

МЕТОД ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА ПО БОРТОВЫМ АСТРОНОМИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА БАТТЕРВОРТА

© 2020

- В. М. Ананенко** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры автономных систем управления;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
avm-brok@mail.ru
- А. Д. Голяков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автономных систем управления;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
algol1949@mail.ru
- П. В. Калабин** адъюнкт;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
kalabinpavel179@gmail.com

Представлен метод предварительного решения задачи навигации космического робота по результатам измерений, проводимых с помощью его бортовых оптико-электронных средств. В качестве исходных данных навигационной задачи выступают направляющие косинусы вектора ориентации космического робота в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат с привязкой ко времени в течение одного витка. Получены аналитические выражения для определения неизвестных параметров движения центра масс космического робота в виде кеплеровских элементов орбиты. Показано, что для определения прямого восхождения восходящего узла, наклона и большой полуоси орбиты космического робота используется информация об ориентации его радиуса-вектора в различные моменты времени, а для определения аргумента перигея, момента прохождения перигея и эксцентриситета орбиты используется угловая орбитальная скорость космического робота, которая определяется по результатам оценивания скорости изменения ориентации его радиуса-вектора во времени. Представленные результаты могут быть использованы при разработке программного обеспечения систем навигации, позволяющих автономно определять параметры орбиты космического робота с помощью бортовых оптико-электронных датчиков при отсутствии априорной информации о параметрах опорной орбиты или сигналов от спутниковых радионавигационных систем.

Космический робот; методы автономной навигации; бортовые оптико-электронные средства; кеплеровские элементы орбиты; автономная система навигации; орбитальная угловая скорость; параметры движения.

Цитирование: Ананенко В.М., Голяков А.Д., Калабин П.В. Метод предварительного решения задачи навигации космического робота по бортовым астрономическим измерениям с использованием фильтра Баттерворта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-7-18

Введение

В настоящее время повышенный научный и практический интерес проявляется к разработке, созданию и последующей эксплуатации космических роботов (КР) различного назначения [1]. В течение срока своего существования в зависимости от заданных целевых функций КР способны активно маневрировать, переходить с одной орбиты на другую или осуществлять сближение с кооперируемыми или некооперируемыми космическими объектами. Для выполнения орбитальных манёвров и решения других функциональных задач в бортовой системе управления КР должна иметься информация о параметрах его истинной орбиты в текущий момент времени. Такая информация

формируется в результате решения бортовыми вычислительными средствами КР навигационной задачи. В условиях воздействия на КР возмущающих факторов одной из актуальных проблем является повышение автономности функционирования КР, в том числе повышение автономности функционирования системы навигации.

Навигационная задача на борту КР может быть решена с помощью навигационной аппаратуры потребителей спутниковой навигационной системы, например ГЛОНАСС [2-5]. Обеспечивая высокую точность навигации, спутниковая навигационная система имеет, вместе с тем, ограниченную помехоустойчивость, что снижает степень автономности функционирования КР. Устранение указанного недостатка может быть в значительной степени достигнуто путём разработки, создания и установки на КР дополнительных автономных бортовых систем навигации, которые выполняют свои функции без информационной поддержки наземным комплексом управления.

Анализ методов автономной космической навигации, приведённых, например, в работах [6-8], показывает, что для целого ряда типов КР предпочтительными бортовыми системами навигации являются такие системы, которые базируются на астрономических методах, основанных на сравнении измеренных первичных навигационных параметров с опорными (априорными) параметрами и последующей статистической обработкой невязок измерений динамическими фильтрами.

Однако при лётной эксплуатации КР могут возникнуть дестабилизирующие факторы, обусловленные полной или частичной потерей априорной информации о параметрах опорной орбиты КР. В этом случае процесс навигации КР целесообразно проводить в два этапа [4; 8]. На первом этапе выполняется предварительное (начальное) определение параметров орбиты КР, при котором вводятся определённые допущения и используются сравнительно простые алгоритмы, позволяющие оперативно получить информацию, необходимую для уточнения элементов орбиты КР или координат и составляющих вектора его скорости на втором этапе.

Методы предварительного решения задачи космической навигации основаны на использовании позиционных измерений первичных навигационных параметров [9], например, результатов бортовых измерений высоты полёта и зенитных расстояний двух навигационных звёзд [7], координат естественных навигационных ориентиров на фоне звёздного неба [6] и т.п. При этом на этапе предварительного (начального) определения параметров орбиты КР, как правило, полагается, что в результатах навигационных измерений отсутствуют случайные погрешности.

Целью работы является разработка метода предварительного решения задачи навигации бортовыми оптико-электронными средствами КР, содержащими случайные погрешности.

