 © Авторы статьи / Authors of the article

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ/DYNAMICS, BALLISTICS, AIRCRAFT MOVEMENT CONTROL

DOI: https://doi.org/10.23670/IRJ.2024.141.65 EDN: WLAXBF

МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Обзор

Нгуен К.Н.[1, *]

[1] Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

* Корреспондирующий автор (nambmstu[at]gmail.com)

Предложена: 03.03.2024; Принята: 14.03.2024; Опубликована: 18.03.2024

Аннотация

Статья посвящена раскрытию актуальных проблем, связанных с повышением эффективности управления космическими аппаратами. В частности, в процессе исследования рассмотрены особенности моделирования системы ориентации и стабилизации космического корабля на примере малого космического аппарата. Отдельное внимание уделено составляющим системы угловой ориентации и стабилизации космического аппарата, оптимальному управлению и синтезу алгоритмов стабилизации. Проблема обеспечения требуемого качества управления МКА в условиях неполной априорной информации о внешних воздействиях и параметрах объекта управления может быть решена путем применения адаптивных систем управления с наблюдателем состояния. Для повышения эффективности управления системой ориентации и стабилизации МКА целесообразно применять методы, которые основаны на использовании развитого формализма построения внешних эллипсоидальных оценок множеств досягаемости и предельных множеств линейных динамических систем, структурно возмущенных действием немоделированных ограниченных воздействий окружающей среды.

Ключевые слова: управление, космический аппарат, стабилизация, ориентация.

MODELLING OF A SMALL SPACECRAFT ORIENTATION AND STABILIZATION SYSTEM

Review article

Nguen K.N.[1, *]

[1] Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

* Corresponding author (nambmstu[at]gmail.com)

Suggested: 03.03.2024; Accepted: 14.03.2024; Published: 18.03.2024

Abstract

The article is dedicated to the development of topical problems associated with improving the efficiency of spacecraft control. In particular, the features of modelling the system of orientation and stabilization of a spacecraft on the example of a small spacecraft are discussed in the process of research. Special attention is paid to the components of the spacecraft angular orientation and stabilization system, optimal control and synthesis of stabilization algorithms. The problem of providing the required quality of spacecraft control under conditions of incomplete a priori information about external influences and parameters of the control object can be solved by applying adaptive control systems with a state observer. To improve the control efficiency of the MSC orientation and stabilization system, it is advisable to apply methods based on the use of the developed formalism of constructing external ellipsoidal estimates of reach sets and limit sets of linear dynamic systems structurally perturbed by the action of unmodelled limited environmental influences.

Keywords: control, spacecraft, stabilization, orientation.

Введение

Система управления ориентацией и стабилизации (СУОС) играет важную роль в процессе функционирования современных космических аппаратов (КА), так как от ее характеристик во многом зависит возможность выполнения целевых задач, возложенных на КА. Поиск эффективных средств управления ориентацией и стабилизацией КА является одной из главных задач исследований в области ракетно-космической техники. Критерии эффективности системы управления выбираются в соответствии с задачами космических миссий, которые должны быть решены определенным КА [1].

Выбор СУОС выполняется на основе имеющейся информации об исполнительных элементах, эффективности, надежности, массе, стоимости, энергопотреблении и алгоритме управления КА. Кроме того, следует отметить, что при разработке систем управления необходимо удовлетворить целому ряду требований. Не перечисляя всех из них, отметим, что определяющим и наиболее сложным является требование удовлетворения проектируемой системой необходимых характеристик по точности. Сложность создания системы, которая будет обеспечивать заданную точность заключается в том, что на этапе технической реализации синтезированного алгоритма управления и при дальнейшей эксплуатации системы в целом неизбежно проявятся сделанные на этапе разработки упрощения и идеализации реального объекта и условий его функционирования. При создании СУОС широко используются методы классической теории управления и оптимального управления, предполагающие наличие точной математической

 © Авторы статьи / Authors of the article

модели объекта управления [2]. Однако на практике используемые модели в той или иной степени неточны. Таким образом, параметры объекта часто известны лишь приблизительно, а его математическая формализация может быть настолько сложной, что не позволяет ее использовать при синтезе законов управления. Помимо этого, внешние возмущения, обычно тоже точно неизвестны.

