневра КА, должен обеспечивать возможность его оперативного и достоверного обнаружения при различных параметрах маневра;

- 2) точность определения параметров маневра КА должна обеспечивать возможность проведения прогноза параметров движения с необходимой точностью, обеспечивающей обнаружение и сопровождение КА на очередных этапах его контроля средствами ККП.

3. Постановка задачи разработки метода обнаружения маневра космического аппарата

Рассматривается ситуация, когда для низкоорбитального КА, находящегося на околокруговой орбите, обеспечиваются условия наблюдения измерительными средствами ККП в среднем один раз за виток. При этом считается, что по измерениям, полученным на предыдущем этапе его контроля, проведено уточнение его параметров движения.

На интервале времени между предыдущим и текущим этапами контроля (включая непосредственно интервал времени стационарного сопровождения измерительным средством ККП на текущем этапе контроля) КА совершает компланарный маневр для изменения внутрисекторных параметров орбиты. С учетом располагаемых тяговых характеристиках ДУ современных низкоорбитальных КА, считается, что маневр может реализоваться за счет одного включения ДУ, обеспечивающего приращение скорости движения КА на 1 – 5 м/с.

На текущем этапе контроля измерительным средством ККП КА обнаруживается и сопровождается как одиночный объект, а в процессе его стационарного сопровождения формируется несколько (в общем случае $n \geq 3$) векторов параметров движения КА с точностью, позволяющей провести уточнение его орбиты.

Требуется по результатам траекторных измерений, полученных на текущем этапе контроля параметров движения КА обнаружить маневр и оценить его параметры с целью повышения точности прогноза параметров движения КА.

4. Выбор признаков для обнаружения маневра космического аппарата

Как отмечалось, в основе подхода обработки траекторной информации с обнаружением маневра КА лежит анализ отклонений («невязок») измеренных и прогнозируемых параметров движения КО в некоторой заданной системе координат. Так в работе [5] при решении задачи обнаружения маневра КА анализ отклонения параметров его движения проводится в орбитальной системе координат (ОСК).

С целью анализа информативности использования в качестве признака для обнаружения маневра КА текущих отклонений параметров его движения в ОСК проведено имитационное моделирование процесса сопровождения измерительным средством ККП КА, совершающего маневры различные по направлению с величиной приращения характеристической скорости до 5 м/с. В качестве примера на рисунке 1 приведены зависимости изменения отклонений параметров движения КА в ОСК (Δ_R – по радиусу орбиты, Δ_N – вдоль орбиты, Δ_B – по нормали к плоскости орбиты) при проведении трансверсального маневра с приращением скорости 5 м/с в ходе его проводки измерительным средством ККП на интервале времени порядка 7 минут. Проведение маневра осуществляется на границе зоны начала сопровождения КА измерительным средством ККП.

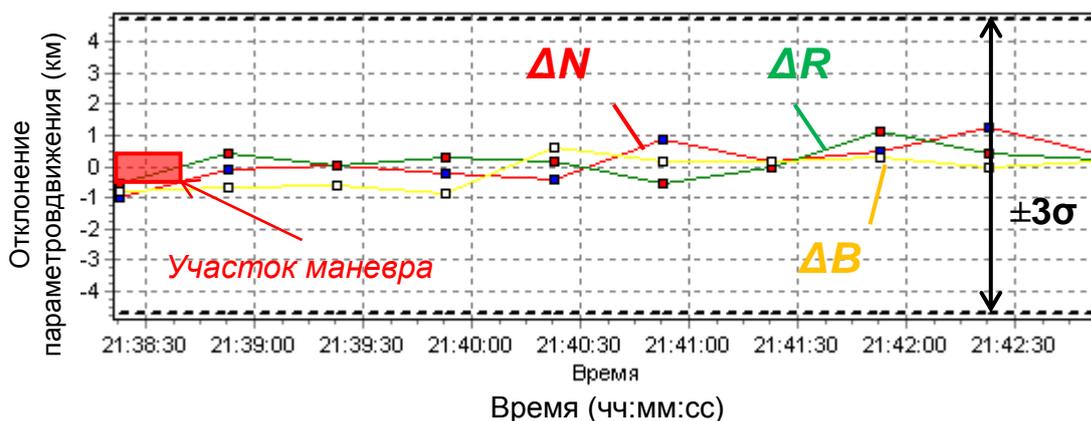


Рисунок 1 – Отклонения параметров движения КА в ОСК при проведении трансверсального маневра

