

Научная статья

УДК 629.78

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184461>

EDN: <https://www.elibrary.ru/SATMWH>



Разработка и верификация методики формирования и поддержания кластера малых космических аппаратов формата CubeSat

Артём Михайлович Богатырев¹, Павел Владимирович Денисов², Святослав Андреевич Медведев^{3✉},
Елена Александровна Ковальчук⁴

^{1, 2, 3, 4} Специальный Технологический Центр, Санкт-Петербург, Российская Федерация

¹ abogatyrev@stc-spb.ru

² pv.denisov@stc-spb.ru

³ svatmedved99@gmail.com ✉

⁴ ekovalchuk@stc-spb.ru

Аннотация. Представлена методика проведения орбитальных маневров, разработанная для формирования и дальнейшего поддержания кластера на базе малых космических аппаратов. В статье приведены результаты верификации разработанной методики с учетом дополнительных условий и ограничений для маневрирования на примере малых космических аппаратов, разработки ООО «Специальный Технологический Центр». Также в статье оцениваются затраты рабочего тела двигательной установки на выполненные орбитальные маневры в период с сентября 2023 года по сентябрь 2024 года, подтверждающие эффективность и экономичность предложенной методики.

Ключевые слова: кластер малых космических аппаратов, кластерное построение, трансверсальный маневр, методика формирования и поддержания кластера, верификация методики

Для цитирования: Богатырев А.М., Денисов П.В., Медведев С.А., Ковальчук Е.А. Разработка и верификация методики формирования и поддержания кластера малых космических аппаратов формата CubeSat // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 1. С. 180-190. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184461>

Original article

Development and Verification of the Technique for Forming and Orbital Keeping of the CubeSat Format Small Spacecraft Cluster

Artem M. Bogatyrev¹, Pavel V. Denisov², Svyatoslav A. Medvedev^{3✉}, Elena A. Koval'chuk⁴

^{1, 2, 3, 4} Special Technology Center, Saint-Petersburg, Russian Federation

¹ abogatyrev@stc-spb.ru

² pv.denisov@stc-spb.ru

³ svatmedved99@gmail.com ✉

⁴ ekovalchuk@stc-spb.ru

Abstract

The article presents a technique developed by the STC LLC specialists for forming and sustaining the Cubesat format small spacecraft cluster. As a rule, small spacecraft are being launched into their operational orbits as an associated payload on upper stages. After undocking from the upper stage, their own and relative motion must be adjusted so that the vehicles proceed their flight in orbits almost synchronously and in a certain position relative to each other. These conditions will allow correctly performing the target tasks within the payload framework of the Cubesat format spacecraft.

However, when performing maneuvers to adjust the small spacecraft movement, one should not forget as well about the additional conditions and restrictions imposed by the small size of these vehicles. For example, restrictions such as maximum duration of a single maneuver and maximum pulse size, pulse discreteness, as well as illuminance of the orbital segment on which the maneuver is being performed are stipulated by the peculiarities of the power supply system and the system of orientation and stabilization.

The developed technique allows forming a cluster of small spacecraft after their undocking from the upper stage with account for all imposed restrictions and additional conditions. This technique allows as well sustaining the formed cluster throughout the active existence of the small spacecraft.

The technique consists of four stages:

- Initial data forming (parameters of the small spacecraft orbits, parameters of the spacecraft themselves and the remote control characteristics as a part of the small spacecraft).
- Cluster forming algorithm.
- Cluster sustaining algorithm.
- Obtaining information about the working fluid expenditure in the propulsion system.

Besides, at the first stage, it is necessary prior to the cluster forming starting to determine the required distance between small spacecraft, the rate and direction of change of this distance to fulfill specific objectives. The algorithms for the cluster forming and sustaining consist in repetitive comparison of the set and current distance values, the rate and direction of distance changing, computing the moments of pulse output by the propulsion system and controlling the working fluid consumption.

The technique verification was performed based on the two small Cubesat-format spacecraft manufactured by Special Technology Center LLC. The CSTP-1.1 small spacecraft and PU-3 (NORAD ID CSTP-1.1 smallsat – 57202, PU-3 smallsat – 57191) were launched into orbit on June 27, 2023 in conjunction with the Meteor-M hydro-meteorological spacecraft. As the result of the cluster formation algorithm, these devices reached the required distance range in two months. From October 2023 to the present time, the CSTP-1.1 and PU-3 spacecraft have been operating in orbit in a cluster formation at a distance of 150 to 300 km relative to each other due to the cluster sustaining algorithm.

Thus, the presented methodology for forming and sustaining a of small spacecraft cluster may become the basis of a small spacecraft onboard computer program for autonomous operation of the algorithms presented in the article.