Таким образом, неточность и неполнота сведений о реальном объекте управления и возможных возмущениях, которые будут действовать на него, могут привести к ситуации, когда оптимально рассчитанная система при одних параметрах может потерять свои свойства оптимальности или вообще оказаться непригодной для эксплуатации при других. Указанные обстоятельства предопределяют необходимость применять такие методы синтеза алгоритмов управления, которые позволили бы получать гарантированную точность управления в условиях неопределенности в описании динамического объекта.

Принимая во внимание вышеизложенное, разработка эффективного алгоритма и изучение основных принципов функционального исполнения систем ориентации и стабилизации КА представляет собой на сегодняшний день важную научно-практическую задачу, необходимость решения которой и предопределила выбор темы данной статьи.

Основные результаты

Вопросы синтеза адаптивной системы стабилизации КА в орбитальной системе координат прорабатываются такими авторами как: Садуахас А.К., Калманова Д.М., Хамитова Д.Р., Султанова С.С., Керимбай Н.Н., Ергалиев Д.С., Brewer, John Matthew; Tsiotras, Panagiotis; Mirshams, M.; Khosrojerdi, M.

Алгоритмы управления точной стабилизацией, ориентацией и маневрами космических аппаратов нашли свое отражение в работах Горелко М.Г., Мурыгина А.В., Богатыревой С.М., Илюхина С.Н., Топоркова А.Г., Kosari, A.; Jahanshahi, H.; Razavi, S.A.; Gui, H.; Jin, L.; Xu, S.

Особенности реализации отказоустойчивого управления реактивным колесом для стабилизации ориентации космического аппарата со сходимостью по конечному времени изучаются Бирюковой М.В., Туфаном А., Ермаковым В.Ю., Аппазовой Ш., Ергалиевым Д.С., Мукановой К., Советкажиевым А., Ракишев Ж.Б., Nabi, M.; Al-Saggaf, Ubaid M.; Bettayeb, Maamar.

Однако, несмотря на имеющиеся труды и наработки, ряд проблемных вопросов в данной предметной плоскости остаются открытыми. В частности, отдельного внимания заслуживают перспективы использования методов машинного обучения и компьютерного моделирования для повышения эффективности интеллектуального управления ориентацией космических аппаратов. В дальнейшем развитии и усовершенствовании нуждается математическая модель управляемого движения материальной точки в центральном гравитационном поле.

Итак, цель статьи заключается в рассмотрении особенностей моделирования системы ориентации и стабилизации космического корабля на примере малого космического аппарата.

2.1. Составляющие системы угловой ориентации и стабилизации МКА

Ключевым элементом любой системы ориентации и стабилизации является объект управления и регулятор. Объектом управления в рамках проводимого исследования будет выступать малый космический аппарат (МКА). Система стабилизации поддерживает постоянными или изменяет по определенному закону угловое положение МКА. Регулятор – это комплекс автоматически действующих устройств и механизмов, который осуществляет управление объектом управления. Стабилизация и ориентация МКА призваны обеспечивать точное наведение его антенны высокого усиления на Землю для связи, выбор правильных координат бортовых приборов для сбора и последующей интерпретации данных, разумное использование нагревающих и охлаждающих эффектов солнечного света и тени для терморегулирования [3].

Как показывает анализ литературных источников несмотря на то, что системы ориентации и стабилизации значительно отличаются между собой по конструкции, выполняются они по типовым функциональным схемам. При этом в большинстве современных систем управление осуществляется по отклонению управляемой величины от заданного настройкой ее значения или от заданного закона ее изменения.

