УДК 629.78 https://doi.org/10.15407/itm2019.04.044

А. А. ФОКОВ, А. П. САВЧУК

АЛГОРИТМЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ ЗАМЕДЛЕНИЯ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ НЕКООПЕРИРОВАННОГО ОБЪЕКТА ОРБИТАЛЬНОГО СЕРВИСА

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины
ул. Лешко-Попеля, 15, г. Днепр, 49005, Украина; e-mail: oafokov@ukr.net

Здійснення багатьох операцій орбітального сервісу вимагає виконання механічного захоплення об'єкта обслуговування. Однією із задач, розв'язуваних при захопленні об'єкта, є задача уповільнення його обертового руху. Наведено приклади відомих проектів вирішень даної задачі. Спираючись на відому концепцію двоступінчастої схеми захоплення об'єкта й на відомі концепції стільникової архітектури космічного апарата й космічного робота, запропоновано застосувати концепцію стільникової архітектури до побудови автономної системи уповільнення обертового руху некооперованого об'єкта орбітального сервісу. Система являє собою інформаційно поєднані модулі або комірки, які закріплені на об'єкті сервісу (твердому тілі) і мають мінімально необхідні функціональні можливості. Під можливостями розуміються такі: вимірювання за допомогою акселерометрів лінійних прискорень у точках кріплення сенсорних комірок до тіла; прикладення силових впливів до об'єкта за допомогою виконавчих органів у вигляді двигунних пристроїв; обмін даними і їхня обробка для визначення силових впливів з боку двигунних пристроїв. У статті вирішується задача розробки алгоритмів функціонування розглянутої системи, а саме визначення параметрів кутового руху й положення центра мас за даними акселерометрів і визначення керуючих впливів для зменшення обертання об'єкта. Ціль роботи – обґрунтування можливості побудови запропонованої автономної системи. У результаті роботи задачі оцінювання параметрів кутового руху, оцінювання положення центра мас, формування гальмівного імпульсу, оцінки тензора інерції об'єкта зведено до знаходження лінійної незміщеної оцінки з мінімальною середньоквадратичною помилкою, до нормального псевдорозв'язання недовизначеної й до розв'язання перевизначеної систем алгебраїчних рівнянь. Виконано числове моделювання функціонування автономної системи, результати якого підтвердили працездатність запропонованих алгоритмів і, тим самим, принципову можливість створення запропонованої автономної системи. Запропонована концепція побудови автономної системи уповільнення обертового руху об'єкта орбітального сервісу й розроблені алгоритми її функціонування можуть бути використані при проектуванні космічних апаратів орбітального сервісного обслуговування.

Ключові слова: *орбітальний сервіс, некооперований об'єкт, автономна система уповільнення обертання, алгоритми функціонування, визначення параметрів обертового руху, формування керуючих дій*.

Проведение многих операций орбитального сервиса требует выполнения механического захвата объекта обслуживания. Одной из задач, решаемых при захвате объекта, является задача замедления его вращательного движения. Приведены примеры известных проектов решений данной задачи. Опираясь на известную концепцию двухступенчатой схемы захвата объекта и на известные концепции сотовой архитектуры космического аппарата и космического робота, предложено применить концепцию сотовой архитектуры к построению автономной системы замедления вращательного движения некооперированного объекта орбитального сервиса. Система представляет собой информационно связанные модули или ячейки, которые закреплены на объекте сервиса (твердом теле) и обладают минимально необходимыми функциональными возможностями. Под возможностями понимается следующее: измерение посредством акселерометров линейных ускорений в точках крепления сенсорных ячеек к телу; приложение силовых воздействий к объекту посредством исполнительных органов в виде двигательных установок; обмен данными и их обработка для определения силовых воздействий со стороны двигательных установок. В статье решается задача разработки алгоритмов функционирования рассматриваемой системы, а именно определения параметров углового движения и положения центра масс по данным акселерометров и определения управляющих воздействий для уменьшения вращения объекта. Цель работы – обоснование возможности построения предложенной автономной системы. В результате работы задачи оценивания параметров углового движения, оценивания положения центра масс, формирования тормозного импульса, оценки тензора инерции объекта сведены к нахождению линейной несмещенной оценки с минимальной среднеквадратической ошибкой, к нормальному псевдорешению недоопределенной и к решению переопрелененной систем алгебраических уравнений. Выполнено численное моделирование функционирования автономной системы, результаты которого подтвердили работоспособность предложенных алгоритмов и, тем самым, принципиальную возможность создания предложенной автономной системы. Предложенная концепция построения автономной системы замедления вращательного движения объекта орбитального сервиса и разработанные алгоритмы ее функционирования могут быть использованы при проектировании космических аппаратов орбитального сервисного обслуживания.

Ключевые слова*: орбитальный сервис, некооперированный объект, автономная система замедления вращения, алгоритмы функционирования, определение параметров вращательного движения, формирование управляющих воздействий.*

Many on-orbit servicing operations call for gripping a service object. One of the problems to be solved in gripping an object is to slow down its rotation. Examples of well-known projects for solving this problem are given. Based on the familiar concept of a two-stage gripping scheme and on the familiar concepts of the cellular architecture of a spacecraft and a space robot, it is proposed that the cellular architecture concept be applied to the construction of a self-contained system for slowing down the rotation of a non-cooperative object of on-orbit servicing. The system is made up of informationally connected modules or cells of minimum necessary functionality fixed on a service object (solid body). The minimum necessary functionality includes accelerometer-based measurement of the linear accelerations at the points of attachment of the sensor cells to the body, applying forces to the object using actuators in the form of propulsion systems, and data exchange and processing to determine the actuator forces. This paper addresses the problem of developing algorithms of the operation of the system considered, namely, determining the angular motion parameters and the center of mass position from the accelerometer data and determining control actions to slow down the rotation of the object. The aim of this work is to demonstrate the feasibility of the proposed self-contained system. The problems of estimation of the angular motion parameters and the center of mass position, braking impulse generation, and estimation of the object inertia tensor were reduced to finding the best linear unbiased estimate, the normal pseudosolution of an underdetermined system of algebraic equations, and the solution of an overdetermined one. A numerical simulation of the operation of the self-contained system was conducted, and the simulation results confirmed the operability of the proposed algorithms and thus the principle feasibility of the proposed self-contained system. The proposed concept of the construction of a self-contained system for slowing down the rotation of an object of on-orbit servicing and the system operation algorithm developed may be used in the design of on-orbit servicing spacecraft.

Keywords*: on-orbit servicing, non-cooperative object, self-contained system for rotation slowing-down, operation algorithms, rotation characterization, control action generation.*

Введение. Проведение операций орбитального сервиса, таких как ремонт, замена неисправных или устаревших модулей, дозаправка топливом обслуживаемого космического аппарата (КА), увод с рабочей орбиты неисправных спутников или других объектов космического мусора с использованием бортовых манипуляторов сервисного КА, требует выполнения механического захвата объекта обслуживания. После завершения дальних и ближних маневров сближения с целевым объектом сервисный КА остается на некотором безопасном расстоянии от, в общем случае, вращающегося объекта. Одной из задач, решаемых при захвате вращающегося целевого объекта, как отмечается, например, в [1], является задача предотвращения или замедления его вращательного движения.