Keywords: small spacecraft cluster, cluster forming-up, transversal maneuver, cluster forming and sustaining technique, verification of the technique

For citation: Bogatyrev A.M., Denisov P.V., Medvedev S.A., Koval'chuk E.A. Development and Verification of the Technique for Forming and Orbital Keeping of the CubeSat Format Small Spacecraft Cluster. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(1):180-190. (In Russ.). <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184461>

List of Figures

Fig. 1. Block diagram of the cluster forming and sustaining technique

Fig. 2. Block diagram of cluster forming algorithm

Fig. 3. Determining values of the distance, corresponding to a single phase of the oscillation, between the small spacecraft

Fig. 4. Block diagram of the cluster-sustaining algorithm

Fig. 5. Change in the distance between the small spacecraft at the stage of the cluster forming

Fig. 6. The graph of the distance changing between the small spacecraft at the cluster sustaining stage within the period from November 2023 to September 2024

List of Tables

Table 1. Parameters of the small spacecraft, propulsion system, and orbits prior to the start cluster-forming commencement

Table 2. Cluster forming and sustaining parameters

Table 3. Estimation of the fuel total costs of and total characteristic speed

Введение

В последние десятилетия наблюдается стремительный рост интереса к малым космическим аппаратам (МКА) как к эффективному инструменту для решения целевых задач в области науки, связи, наблюдения за Землей и исследований космоса. В России и мире уже реализовано множество успешных проектов, связанных с разработкой и запуском МКА, таких как Hawkeye360, Spacety (SAR), “Хорс”, Sitro и др. [1–4]. Однако для расширения возможностей применения целевой аппаратуры МКА необходимо, чтобы как минимум два аппарата двигались в составе кластера с заданным интервалом движения. Под кластером в данной статье понимается групповой полет МКА, совершающих орбитальное движение на заданном расстоянии друг от друга, совместно решающих целевую задачу [5].

Цель данной работы заключается в разработке и верификации методики формирования и поддержания кластера малых космических аппаратов, которая будет учитывать требования, особенности и ограничения по управлению такими системами. Внедрение предложенной методики позволит значительно повысить эффективность работы кластеров МКА за счет оптимизации процессов взаимодействия и управления.

Верификация методики осуществлялась на базе кластерного построения орбитальной группировки, состоящей из МКА CSTP-1.1 и PU-3 (NORAD ID МКА CSTP-1.1 – 57202, МКА PU-3 – 57191) производства ООО «Специальный Технологический Центр» (ООО «СТЦ»). МКА CSTP-1.1 и PU-3 выведены на орбиту функционирования 27 июня 2023 года совместно с гидрометеорологическим космическим аппаратом «Метеор-М» [6].

1. Методика формирования и поддержания кластера

Блок-схема разработанной методики показана на рис. 1:

- формирование и поддержание кластера осуществляется для двух МКА;
- сводимые в кластер МКА двигаются в близких орбитальных плоскостях с максимальным расхождением по наклонению – 0,05 град, по долготе восходящего узла – 0,5 град;
- параметры орбит МКА, параметры МКА и характеристики ДУ в составе МКА считаются априорной информацией.

Далее описываются алгоритмы формирования и поддержания кластера, в которых используются следующие обозначения:

L – расстояние между МКА; позволяет определить достижение заданного интервала расстояния между МКА или выход из него;

$|\Delta L|$ – скорость изменения расстояния; характеризует скорость изменения расстояния между МКА в течение суток;

$\text{sign}(\Delta L)$ – направление изменения расстояния; позволяет определить, расходятся или сближаются МКА во время орбитального движения;

$|\Delta L_{\text{ф}}|$ – величина максимальной скорости изменения расстояния между МКА при формировании кластера, км/сутки; значение данного параметра определяется исходя из заданного времени формирования кластера и энергетических ограничений МКА;

$|\Delta L_{\text{п}}|$ – величина максимальной скорости изменения расстояния между МКА при поддержании кластера, км/сутки; значение данного параметра формируется исходя из заданной частоты проведения маневров и минимально допустимой величины маневра, которую может сформировать ДУ;

$L_{\text{мин}}$ – нижняя граница заданного интервала расстояния между МКА;

$L_{\text{макс}}$ – верхняя граница заданного интервала расстояния между МКА.

1.1. Алгоритм формирования кластера

Блок-схема алгоритма формирования кластера представлена на рис. 2.

При определении исходных значений расстояния, скорости и направления изменения расстояния, а также при расчете трансверсального импульса необходимо учесть ряд особенностей орбитального движения МКА, а также ограничений и допущений, накладываемых системами МКА.