В свою очередь на практике используются следующие системы ориентации МКА:

1. Активная магнитная ориентация.
2. Реактивные системы ориентации.
3. Маховиковые системы ориентации.
4. Гиросиловые системы ориентации.
5. Робастные системы ориентации.

На рис. 1 приведен пример функциональной схемы трех плоскостной системы ориентации и стабилизации.

 © Авторы статьи / Authors of the article

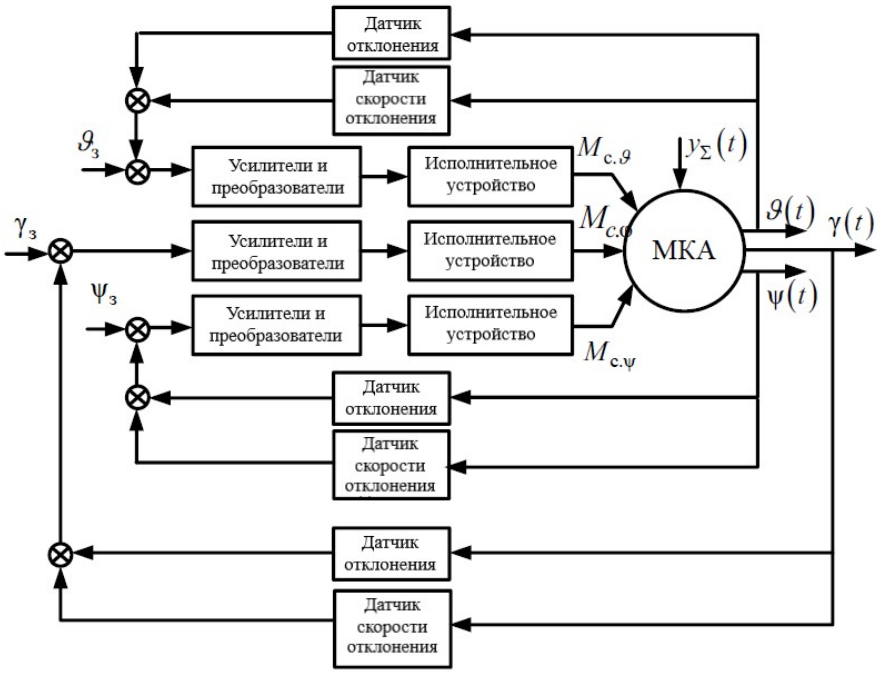

Рисунок 1 - Функциональная схема системы ориентации и стабилизации
DOI: https://doi.org/10.23670/IRJ.2024.141.65.1

На рисунке 1 используются следующие условные обозначения: ϑ_3 – угол тангажа; γ_3 – угол крена; ψ_3 – угол рыскания; $y_\Sigma(t)$ – моменты возмущения; $M_{c.i}(t)$ – момент стабилизации.

Для описания углового движения МКА используем инерциальную систему координат (ИСК) $O_I\, x_I\, y_I\, z_I$ с началом в центре масс Земли O_I. Ось $O_I\, y_I$ ИСК направлена по оси вращения Земли, а ось $O_I\, z_I$ - в точку весеннего равноденствия в заданную эпоху. Используем также связанную с МКА систему координат (ССК) $O_g\, x_g\, y_g\, z_g$ с началом в центре масс и осями, которые совпадают с главными центральными осями инерции МКА.

Уравнение вращательного движения абсолютно жесткого МКА может быть представлено следующим образом:

$$\boldsymbol{J}\dot{\omega} + \omega \times \boldsymbol{J}_\omega = \boldsymbol{M}^d + \boldsymbol{M}^c \qquad (1)$$

где J – тензор инерции МКА; $\omega = \left[\omega_x, \omega_y, \omega_z\right]^T$ – вектор абсолютной угловой скорости МКА, заданный проекциями на оси ССК; M^d, M^c – векторы суммарного возмущающего и управляющего моментов.