При выполнении манипуляторного захвата концевой эффектор манипулятора должен быть оснащен специальными приспособлениями. Например, как предложено в [2], при скорости вращения цели от 3°/с до 30°/с проводится торможение вращения объекта с помощью специального щеточного контактора на концевом эффекторе. Контактор содержит щетинки из полимерной толстой плёнки и замедляет вращение цели, касаясь ее поверхности.

При разработке проекта CleanSpace One была предложена технология захвата вращающихся объектов [3], которая предполагает использование специального устройства захвата (гриппера). Гриппер имеет руки-рычаги, представляющие собой цепи диэлектрических эластомерных приводов, и используется для плавного торможения вращения и захвата цели за счет значительного трения между руками гриппера и целевым объектом.

Для управления угловым движением объекта орбитального сервиса возможно использование так называемых бесконтактных методов воздействия на движение объекта. Японским и независимо Европейским космическим агентством проводились и проводятся работы в направлении использования энергии ионного излучения с целью создания тяги для увода объектов космического мусора с рабочей орбиты [4], [5]. Концепция получила название "пастух с ионным лучом". Сервисный КА (пастух) оснащается двумя двигательными установками, вырабатывающими ионное излучение. Одна направлена в сторону объекта, и передаваемое объекту воздействие ионного излучения направлено против его движения. Другая двигательная установка предназначена для компенсации воздействия первой установки на движение пастуха и синхронизации его движения с движением объекта. Планируется применение данной технологии для увода крупных объектов мусора. Эта же технология может быть использована для бесконтактного управления угловым движением объекта воздействия ионного излучения. В частности, это следует из результатов исследований, приведенных в [6]. Европейским космическим агентством предлагается также схожая технология для увода объекта с орбиты [7]. Различие состоят в том, что сервисный аппарат воздействует на объект не за счет энергии ионного излучения, а за счет химической энергии горения гибридного топлива. Важной проблемой данных технологий является дополнительное потребление топлива. Целесообразность подобных технологий для управления угловым движением объекта обслуживания требует проведения дальнейших исследований.

В статье [8], где рассматриваются вопросы использования космического мусоросборщика, со ссылкой на работу [9] сделан вывод, что целесообразным является использование так называемой двухступенчатой схемы захвата объекта, которая предусматривает наличие маневренного микроспутника в составе космического мусоросборщика. Использование двухступенчатой схемы захвата иллюстрируется в [8] следующим рисунком 1. На рисунке использованы обозначения: КМС – космический мусоросборщик; КМ – космический мусор; ММС – маневренный микроспутник; ОБ КМС – основной блок КМС.

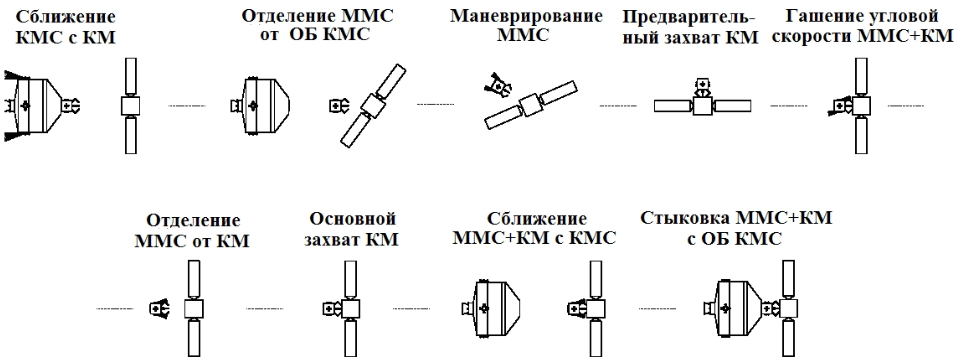

Рис. 1

Этот вывод можно обобщить на другие операции орбитального сервиса, предусматривающие торможение вращательного движения и/или переориентацию объекта орбитального сервиса. Во многих случаях целесообразным является использование двухступенчатой схемы выполнения сервисных операций. Схема предусматривает наличие в составе сервисного КА некоторого специального устройства для торможения вращательного движения объекта сервиса (СУТВД). Такая схема предусматривает сближение сервисного КА с объектом, отделение СУТВД от сервисного КА, возможный предварительный захват объекта (или обеспечение жесткой связи с объектом), уменьшение угловой скорости вращения и/или переориентация объекта или связки СУТВД+объект, и далее выполнение основных сервисных операций. Задачей специального устройства является уменьшение угловой скорости вращения и/или переориентация объекта обслуживания для обеспечения выполнения последующих сервисных действий.

Автономная система замедления вращательного движения объекта сервиса. Под такой системой будем понимать специальное устройство для предварительного управления вращательным движением объекта сервиса, которое хранится на сервисном КА, в процессе развертывания крепится к объекту сервиса, автономно определяет параметры его собственного движения и оказывает управляющие воздействия для уменьшения его вращения и/или переориентации. Конструктивную схему такого устройства и последовательность действий по его креплению к объекту сервиса оставим в стороне. Отметим только известные конструктивные решения, которые могут быть использованы для этой цели.

Например, устройство, описанное в [1]. Так называемый раздвижной кольцевой элемент (рис. 2). Конструкция состоит из нескольких модулей (более 3), соединенных одним или несколькими тросами, и представляет собой кольцевую конфигурацию. Устройство с помощью сервисного КА, например бортовым манипулятором, или самостоятельно перемещается к цели и размещается вокруг нее. Затем модули втягивают тросы, пока не будет захвачен объект. Модули могут иметь двигательную установку, управляемую с Земли, либо быть пассивными (кольцо управляется сервисным КА). Система выполняет захват путем охватывания цели и может быть использована для кувыркающегося объекта. Там же, в [1], предложена конструкция устройства в виде щупалец с липкими подушечками, захватывающих объект и плотно сжимающих его (рис. 3). Рассматривается вариант использования клея (либо других аналогичных средств) для создания прочной связи. Клей (или пена) затвердевает и обеспечивает контакт с объектом. Принцип захвата заключается в том, чтобы привести в контакт с объектом простые руки-манипуляторы с "щупальцами". Похожим образом можно закрепить элементы автономной системы замедления вращательного движения объекта сервиса на его поверхности. Наконец, известно устройство с гекконоподобными присосками (gecko gripper), использование которых предполагается в разрабатываемом НАСА роботе для сбора космического мусора [10], [11]. Устройство позволяет захватывать и манипулировать крупными объектами в условиях микрогравитации (рис. 4, приведенный в [11]).