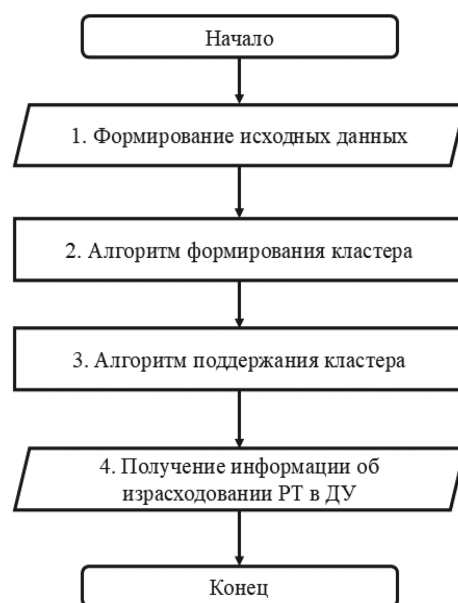


Рис. 1. Блок-схема методики формирования и поддержания кластера

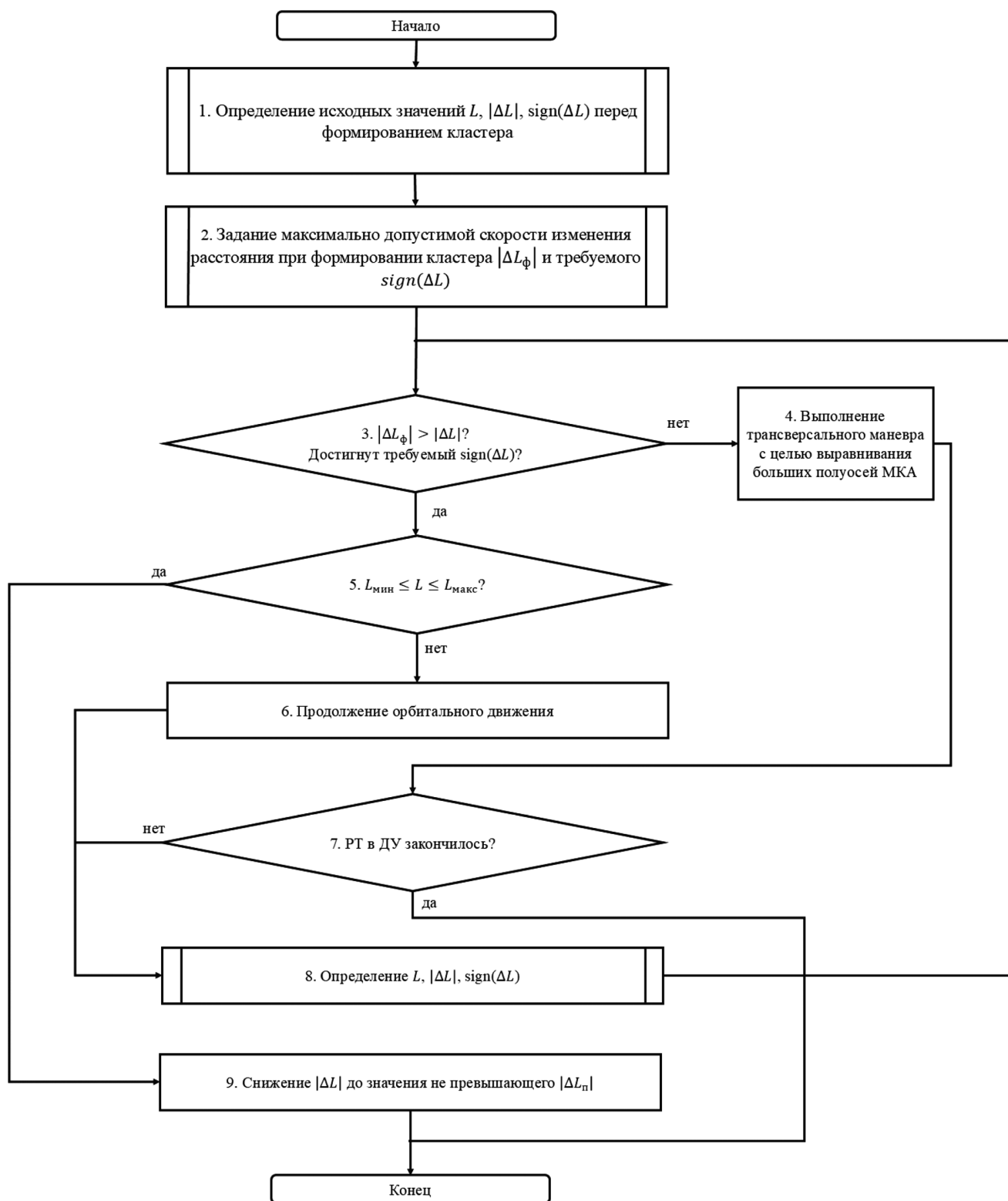


Рис. 2. Блок-схема алгоритма формирования кластера

Особенности изменения расстояния между МКА

Расстояние между МКА определяется по формуле [7]

$$L = \sqrt{(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2}, \quad (1)$$

где L — расстояние между МКА, формирующих кластер;

x_1, y_1, z_1 — координаты в абсолютной системе координат (АСК) [7] первого МКА из состава кластера;

x_2, y_2, z_2 — координаты в АСК второго МКА из состава кластера.

Изменение расстояния между МКА, формирующими кластер, за счет различия радиусов апогея и радиусов перигея, имеет колебательный характер. В связи с этим под скоростью изменения расстояния в данной работе принимается разница значений расстояний, находящихся в одной фазе.

В качестве оценки скорости изменения расстояния между МКА с допущением линейной тенденции изменения расстояния на интервале суток и постоянным периодом колебаний необходимо определить разницу между двумя соседними значениями расстояний между МКА, соответствующими одной фазе, как показано на рис. 3.

С учетом особенностей изменения расстояния между МКА значение скорости изменения расстояния между МКА, км/сутки, определяется по формуле [8]

$$\Delta L = \frac{(L_{n+1} - L_n) \cdot 86400}{\Delta T}, \quad (2)$$

где L_{n+1}, L_n — соседние значения расстояний между МКА, находящимися в одной фазе, км;

ΔT — период колебаний изменения расстояния между МКА, с.

Ограничения и допущения, учитываемые при задании $|\Delta L_{\phi}|$ и требуемого $\text{sign}(\Delta L)$

Время формирования кластера. При ограниченном времени формирования кластера $|\Delta L_{\phi}|$ может быть увеличена, с целью более быстрого достижения заданного интервала расстояния. Однако в этом случае увеличиваются затраты РТ, что в дальнейшем снижает длительность поддержания кластера [9–12].