Переход от ИСК к ССК можно определить последовательностью поворотов $\left(\vartheta_3 - \gamma_3 - \psi_3\right)$ на углы. В этом случае кинематические уравнения, связывающие вектор абсолютной угловой скорости МКА и производные углов ориентации, могут быть представлены в таком виде [4]:

$$\begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos\gamma} \begin{bmatrix} \cos\gamma & \sin\gamma\sin\psi & \sin\gamma\cos\psi \\ 0 & \cos\gamma\cos\psi & -\sin\psi\cos\gamma \\ 0 & \sin\psi & \cos\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \qquad (2)$$

Таким образом, все отклонения МКА от начального положения определяются отклонениями триэдра, который жестко связан с аппаратом, от триэдра инерциальной системы координат. Положение связанных осей $O_g\, x_g\, y_g\, z_g$ относительно $O_I\, x_I\, y_I\, z_I$ целиком определяется тремя независимыми углами (рис. 2): ϑ_3 –угол тангажа; ψ_3 – угол крена; γ_3 – угол рыскания. Следовательно, движение МКА будет определено, когда будет известно изменение трех углов во времени $(\vartheta)t, (\gamma)t$ и $(\psi)t$.

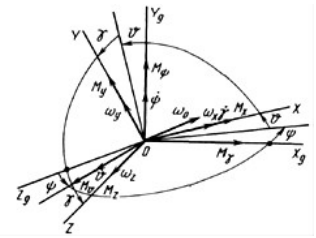

Рисунок 2 - Переход от инерциальной к связанной системе координат
DOI: https://doi.org/10.23670/IRJ.2024.141.65.2

 © Авторы статьи / Authors of the article

Далее, при проведении численных экспериментов, будем считать, что уравнения (1), (2) точно описывают динамику МКА. Уравнения (1), (2) существенно нелинейны, но для малых угловых отклонений МКА значения производных углов ориентации примерно равны $\dot{\psi} \approx \omega_x, \dot{\gamma} \approx \omega_y, \dot{\vartheta} \approx \omega_z$, значит уравнения (1), (2) могут быть представлены в линейной форме в виде трех независимых дифференциальных уравнений:

$$J_x\ddot{\psi} = M_x^d + M_x^c, J_y\ddot{\gamma} = M_y^d + M_y^c, J_z\ddot{\vartheta} = M_z^d + M_z^c \tag{3}$$

где J_x, J_y, J_z – центральные моменты инерции МКА относительно соответствующих осей ССК; M_x^d, M_y^d, M_z^d и M_x^c, M_y^c, M_z^c –проекции векторов суммарного возмущающего и управляющего моментов на соответствующие оси ССК. Будем считать, что именно модель (3) известна до вывода МКА на орбиту.

2.2. Оптимальное управление

Для синтеза регулятора уравнение (3) можно представить в форме пространства состояний в таком дискретном виде:

$$X_{k+1} = AX_k + BU_k \tag{4}$$

где $X_k = [\psi, \gamma, \vartheta, \dot{\psi}, \dot{\gamma}, \dot{\vartheta}]^T$, $U_k = \left[M_x^c, M_y^c, M_z^c\right]^T$ –векторы состояния и управления на *k*-м такте управления, соответственно.

Матрицы состояния и управления, которые входят в представление (4), имеют вид:

$$A = \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} J_x^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & J_y^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & J_z^{-1} \end{bmatrix}$$

Для оценки качества управления используем такой квадратичный критерий, который учитывает точность управления и затраты на управление:

$$I = \sum_{k=0}^{\infty} \left(X_K^T Q X_K + U_K^T F U_K\right) \tag{5}$$

где *Q* и *F* – весовые матрицы.

