

АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС НЕКООПЕРИРУЕМОГО ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА НА ОСНОВЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ БОРТОВЫХ СРЕДСТВ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА НА КОМПЛАНАРНОЙ ОРБИТЕ

© 2019

- 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

Представлено аналитическое решение задачи определения параметров движения центра масс орбитального объекта по результатам измерений, проводимых с помощью оптической системы космического робота, который находится на орбите, компланарной орбите орбитального объекта. В качестве исходных параметров, которые измеряются бортовой оптической системой космического робота, выбраны угловое положение линии визирования «космический робот – орбитальный объект» и угловая скорость этой линии в подвижной орбитальной системе координат космического робота, которые, наряду с известными параметрами орбиты космического робота, используются для решения задачи определения параметров движения центра масс орбитального объекта. При решении данной задачи введены допущения о центральном гравитационном поле Земли, компланарности орбит космического робота и орбитального объекта, отсутствии влияния атмосферы, притяжения Луны и давления солнечного ветра на движение космического робота и орбитального объекта, отсутствии погрешностей результатов измерений бортовой оптической системы космического робота. Получены аналитические выражения для определения неизвестных параметров движения центра масс орбитального объекта. Представленные результаты могут быть использованы для разработки методов, позволяющих автономно определять параметры орбиты неизвестных орбитальных объектов с использованием бортовых оптических средств космического робота.

Космический робот; бортовая система; орбитальный объект; параметры движения центра масс; бортовые измерения; аналитический метод решения навигационной задачи.

Цитирование: Ананенко В.М., Голяков А.Д., Калабин П.В. Аналитическое определение параметров движения центра масс некооперируемого орбитального объекта на основе измерительной информации бортовых средств космического робота на компланарной орбите // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 7-15. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-7-15

Введение

Одним из перспективных направлений развития и дальнейшего совершенствования орбитальных космических средств является разработка и эксплуатация космических робототехнических систем. К основным робототехническим системам космического назначения относятся космические роботы, предназначенные для технического обслуживания, ремонта, дозаправки орбитальных космических аппаратов, а также устройства для работы снаружи и внутри космических кораблей и планетоходы [1; 2].

Для решения проблемы дозаправки, ремонта и текущего обслуживания орбитальных объектов (ОО) разработан ряд проектов по созданию космических роботов (КР).

К таким проектам, например, относятся космическая система «OrbitalExpress» и КР «Missionextensionvehicle» (MEV) компании SpaceLogisticsLLc.

Космическая система «OrbitalExpress», содержащая КР «ASTRO», используется для проведения на орбите ремонтно-восстановительных и заправочных операций [2]. Космический робот MEV предназначен для сближения, внешнего осмотра, коррекции орбиты и изменения ориентации таких ОО, которые исчерпали собственные запасы энергии, но сохраняют способность к выполнению своих целевых функций.

Для решения проблем облёта или сближения с ОО бортовыми средствами КР необходимо решить комплекс задач [3 - 6], в том числе задачу определения параметров движения центра масс ОО [7].

Оперативное решение этой задачи с использованием наземных радиолокационных и оптико-электронных средств [8] или спутниковых радионавигационных систем [9] не всегда представляется возможным. Поэтому одно из требований к функционированию КР состоит в том, что основные операции в процессе орбитального полёта он должен выполнять автономно, т.е. при отсутствии возможности непрерывной передачи и приёме команд наземного комплекса управления.

Альтернативным способом определения параметров движения центра масс ОО является способ автономной навигации, который основан на измерениях, проводимых бортовыми средствами КА, и которому посвящён ряд работ, например [10 – 12].

Однако в этих работах, кроме бортовых оптических средств, с помощью которых определяется направление на ОО, предлагается использовать средства для измерения расстояния до ОО. Применение дальномеров приводит, с одной стороны, к увеличению массово-габаритных характеристик бортового комплекса управления КР, представляющего собой малый космический аппарат, а с другой стороны – к росту энергопотребления КР и его стоимости. Кроме того, в случае отказа дальномера возникает угроза потери способности КР определять параметры движения центра масс ОО и, как следствие, невыполнение роботом заданных функций.