Максимальная длительность одного маневра $t_{\max}$ позволяет сформировать максимально допустимую величину импульса скорости на один маневр $\Delta V_{\max}$ из соотношения [13]

$$\Delta V_{\max} = I_{\text{уд}} \cdot g \cdot \ln \frac{M_{\text{КА}}}{M_{\text{КА}} - \dot{m}_{\text{РТ}} \cdot t_{\max}}, \quad (3)$$

где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ — ускорение свободного падения;

$I_{\text{уд}}$ — удельный импульс ДУ, с;

$M_{\text{КА}}$ — масса МКА до выполнения маневра, кг;

$\dot{m}_{\text{РТ}}$ — массовый расход РТ, кг/с, определяемый из соотношения [14]

$$\tau = \dot{m}_{\text{РТ}} \cdot I_{\text{уд}} \cdot g, \quad (4)$$

где τ — тяга ДУ, Н.

Максимальная длительность одного маневра $t_{\max}$ определяется исходя из ограничений бортовых систем МКА, работающих во время выполнения маневра. В работе рассматривается случай, когда $t_{\max}$ формируется из ограничений системы ориентации и стабилизации в составе МКА. Например, максимальной длительностью одного маневра может быть время насыщения двигателей-маховиков при стабилизации МКА во время работы ДУ. Со-

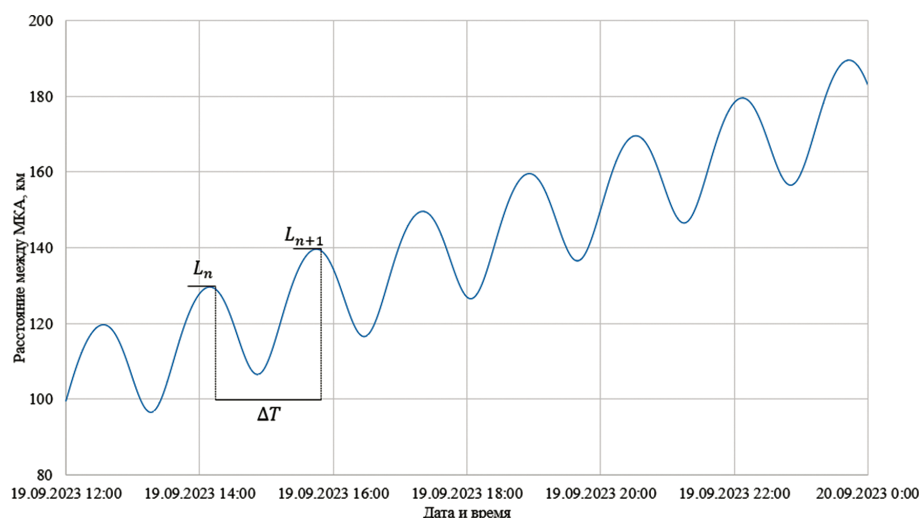


Рис. 3. Определение значений расстояния между МКА, соответствующими одной фазе колебания

ответственно, максимальная длительность одного маневра $t_{\max}$ не является проектным параметром и может быть определена по результатам летно-конструкторских испытаний МКА на орбите.

При выполнении маневров ДУ создает возмущающий момент, возникающий из-за смещения центра масс относительно сопла ДУ и угловых погрешностей размещения ДУ [15]. Из-за наличия возмущающих моментов кинетический момент МКА во время работы ДУ увеличивается [16]. Так как в момент выполнения маневра и стабилизации МКА его угловая скорость близка к нулю, то увеличение кинетического момента приводит к увеличению оборотов двигателей-маховиков, что в какой-то момент при достижении максимально возможной скорости вращения приводит к их насыщению и прекращению стабилизации МКА и, как следствие, к отклонению направления приложения импульса от заданного.

Участки траектории, на которых может происходить маневрирование

Ограничения на области орбиты, где может происходить маневрирование, формируются из конструктивных особенностей МКА, таких как:

- возможность выполнения маневра только на освещенном участке траектории из-за определения ориентации по датчикам освещенности;
- возможность выполнения маневра только в зоне радиовидимости наземного пункта управления (НПУ) из-за особенностей загрузки программы выполнения маневра на борт МКА или необходимости в контроле хода выполнения маневра через средства НПУ;
- невозможность выполнения маневра при определении ориентации МКА по магнитометрам в районе Бразильской магнитной аномалии из-за возможных некорректных показателей магнитометров.

Определение величины трансверсального маневра с целью изменения $|\Delta L|$ или $\text{sign}(\Delta L)$

Если текущая величина скорости изменения расстояния больше $|\Delta L_{\phi}|$ или направление изменения расстояния отличается от заданного, то необходимо выполнять трансверсальные маневры с целью снижения рассогласования больших полуосей орбит МКА. Выполнение серии трансверсальных маневров обусловлена ограничениями МКА, описанными выше.

Величина одного трансверсального маневра для коррекции большой полуоси орбиты определяется по формуле [17]

$$\Delta V_t = \frac{\mu \cdot \Delta a}{2 \cdot V \cdot a^2}, \quad (5)$$

где $\mu = 398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр Земли;

ΔV_t — величина трансверсального маневра для изменения большой полуоси;

Δa — величина изменения большой полуоси орбиты МКА;

a — большая полуось орбиты МКА.

Изменение большой полуоси орбиты приводит к изменению периода движения МКА по орбите, который имеет зависимость от большой полуоси [18]

$$T = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}, \quad (6)$$

где T — период движения МКА по орбите.

Таким образом, необходимо корректировать большие полуоси орбит МКА с целью снижения величины скорости изменения расстояния до $|\Delta L_{\phi}|$ и достижения заданного направления изменения расстояния.

1.2. Алгоритм поддержания кластера

Блок-схема алгоритма поддержания кластера показана на рис. 4.