Для такого критерия, управление может быть найдено в форме линейно-квадратичного регулятора:

$$U_k^L = -KX_k \tag{6}$$

Матрица коэффициентов усиления регулятора *K* находится путем решения алгебраического уравнения Риккати [5]:

$$P = Q + A^T \left(P - PB\left(F + B^T PB\right)^{-1} B^T P\right) A \tag{7}$$

в таком виде:

$$K = \tilde{F}^{-1} B^T P, \quad \tilde{F} = F + B^T PB$$

где *P* – решение уравнения (7).

2.3. Синтез алгоритмов стабилизации МКА. Метод декомпозиции

Для решения задачи синтеза синтез алгоритмов стабилизации МКА воспользуемся аналогом метода синтеза управления движением КА относительно центра масс. Представим систему линейного приближения уравнений движения материальной точки в отклонениях от координат, записанных в форме Коши:

$$\dot{Z} = AZ + BU \tag{8}$$

в виде подсистем кинематических и динамических уравнений, введя обозначения:

$$Z = \begin{pmatrix} X \\ V \end{pmatrix}, X = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{pmatrix} = C_1^T Z, \quad V = \begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} z_4 \\ z_5 \\ z_6 \end{pmatrix} = C_2^T Z$$

$$\text{где } C_1^T = \left(I_3, O_3\right) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$C_2^T = \left(O_3, I_3\right) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Тогда систему уравнений (8) запишем в виде:

$$\left.\begin{matrix} \dot{X} = V \\ \dot{V} = \tilde{A}X + AV + U \end{matrix}\right\} \tag{9}$$

 © Авторы статьи / Authors of the article

Далее используем «кинематическую» функцию Ляпунова (ФЛ) [5]:

$$w_C = \frac{1}{2} X^T X \tag{10}$$

В соответствии с уравнениями (9) производная ФЛ (10) имеет вид:

$$\dot{w}_C = X^T \dot{X} = X^T V \tag{11}$$

Считая в (11) скорость *V* управлением, выберем «управление»:

$$V = V_C = -SX \tag{12}$$

где матрица $S = S^T \succ 0$, например $\mathrm{S} = \mathrm{diag}\left\{s_{11}, s_{22}, s_{33}\right\}$. При этом производная $\dot{w}_C = -X^T SX < 0$, и поэтому норма вектора отклонения от заданной точки будет монотонно уменьшаться $\|X(t)\| \to 0$.

Далее для завершения решения задачи синтеза стабилизирующего управления выберем «динамическую» ФЛ в виде:

$$w_d = \frac{1}{2}\left(V - V_C\right)^T \left(V - V_C\right) \tag{13}$$

Производная ФЛ (13), учитывая второе уравнение из системы (9), имеет вид: $\dot{w}_d = \left(V - V_C\right)^T \left(\dot{V} - \dot{V}_C\right) = \left(V - V_C\right)^T \left(\widetilde{AX} + AV + U - \dot{V}_C\right)$.

Предполагая:

$$U = -\widetilde{AX} - AV + \dot{V}_C - \frac{1}{2\tau}\left(V - V_C\right) \tag{14}$$

получаем:

$$\dot{w}_d = -\frac{1}{2\tau}\left(V - V_C\right)^T \left(V - V_C\right) = -\frac{1}{\tau} w_d, \tau \dot{w}_d + w_d = 0 \tag{15}$$

Из соотношения (15) следует, что ФЛ w_d является экспоненциально убывающей функцией и в результате отклонение МКА от заданной точки будет убывать: $\|X(t)\| \to 0$. Из уравнения (12) с учетом (9) следует:

$$\dot{V}_C = -S\dot{X} = -SV \tag{16}$$

Подставив в (14) значения V_C и $\dot{V}_C$ из (12), (16), последовательно получаем:

$$U = -\widetilde{AX} - AV - SV - \frac{1}{2\tau}V - \frac{1}{2\tau}SX$$

$$U = -\widetilde{AX} - \frac{1}{2\tau}SX - AV - SV - \frac{1}{2\tau}V$$

$$U = -\left(\tilde{A} - \frac{1}{2\tau}S\right)X - \left(A + S + \frac{1}{2\tau}I_3\right)V$$