Задача определения параметров движения центра масс ОО по угловым измерениям может быть решена с помощью метода, основанного на измерениях характеристик относительного движения космических аппаратов, которые представляют собой орбитальные ориентиры [12]. При этом решается «обратная» навигационная задача, в которой в качестве орбитального ориентира выступает КР, содержащий бортовую аппаратуру для измерения навигационных параметров, а в качестве космического аппарата с неизвестными параметрами движения центра масс – орбитальный объект, предназначенный для технического обслуживания или ремонта. Однако применение этого метода сопряжено с необходимостью накопления достаточно большого количества измерительной информации, что приводит к естественному росту продолжительности решения задачи определения параметров движения центра масс ОО с помощью бортовых средств КР.

Одним из путей решения этих проблем является определение аналитическим путём параметров движения центра масс ОО по результатам угловых измерений, выполняемых бортовой оптической системой КР. Полученные при этом значения параметров движения центра масс ОО могут быть использованы в качестве начального приближения при уточнении координат и составляющих скорости ОО с помощью рекуррентных статистических методов обработки навигационной информации [8 – 12].

Целью работы является поиск аналитического решения задачи определения параметров движения центра масс ОО по результатам угловых измерений, выполняемых бортовой оптической системой КР.

Постановка задачи

Для аналитического определения параметров движения ОО по результатам угловых измерений КР введём следующие ограничения:

- параметры орбиты КР известны;
- движение КР и ОО происходит в центральном гравитационном поле Земли на круговых компланарных орбитах;
- влияние атмосферы, притяжение Луны и давление солнечного ветра на движение КР и ОО не учитываются;
- погрешности результатов измерений бортовой оптической системы КР отсутствуют.

Ввиду того, что орбиты КР и ОО круговые и компланарные, то справедливы равенства $\Omega_{КР} = \Omega_{ОО}$ и $i_{КР} = i_{ОО}$, где $\Omega_{КР}$ и $\Omega_{ОО}$ – прямые восхождения восходящих узлов орбит КР и ОО, $i_{КР}$ и $i_{ОО}$ – наклонения орбит КР и ОО. Поэтому задача, результат решения которой представлен в настоящей статье, сводится к определению двух неизвестных параметров движения центра масс ОО, т.е. радиуса орбиты ОО ($r_{ОО}$) и момента времени прохождения ОО восходящего узла орбиты ($t_{ОО}$).

При решении задачи в качестве исходных данных использованы: $r_{КР}$ – радиус орбиты КР; $\tau_{КР}$ – момент времени прохождения КР восходящего узла орбиты; β – угол, определяемый бортовыми средствами КР, между линией визирования (ЛВ) ОО и местной вертикалью КР; $\dot{\beta}$ – угловая скорость ЛВ «КР-ОО».

Определение радиуса орбиты ОО

Введём угловое геоцентрическое расстояние между радиус-векторами КР и ОО, которое является функцией времени t , т.е. угол φ (рис. 1).