Для движения в составе кластера с заданным расстоянием между МКА необходимо, чтобы величина скорости изменения расстояния между МКА стремилась к нулю с целью снижения затрат РТ и снижения частоты проведения маневров для поддержания кластера:

$$|L| \rightarrow 0. \quad (7)$$

Однако из-за минимально допустимой величины импульса скорости, которую может обеспечить ДУ, а также разного воздействия возмущающих факторов на МКА в составе кластера, таких как нецентральность гравитационного поля Земли, остаточное аэродинамическое сопротивление, световое давление Солнца, притяжение третьих тел и другие случайные факторы [19], данный параметр всегда будет отличен от нуля.

Вследствие этого необходимо, чтобы скорость изменения расстояния между МКА при поддержании кластера не превышала своего максимального значения $|\Delta L_{\text{н}}|$. Величина $|\Delta L_{\text{н}}|$ формируется из допустимой частоты проведения маневров для поддержания кластера, которая определяется исходя из эксплуатационной загруженности каждого МКА и энергетических ограничений каждого МКА.

При формировании кластера, а также в процессе его поддержания необходимо осуществлять контроль за расходом и остатком РТ с использованием формул, приведенных ниже.

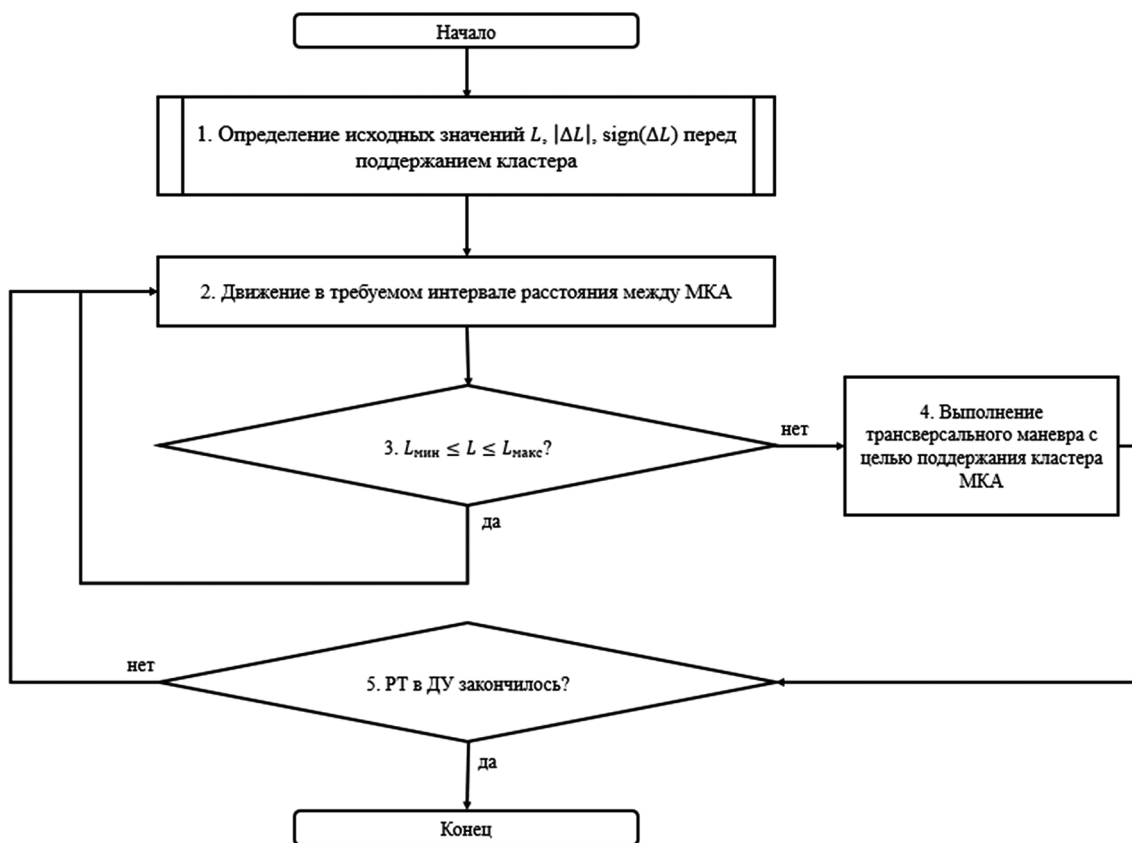


Рис. 4. Блок-схема алгоритма поддержания кластера

Оценка оставшегося РТ после выполнения маневра

После выполнения орбитальных маневров проводится оценка оставшегося РТ в ДУ. Оценка оставшегося РТ после каждого маневра определяется по формуле [15]

$$m_{РТ_n} = m_{РТ_{n-1}} - \Delta m_{РТ_n}, \quad (8)$$

где $m_{РТ_n}$ — масса РТ, оставшегося после выполнения n -го маневра, кг;

$m_{РТ_{n-1}}$ — масса РТ перед выполнением n -го маневра, кг;

$\Delta m_{РТ_n}$ — масса РТ, затраченного на выполнение n -го маневра, кг. Данный параметр определяется по формуле [7];

$$\Delta m_{РТ_n} = (m_{МКА} + m_{РТ_{n-1}}) \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{t_n}}{I_{уд} \cdot g}} \right), \quad (9)$$

где $m_{МКА}$ — масса конструкции МКА, кг;

ΔV_{t_n} — величина n -го маневра, м/с.