Постановка задачи и принятые допущения

При разработке метода предварительного решения задачи навигации будем полагать, что задача ориентации КР, содержащего бортовые оптико-электронные средства, решена, например способом, изложенным в работе [6]. Угловое положение радиусавектора КР относительно абсолютной геоцентрической экваториальной системы координат (АГЭСК) известно в любой момент времени t с некоторой случайной погрешностью и определено вектором направляющих косинусов

$$C(t) = [c_x(t) \quad c_y(t) \quad c_z(t)]^T, \quad (1)$$

где $c_x(t)$, $c_y(t)$, $c_z(t)$ – проекции вектора $C(t)$ на оси АГЭСК (XYZ).

Отличительная особенность рассматриваемой навигационной задачи заключается, с одной стороны, в отсутствии априорных сведений о параметрах орбиты КР, а с другой стороны – в необходимости её решения с требуемой точностью.

В связи с этим введём следующие допущения:

- движение КР происходит в центральном гравитационном поле Земли по эллиптической орбите;
- влияние атмосферы, притяжение Луны и давление солнечного ветра на движение центра масс КР не учитывается;
- результаты измерений вектора (1) содержат случайные погрешности, которые распределены по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием;
- погрешность бортовых часов КР пренебрежимо мала.

Задача состоит в необходимости определить параметры движения КР в виде кеплеровских элементов орбиты. Введённые ограничения на действующие на КР в процессе его полёта внешние силы позволяют разделить процесс предварительного решения задачи навигации КР на два этапа. На первом этапе определяются параметры, характеризующие положение плоскости орбиты КР в пространстве, а на втором этапе – параметры, характеризующие движение КР в плоскости его орбиты.

В качестве источников первичной информации могут выступать оптико-электронные приборы типа БОКЗ (разработчик институт космических исследований РАН) и построитель местной вертикали (ПМВ) серии ПМВ 8201-В (разработчик ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»). Предельная погрешность данных приборов составляет: для БОКЗ – порядка 8 угл. с, для ПМВ 8201-В – порядка 2,5 угл. мин [10; 11]. Как видно, основной вклад в погрешность определения ориентации КР вносит ПМВ, поэтому погрешностью БОКЗ можно пренебречь. В качестве исходных данных для исследований примем предельную погрешность определения ориентации радиуса-вектора КР $C(t)$, равную 3 угл. мин, параметры орбиты КР: прямое восхождение восходящего узла 0° , наклонение орбиты 60° , аргумент перигея 0° , большая полуось 6650 км, эксцентриситет 0,3, момент прохождения перигея 2500 с. При таких исходных данных, если не применять предлагаемый метод, погрешность определения параметров движения центра масс КР составит 5,8 км.

Определение ориентации плоскости орбиты КР в пространстве

Ориентация плоскости орбиты КР в пространстве может быть задана с помощью различных параметров. В теории полёта космических объектов [12] и в теории космической навигации [9] при решении этой задачи наибольшее распространение получили два элемента орбиты: угол наклона орбиты (i) и прямое восхождение восходящего узла орбиты (Ω).

Для определения этих элементов орбиты КР воспользуемся известными данными об ориентации радиуса-вектора КР в АГЭСК, т.е. вектором (1).

Представим вектор $\bar{\Lambda}_o$ средней угловой орбитальной скорости КР в виде

$$\bar{\Lambda}_o = \Lambda_o \bar{\lambda} = \Lambda_o [\lambda_x \quad \lambda_y \quad \lambda_z]^T, \quad (2)$$

где Λ_o – модуль вектора $\bar{\Lambda}_o$; $\bar{\lambda}$ – орт вектора $\bar{\Lambda}_o$; $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$ – проекции единичного вектора $\bar{\lambda}$ на оси АГЭСК.

Составляющие орта вектора (2) найдём путём решения системы уравнений:

$$\left. \begin{aligned} c_x(t_1)\lambda_x + c_y(t_1)\lambda_y + c_z(t_1)\lambda_z &= 0, \\ c_x(t_2)\lambda_x + c_y(t_2)\lambda_y + c_z(t_2)\lambda_z &= 0, \\ \lambda_x^2 + \lambda_y^2 + \lambda_z^2 &= 1, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где $c_x(t_j)$, $c_y(t_j)$, $c_z(t_j)$ – проекции вектора (1) в j -е моменты времени ($j=1, 2$).

По известным значениям проекций орта вектора угловой орбитальной скорости КР, которые получены в результате решения системы уравнений (3), оценки искомых углов i и Ω рассчитываем по формулам [9]:

$$\begin{aligned} \hat{i} &= \arccos(\lambda_z), \\ \hat{\Omega} &= -\arctg\left(\frac{\lambda_x}{\lambda_y}\right). \end{aligned} \quad (4)$$

Результаты расчётов значений оценок углов i и Ω в соответствии с (4) при средне-квадратических погрешностях определения углового положения 3 угл. мин приведены на рис. 1, 2 соответственно.