Полученные данные показывают существенную зависимость возрастания значений рассматриваемых отклонений от времени после маневра. В результате на протяжении всей проводки измерительным средством ККП отклонения параметров движения КА не превышают предельных ошибок их прогноза, что, в конечном счете, исключает возможность оперативного и достоверного обнаружения маневра по текущей проводке. Обнаружение маневра КА в этом случае возможно только по результатам очередного его сопровождения измерительным средством ККП при условии превышения отклонений параметров движения КА предельных ошибок их прогноза.

По результатам имитационного моделирования при тех же исходных данных также были получены зависимости изменения орбитальных параметров КА. На рисунке 2 в качестве примера представлены зависимости «невязок» большой полуоси и эксцентриситета орбиты КА.

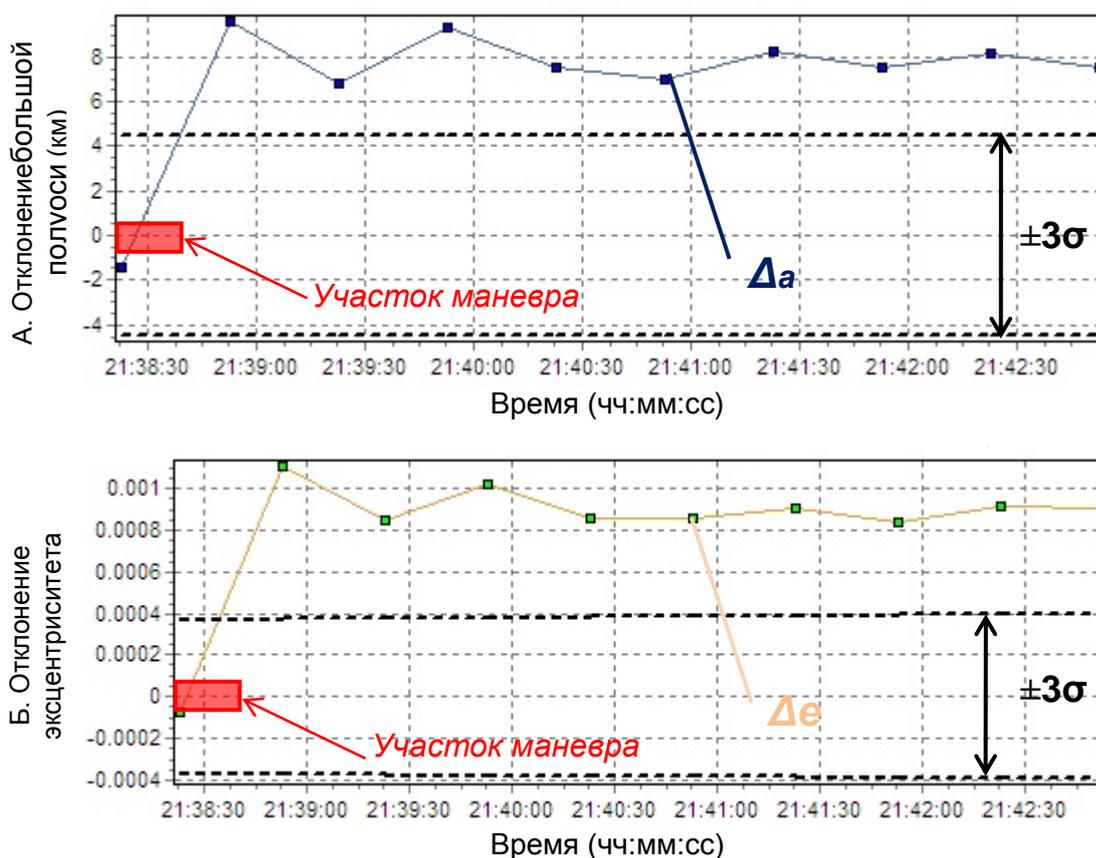


Рисунок 2 – Отклонения большой полуоси (А) и эксцентриситета (Б) орбиты КА при проведении трансверсального маневра