Выполнение маневров может осуществляться при выполнении условия

$$m_{РТ_n} > 0. \quad (10)$$

2. Верификация методики формирования и поддержания кластера

Верификация предложенной методики была осуществлена при проведении летно-конструкторских испытаний МКА формата CubeSat 3U CSTP-1.1 и PU-3 производства ООО «СТЦ», функционирующих на орбите с 27 июня 2023 года. Эксперименты по формированию кластера выполнялись с сентября по октябрь 2023 года. С момента завершения этапа формирования кластера и по настоящее время реализуется этап поддержания кластера. Параметры МКА CSTP-1.1 и PU-3, параметры их ДУ производства ООО «СТЦ», а также параметры орбит МКА перед началом формирования кластера показаны в табл. 1.

В табл. 2 представлены параметры для формирования и поддержания кластера, которые были сформированы с учетом следующих факторов и ограничений:

- сводимые в кластер МКА двигаются в близких орбитальных плоскостях с максимальным рассогласованием по наклонению — $0,05^\circ$, по долготе восходящего узла — $0,5^\circ$;
- максимальная длительность одного маневра $t_{\max} = 120$ с для МКА CSTP-1.1 и PU-3;
- максимально допустимая величина импульса скорости для МКА CSTP-1.1, рассчитанная по формуле (3), составляет $0,47$ м/с;

Таблица 1. Параметры МКА, ДУ и орбит перед началом формирования кластера

Название МКА	CSTP-1.1	PU-3
NORAD ID	57202	57191
Параметры МКА и параметры ДУ в составе МКА		
$m_{\text{МКА}}$, кг	4,81	4,90
$m_{\text{РТ0}}$, кг	0,33	0,23
τ , мН	20,4	24,8
$I_{\text{уд}}$, с	39	36,4
$\dot{m}_{\text{РТ}}$, г/с	$5,3 \cdot 10^{-2}$	$7,6 \cdot 10^{-2}$
ΔV_0 , м/с	25,69	16,21
Параметры орбит МКА		
Наклонение, град	97,66	97,66
Долгота восходящего узла, °	298,73	298,57
Большая полуось, км	6930	6933,9
Эксцентриситет	0,0014	0,0019
Аргумент перигея, град	4,64	16,55

Таблица 2. Параметры формирования и поддержания кластера

$ \Delta L_{\phi} $, км/сутки	$ \Delta L_{\pi} $, км/сутки	$L_{\text{мин}}$, км	$L_{\text{макс}}$, км	L_0 , км	$ \Delta L_0 $, км/сутки
40	5	150	300	5400	510

- максимально допустимая величина импульса скорости для МКА PU-3, рассчитанная по формуле (3), составляет 0,64 м/с;

- выполнение маневра возможно только на освещенном участке траектории из-за определения ориентации по датчикам освещенности.

Параметры формирования и поддержания кластера заданы исходя из целевой задачи, решаемой кластером МКА.

Оценка результатов маневров, выполненных с целью формирования кластера, проводилась согласно алгоритму поддержания кластера и учитывала следующие факторы, которые влияют на выполнение маневра:

- погрешность величины импульса скорости, вызванная конструктивными особенностями ДУ;
- погрешность направления приложения импульса скорости, вызванная неточностью стабилизации МКА во время выполнения маневра;
- погрешность во времени включения ДУ, вызванная особенностью процесса управления МКА.

На рис. 5 показано изменение расстояния между МКА на этапе формирования кластера.

Из анализа рис. 5 следует, что во второй половине сентября МКА находились в заданном диапазоне расстояний, однако из-за высокой скорости изменения расстояния, которая превосходила $|\Delta L_{\phi}|$, сформировать кластер в тот момент времени не удалось. Окончательное формирование кластера удалось реализовать только после того, как скорость изменения расстояния между МКА достигла значений ниже $|\Delta L_{\phi}|$, что позволило после достижения заданного диапазона расстояния