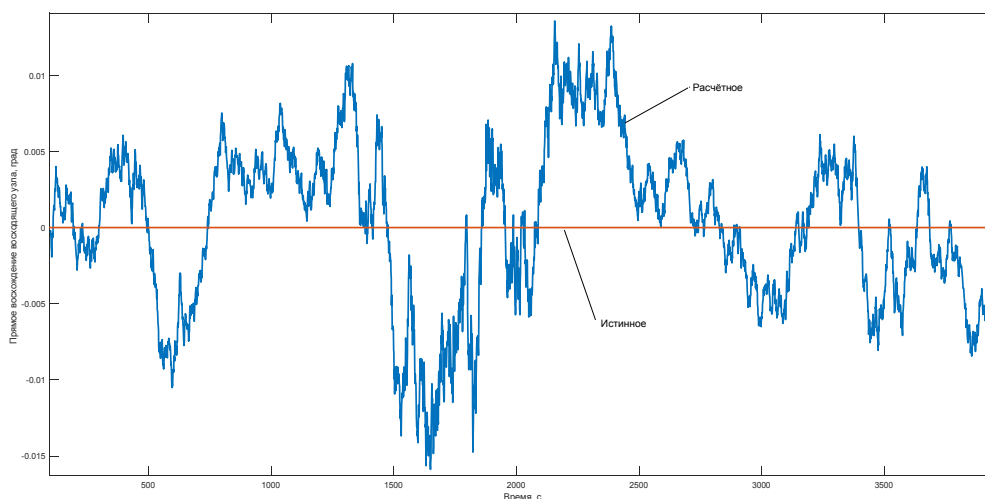


Рис. 1. Оценка прямого восхождения восходящего узла орбиты и его истинное значение

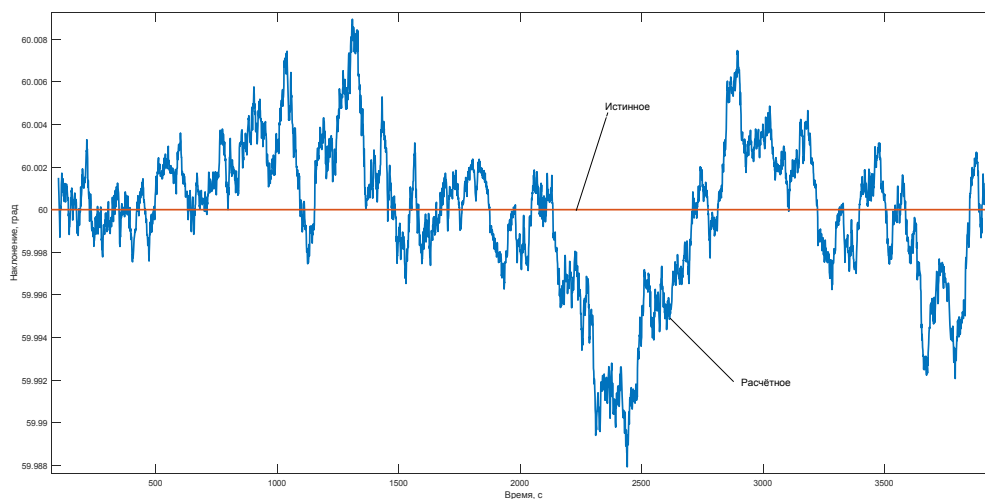


Рис. 2. Оценка угла наклонения орбиты и его истинное значение

Анализ полученных результатов показывает, что случайные погрешности измерений углового положения КР не оказывают существенного влияния на точность оценок углов i и Ω (погрешность определения местоположения центра масс составит около 0,03 км). Поэтому нет необходимости выполнять статистическую обработку результатов измерений при определении ориентации плоскости орбиты КР в пространстве.

Определение параметров движения КР в плоскости орбиты

Невозмущённое движение центра масс КР в плоскости орбиты характеризуется следующими элементами: большая полуось (a), аргумент перигея (ω), эксцентриситет (e) и время прохождения через перигей (τ_{II}).

Для определения большой полуоси (a) орбиты КР воспользуемся известным соотношением, которое приведено в монографии [12] и однозначно связывает большую полуось орбиты КР с периодом его обращения вокруг Земли T_o :

$$a = \left(\frac{T_o \sqrt{\mu}}{2\pi} \right)^{\frac{2}{3}}, \quad (5)$$

где μ – гравитационный параметр Земли ($\mu = 3,98602 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$).