Приведенные на рисунке 2 зависимости показывают, что в данном случае превышение значений «невязок» большой полуоси и эксцентриситета предельных ошибок прогноза фиксируется уже по очередному измерению, следующему непосредственно после участка маневра КА. При проведении боковых маневров аналогичный характер имеют зависимости отклонений долготы восходящего узла и наклона орбиты КА.

Сравнительный анализ рассмотренных признаков позволяет сделать вывод, что скачкообразный характер изменения орбитальных параметров КА в результате проведения маневра может позволить более оперативно и достоверно решать задачу

обнаружения маневра КА. Это определяет целесообразность использования изменений орбитальных параметров в качестве признака для обнаружения маневра КА по результатам текущих траекторных измерений.

5. Описание метода обнаружения маневра космического аппарата на основе текущих траекторных измерений

В рамках принятых при постановке задачи допущений движение КА до и после проведения маневров осуществляется по околокруговым орбитам. Тогда движение КА после проведения маневров может быть представлено как движение в окрестности некоторой опорной околокруговой орбиты, описываемое линеаризованной моделью, которая в общем случае имеет в вид [19, 20]:

$$\begin{aligned}\Delta r(u) &= \Delta a + \Delta e_x \cos u + \Delta e_y \sin u \\ \Delta u(u) &= -\frac{3}{2} \Delta a \cdot u + 2(\Delta e_x \sin u - \Delta e_y \cos u) + \Delta u_0 \\ \Delta z(u) &= \Delta z \sin u\end{aligned}\tag{1}$$

где $\Delta r(u)$, $\Delta u(u)$, $\Delta z(u)$ – текущие отклонения по радиусу, вдоль и в боковом направлении при движении КА в окрестности опорной орбиты;

u – аргумент широты КА при движении по опорной орбите;

$\Delta a, \Delta e_x, \Delta e_y, \Delta z$ – отклонения параметров орбит до и после проведения маневров (отклонение большой полуоси, проекции вектора относительного эксцентриситета, отклонение плоскостей орбит);

Δu_0 – начальное отклонение положения КА вдоль орбиты.

Условия, обеспечивающие переход КА с опорной орбиты после проведения маневров в некоторую точку конечной орбиты, в общем случае могут быть представлены в следующем виде [19, 20]:

$$\sum_{i=1}^N 2\Delta V_{\tau_i} = \Delta a, \quad (2)$$

$$\sum_{i=1}^N (\Delta V_{\tau_i} \sin \varphi_i + 2\Delta V_{\tau_i} \cos \varphi_i) = \Delta e_x, \quad (3)$$

$$\sum_{i=1}^N (-\Delta V_{\tau_i} \cos \varphi_i + 2\Delta V_{\tau_i} \sin \varphi_i) = \Delta e_y, \quad (4)$$

$$\sum_{i=1}^N (2\Delta V_{\tau_i} (1 - \cos \varphi_i) + 2\Delta V_{\tau_i} (-3\varphi_i + 4\sin \varphi_i)) = \Delta u, \quad (5)$$

$$\sum_{i=1}^N -\Delta V_{z_i} \sin \varphi_i = \Delta z, \quad (6)$$

$$\sum_{i=1}^N \Delta V_{z_i} \cos \varphi_i = \Delta V_z, \quad (7)$$

где $\Delta V_{\tau_i}, \Delta V_{\tau_i}, \Delta V_{z_i}$ – относительные величины радиальной, трансверсальной и боковой составляющих i -го импульса маневра;

φ_i – угловое расстояние между аргументами широт заданной точки на конечной орбите и точки приложения i -го импульса маневра;

N – количество импульсов для выхода в точку конечной орбиты.