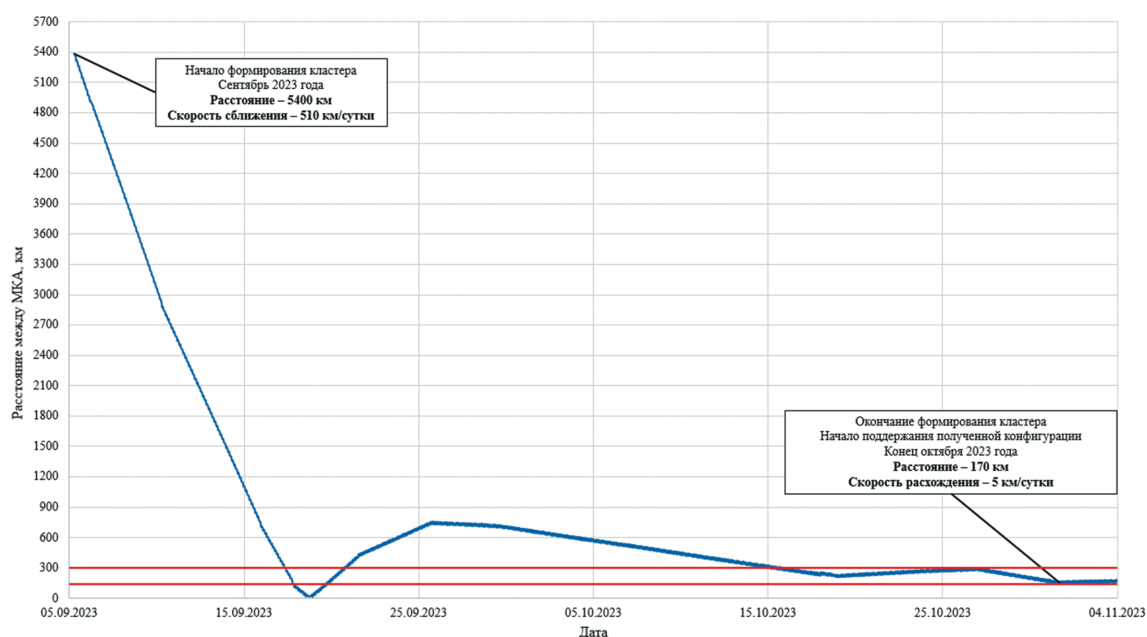


Рис. 5. Изменение расстояния между МКА на этапе формирования кластера

между МКА снизить скорость изменения расстояния до $|\Delta L_{\Pi}|$.

Начиная с сентября 2023 года процесс по формированию кластера занял около двух месяцев, после которого начался этап поддержания кластера.

Стоит отметить, что в период с 10.05.2024 по 12.05.2024 наблюдались сильные магнитные бури [20], которые повлияли на атмосферу Земли, что привело к смене направления изменения расстояния между МКА со сближения на расхождение без выполнения маневров. Также в период с 28.06.2024 по 29.06.2024 наблюдались сильные магнитные бури [20], что привело к смене направления изменения расстояния между МКА с расхождения на сближение без выполнения маневров.

На рис. 6 показано изменение расстояния между МКА на этапе поддержания кластера в течение 11 месяцев с начала ноября 2023 года по середину сентября 2024.

Из рис. 6 видно, что в течение 11 месяцев с применением предложенной методики удалось удерживать расстояние между МКА в заданном диапазоне расстояний за исключением незначительных выходов из него. При этом средняя частота проведения маневров коррекции составляет около одного раза в месяц.

3. Оценка суммарных затрат РТ и СХС на выполнение маневров по формированию и поддержанию кластера

В табл. 3 представлены оценка суммарных затрат РТ, полученная с помощью формулы (9), на выполнение маневров формирования и поддержания кластера и прогнозируемый остаток РТ на каждом МКА, полученный с помощью формулы (8), а также оценочная выработка и прогнозируемый остаток СХС.

Исходя из значений, представленных в табл. 3, следует, что затраты на формирование кластера зна-

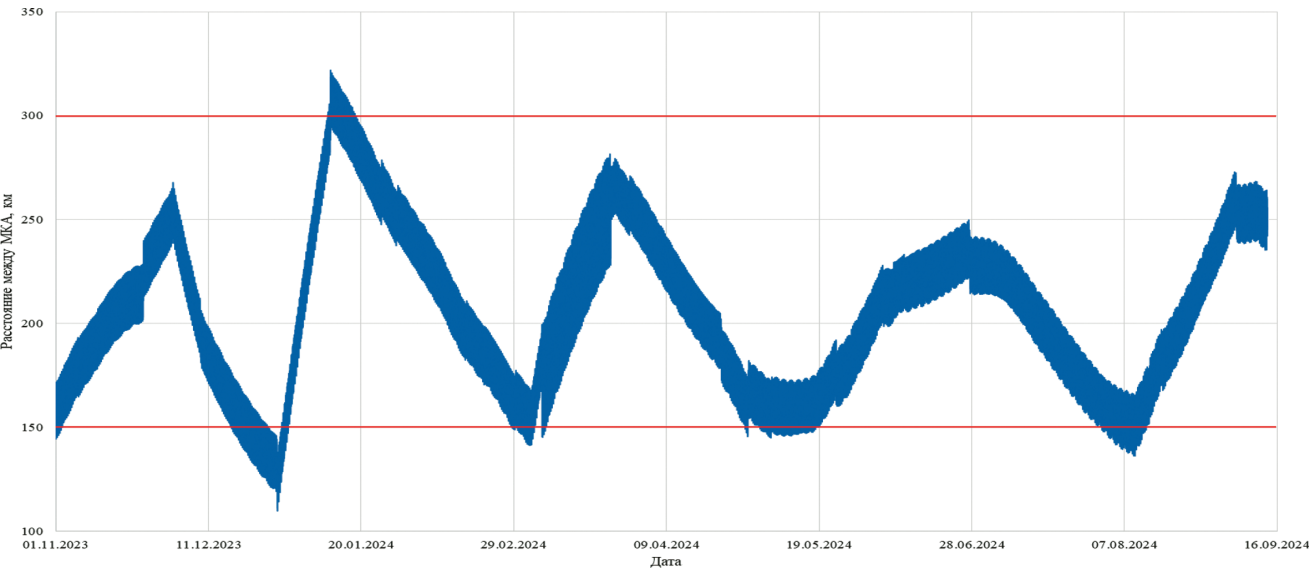


Рис. 6. График изменения расстояния между МКА на этапе поддержания кластера в период с ноября 2023 по сентябрь 2024

Таблица 3. Оценка суммарных затрат РТ и СХС

Название МКА		CSTP-1.1	PU-3
Количество проведенных орбитальных маневров по формированию и поддержанию кластера		23	3
РТ, г	Начальный запас	333,8	227,7
	Оценочная выработка на формирование кластера	47,71 (14,3%)	38,28 (16,8%)
	Оценочная выработка на поддержание кластера	5,16 (1,5%)	0
	Прогнозируемый остаток	280,93 (84,2%)	189,42 (83,2%)
СХС, м/с	Начальный запас	25,7	16,2
	Суммарная оценочная выработка	4	2,67
	Прогнозируемый остаток	21,7	13,53

чительно превышают затраты на его поддержание. При этом суммарные затраты РТ на обоих МКА в составе кластера не превышают 20% от начального запаса РТ.