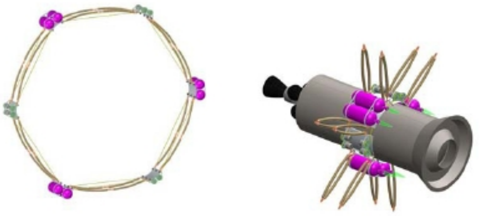

Рис. 2

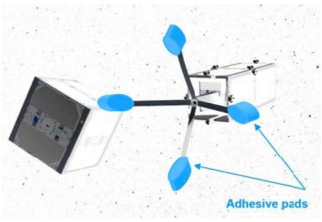

Рис. 3

Рис. 4

С другой стороны, известна концепция сотовой архитектуры космического робота (Cellular Space Robot). Согласно концепции, описанной в [12], [13] (Лаборатория динамики аэрокосмических полетов. Китай), робот монтируется на объекте орбитального сервиса из отдельных унифицированных и специализированных ячеек или блоков. Используется схема дезагрегации – разделения подсистем КА. Различные подсистемы, используемые в ячейках, образуют разные типы блоков. Некоторые из предполагаемых типов ячеек сотового робота:

– Brain – содержат вычислительные устройства, устройства обработки данных и память;

– Actuator – содержат приводы, такие как двигатели, маховики, магниторезисторы и т. д.;

– Sensor – содержат датчики, такие как гироскопы, звездные датчики, датчики направления на Землю, акселерометры и т. д.;

– Communication – коммуникационные ячейки, содержат антенну, модулятор и другие устройства управления связью;

– Power Management – ячейки управления питанием, обеспечивают функцию генерации, хранения и распределения электроэнергии для всех ячеек, содержат панель солнечных батарей, аккумулятор и распределитель питания.

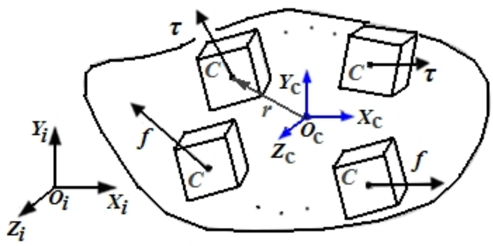

Рис. 5

Представленная в [12] обобщенная модель робота приведена на рис. 5 в упрощенном виде. На рисунке обозначены инерциальная $O_i X_i Y_i Z_i$ и связанная с объектом $O_C X_C Y_C Z_C$ системы координат, C – блоки сотового робота различных типов, r – радиус-векторы блоков в связанной системе координат, f и τ – векторы сил и моментов силовых и моментных блоков соответственно.

Известны также концепции сотового спутника, краткий обзор которых приведен в [12], [13].

Постановка задачи. Итак, в качестве рабочей схемы автономной системы замедления вращательного движения объекта орбитального сервиса будем рассматривать систему, содержащую модули или ячейки, которые жестко связаны с объектом (твердым телом) и обладают минимально необходимыми для решения исследуемой задачи функциональными возможностями.

Под возможностями понимаем следующее:

– измерение ускорений в точках крепления ячеек к телу с помощью акселерометров;

– приложение силовых воздействий к объекту посредством исполнительных органов в виде двигательных установок;

– обмен данными и их обработка для определения параметров углового движения и определения управляющих воздействий для уменьшения вращения объекта.

Эти функции могут быть универсальными для каждой ячейки либо рассредоточены по типам ячеек.

Поставим задачу разработки алгоритмов функционирования автономной системы замедления вращательного движения объекта орбитального сервиса, а именно алгоритмов определения параметров вращательного движения объекта сервиса по данным акселерометров, определения положения центра масс объекта, и определения управляющих воздействий, необходимых для уменьшения вращения объекта с целью обоснования возможности построения предложенной автономной системы.

Системы координат. Для вывода соотношений между показаниями акселерометров и параметрами углового движения объекта воспользуемся системами координат и соотношениями, подобными используемым в [12]. На рис. 6 приведены системы координат $O_I X_I Y_I Z_I$ – инерциальная, $O_c X_c Y_c Z_c$ – связанная с объектом с началом в его центре масс O_c и $O_b X_b Y_b Z_b$ – связанная с сенсорной ячейкой S_0 с номером 0 и, соответственно, фиксированная на объекте, назовем ее базовой. На рисунке обозначено S_n – сенсорные ячейки с номером n, r_{s0}, r_{sn} – радиус-векторы расположения сенсорных ячеек в $O_c X_c Y_c Z_c$, r_{bn} – радиус-векторы расположения сенсорных ячеек в $O_b X_b Y_b Z_b$, $n = 0,1,\ldots,N-1$, N – число сенсорных ячеек.

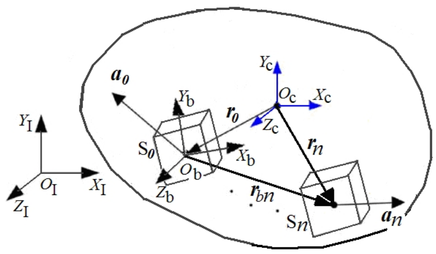

Рис. 6

Для вектора a_n ускорения n - той ячейки справедливо соотношение

$$\mathrm{a}_n = \mathrm{a}_c + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathrm{r}_n + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \times \mathrm{r}_n, \quad \mathrm{a}_c = \mathrm{F}_e / m, \qquad (1)$$

где, $\boldsymbol{\omega}$, $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ – векторы угловой скорости объекта и скорости ее изменения, F_e – главный вектор приложенных к объекту внешних сил за исключением гравитационных, m – масса объекта.

Проецируя соотношение (1) на оси $O_b X_b Y_b Z_b$, получим

$$^b a_n = {}^b a_c + ({}^b\dot{\omega}^{\times})({}^b r_n) + ({}^b\omega^{\times})({}^b\omega^{\times})({}^b r_n), \qquad (2)$$

где левый верхний индекс соотносит векторы-столбцы и матрицы с соответствующей системой координат, в данном случае с $O_b X_b Y_b Z_b$, правый верхний символ $^{\times}$ обозначает кососимметрическую матрицу вектора-столбца.