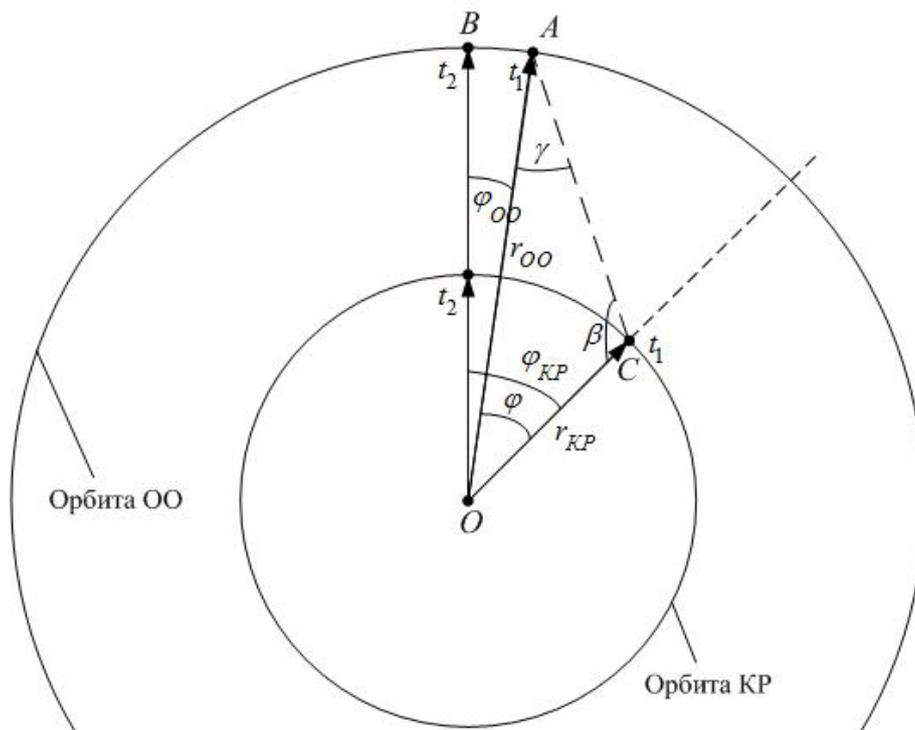


Рис. 1. Угловое положение ОО относительно КР

Предположим, что в момент времени t_1 угол между направлениями на центр Земли и ОО, измеренный бортовыми средствами КР, равен β . Тогда угол γ между направлениями на центр Земли и КР находится с помощью выражения: $\gamma = \pi - \beta - \varphi$.

Для определения радиуса орбиты ОО требуется найти угловую скорость ЛВ «КР-ОО» $\dot{\beta}$ относительно местной вертикали. С этой целью выполним следующие преобразования.

Из треугольника АОС (рис. 1) по теореме синусов получаем

$$\frac{r_{KP}}{\sin \gamma} = \frac{r_{OO}}{\sin \beta}. \quad (1)$$

При малых углах β и γ справедливы приближённые равенства:

$$\begin{aligned} \sin \gamma &= \sin(\pi - \beta - \varphi) \approx \pi - \beta - \varphi, \\ \sin \beta &= \sin(\pi - \beta) \approx \pi - \beta. \end{aligned}$$

Тогда из соотношения (1) находим

$$r_{KP}(\pi - \beta) = r_{OO}(\pi - \beta - \varphi). \quad (2)$$

Из выражения (2) после несложных преобразований получаем

$$\beta = \frac{r_{OO}\pi - r_{KP}\pi - r_{OO}\varphi}{r_{OO} - r_{KP}}. \quad (3)$$

Предположим, что к моменту времени t_2 центр масс ОО сместился относительно своего положения, в котором он находился в момент времени t_1 , на угол $\Delta\varphi_{OO}$, а центр масс КР сместился на угол $\Delta\varphi_{KP}$. При этом радиусы-векторы орбит ОО и КР стали коллинеарными.

Поскольку КР и ОО совершают полёт по круговым компланарным орбитам, то угловое геоцентрическое расстояние между КР и ОО в момент времени t_1 можно рассчитать по формуле:

$$\varphi = \Delta\varphi_{KP} - \Delta\varphi_{OO} = (\omega_{KP} - \omega_{OO})\Delta t, \quad (4)$$

где ω_{KP} и ω_{OO} – орбитальные угловые скорости КР и ОО соответственно; Δt – интервал времени между моментами t_2 и t_1 : $\Delta t = t_2 - t_1$.

Воспользуемся известными соотношениями [10; 11]:

$$\omega_{KP} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{KP}^3}} \quad \text{и} \quad \omega_{OO} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}},$$

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

Тогда из выражения (4) получаем

$$\varphi = \left(\sqrt{\frac{\mu}{r_{KP}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}} \right) \Delta t. \quad (5)$$

После подстановки выражения (5) в соотношение (3) находим зависимость угла между направлениями на ОО и центр Земли от радиусов орбит ОО и КР:

$$\beta = \frac{(r_{OO} - r_{KP})\pi - r_{OO} \left(\sqrt{\frac{\mu}{r_{KP}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}} \right) \Delta t}{r_{OO} - r_{KP}}. \quad (6)$$

В результате дифференцирования выражения (6) по времени получаем угловую скорость ЛВ «КР-ОО»:

$$\dot{\beta} = \frac{d\beta}{dt} = r_{OO} \frac{\sqrt{\frac{\mu}{r_{KP}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}}}{r_{KP} - r_{OO}}. \quad (7)$$