При заданных параметрах движения КА, полученных на предыдущем этапе контроля, измеренных на текущем этапе и наложенных ограничений, соотношения (1-7) могут быть использованы в качестве основы для анализа отклонений параметров этих орбит, обнаружения маневра КА между этапами контроля при его наличии и получения оценки его параметров.

В качестве исходных данных для решения задачи используются:

1) уточненные на момент времени t_{j-1} параметры движения КА

$\bar{X}^0 = (X^0, Y^0, Z^0, V_x^0, V_y^0, V_z^0)^T$ в геоцентрической инерциальной системе координат и

ковариационная матрица ошибок K_{x^0} , полученные на предыдущем этапе его контроля;

2) выборка из n измерений $\bar{h}_j = (r_j, \dot{r}_j, \gamma_j, \dot{\gamma}_j, \varepsilon_j, \dot{\varepsilon}_j)_j^T$ в системе координат измерительного средства, полученная на интервале времени $[t_1 \dots t_n]$ стационарного сопровождения КА, а также СКО ошибок их определения.

С помощью известных соотношений [1, 2] осуществляется пересчет векторов измерений \bar{h}_j ($j=1..n$) из измерительной системы координат в вектора параметров движения в геоцентрическую неподвижную систему координат. Затем по полученным параметрам движения в геоцентрической системе координат рассчитываются параметры орбит в соответствующие моменты времени t_j :

$$(r_j, \dot{r}_j, \gamma_j, \dot{\gamma}_j, \varepsilon_j, \dot{\varepsilon}_j)^T \rightarrow (a_j, e_j, \Omega_j, i_j, \omega_j, u_j)^T, \quad j = 1..n. \quad (8)$$

В аналогичной последовательности осуществляется пересчет СКО ошибок измерений заданных в измерительной системе координат в СКО ошибок параметров орбит

$$(\sigma_{r_j}, \sigma_{\dot{r}_j}, \sigma_{\gamma_j}, \sigma_{\dot{\gamma}_j}, \sigma_{\varepsilon_j}, \sigma_{\dot{\varepsilon}_j})^T \rightarrow (\sigma_{a_j}, \sigma_{e_j}, \sigma_{\Omega_j}, \sigma_{i_j}, \sigma_{\omega_j}, \sigma_{u_j})^T, \quad j = 1..n. \quad (9)$$

С использованием численной модели прогноза и заданных параметров движения \bar{X}^0 на каждый момент времени проведения измерений t_j производится расчет прогнозируемых векторов параметров движения \bar{X}_j^0 и их пересчет в параметры орбиты

$$(X_j^0, Y_j^0, Z_j^0, V_{x_j}^0, V_{y_j}^0, V_{z_j}^0)^T \rightarrow (a_j^0, e_j^0, \Omega_j^0, i_j^0, \omega_j^0, u_j^0)^T, \quad j = 1..n. \quad (10)$$

Для всех векторов параметров движения \bar{X}_j^0 производится расчет матриц частных производных текущих параметров движения КА по начальным значениям и осуществляется расчет ковариационных матриц ошибок $K_{x_j^0}$. Полученные матрицы $K_{x_j^0}$ преобразуются в матрицы ошибок параметров орбит

$$K_{x^0} \rightarrow K_{x_j^0} \rightarrow K_{p_j^0}, \quad j = 1..n. \quad (11)$$

Рассчитываются отклонения измеренных параметров орбит от их расчетных значений

$$\begin{aligned} \Delta a_j &= \frac{a_j - a_j^0}{r_j^0}, & \Delta u_j &= u_j - u_j^0, \\ \Delta e_{x_j} &= e_j \cos \omega_j - e_j^0 \cos \omega_j^0, & \Delta e_{y_j} &= e_j \sin \omega_j - e_j^0 \sin \omega_j^0 \end{aligned} \quad (12)$$

где r_j^0 – средний радиус опорной околокруговой орбиты.