Период обращения КР вокруг Земли (T_o) можно определить с помощью его бортовых часов и оптико-электронных средств способами, изложенными, например, в [7; 9]. Поскольку среднеквадратическая погрешность бортовых часов, установленных на современных космических аппаратах, составляет единицы мкс и менее, погрешностью определения большой полуоси орбиты КР можно пренебречь и полагать, что оценка большой полуоси орбиты КР, рассчитанная по формуле (5), соответствует истинному значению.

Для определения оценок трёх элементов орбиты КР: аргумента перигея (ω), эксцентриситета (e) и времени прохождения через перигей (τ_{II}) рассмотрим зависимость изменения модуля (Λ_o) вектора орбитальной угловой скорости КР от времени его полёта. Для определения орбитальной угловой скорости КР в любой j -й точке его орбиты, которая соответствует моменту времени t_j , воспользуемся формулой:

$$\Lambda_o(t_j) = \frac{\varphi(\Delta t_j)}{\Delta t_j}. \quad (6)$$

Здесь $\varphi(\Delta t_j)$ – угол поворота радиуса-вектора КР в течение интервала времени Δt_j :

$\varphi(\Delta t_j) = \arccos(c_x(t_{j-1})c_x(t_{j+1}) + c_y(t_{j-1})c_y(t_{j+1}) + c_z(t_{j-1})c_z(t_{j+1}))$; Δt_j – продолжительность определения орбитальной угловой скорости КР в j -й точке его орбиты: $\Delta t_j = \Delta t_{j+1} - \Delta t_{j-1}$; $c_x(t_{j-1})$, $c_y(t_{j-1})$, $c_z(t_{j-1})$ и $c_x(t_{j+1})$, $c_y(t_{j+1})$, $c_z(t_{j+1})$ – направляющие косинусы (1) радиуса-вектора КР в моменты времени t_{j-1} и t_{j+1} соответственно, т.е. в предыдущей и последующей точках мерного интервала относительно момента времени t_j .

Измеряемые бортовыми оптико-электронными средствами направляющие косинусы радиуса-вектора КР содержат случайные погрешности. Предположим, что сред-

неквадратическая погрешность результатов измерений компонентов вектора (1) равна $5 \cdot 10^{-4}$.

Фрагмент процесса определения вектора (1) приведён на рис. 3, где показаны зависимости от времени истинной и расчётной орбитальной угловой скорости КР.

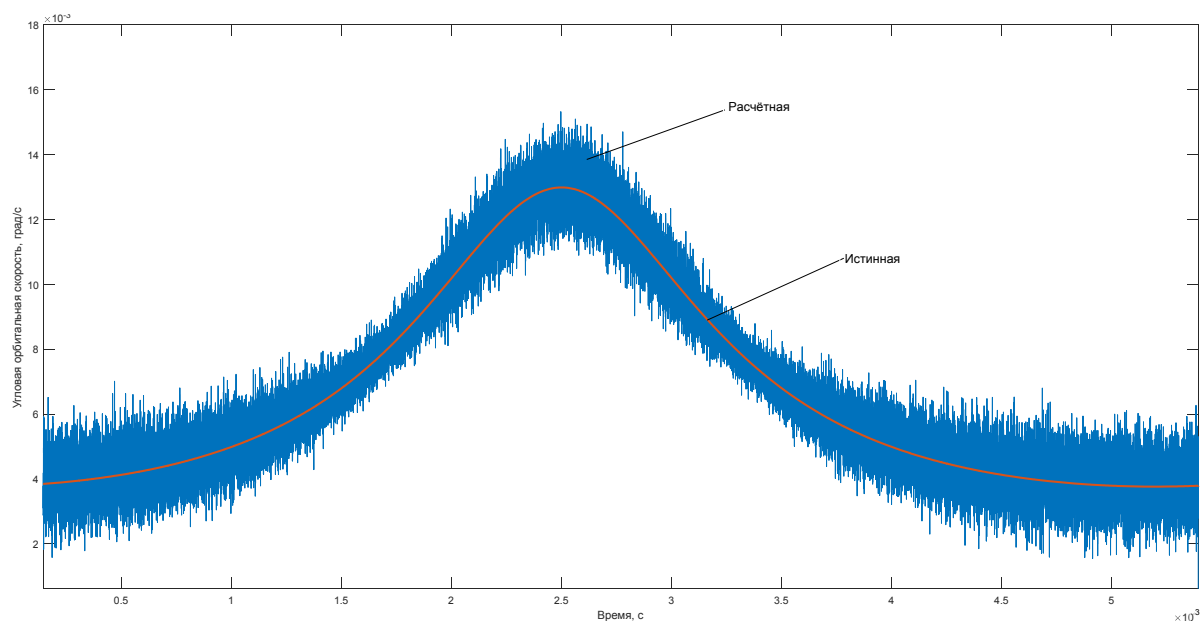


Рис. 3. Зависимость орбитальной угловой скорости КР от времени

Анализ полученных данных показывает, что частота результатов оценивания орбитальной угловой скорости КР, обусловленных погрешностями измерений, на несколько порядков выше частоты изменения угловой скорости КР, т.е. полезного сигнала. В частности, частота полученных оценок составляет 1 Гц, а частота полезного сигнала — около 0,0001 Гц. При этом амплитуда оценок орбитальной угловой скорости КР в несколько раз меньше амплитуды полезного сигнала (амплитуда оценок составляет $2 \cdot 10^{-3}$ град/с, амплитуда полезного сигнала равна $5 \cdot 10^{-3}$ град/с).