Решая уравнение (7) относительно неизвестного радиуса ОО, находим искомую зависимость:

$$r_{OO} = \frac{\left(r_{KP}^3 \dot{\beta}^2 - \mu - \sqrt{r_{KP}^6 \dot{\beta}^4 - 6r_{KP}^3 \dot{\beta}^2 \mu + 8\mu \dot{\beta} r_{KP} \sqrt{\mu r_{KP}} - 3\mu^2} \right) r_{KP}}{2(r_{KP}^3 \dot{\beta}^2 - 2\dot{\beta} r_{KP} \sqrt{\mu r_{KP}} + \mu)}. \quad (8)$$

Можно показать, что угловая скорость ЛВ, рассчитываемая по формуле (7), принимает максимальное значение, когда радиусы-векторы КР и ОО коллинеарны. На рис. 2 приведены графики зависимостей угловой скорости ЛВ «КР-ОО» от времени полёта КР, которые получены по результатам математического моделирования.

Математическое моделирование выполнено при условии, что КР совершает полёт по круговой орбите радиуса $r_{KP} = 7000$ км в центральном поле сил. Радиус орбиты ОО выбран из диапазона от 8000 до 8500 км с дискретностью 100 км. В качестве начального момента времени принят момент, при котором радиусы-векторы КР и ОО коллинеарны.

Как следует из графиков зависимостей, представленных на рис. 2, угловая скорость ЛВ «КР-ОО» от момента коллинеарности радиусов-векторов КР и ОО с течением времени уменьшается. Незначительный рост угловой скорости ЛВ «КР-ОО» происходит с уменьшением радиуса орбиты ОО.

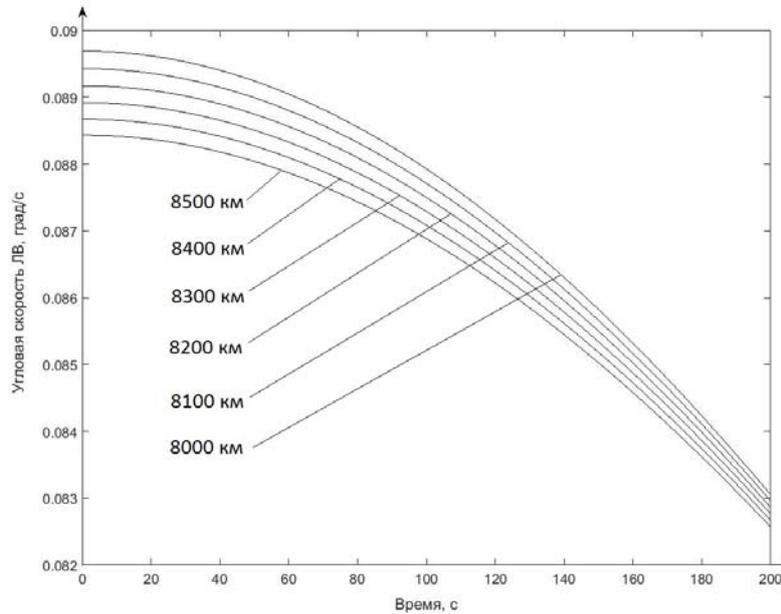


Рис. 2. Зависимости угловой скорости ЛВ «КР-ОО» от времени полёта и радиуса орбиты ОО

Определение момента времени прохождения ОО восходящего узла орбиты

Для определения момента времени прохождения ОО восходящего узла орбиты τ_{OO} рассмотрим ситуацию, при которой коллинеарны радиусы-векторы КР и ОО, т.е. момент времени t_2 (рис. 1). Поскольку в момент времени t_2 аргументы широты орбит КР и ОО совпадают, справедливо равенство

$$\sqrt{\frac{\mu}{r_{KP}^3}} (t_2 - \tau_{KP}) = \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}} (t_2 - \tau_{OO}), \quad (9)$$

где τ_{KP} – момент времени прохождения КР восходящего узла орбиты. Из выражения (9) находим формулу для расчёта момента времени прохождения ОО восходящего узла орбиты:

$$\tau_{OO} = t_2 - \sqrt{\left(\frac{r_{OO}}{r_{KP}}\right)^3} (t_2 - \tau_{KP}). \quad (10)$$

Рассмотрим пример. Предположим, что радиус орбиты КР $r_{KP} = 7000$ км, а момент времени прохождения КР восходящего узла орбиты $\tau_{KP} = 5000$ с. В момент коллинеарности радиусов-векторов КР и ОО время $t_2 = 1000$ с. При этом угловая скорость ЛВ «КР-ОО» $\dot{\beta} = 0,00155194$ рад/с. Требуется найти радиус орбиты ОО и момент прохождения ОО восходящего узла орбиты.