Определение угловой скорости и углового ускорения. Вычитая из соотношений (2) для произвольного n соотношение (2) для $n = 0$, имеем

$$^b a_n - {}^b a_0 = ({}^b\dot{\omega}^{\times})({}^b r_{bn}) + ({}^b\omega^{\times})({}^b\omega^{\times})({}^b r_{bn}). \qquad (3)$$

Для совокупности сенсорных ячеек соотношения (3) можно записать в виде

$$Dx = z, \quad D = \left[D_1^T \;\vdots\; D_2^T \;\vdots\; \ldots \;\vdots\; D_{N-1}^T\right]^T,$$

где оцениваемый вектор:

$$x = \left[x_1, x_2, x_3, \;\; x_4, x_5, x_6, \;\; \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z\right]^T, \quad [\dot{\omega}_x \; \dot{\omega}_y \; \dot{\omega}_z]^T \equiv {}^b\dot{\omega} \qquad (4)$$

$$x_1 = \omega_y \omega_z, \quad x_2 = \omega_z \omega_x, \quad x_3 = \omega_x \omega_y, \quad [\omega_x \; \omega_y \; \omega_z]^T \equiv {}^b\omega,$$

$$x_4 = \omega_y^2 + \omega_z^2\,, \quad x_5 = \omega_z^2 + \omega_x^2\,, \quad x_6 = \omega_x^2 + \omega_y^2\,,$$

вектор наблюдений:

$$z = \left\lfloor z_1^T \; z_2^T \ldots z_{N-1}^T \right\rfloor^T, \quad z_i = ({}^b a_n - {}^b a_0)\,,$$

блоки матрицы D:

$$D_n = \begin{bmatrix} 0 & \zeta_n & \eta_n & -\xi_n & 0 & 0 & 0 & \zeta_n & -\eta_n \\ \zeta_n & 0 & \xi_n & 0 & -\eta_n & 0 & -\zeta_n & 0 & \xi_n \\ \eta_n & \xi_n & 0 & 0 & 0 & -\zeta_n & \eta_n & -\xi_n & 0 \end{bmatrix},$$

$$[\xi_n \; \eta_n \; \zeta_n]^T = {}^b r_{bn}\,, \quad n = 1,2,\ldots,N-1\,.$$

Будем считать, что акселерометры измеряют ускорения вдоль осей связанной с сенсорной ячейкой системой координат $O_n X_n Y_n Z_n$. Также примем, что ориентация каждой ячейки по отношению к ячейке с номером n_0 известна. Тогда

$${}^b a_n = {}^b A_n ({}^n a_n)\,,$$

где ${}^b A_n$ – матрица перехода от $O_n X_n Y_n Z_n$ к $O_\mathrm{b} X_\mathrm{b} Y_\mathrm{b} Z_\mathrm{b}$, ${}^n a_n$ – столбец измеряемых ускорений.

Линейная несмещенная оценка $\hat{x}$ вектора x с минимальной среднеквадратической ошибкой и матрица $\tilde{P}$ ковариации ошибки оценивания $\tilde{x} = x - \hat{x}$ согласно [14] даются соотношениями

$$\hat{x} = (D^T S^{-1} D + P^{-1})^{-1} D^T S^{-1} z\,, \quad \tilde{P} = (D^T S^{-1} D + P^{-1})^{-1}\,, \tag{5}$$

где P и S суть матрицы ковариации соответственно искомого вектора x и вектора ошибки измерений s. При отсутствии априорной информации (при этом $P^{-1} = 0$) и при условии, что ранг матрицы D равен размерности вектора x, т. е. при существовании, по крайней мере, такого числа независимых измерений, которое не меньше числа компонент вектора x, оценка (5) принимает вид гауссовско-марковской оценки:

$$\hat{x} = (D^T S^{-1} D)^{-1} D^T S^{-1} z\,, \quad \tilde{P} = (D^T S^{-1} D)^{-1}\,. \tag{6}$$

Если при этом компоненты вектора ошибки измерений некоррелированы и имеют одинаковую дисперсию, то оценка (6) принимает вид гауссовской оценки:

$$\hat{x} = (D^T D)^{-1} D^T z\,, \quad \tilde{P} = (D^T D)^{-1} D^T S D (D^T D)^{-1}\,. \tag{7}$$

Из оценки $\hat{x}$ в соответствии с (4) непосредственно получаем оценку вектора угловой скорости ${}^b\hat{\omega}$ в системе координат $O_\mathrm{b} X_\mathrm{b} Y_\mathrm{b} Z_\mathrm{b}$.

Модули компонент оценки ${}^b\hat{\omega}$ вектора угловой скорости ${}^b\omega$ могут быть определены по компонентам x_4, x_5, x_6 вектора x:

$$2\hat{\omega}_x^2 = (-\hat{x}_4 + \hat{x}_5 + \hat{x}_6)\,, \; 2\hat{\omega}_y^2 = (+\hat{x}_4 - \hat{x}_5 + \hat{x}_6)\,, \; 2\hat{\omega}_z^2 = (+\hat{x}_4 + \hat{x}_5 - \hat{x}_6)\,, \tag{8}$$

и учитывая знаки компонент x_1, x_2, x_3 вектора x, оценка ${}^b\hat{\omega}$ вектора угловой скорости может быть определена с точностью до знака (направления вектора).

Уточнение оценки угловой скорости. Имея временной ряд $K > 3$ оценок ${}^b\hat{\omega}(t_k)$ и ${}^b\hat{\dot{\omega}}(t_k)$, $k = 1,2,...,K$, вектора угловой скорости и скорости его изменения, можно уточнить знаки оценок ${}^b\hat{\omega}(t_k)$, например, следующим образом. Для первых трех оценок ${}^b\hat{\omega}(t_k)$, $k = 1,2,3$, перебираем восемь вариантов сочетаний знаков $\pm{}^b\hat{\omega}(t_1)$, $\pm{}^b\hat{\omega}(t_2)$, $\pm{}^b\hat{\omega}(t_3)$. Выбираем тот вариант сочетания знаков, для которого численно определенные производные наиболее близки к значениям ${}^b\hat{\dot{\omega}}(t_1)$, ${}^b\hat{\dot{\omega}}(t_2)$, ${}^b\hat{\dot{\omega}}(t_3)$. Для последующих значений t_k, $k > 3$, имеем уточненные оценки ${}^b\hat{\omega}(t_{k-2})$, ${}^b\hat{\omega}(t_{k-1})$ и два варианта оценки $\pm{}^b\hat{\omega}(t_k)$. Из двух вариантов выбираем тот, для которого значение вычисленной производной ближе к значению ${}^b\hat{\dot{\omega}}(t_k)$.

Определение положения центра масс. При известных значениях $\omega \equiv {}^b\omega$ и $\dot{\omega} \equiv {}^b\dot{\omega}$, предполагая ускорение центра масс объекта нулевым ${}^b a_c = 0$, что справедливо при отсутствии внешних воздействий, можно определить положение центра масс ${}^b r_c = -{}^b r_0$ в системе $O_b X_b Y_b Z_b$

$$ {}^b r_c = -[({}^b\dot{\omega}^\times) + ({}^b\omega^\times)({}^b\omega^\times)]^{-1}({}^b a_0) . \qquad (9) $$

Используя совокупность измерений для $t = t_k$, $k = 1,2,...,K$ и используя соотношение (9), можно записать

$$ D_c x_c = z_c, \quad x_c \equiv {}^b r_c, \quad D_c = \left[D_{c1}^T \,\vdots\, D_{c2}^T \,\vdots\, ... \,\vdots\, D_{cK}^T\right]^T, \quad z_c = \left[z_{c1}^T\ z_{c2}^T ... z_{cK}^T\right]^T, $$

где векторы наблюдений z_{ck} и блоки матрицы D_c:

$$ z_{ck} = {}^b a_0(t_k), \quad D_{ck} = -[{}^b\dot{\omega}^\times(t_k) + {}^b\omega^\times(t_k) \cdot {}^b\omega^\times(t_k)] . $$

Для оценки положения центра масс могут быть применены описанные выше процедуры среднеквадратического оценивания и оценка вектора положения центра масс ${}^b\hat{r}_c = \hat{x}_c$.