С целью борьбы с низкочастотной составляющей сигнала могут быть использованы различные методы, в том числе методы, которые базируются на дискретных фильтрах низких частот. При этом дискретный фильтр должен обеспечивать максимально плоскую амплитудно-частотную характеристику в полосе пропускания и достаточную крутизну затухания. Наиболее полно сформулированным требованиям отвечает фильтр Баттерворта [13].

Выбор фильтра Баттерворта обусловлен следующими причинами. Амплитудно-частотная характеристика данного фильтра является максимально гладкой на частотах полосы пропускания и снижается практически до нуля на частотах полосы подавления. Фильтр Баттерворта — единственный из фильтров, который сохраняет форму АЧХ для более высоких порядков (за исключением более крутого спада характеристики на полосе подавления), тогда как многие другие разновидности фильтров (фильтр Чебышева, фильтр Бесселя, эллиптический фильтр) имеют различные формы АЧХ при различных порядках. Фильтр Баттерворта характеризуется порядком фильтрации — параметром, определяющим крутизну передаточной функции фильтра. При малых значениях порядка фильтра передаточная функция имеет гладкую форму, близкую по форме к передаточной характеристике гауссова фильтра; при высоких значениях порядок фильтра характеризуется крутой передаточной функцией и приближается по форме к характеристикам идеального фильтра. К преимуществам низкочастотных фильтров Баттерворта отно-

сится меньшее проявление нежелательных эффектов размытия и появления ложных контуров по сравнению с идеальными низкочастотными фильтрами [14].

Работа дискретного фильтра Баттерворта основана на суммировании (с весовыми коэффициентами) некоторого количества входных отсчетов (включая последний) и некоторого количества предыдущих выходных отсчетов:

$$y(k) = b_0x(k) + b_1x(k-1) + \dots + b_mx(k-m) - a_1y(k-1) - a_2y(k-2) - \dots - a_ny(k-n),$$

где x – входные отсчёты; y – выходные отсчёты; a_j, b_j – вещественные коэффициенты; m, n – количества входных (x) и выходных (y) отсчётов соответственно.

Для решения задачи фильтрации низкочастотной составляющей сигнала при определении вектора (1) эмпирическим путём установлены порядок фильтра Баттерворта $m = n = 5$ и значения коэффициентов b_j и a_j , где $j = \overline{0,5}$, приведённые в таблице.

Таблица. Коэффициенты фильтра Баттерворта

Номер коэффициента	Значение коэффициента $b_j \cdot 10^{14}$	Значение коэффициента a_j
0	2,4	1
1	11,8	-4,988
2	23,7	9,951
3	23,7	-9,927
4	11,8	4,951
5	2,4	-0,988

Амплитудно-частотная характеристика созданного фильтра Баттерворта представлена на рис. 4.

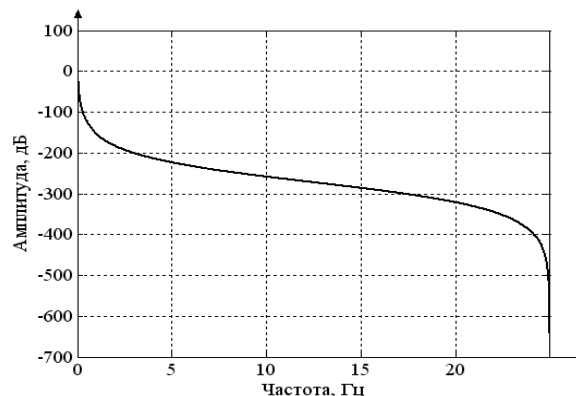


Рис. 4. Амплитудно-частотная характеристика фильтра Баттерворта

Разработанный дискретный фильтр низких частот позволяет с достаточно высоким качеством отфильтровать помехи, вызванные погрешностями бортовых измерений. На рис. 5 приведена зависимость оценки орбитальной угловой скорости КР (6) от времени, полученная на основании отфильтрованных результатов измерений вектора (1) в интервале времени (10500 – 11055) с, и приведены значения истинной орбитальной угловой скорости КР.