Используя соотношение (8), находим радиус орбиты ОО: $r_{OO} = 8300$ км.

Для определения момента прохождения ОО восходящего узла орбиты воспользуемся соотношением (10):

$$\tau_{oo} = 1000 - \sqrt{\left(\frac{8300}{7000}\right)^3} (1000 - 5000) = 6165 \text{ (с)}.$$

Таким образом, по результатам расчётов искомые параметры орбиты ОО равны: $r_{oo} = 8300$ км и $\tau_{oo} = 6165$ с.

Заключение

При выполнении заданных космическому роботу функций, связанных с операциями сближения, внешнего осмотра, технического обслуживания, ремонта, коррекции орбиты или изменения ориентации орбитальных объектов, возникает проблема оперативного и безошибочного решения задачи определения параметров движения ОО. В качестве источника навигационной информации могут выступать результаты угловых измерений бортовых оптических средств КР.

Для обоснования возможности использования результатов угловых измерений бортовых оптических средств КР для навигационных определений параметров орбиты ОО необходимо выявить функциональную зависимость между результатами этих измерений и параметрами движения центра масс ОО.

Для достижения поставленной цели использован аналитический метод, который обеспечивает оперативное получение значений неизвестных параметров движения центра масс ОО с учётом введённых допущений. Искомыми параметрами, для которых приведены формулы, позволяющие выполнить расчёт текущих значений, являются радиус орбиты ОО и момент времени прохождения ОО восходящего узла орбиты.

С помощью полученных аналитических выражений и результатов измерений бортовых оптических средств КР могут быть решены следующие проблемы, возникающие в процессе выполнения КР целевых функций: необходимость оперативного поиска начальных значений параметров движения ОО при проведении итерационного навигационного расчёта по статистическим алгоритмам; контроль правильности вычислений бортовой ЭВМ; повышение отказоустойчивости системы автономной навигации КР путём введения в её программно-математическое обеспечение резервных алгоритмов, способных парировать отказы измерительной аппаратуры, например, отказ дальномера.

Библиографический список

1. Силантьев С., Фоминов И., Королев С. Роботы на орбите // Воздушно-космическая сфера. 2016. № 2 (87). С. 118-123.
2. Ардашов А.А., Арсеньев В.Н., Силантьев С.Б. Современное состояние и терминологическая база космической робототехники // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2016. № 650. С. 144-151.
3. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Навигация, наведение и управление свободнолетающим роботом при его сближении с пассивным космическим объектом // Сборник материалов юбилейной XXV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам (28-30 мая 2018 г., Санкт-Петербург). СПб: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 353-358.
4. Рутковский В.Ю., Суханов В.М., Глумов В.М. Некоторые вопросы управления свободнолетающим космическим манипуляционным роботом // Автоматика и телемеханика. 2013. № 11. С. 62-83.

5. Кузьмичёв Ю.А., Сасункевич А.А., Фоминов И.В. Исследование влияния высоты орбиты космического робота на временные и энергетические затраты обслуживания орбитальных объектов на геостационарной орбите // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2018. № 661. С. 198-206.

6. Королев С.Ю., Фоминов И.В. Алгоритм начальной выставки космического аппарата-робота для выполнения облёта орбитального объекта // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2016. № 655. С. 157-161.

7. Голяков А.Д., Фоминов И.В., Королев С.Ю. Анализ точности автономной навигации космического робота при диагностике технического состояния орбитального объекта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 1. С. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-31-41

8. Брандин В.Н., Разоренов Г.Н. Определение траекторий космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 216 с.

9. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. СПб: Политехника, 2014. 362 с.

10. 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.

11. Голяков А.Д., Ананенко В.М. Системы навигации космических аппаратов. СПб: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 2017. 269 с.

12. Голяков А.Д. Введение в теорию взаимной навигации искусственных спутников Земли. СПб: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 1992. 142 с.