Определение тензора инерции. Также при известных значениях ω и $\dot{\omega}$ для различных моментов времени можно определить с точностью до множителя тензор инерции тела. Для свободного вращательного движения твердого тела справедливы динамические уравнения Эйлера, которые в связанной с телом системе координат $O_b X_b Y_b Z_b$ имеют вид

$$ {}^b I({}^b\dot{\omega}) + ({}^b\omega^\times){}^b I({}^b\omega) = 0 , \qquad (10) $$

где ${}^b I$ – матрица тензора инерции относительно центра масс тела в проекциях на оси системы координат $O_b X_b Y_b Z_b$. Соотношения (10), как это сделано в [15], могут быть представлены в виде

$$\Phi(\dot\omega,\omega)\,p = 0\,,$$

где

$$\Phi(\dot\omega,\omega) = \begin{bmatrix} \dot\omega_x & -\omega_y\omega_z & \omega_y\omega_z & \dot\omega_y - \omega_x\omega_z & \dot\omega_z + \omega_x\omega_y & \omega_y^2 - \omega_z^2 \\ \omega_x\omega_z & \dot\omega_y & -\omega_x\omega_z & \dot\omega_x + \omega_y\omega_z & \omega_z^2 - \omega_x^2 & \dot\omega_z - \omega_x\omega_y \\ -\omega_x\omega_y & \omega_x\omega_y & \dot\omega_z & \omega_x^2 - \omega_y^2 & \dot\omega_x - \omega_y\omega_z & \dot\omega_y + \omega_x\omega_z \end{bmatrix},$$

$p = [{}^bI_{xx}\ {}^bI_{yy}\ {}^bI_{zz}\ {}^bI_{xy}\ {}^bI_{xz}\ {}^bI_{yz}]^T$ – вектор инерции – столбец компонент симметричной матрицы ${}^bI$. Для K моментов времени $t_1, t_2, \ldots, t_K$ справедливо

$$A_\omega p = 0\,, \qquad (11)$$

где

$$A_\omega = \left[\Phi_1^T \mid \Phi_2^T \mid \ldots \mid \Phi_K^T\right]^T, \quad \Phi_k = \Phi(\dot\omega(t_k), \omega(t_k))\,, \quad k = 1,2,\ldots,K\,.$$

В работе [16] систему алгебраических уравнений вида (11) решают в смысле наименьших квадратов, то есть, находят решение, которое минимизирует квадрат нормы

$$\|A_\omega p\|^2 = (A_\omega p)^T A_\omega p = p^T A_\omega^T A_\omega p\,.$$

Минимизация этого квадратичного функционала приводит к линейной системе

$$B\,p = 0\,, \quad B = A_\omega^T A_\omega\,. \qquad (12)$$

Для нетривиального решения системы (12) $p \neq 0$ необходимо, чтобы ранг матрицы B был меньше 6. Для случая точных значений элементов матрицы, когда ранг B равен 5, компоненты столбца p (моменты инерции) могут быть определены [17] с точностью до некоторого множителя c:

$$p_i = c\cdot(B)_{ji}\,, \quad i = 1,2,\ldots,6\,, \qquad (13)$$

где p_i – i-тый компонент p, $(B)_{ji}$ – алгебраическое дополнение элемента $(b)_{ji}$ в матрице определителя B, при этом j выбирается так, что хотя бы одно из дополнений $(B)_{ji}$ было отличным от нуля. На практике элементы матрицы B определяются с погрешностью, и ранг матрицы B будет равным 6. Для нахождения нетривиального решения в этом случае в [16] предлагается подход, приводящий к задаче минимизации с ограничениями, которая может быть решена с использованием методов численной оптимизации. Мы предлагаем более простой алгоритм нахождения нетривиального решения. Так как ненулевое значение определителя матрицы обусловлено погрешностями измерений, то предполагая его малость, за оценку столбца p_I компонентов симметричной матрицы ${}^bI$ может быть принят столбец

$$\hat p = [p_1\ p_2 \ldots p_6]^T\,,$$

где компоненты p_i определены по соотношениям (13), значение j, в которых выбрано из условия максимума норм векторов v_j, составленных из алгебраических дополнений $v_j = (B)_{ji}$, $i = 1,2,\dots,6$.

Формирование тормозного импульса. Необходимый тормозной импульс можно определить по следующему соотношению:

$$ {}^bM \cdot \tau = -\kappa \cdot [-{}^b\hat{I}_n \cdot ({}^b\hat{\dot\omega}_1) + ({}^b\hat{\omega}_1^{\times}) \cdot {}^b\hat{I}_n({}^b\hat{\omega}_1) \cdot \tau/2], \quad (14) $$

где ${}^bM$ – тормозной крутящий момент внешних сил относительно центра масс тела, τ – длительность приложения тормозного импульса, κ – масштабный коэффициент, связывающий нормированный вектор инерции p_{norm} и нормированную оценку вектора инерции $\hat{p}_{norm}$, в данном соотношении значение τ задается априорно, ${}^b\hat{I}_n$ – матрица тензора инерции, соответствующая нормированной оценке вектора инерции $\hat{p}_{norm}$, ${}^b\hat{\omega}_1$ – оценка вектора угловой скорости в момент времени $t = t_{\text{imp}}$ начала приложения тормозного импульса.

Соотношение (14) получено интегрированием уравнения

$$ {}^b\hat{I}_{\text{n}}({}^b\dot\omega) + ({}^b\omega^{\times}){}^b\hat{I}_{\text{n}}({}^b\omega) = {}^bM, \quad (15) $$

на интервале $(t_{\text{imp}}, t_{\text{imp}} + \tau)$ в предположении нулевых конечных значений ω и $\dot\omega$ и линейности изменения на интервале действия тормозного импульса слагаемых левой части (15). Для получения оценки ${}^b\hat{\omega}_1$ необходимо, принимая ${}^b\hat{I} = {}^b\hat{I}_{\text{n}}$, проинтегрировать уравнения свободного движения (10) на интервале (t_k, t_{imp}) с начальными условиями ${}^b\omega(t_k) = {}^b\hat\omega(t_k)$ и ${}^b\dot\omega(t_k) = {}^b\hat{\dot\omega}(t_k)$ для некоторого значения k, например, равного K.