Заключение

Таким образом, подводя итоги проведенного исследования, можно сделать следующие выводы. Проблема обеспечения требуемого качества управления МКА в условиях неполной априорной информации о внешних воздействиях и параметрах объекта управления может быть решена путем применения адаптивных систем управления с наблюдателем состояния. Для повышения эффективности управления системой ориентации и стабилизации МКА целесообразно применять методы, которые основаны на использовании развитого формализма построения внешних эллипсоидальных оценок множеств досягаемости и предельных множеств линейных динамических систем, структурно возмущенных действием немоделированных ограниченных воздействий окружающей среды.

Конфликт интересов

Не указан.

Рецензия

Все статьи проходят рецензирование. Но рецензент или автор статьи предпочли не публиковать рецензию к этой статье в открытом доступе. Рецензия может быть предоставлена компетентным органам по запросу.

Conflict of Interest

None declared.

Review

All articles are peer-reviewed. But the reviewer or the author of the article chose not to publish a review of this article in the public domain. The review can be provided to the competent authorities upon request.

Список литературы / References

1. Аппазова Ш. Управление движением космического аппарата в комбинированных системах стабилизации и ориентации / Ш. Аппазова, Д.С. Ергалиев // Труды международного симпозиума "Надежность и качество". — Т. 1. — 2020. — С. 56-58.

2. Гончаревский В.С. Оптимальное непрерывное управление барражированием космического аппарата / В.С. Гончаревский // Информация и космос. — № 3. — 2022. — С. 140-144.

3. Симоньянц Р.П. Управляемый тензор инерции космического аппарата трансформируемой конструкции / Р.П. Симоньянц, Н.А. Алехин, В.А. Тарасов // Инженерный журнал: наука и инновации. — № 7 (115) — 2021.

 © Авторы статьи / Authors of the article

4. Пластунова С.Н. Сравнительный анализ систем управления с позиционной обратной связью / С.Н. Пластунова, Н.А. Воронина // Электронные средства и системы управления. Материалы докладов Международной научно-практической конференции. — № 1-1. — 2022. — С. 164-165.

5. Ивонин А.Н. Алгоритм оценки ориентации космического аппарата «Спектр-УФ» для режима прецизионного наведения оси телескопа / А.Н. Ивонин, Р.А. Камальдинова, С.Н. Моргунова [и др.] // Авиакосмическое приборостроение. — № 12. — 2020. — С. 13-25.

6. Ishioka I. HIL Testing of the B-dot Attitude Control Law / I. Ishioka [et al.] // III IAA Latin American CubeSat Workshop. —Ubatuba, 2018. — paper IAA-BR-18-09-05.

7. Ovchinnikov M.Yu. New One-Axis One-Sensor Magnetic Attitude Control Theoretical and In-Flight Performance / M. Yu. Ovchinnikov [et al.] // Acta Astronaut. — V. 105. — № 1. — 2014. — p. 12–16.

8. Karpenko S.O. One-Axis Attitude of Arbitrary Satellite Using Magnetorquers Only / S.O. Karpenko [et al.] // Cosm. Res. — V. 51. — № 6. — 2013. — p. 478–484.

9. Ovchinnikov M.Yu. Geomagnetic Field Models for Satellite Angular Motion Studies / M.Yu. Ovchinnikov [et al.] // Acta Astronaut. — V. 144. — 2018. — p. 171–180.

10. Хрусталев А.А. Информационный подход к анализу гравитационной системы ориентации космических аппаратов / А.А. Хрусталев, В.Н. Козлов // SAEC. — №3. — 2023. — URL: https://cyberleninka.ru/article/n/informatsionnyy-podhod-k-analizu-gravitatsionnoy-sistemy-orientatsii-kosmicheskih-apparatov (дата обращения: 03.01.2024).