По выборке измерений проводится проверка признаков наличия маневра КА между предыдущим и текущим этапами его контроля измерительными средствами ККП. Для проверки используются рассчитанные отклонения большой полуоси и эксцентриситета орбиты (12), а также ошибок измерений (9) и прогноза (11). В качестве признака наличия маневра КА выступает превышение анализируемых отклонений параметров орбиты заданных пороговых значений, определяемых предельными значениями суммарных ошибок измерений и прогноза

$$|\Delta a_j| > 3\sqrt{\sigma_{a_j}^2 + \sigma_{a_j^0}^2}, \quad |\Delta e_j| > 3\sqrt{\sigma_{e_j}^2 + \sigma_{e_j^0}^2}, \quad j = 1..n. \quad (13)$$

При отсутствии превышения заданных пороговых значений для всех $j = 1..n$ принимается решение об отсутствии между интервалами контроля маневра КА, и

полученные измерения в дальнейшем используются для решения задачи уточнения параметров его орбиты.

При превышении пороговых значений для всех $j = 1..n$ принимается решение о наличии факта маневра на интервале времени между этапом предыдущего контроля и началом текущего. При последовательном появлении не менее q (например, $q \geq 3$) превышений пороговых значений отклонений анализируемых параметров начиная с некоторого j^m -го измерения ($1 < j^m \leq n$), принимается решение о факте наличия маневра на интервале стационарного сопровождения КА.

После принятия решения о факте наличия маневра все измерения начиная с j^m -го, по которым было превышение пороговых значений, присваиваются к новой орбите КА. Все измерения, присвоенные новой орбите, используются для расчета оценок времени проведения маневра и величины приращения скорости. Определение параметров маневра осуществляется с учетом соотношений (1-5)

$$t_m = \frac{1}{n - j^m} \sum_{j^m}^n \left(t_j - \left(u_j - \arctan \frac{\Delta e_{y_j}}{\Delta e_{x_j}} \right) / \omega_j \right) \quad (14)$$

$$\Delta V_\tau = \frac{1}{n - j^m} \sum_{j^m}^n \frac{\Delta e_j^2 - \Delta a_j^2}{4(\Delta e_{x_j} \cos \varphi_j + \Delta e_{y_j} \sin \varphi_j - \Delta a_j)} \cdot V_{KPj} \quad (15)$$

где t_m – оценка времени проведения маневра, отнесенная к середине интервала времени работы ДУ КА;

ΔV_τ – оценка величины трансверсального приращения скорости при маневре;

ω_j – угловая скорость движения КА по опорной орбите;

V_{KPj} – круговая скорость движения КА по опорной орбите.

Полученные оценки параметров маневра (14-15) могут быть в дальнейшем использованы совместно с присвоенными к новой орбите КА измерениями, а также измерениями, получаемыми на последующих этапах контроля для решения задачи уточнения параметров движения КА.

6. Оценивание результативности применения метода обнаружения маневра космического аппарата

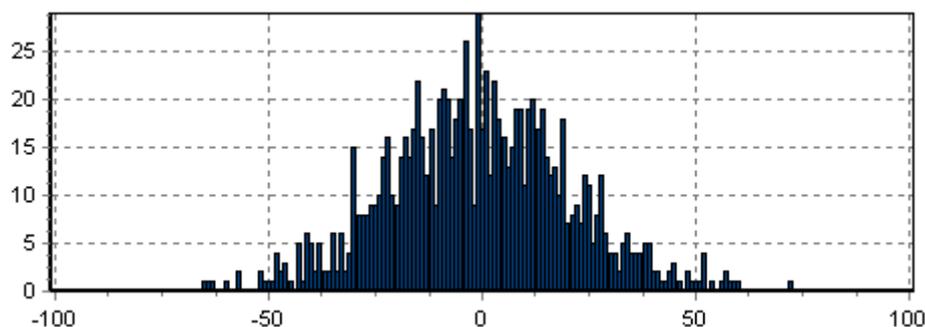
Оценивание результативности применения рассмотренного метода проведено по результатам имитационного моделирования процесса сопровождения измерительным средством ККП КА, совершающего маневры с величиной приращения характеристической скорости более 1 м/с.