Будем предполагать, что измерительные функции и функции приложения силовых воздействий к объекту сосредоточены в каждой ячейке, т. е. в ячейках универсального типа (измерительного и силового). Тогда вектор $(3N \times 1)$ силовых воздействий f, состоящий из компонент векторов силовых воздействий каждой силовой ячейки и воспроизводящий требуемый тормозной импульс, может быть определен нормальным псевдорешением недоопределенной системы шести алгебраических уравнений

$$ D_f f = B_f, \quad (16) $$

где

$$ B_f = [{}^bM_x, {}^bM_y, {}^bM_z, 0, 0, 0]^T, \quad D_f = \left[\begin{array}{c|c|c|c} {}^b\hat{r}_{c0}^{\times} & {}^b\hat{r}_{c1}^{\times} & \cdots & {}^b\hat{r}_{c,N-1}^{\times} \\ \hline E_{3\times3} & E_{3\times3} & & E_{3\times3} \end{array}\right], $$

$$ {}^b\hat{r}_{c0}^{\times} = -{}^b\hat{r}_c, \quad {}^b\hat{r}_{cn}^{\times} = {}^b\hat{r}_{c1}^{\times} + {}^bA_n{}^n r_{bn}, \quad n = 1,3,\dots,N-1, \quad E_{3\times3} = \text{diag}(1,1,1). $$

Последние три уравнения системы (16) отвечают требованию равенства нулю главного вектора внешних сил. Из компонент вектора псевдорешения f могут быть составлены матрицы ${}^bG_f$ и ${}^nG_f$

$$ {}^{b}G_{f} = \left[{}^{b}F_{1} \mid {}^{b}F_{2} \mid \ldots \mid {}^{b}F_{N} \right], \quad {}^{n}G_{f} = \left[{}^{1}F_{1} \mid {}^{2}F_{2} \mid \ldots \mid {}^{N}F_{N} \right], $$

$$ {}^{n}F_{n} = {}^{n}A_{b}\, {}^{b}F_{n}, \quad {}^{b}F_{n} = \left[f_{3n-2} \quad f_{3n-1} \quad f_{3n} \right]^{T}, \quad n = 1,2,\ldots,N, $$

каждый столбец которых представляет собой вектор-столбец требуемого силового воздействия со стороны соответствующей силовой ячейки. В матрице ${}^{b}G_{f}$ – в проекциях на оси базовой системы координат, в матрице ${}^{n}G_{f}$ – на оси связанных с ячейками систем координат.

Оценка масштабного коэффициента тензора инерции. Оценка (восстановление) тензора инерции сводится к получению оценки $\hat{\kappa}$ масштабного коэффициента κ, связывающего тензор инерции ${}^{b}I$ с нормированным тензором инерции ${}^{b}I_{n}$, по отношению к которому была получена оценка ${}^{b}\hat{I}_{n}$. Связь выглядит следующим образом

$$ {}^{b}I = \kappa \cdot {}^{b}I_{\mathrm{n}}. \tag{17} $$

Для восстановления тензора инерции необходимо произвести оценку $\omega_{1} = {}^{b}\hat{\omega}_{1}$ вектора угловой скорости для момента времени начала приложения импульса $t = t_{imp}$, измерение и оценку $\omega_{2} = {}^{b}\hat{\omega}$ для момента времени $t = t_{imp} + \tau$ окончания действия импульса, и воспользоваться следующими соотношениями (записанными для простоты изложения для диагональной матрицы инерции)

$$ \left. \begin{array}{r} {}^{b}I_{xx}(\omega_{2x} - \omega_{1x}) - ({}^{b}I_{yy} - {}^{b}I_{zz})\omega_{xx} = {}^{b}M_{x} \cdot \tau \\ {}^{b}I_{yy}(\omega_{2y} - \omega_{1y}) - ({}^{b}I_{zz} - {}^{b}I_{xx})\omega_{yy} = {}^{b}M_{y} \cdot \tau \\ {}^{b}I_{zz}(\omega_{2z} - \omega_{1z}) - ({}^{b}I_{zz} - {}^{b}I_{yy})\omega_{zz} = {}^{b}M_{z} \cdot \tau \end{array} \right\}, \tag{18} $$

где

$$ \left. \begin{array}{l} \omega_{xx} \approx (\omega_{2y}\omega_{2z} + \omega_{1y}\omega_{1z}) \cdot \tau/2 \\ \omega_{yy} \approx (\omega_{2z}\omega_{2x} + \omega_{1z}\omega_{1x}) \cdot \tau/2 \\ \omega_{zz} \approx (\omega_{2x}\omega_{2y} + \omega_{1x}\omega_{1y}) \cdot \tau/2 \end{array} \right\}. \tag{19} $$

Соотношения (18) получены интегрированием динамических уравнений Эйлера

$$ {}^{b}I\,({}^{b}\dot{\omega}) + ({}^{b}\omega^{\times})\,{}^{b}I\,({}^{b}\omega) = {}^{b}M \tag{20} $$

на временном промежутке τ действия импульса. Величины ω_{xx}, ω_{yy} и ω_{zz} соответствуют интегралам от второго члена выражения левой части равенства (20) (компоненты тензора инерции вынесены за знак интеграла). Их приближенные значения (19) получены в предположении линейного во времени изменения вектора угловой скорости, такое предположение оправдано предполагаемой малой длительностью импульса.

Учитывая соотношения (17) – (19), оценка $\hat{\kappa}$ может быть получена решением переопреленной системы алгебраических уравнений

$$ J \cdot \hat{\kappa} = {}^{b}M \cdot \tau, $$

где

$$J = \begin{bmatrix} {}^bI_{\mathrm{n}xx}(\omega_{2x} - \omega_{1x}) - ({}^bI_{\mathrm{n}yy} - {}^bI_{\mathrm{n}zz})\omega_{xx} \\ {}^bI_{\mathrm{n}yy}(\omega_{2y} - \omega_{1y}) - ({}^bI_{\mathrm{n}zz} - {}^bI_{\mathrm{n}xx})\omega_{yy} \\ {}^bI_{\mathrm{n}zz}(\omega_{2z} - \omega_{1z}) - ({}^bI_{\mathrm{n}zz} - {}^bI_{\mathrm{n}yy})\omega_{zz} \end{bmatrix}.$$

Для общего случая недиагональной матрицы тензора инерции столбец J определяется соотношением

$$J = {}^b\hat{I}_{\mathrm{n}}({}^b\hat{\omega}_2 - {}^b\hat{\omega}_1) + [\,({}^b\hat{\omega}_2^{\times})^b\,{}^b\hat{I}_{\mathrm{n}}({}^b\omega_2) + ({}^b\hat{\omega}_1^{\times})^b\,{}^b\hat{I}_{\mathrm{n}}({}^b\hat{\omega}_1)\,]/2\cdot\tau\,.$$

Таким образом, получены алгоритмы оценивания векторов угловой скорости и углового ускорения, положения центра масс, формирования тормозного импульса, оценки тензора инерции для объекта орбитального сервиса в предположении задействования автономной системы замедления его вращательного движения, имеющей минимально необходимые функциональные возможности.