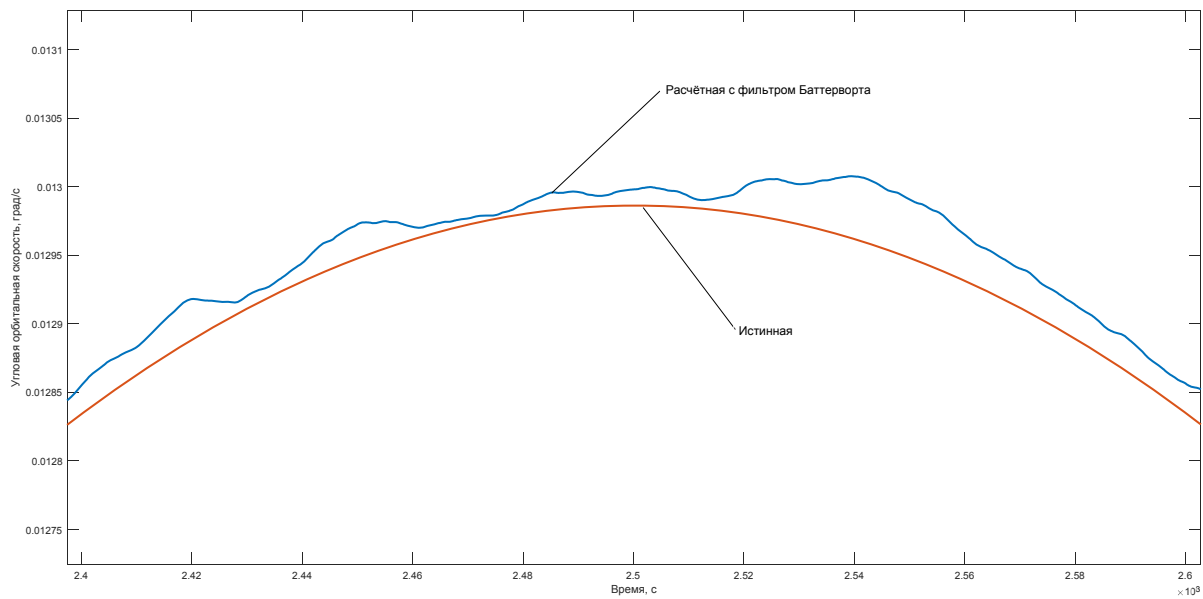


Рис. 5. Зависимости истинной орбитальной угловой скорости КР и её оценки после фильтрации от времени

С помощью отфильтрованных значений орбитальной угловой скорости КР найдём время прохождения через перигей (τ_{II}), аргумент перигея (ω) и эксцентриситета (e) орбиты КР.

Известно, что в момент времени прохождения КР через перигей модуль его угловой орбитальной скорости достигает максимального значения. Поэтому оценку $\hat{\tau}_{II}$ времени прохождения КР через перигей (τ_{II}) найдём при условии достижения максимума рассчитанного значения модуля угловой орбитальной скорости КР:

$$\Lambda_o(\hat{\tau}_{II}) = \max. \quad (7)$$

Аргумент перигея КР (ω) представляет собой геоцентрический угол между направлениями на перигей и восходящий узел его орбиты. Для расчёта значения оценки угла ω воспользуемся формулой

$$\hat{\omega} = \arccos(c_x(t_\Omega)c_x(\tau_{II}) + c_y(t_\Omega)c_y(\tau_{II})), \quad (8)$$

где $c_x(t_\Omega)$ и $c_y(t_\Omega)$ – проекции вектора (1) на оси X и Y АГЭСК в момент времени прохождения КР восходящего узла орбиты, т.е. в момент, при котором выполняется равенство: $c_z(t_\Omega) = 0$; $c_x(\tau_{II})$ и $c_y(\tau_{II})$ – соответственно проекции вектора (1) на оси X и Y АГЭСК в момент времени прохождения КР через перигей.

Расчёт оценки эксцентриситета орбиты КР (\hat{e}) выполним с помощью полученного в результате фильтрации максимального значения модуля угловой орбитальной скорости КР: $\Lambda_o(\tau_{II}) = \max$.

В области перигея орбиты КР справедливым является следующее соотношение [9]:

$$\vartheta = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} E, \quad (9)$$

где ϑ – истинная аномалия орбиты КР; E – эксцентрисическая аномалия орбиты КР, которая определяется в результате решения уравнения Кеплера: $E - eE = M$; M – средняя аномалия орбиты КР.

Из соотношения (9) находим орбитальную угловую скорость КР в точке перигея:

$$\Lambda_o(\tau_{II}) = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \frac{\dot{M}}{1-e} = \sqrt{\frac{1+e}{(1-e)^3}} \dot{M}, \quad (10)$$

где \dot{M} – производная от средней аномалии орбиты КР, которая имеет функциональную связь с большой полуосью орбиты КР: $\dot{M} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$.