При моделировании в качестве СКО ошибок параметров движения КА (опорной орбиты) на момент предыдущего этапа контроля его средствами ККП принимались по положению – 100 м, по скорости – 0.1 м/с. СКО ошибок измерений параметров движения КА средством ККП принимались по положению – 500 м, по скорости – 0.5 м/с. Интервал времени между этапами контроля принимался порядка 1.5 часов.

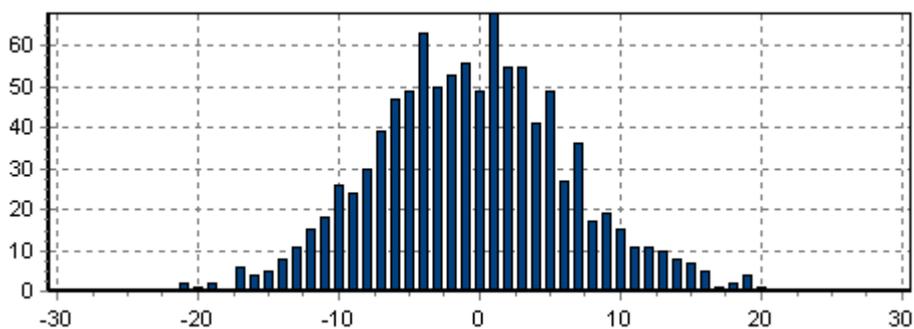
Полученные результаты показывают, что при различных временах реализации маневра КА в пределах интервала времени между смежными этапами его контроля, а также величине приращения характеристической скорости более 1 м/с, обеспечивается стабильное превышение порогового значения признака обнаружения маневра КА.

Для оценивания точностных характеристик параметров маневра КА (времени проведения маневра КА и величины импульса приращения скорости) проведены

статистические испытания, в которых определялись отклонения полученных оценок параметров маневра от их расчетных значений. В качестве примера на рисунке 3 приведены результаты статистических испытаний применительно к ситуации проведения КА трансверсального маневра с величиной приращения скорости 5 м/с на границе зоны начала его сопровождения измерительным средством ККП.



А. Отклонение оценки времени реализации маневра(сек)



Б. Отклонение оценки величины приращения скорости маневра (см/с)

Рисунок 3 – Распределения отклонений оценок параметров маневра КА

При принятом составе исходных данных по результатам моделирования СКО ошибки определения времени проведения маневра оценивается величиной порядка 20 сек, а СКО ошибки величины приращения скорости – порядка 0.07 м/с.

Полученные результаты показывает, что при допустимых значениях ошибок начальных параметров движения КА и ошибок измерений параметров движения средствами ККП, использование рассмотренного метода может повысить

оперативность обнаружения маневра и оценивания его параметров. Это, в свою очередь, позволит обеспечить поддержание требуемой точности прогноза параметров движения низкоорбитальных КА в условиях наличия непрогнозируемых изменений параметров их движения.

Заключение

Основным преимуществом рассмотренного метода, в отличие от известных, является возможность повышения оперативности обнаружения маневра КА, по которым регулярно проводятся уточнения по результатам контроля измерительными средствами ККП. Результаты имитационного моделирования показывают, что он позволяет проводить обнаружение маневра вне зависимости от времени его проведения в пределах интервала между смежными этапами контроля КА с величинами приращения скорости более 1 м/с.

Получаемые на основе метода оценки параметров маневра могут быть в дальнейшем использованы совместно с присвоенными к новой орбите КА измерениями, а также измерениями, получаемыми на последующих этапах контроля для решения задачи уточнения параметров движения КА.