Результаты моделирования. Предложенный подход к оцениванию векторов угловой скорости и углового ускорения иллюстрируется рисунком 7, на котором приведены графики изменения компонент векторов угловой скорости и ускорения, выраженных в базовой системе координат $O_{\mathrm{b}}X_{\mathrm{b}}Y_{\mathrm{b}}Z_{\mathrm{b}}$. Линиями на рисунке обозначены зависимости компонент векторов угловой скорости ω и углового ускорения $\dot{\omega}$, которые соответствуют результатам моделирования движения. Крестиками обозначены значения этих компонент в моменты времени, когда акселерометрами производятся измерения линей-

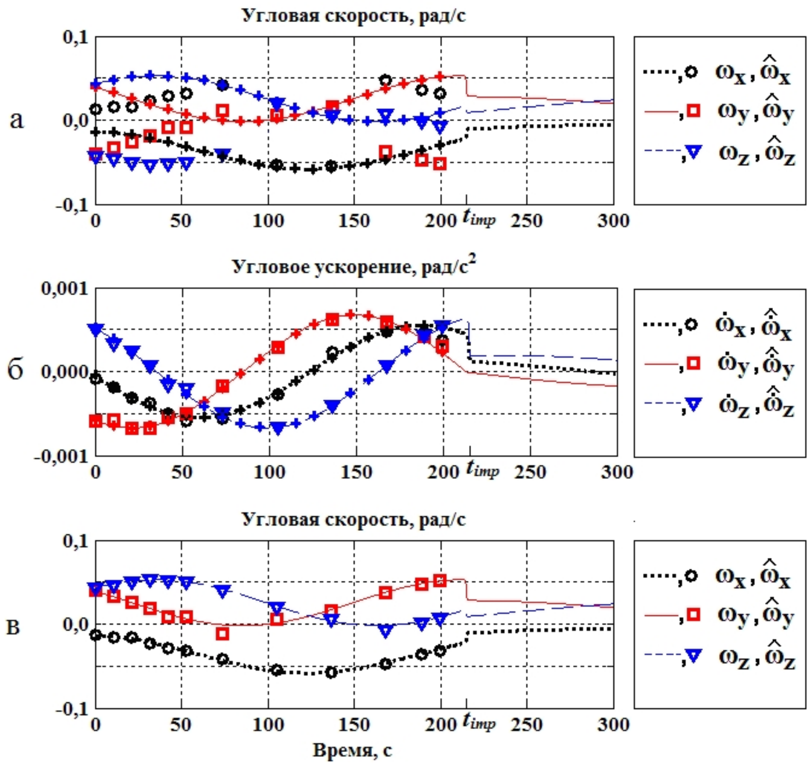

Рис. 7

ных ускорений в точках расположения сенсоров. Маркерами обозначены компоненты оценки векторов угловой скорости $\hat{\omega}$ и ускорения $\hat{\dot{\omega}}$. На графиках а) и б) приведены оценки компонент в соответствии с (7), на графиках в) – значения оценок угловой скорости, полученные в соответствии с описанным выше алгоритмом уточнения оценки угловой скорости. Оценки параметров углового движения выполнены для оговоренных моментов времени. Можно заметить, что оценки имеют место не для всех моментов измерений. Это поясняется наличием погрешностей измерений, которые могут привести к тому, что правые части соотношений (8) для квадратов компонент вектора угловой скорости могут оказаться отрицательными. Результаты обработки соответствующих измерений отбрасываются.

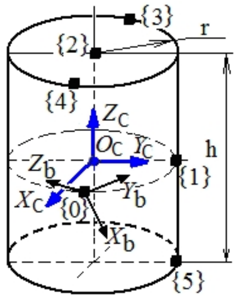

Рис. 8

При моделировании вращательного движения объект орбитального сервиса был представлен в виде тела цилиндрической формы, (см. рис. 8) высотой $h = 2{,}6$ м, радиусом $r = 1{,}1$ м, массой 1000 кг и тензором инерции $\mathrm{diag}(1168\ \ 1168\ \ 605)$ кг$\cdot$м^2 в системе координат $O_c X_c Y_c Z_c$. Расположение сенсорных датчиков обозначено на рисунке маркерами с указанием номера сенсора в фигурных скобках. Скорость вращения тела в начальный момент в системе координат $O_c X_c Y_c Z_c$ была принята равной $[0{,}0241\ \ 0{,}0204\ \ 0{,}0510]^T$ рад/с или $[-0{,}0137\ \ 0{,}0394\ \ 0{,}0431]^T$ рад/с в системе $O_b X_b Y_b Z_b$. Было принято также, что компоненты вектора ошибки измерений некоррелированы и погрешность измерений не превышает $10\ \%$.

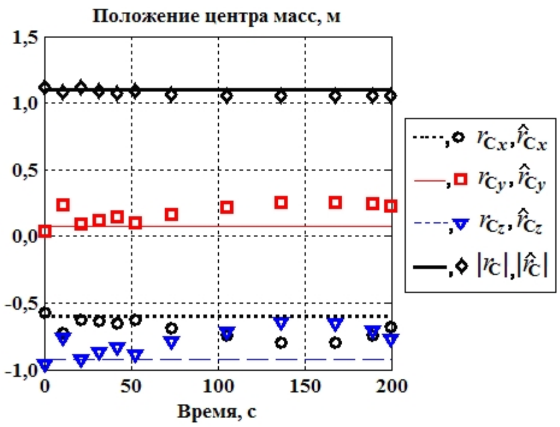

Рис. 9

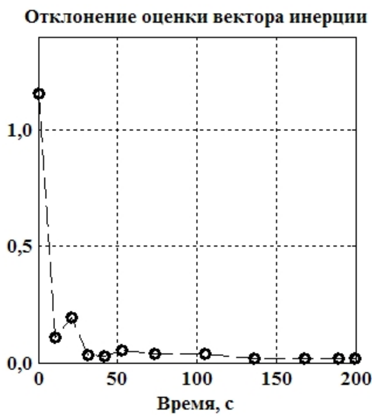

Рис. 10

На рисунке 9 приведены графики изменения во времени оценок компонент r_{cx}, r_{cy}, r_{cz} и модуля $|r_c|$ вектора ${}^b r_c$ положения центра масс для случая свободного движения описанного тела. Линиями на рисунках показаны истинные значения компонент вектора центра масс, маркерами обозначены результаты их оценивания.