Обозначим $\frac{\Lambda_o(\tau_{II})}{\dot{M}} = k$ и из выражения (10) найдём оценку эксцентриситета орбиты КР:

$$\hat{e} = \frac{1}{3k} d - \frac{1}{kd} + 1, \quad (11)$$

где d – параметр, функционально связанный с коэффициентом k :

$$d = \left(-27k + 3\sqrt{3}\sqrt{1+27k^2} \right)^{\frac{1}{3}}.$$

Таким образом, в результате обработки результатов бортовых измерений вектора (1) с помощью фильтра Баттерворта и вычислений, выполненных по формулам (4), (5), (7), (8), (11), получены все параметры, определяющие орбиту КР.

Можно показать, что при использовании предложенного метода предварительного решения задачи навигации среднеквадратическая погрешность определения координат КР не превышает 0,9 км при среднеквадратических погрешностях определения углового положения КР, равных 3 угл. мин.

Заключение

При отсутствии сведений о начальных (опорных) параметрах движения центра масс КР решается предварительная задача навигации, цель которой состоит в получении или восполнении недостающей или утраченной навигационной информации.

В качестве исходных данных для решения предварительной задачи навигации КР могут выступать результаты угловых измерений бортовых оптико-электронных приборов – построителя местной вертикали, звёздного датчика и т.п.

Для борьбы с неизбежными погрешностями результатов бортовых измерений предложено использовать дискретный фильтр низких частот Баттерворта, параметры которого определены экспериментальным путём.

Результаты работы могут быть использованы при обосновании программного обеспечения системы автономной навигации КР, а также при построении интегрированных навигационных систем [15] перспективных космических аппаратов.

Библиографический список

1. Силантьев С., Фоминов И., Королев С. Роботы на орбите // Воздушно-космическая сфера. 2016. № 2 (87). С. 118-123.
2. Аким Э.Л., Капралов М.А., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Определение параметров движения космического аппарата бортовой навигационной системой по измерениям псевдоскорости и псевдодальности спутниковых навигационных систем // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2004. № 20. 25 с.
3. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. СПб.: Политехника, 2014. 362 с.
4. Тучин Д.А. Автономное определение орбиты на борту космического аппарата // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2019. № 7. 36 с. DOI: 10.20948/prepr-2019-7
5. Филимонов В.А., Тисленко В.И., Лебедев В.Ю., Кравец А.П. Сигма-точечный алгоритм фильтра Калмана в задаче автономной навигации космического аппарата // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Т. 4, № 1. С. 3-7. DOI: 10.17238/issn2409-0239.2017.1.3
6. Андронов В.Г., Емельянов С.Г. Метод автономной навигации космических аппаратов // Известия Юго-Западного государственного университета. 2016. № 2 (65). С. 65-73.
7. Аншаков Г.П., Голяков А.Д., Петрищев В.Ф., Фурсов В.А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», 2011. 486 с.
8. Трещалин А.П. Применение оптико-электронной аппаратуры космических аппаратов для предварительного определения параметров орбиты околоземных объектов // Труды МФТИ. 2012. Т. 4, № 3 (15). С. 122-131.
9. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.
10. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Дементьев В.Ю. Прибор звёздной ориентации БОКЗ М60/1000. Методика и результаты исследований на динамическом стенде // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2013. Т. 10, № 4. С. 24-33.
11. Гандлевский Ю.М., Михайлов Е.Н., Мосолова Ю.С., Рабовский А.Е. Оценка точности инфракрасных построителей местной вертикали по результатам лётных испытаний // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2014. Т. 141, № 4. С. 31-38.
12. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
13. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов. СПб.: Питер, 2003. 604 с.
14. Медведева К.С., Бердников Г.С. Сравнение низкочастотного фильтра Баттерворта с радиально-симметричным SE-фильтром // Сборник трудов IV международной конференции и молодёжной школы «Информационные технологии и нанотехнологии» (ИТНТ-2018). Самара: Новая техника, 2018. С. 745-751.
15. Фоминов И.В., Королёв С.Ю., Зоткин М.Ю. Теоретический подход к созданию интегрированных навигационных систем с адаптивной комплексной обработкой информации // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2015. № 646. С. 68-76.