ANALYTICAL DETERMINATION OF MOTION PARAMETERS OF THE CENTER OF MASS OF AN UNCOOPERATIVE ORBITER ON THE BASIS OF MEASUREMENT INFORMATION PROVIDED BY ON-BOARD SYSTEMS OF A SPACE ROBOT IN A COPLANAR ORBIT

© 2019

- V. M. Ananenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor 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

An analytical solution to the problem of determining the parameters of motion of an orbiter's center of mass is presented on the basis on the results of measurements carried out using the optical system of a space robot located in orbit coplanar to that of the orbiter. The "space robot-orbiter" line-of-sight angle and the line-of-sight rate in the moving orbital system of coordinates of the space robot are selected as initial parameters that are measured by the space robot's on-board optical system. Along with the known orbital parameters of the space robot they are used to solve the problem of determining the parameters of motion of the orbiter's center of mass. When solving this task, assumptions are introduced concerning the central gravitational field of the Earth, the coplanarity of the orbits of the space robot and of the orbiter, absence of influence of the atmosphere, the moon's attraction and the pressure of the solar wind on the motion of the space robot and of the orbiter, absence of errors in the results of measurements performed by the space robot's on-board optics. Analytical expressions are

obtained to determine the unknown parameters of motion of the orbiter's center of mass. The results presented can be used to develop methods allowing standalone determination of parameters of the orbit of unknown orbiters using on-board optics of a space robot.

Space robot; on-board system; orbiter; parameters of motion of the center of mass; on-board measurements; analytical method of navigation management.

Citation: Ananenko V.M., Golyakov A.D., Kalabin P.V. Analytical determination of motion parameters of the center of mass of an uncooperative orbiter on the basis of measurement information provided by on-board systems of a space robot in a coplanar orbit. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 7-15. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-7-15

References

1. Silantyev S., Fominov I., Korolev S. Robots in orbit. *Aerospace Sphere Journal*. 2016. No. 2 (87). P. 118-123. (In Russ.)
2. Ardashov A.A., Arsenyev V.N., Silantyev S.B. Current status and terminological dictionary of space robotics. *Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy*. 2016. No. 650. P. 144-151. (In Russ.)
3. Somov Ye.I., Butyrin S.A., Somov S.Ye. Navigation, guidance and control of a free-flying robot during its rendezvous with a passive space vehicle. *Proceedings of the 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2018 (May, 28-30, 2018, Saint Petersburg, Russian Federation)*. DOI: 10.23919/ICINS.2018.8405935
4. Rutkovskii V.Y., Sukhanov V.M., Glumov V.M. Some issues of controlling the free-flying manipulative space robot. *Automation and Remote Control*. 2013. V. 74, Iss. 11. P. 1820-1837. DOI: 10.1134/S0005117913110052
5. Kuzmichev Y.A., Sasunkevich A.A., Fominov I.V. Study of the influence of the orbital height of a space robot on the time and energy costs of servicing orbital objects in geostationary orbit. *Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy*. 2018. No. 661. P. 198-206. (In Russ.)
6. Korolev S.Y., Fominov I.V. Algorithm initial exhibition of the spacecraft-robot to perform a flyby of the orbital object. *Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy*. 2016. No. 655. P. 157-161. (In Russ.)
7. Golyakov A.D., Fominov I.V., Korolev S.Yu. Analysis of the accuracy of autonomous navigation of the space robot in the diagnosis of the technical condition of an orbital object. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 1. P. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-31-41. (In Russ.)
8. Brandin V.N., Razorenov G.N. *Opredelenie traektoriy kosmicheskikh apparatov* [Determination of spacecraft trajectories]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1978. 216 p.
9. Mikhailov N.V. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov pri pomoshchi sputnikovyx radionavigatsionnykh system* [Autonomous navigation of space vehicles with GNSS]. SPb: Politekhnik Publ., 2014. 362 p.
10. 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.
11. Golyakov A.D., Ananenko V.M. *Sistemy navigatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft navigation systems]. SPb: Mozhaisky Military Aerospace Academy Publ., 2017. 269 p.
12. Golyakov A.D. *Vvedeniye v teoriyu vzaimnoy navigatsii iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of mutual navigation of artificial Earth satellites]. SPb: Mozhaisky Military Aerospace Academy Publ., 1992. 142 p.