Список литературы на английском языке / References in English

1. Appazova Sh. Upravlenie dvizheniem kosmicheskogo apparata v kombinirovannyh sistemah stabilizacii i orientacii [Control of Spacecraft Motion in Combined Stabilization and Orientation Systems] / SH. Appazova, D.S. Ergaliev // Trudy mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost' i kachestvo" [Proceedings of the International Symposium "Reliability and Quality"]. — Vol. 1. — 2020. — p. 56-58. [in Russian]

2. Goncharevsky V.S. Optimal'noe nepreryvnoe upravlenie barrazhirovaniem kosmicheskogo apparata [Optimal Continuous Control of Spacecraft Loitering] / V.S. Goncharevskij // Informaciya i kosmos [Information and Space]. — No. 3. — 2022.— P. 140-144. [in Russian]

3. Simonyants R.P. Upravlyaemyj tenzor inercii kosmicheskogo apparata transformiruemoj konstrukcii [Controllable Inertia Tensor of a Spacecraft of a Transformable Design] / R.P. Simon'yanc, N.A. Alekhin, V.A. Tarasov // Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovacii [Engineering Journal: Science and Innovation]. — No. 7 (115). — 2021. [in Russian]

4. Plastunova S.N. Sravnitel'nyj analiz sistem upravleniya s pozicionnoj obratnoj svyaz'yu [Comparative Analysis of Control Systems with Position Feedback] / S.N. Plastunova, N.A. Voronina // Elektronnye sredstva i sistemy upravleniya. Materialy dokladov Mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoj konferencii [Electronic Means and Control Systems. Materials of reports of the International Scientific and Practical Conference]. — No. 1-1. — 2022. — p. 164-165. [in Russian]

5. Ivonin A.N. Algoritm ocenki orientacii kosmicheskogo apparata «Spektr-UF» dlya rezhima precizionnogo navedeniya osi teleskopa [Algorithm for Estimating the Orientation of the Spektr-UV Spacecraft for the Mode of Precision Pointing of the Telescope Axis] / A.N. Ivonin, R.A. Kamal'dinova, S.N. Morgunova [et al.] // Aviakosmicheskoe priborostroenie [Aerospace Instrumentation]. — No. 12. — 2020. — p. 13-25. [in Russian]

6. Ishioka I. HIL Testing of the B-dot Attitude Control Law / I. Ishioka [et al.] // III IAA Latin American CubeSat Workshop. —Ubatuba, 2018. — paper IAA-BR-18-09-05.

7. Ovchinnikov M.Yu. New One-Axis One-Sensor Magnetic Attitude Control Theoretical and In-Flight Performance / M. Yu. Ovchinnikov [et al.] // Acta Astronaut. — V. 105. — № 1. — 2014. — p. 12–16.

8. Karpenko S.O. One-Axis Attitude of Arbitrary Satellite Using Magnetorquers Only / S.O. Karpenko [et al.] // Cosm. Res. — V. 51. — № 6. — 2013. — p. 478–484.

9. Ovchinnikov M.Yu. Geomagnetic Field Models for Satellite Angular Motion Studies / M.Yu. Ovchinnikov [et al.] // Acta Astronaut. — V. 144. — 2018. — p. 171–180.

10. Khrustalev A.A. Informacionnyj podhod k analizu gravitacionnoj sistemy orientacii kosmicheskih apparatov [Information Approach to Analysis of the Gravitational System of Space Carriage Orientation] / A.A. Hrustalev, V.N. Kozlov // SAEC. — No. 3. — 2023. — URL: https://cyberleninka.ru/article/n/informatsionnyy-podhod-k-analizu-gravitatsionnoy-sistemy-orientatsii-kosmicheskih-apparatov (accessed: 01/03/2024). [in Russian]