METHOD OF PRELIMINARY SOLUTION OF THE PROBLEM OF SPACE ROBOT NAVIGATION BY ONBOARD ASTRONOMICAL MEASUREMENTS USING THE BUTTERWORTH FILTER

© 2020

- V. M. Ananenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Senior Lecturer of the Department of Autonomous Control Systems; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; avm-brok@mail.ru
- A. D. Golyakov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Autonomous Control Systems; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; algol1949@mail.ru
- P. V. Kalabin** Adjunct; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; kalabinpavel179@gmail.com

A method of preliminary solution of the problem of space robot navigation based on the results of measurements carried out using its onboard optronic equipment is presented. The initial data of the navigation problem are the directional cosines of the space robot orientation vector in the absolute geocentric equatorial coordinate system with reference to time during one revolution. Analytical expressions are obtained for determining unknown parameters of the motion of the space robot center of mass in the form of Kepler's elements of the orbit. It is shown that to determine the right ascension of the ascending node, the inclination and the semi-major axis of the orbit of the space robot, information about the orientation of its radius vector at various times is used, and to determine the perigee argument, the moment of passing the perigee and the eccentricity of the orbit, the angular orbital speed of the space robot is used, which is determined by the results of evaluating the speed of change in the orientation of its radius vector over time. The presented results can be used in the development of software for navigation systems that allow autonomous determination of the parameters of the space robot's orbit using onboard electro-optical sensors in the absence of a priori information about the parameters of the reference orbit or signals from satellite radio navigation systems.

Space robot; methods of autonomous navigation; onboard optical and electronic means; Kepler's elements of the orbit; autonomous navigation system; orbital angular velocity; motion parameters.

Citation: Ananenko V.M., Golyakov A.D., Kalabin P.V. Method of preliminary solution of the problem of space robot navigation by onboard astronomical measurements using the butterworth filter. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-7-18

References

1. Silant'ev S., Fominov I., Korolev S. Robots in orbit. *Aerospace Sphere Journal*. 2016. No. 2 (87). P. 118-123. (In Russ.)
2. Akim E.L., Kapralov M.A., Stepaniants V.A., Tuchin A.G., Tuchin D.A. Parameter determination of the spacecraft by the onboard navigation system on measurements of doppler and pseudorange of space satellite systems. *Keldysh Institute. Preprints*. 2004. No. 20. 25 p. (In Russ.)
3. Mikhailov N.V. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov pri pomoshchi sputnikovykh radionavigatsionnykh sistem* [Autonomous navigation of space vehicles with GNSS]. SPb: Politekhnik Publ., 2014. 362 p.
4. Tuchin D.A. Autonomous spacecraft's on-board orbit determination. *Keldysh Institute. Preprints*. 2019. No. 7. 36 p. (In Russ.). DOI: 10.20948/prepr-2019-7
5. Filimonov V.A., Tislenko V.I., Lebedev V.Yu., Kravets A.P. Sigma Point Algorithm of the Kalman Filter in Spacecraft Autonomous Navigation. *Rocket-Space Device*

Engineering and Information Systems. 2017. V. 4, no. 1. P. 3-7. (In Russ.). DOI: 10.17238/issn2409-0239.2017.1.3

6. Andronov V.G., Emelyanov S.G. Method of autonomous navigating spacecraft. *Proceedings of the Southwest State University*. 2016. No. 2 (65). P. 65-73. (In Russ.)

7. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft autonomous navigation]. Samara: Space Rocket Center «Progress» Publ., 2011. 486 p.

8. Treshchalin A. P. The use of spacecraft opto-electronic devices for preliminary orbit determination of near-Earth objects. *Proceedings of MIPT*. 2012. V. 4, no. 3 (15). P. 122-131. (In Russ.)

9. Porfir'ev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskie otsenki tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* [Analytical assessment of the accuracy of autonomous orbit determination methods]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 280 p.

10. Avanesov G.A., Bessonov R.V., Dementiev V.Yu. Results of software tests of the star tracker BOKZ-M60/1000 on dynamic test bench. *Sovremennye Problemy Distantionnogo Zondirovaniya Zemli iz Kosmosa*. 2013. V. 10, no. 4. P. 24-33. (In Russ.)

11. Gandlevsky Yu.M., Mikhailov E.N., Mosolova Yu.S., Rabovsky A.E. Assessment of infrared local vertical sensors based on flight test results. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2014. V. 141, no. 4. P. 31-38. (In Russ.)

12. El'yasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of flight of artificial earth satellites]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 540 p.

13. Sergienko A.B. *Tsifrovaya obrabotka signalov* [Digital signal processing]. SPb.: Piter Publ., 2003. 604 p.

14. Medvedeva K.S., Berdnikov G.S. Comparison of a low-frequency Butterworth filter with a radially symmetric SE-filter. *Proceedings of the IV International Conference «Information technologies and nanotechnologies» (ITNT-2018) (April, 24-27, 2018, Samara, Russian Federation)*. Samara: Novaya Tekhnika Publ., 2018. P. 745-751. (In Russ.)

15. Fominov I.V., Korolev S.U., Zotkin M.U. Theoretical approaches to the creation of an integrated navigation system with adaptive of complex information processing. *Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky*. 2015. No. 646. P. 68-76. (In Russ.)