Библиографический список

1. Нариманов Г.С., Тихонравов М.К. Основы теории полёта космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.
2. Саврасов Ю.С. Методы определения орбит космических объектов. - М.: Машиностроение, 1981. – 174 с.

3. Хуторовский З.Н. Ведение каталога космических объектов // Космические исследования. 1993. Т. 31. № 4. С. 101 – 114.
4. Алешин В.И., Гридчина Т.А., Кондрашин М.А., Лаврентьев В.Г., Лобачев В.И., Олейников И.И., Павлов В.П. Построение и ведение каталога орбитальных данных космических объектов по информации, поступающей из различных источников // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 3. С. 112 – 122.
5. Хуторовский З.Н., Бойков В.Ф., Пылаев Л.Н. Контроль космических объектов на низких высотах. Околосемная астрономия (космический мусор). - М.: Институт астрономии РАН, 1998. С. 34 - 101.
6. Khutorovsky Z.N., Boikov V.F., Pylaev L.N. Catalog Maintenance of Low-Earth-Orbit Satellites: Principles of the Algorithm // Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1999, vol. 22, no. 6, pp. 745 - 758.
7. Kamensky S., Tuchin A., Stepanyants V., Alfriend K.T. Algorithm of Automatic Detection and Analysis of non-Evolutionary Changes in Orbital Motion of Geocentric Objects // AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Paper AAS 09-103, available at: http://www.kiam1.rssi.ru/pubs/AAS_09-103.pdf
8. Хуторовский З.Н. Методы обработки измерений при каталогизации КО в ЦККП. 2009, URL: <http://fvn.astronomer.ru/report/0000056/katkm.pdf>
9. Гришин И.Ю. Метод адаптивной рекуррентной фильтрации измерений параметров космических объектов // Искусственный интеллект. 2008. № 4. С. 62 – 73.
10. Фисенко В.Т., Вилесов Л.Д., Можейко В.И., Фисенко Т.Ю. Обнаружение маневра объекта и прогнозирование его траектории в телевизионной следящей системе // Известия Вузов. Приборостроение. 2009. Т. 52, № 8. С. 12 – 19.

11. Гончаренко В.И., Кобзарь А.А., Кучерявенко Д.С. Идентификация параметров движения летательных аппаратов на активном участке траектории с использованием дискретного вейвлет-преобразования // Труды МАИ. 2011. № 46. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25995>
12. Боровин Г.К., Захваткин М.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С. Идентификация маневров, выполняемых двигателями малой тяги космического аппарата // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Естественные науки. 2012. № 3. С. 27 – 36.
13. Баранов А.А., Каратунов М.О. Оценка маневров, выполненных активным космическим объектом // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2015. № 5. С. 25 - 37.
14. Горючкин В.А., Ким А.К., Лагуткин В.Н., Лукьянов А.П., Старостенко А.М. Проверка адекватности комплексной модели системы, контролирующей орбиты космических объектов // Электромагнитные волны и электронные системы. 2013. Т. 18. № 5. С. 64 - 67.
15. Аксенов О.Ю., Вениаминов С.С., Якубовский СВ. Возможности сплошного радиолокационного поля СПРН по наблюдению космических объектов // Экологический вестник научных центров. 2017. № 4 (2). С. 12 – 19.
16. Хуторовский З.Н. Метод оценки риска столкновения при поддержании каталога КО в ЦККП, 2009. URL: <http://fvn.astronomer.ru/report/0000056/probcoll.pdf>
17. Райкунов Г.Г. Космический мусор. Методы наблюдения и модели космического мусора. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. Книга 1. - 248 с.

18. Соколов Н.Л. Метод определения орбитальных параметров космического мусора бортовыми средствами космического аппарата // Труды МАИ. 2014. № 77. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=52950>

19. Кузмак Г.Е., Брауде А.З. Приближенное построение оптимальных перелетов в малой окрестности круговой орбиты // Космические исследования. 1969. Т. 7. № 3. С. 323 – 338.

20. Ильин В.А., Кузмак Г.Е. Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги. – М.: Наука, 1976. – 744 с.