На рисунке 10 приведен график изменения во времени результатов оценки вектора p компонент тензора инерции для рассматриваемого случая. Так как оценка производится с точностью до некоторого множителя, то для сравнения вектора оценки $\hat{p}$ и вектора p, соответствующего принятым параметрам тела, эти векторы нормируются: $\hat{p}_{norm} = \hat{p} / \|\hat{p}\|$ и $p_{norm} = p / \|p\|$. На рисунке приведены значения нормы вектора отклонения $\Delta\hat{p} = \hat{p}_{norm} - p_{norm}$, показаные на рисунке в виде маркеров.

Результат воздействия тормозного импульса на движение оговоренного тела приведен на рисунке 7. Момент времени начала приложения импульса t_{imp} принят равным 215 с, а длительность импульса τ равной 1 с. Требуемые силовые воздействия были определены решением системы уравнений (16).

Результаты моделирования показали также удовлетворительные значения оценки $\hat{\kappa}$ масштабного коэффициента κ, связывающего тензор инерции, определенный решением системы уравнений (11), с реальным тензором инерции. А именно, было получено, что для принятых значений параметров тела отношение $\hat{\kappa}/\kappa$ оценки масштабного коэффициента к его истинному значению находится в диапазоне $0{,}86 \div 1{,}09$ (при $\kappa = 1731$). Априорное значение κ было принято равным 800. При этом, например, для одного из вариантов расчета было получено, что матрица силовых воздействий

$$^{b}G_f = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3{,}11 & -3{,}38 & 0{,}27 \\ 0 & 0 & 0 & -7{,}30 & 0{,}0 & 7{,}30 \end{bmatrix} \text{Н},$$

оценка вектора инерции

$$\hat{p} = [917{,}0 \quad 208{,}1 \quad 202{,}9 \quad 1056{,}5 \quad -155{,}6 \quad 1048{,}8] \text{кг} \cdot \text{м}^2$$

при истинном значении вектора инерции

$$p = [886{,}7 \quad 199{,}2 \quad 199{,}2 \quad 1027{,}5 \quad -140{,}8 \quad 1027{,}5] \text{кг} \cdot \text{м}^2.$$

Приведенные графические материалы подтверждают работоспособность предложенных алгоритмов оценивания векторов угловой скорости и углового ускорения, положения центра масс, формирования тормозного импульса, оценки тензора инерции для объекта орбитального сервиса в предположении задействования автономной системы замедления его вращательного движения, имеющей оговоренные минимально необходимые функциональные возможности.

Выводы. Предложена концепция сотовой архитектуры автономной системы замедления вращательного движения некооперированного объекта орбитального сервиса в виде информационно связанных между собой модулей или ячеек, которые жестко связаны с объектом (твердым телом) и обладают минимально необходимыми для решения задачи торможения вращения функциональными возможностями. Под минимальными возможностями понимаются следующие: измерение линейных ускорений в точках крепления ячеек к телу с помощью акселерометров; приложение силовых воздействий к объекту посредством исполнительных органов в виде двигательных установок; обмен данными и их обработка для определения параметров углового движения, положения центра масс, и определения управляющих воздействий для уменьшения вращения объекта. Разработаны алгоритмы оценивания векторов угловых скорости и ускорения, оценивания положения центра масс, формирования тормозного импульса, оценки тензора инерции объекта орбитального сервиса исходя из данных акселерометров. Выполнено числовое моделирование функционирования автономной системы, результаты которого подтвердили работоспособность предложенных алгоритмов и, тем самым, принципиальную возможность создания предложенной автономной системы замедления вращательного движения некооперированного объекта орбитального сервиса.

1. *Clerc X., Retat I.* Astrium vision on space debris removal. Proceedings of 63rd International Astronautical 1. Congress. Naples, Italy, 2012. 13 p.
2. *Nishida S.* Strategy for capturing of a tumbling space debris. Acta Astronautica. 2011. Vol. 68. P. 113–120. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.06.045
3. CleanSpace One Gripper Report. Phase 0. / Swiss Space Center EPFL ; Lausanne, Switzerland, 2013. 57 p.
4. *Kitamura S., Hayakawa Y., Kawamoto S.* A reorbiter for GEO large space debris using ion beam irradiation. Proceedings of 32-nd International Electric Propulsion Conference. Wiesbaden, Germany, 2011. P. 13.
5. *Bombardelli C., Pelaez J.* Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2011. Vol. 34, № 3. P. 916–920. https://doi.org/10.2514/1.51832
6. *Alpatov A. P., Fokov A. A., Khoroshylov S. V., Savchuk A. P.* Error Analysis of Method for Calculation of Non-Contact Impact on Space Debris from Ion Thruster. Mechanics, Materials Science & Engineering. 2016. № 5. P. 64–76.
7. *Lavagna M., Benvenuto R., De Luca L., Maggi F., Tadini P., Graziano M.* Contactless active debris removal: the hybrid propulsion alternative. Proceedings of 5-th European Conference for Aerospace Sciences. Munich, 2013. P. 33.
8. *Головко М. Г., Безуглый В. А., Бондаренко С. Г., Рубаха Ю. А., Покровский Р. О.* Технические аспекты борьбы с космическим мусором. Екологія та ноосферологія. 2012. Т. 23, № 1–2. С. 110–120.
9. Space Transport Development Using Orbital Debris: Final Report on NIAC Phase I / Tether Applications, Inc. ; *Carroll J.A.* Research Grant No. 07600-087, 2002. 43 p.
10. URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/explorer/Investigation.html?#id=2057 (дата звернення: 28.10.2019).
11. *Jiang H., Hawkes E. W., Fuller C., Estrada M. A., Suresh S. A., Abcouwer N., Han A. K., Wang S., Ploch C. J., Parness A., Cutkosky M. R.* A robotic device using gecko-inspired adhesives can grasp and manipulate large objects in microgravity. Science Robotics. 2017. Vol. 2, Issue 7. 45 p.
12. *Chang H., Huang P., Lu Z., Meng Z., Liu Z., Zhang Y.* Cellular Space Robot and Its Interactive Model Identification for Spacecraft Takeover Control. International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Daejeon, Korea. 2016. P. 3069–3074.
13. *Chang H., Huang P., Lu Z., Meng Z., Liu Z., Zhang Y.* Inertia parameters identification for cellular space robot through interaction. Aerospace Science and Technology. 2017. Vol. 71, P. 464–474.
14. *Браммер К., Зиффлинг Г.* Фильтр Калмана–Бьюси. Москва, 1982. 200 с.
15. *Zhou B-Z., Cai G-P., Liu Y-M., Liu P.* Motion Prediction of a Non-Cooperative Space Target. Advances in Space Research. 2017. Vol. 61, № 1. P. 207–222.
16. *Benninghoff H., Boge T.* Rendezvous involving a non-cooperative, tumbling target - estimation of moments of inertia and center of mass of an unknown target. Conference Paper. Conference: International Symposium on Space Flight Dynamics, At Munich 2015. Vol. 25. 16 p.
17. Корн Г. К, Корн Т. К. Справочник по математике. Москва, 1974. 832 с.

Получено 05.11.2019,
в окончательном варианте 22.11.2019