При сохранении уровня расхода РТ до 5 г в месяц на совершение маневров поддержание кластера МКА CSTR-1.1 – PU-3 может быть реализовано на протяжении всего оставшегося срока активного существования МКА.

Выводы

По результатам верификации предложенной методики по формированию и поддержанию кластера на примере функционирующих на орбите МКА CSTR-1.1 и PU-3 можно сделать следующие выводы:

1. При формировании кластера:

– длительность формирования кластера составила около двух месяцев;

– проведено 11 маневров МКА CSTR-1.1 и 3 маневра МКА PU-3;

– на МКА CSTR-1.1 на формирование кластера затрачено 14,3% от начального запаса РТ, на МКА PU-3 – 16,8% от начального запаса РТ.

2. При поддержании кластера:

– успешно осуществляется на протяжении 11 месяцев;

– проведено 12 маневров МКА CSTR-1.1;

– на МКА CSTR-1.1 на поддержание кластера затрачено 1,5% РТ от начального запаса РТ.

Таким образом, суммарные затраты РТ на формирование и поддержание кластера на МКА CSTR-1.1 составляют 15,8% от начального запаса РТ, а на МКА PU-3 – 16,8%. Данные результаты показывают эффективность применения предложенной методики и её экономичность с точки зрения затрат РТ.

В отличие от методов, описанных в работах [21, 22], предложенная методика не требует дополнительного указания «лидера» МКА, относительно которого должен корректировать свое движение ведомый аппарат. Кроме того, она не требует дополнительных каналов связи для передачи телеметрической информации между МКА.

Список источников

1. *Werner D.* Hawkeye 360 unveils first RF signal mapping product. 2019. URL: <https://spacenews.com/Hawkeye-360-unveils-first-rf-signal-mapping-product/>
2. Программа запуска малых космических аппаратов «УниверCat». Роскосмос. URL: <https://www.roscosmos.ru/23836/>
3. NewSpace Index. 2023. URL: <https://www.newspace.im/constellations/spacety>
4. Запущенные миссии: SITRO-AIS. Спутник by Sitronics. URL: <https://sputnix.ru/ru/sputniki/na-orbite/sitro-ais>

5. *Щербаков М.С., Медведев С.А.* Исследование возможности применения оскулирующих эллипсов относительного движения в задаче инспекции космических объектов // Труды «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2023. №2 (64). С. 42–50.
6. Космическая деятельность: Пуски. Роскосмос. URL: <https://www.roscosmos.ru/39437/>
7. *Белоконов И.В.* Расчет баллистических характеристик движения космических аппаратов: Учебное пособие. Самара: Изд-во СГАУ, 1994. 77 с.
8. *Гусев А.Ф., Новоселова М.В.* Прикладная теория колебаний: Учебное пособие. Тверь: Изд-во ТГТУ, 2017. 160 с.
9. *Чжоу С., Ишков С.А., Филиппов Г.А.* Оптимальное управление относительным движением космического аппарата по критерию быстродействия на околокруговых орбитах // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 163–173.
10. *Дзесов Р.А., Жуков В.Н., Мельников Е.К.* и др. Баллистический анализ схемы быстрого сближения транспортных кораблей с международной космической станцией // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 3. С. 73–79.
11. *Ma H., Xu S.* Global optimization of fuel consumption in rendezvous scenarios by the method of interval analysis // Advances in Space Research. 2015. Vol. 55. No. 6, pp. 1687–1704. DOI: 10.1016/j.asr.2015.01.001
12. *Чжоу С., Ишков С.А., Филиппов Г.А.* Оптимальное управление относительным движением космического аппарата на околокруговых орбитах с ограничениями на направление тяги // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 204–214.
13. *Волощев В.В., Ткаченко И.С.* Введение в проектирование, конструирование и производство ракет: Учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2017. 88 с.
14. *Бабанина О.В., Гасанбеков К.Н., Прохоренко И.С.* Двигательная установка коррекции для наноспутников на фреоне // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 136–146.
15. *Хромов А.В.* Взаимодействие корректирующей двигательной установки с системой ориентации космического аппарата // Вопросы электромеханики. 2012. Т. 127. № 2. С. 27–32.
16. *Бойко Л.А., Черевко Е.Ю., Ратников А.А.* и др. Теоретическая механика. Разделы «Динамика» и «Аналитическая механика»: Учебное пособие. 2-е изд., испр. и доп. Владивосток: Изд-во ДФУ, 2023. 96 с.
17. *Суханов А.А.* Астродинамика. М.: ИКИ РАН, 2010. 201 с.
18. *Белоконов В.М.* Динамика полета космических аппаратов: Конспект лекций. Куйбышев: КуАИ, 1985. 53 с.
19. *Белоконов И.В.* Статистический анализ динамических систем (анализ движения летательных аппаратов в условиях статистической неопределенности): Учебное пособие. Самара: Изд-во СГАУ, 2001. 64 с.

20. Лаборатория солнечной астрономии ИКИ и ИСЗФ. Магнитные бури онлайн. 2024. URL: https://xras.ru/magnetic_storms.html?m=5&d=12&y=2024
21. Кульвиц А.В., Житников Т.А., Михеев О.Ю. Теоретические аспекты формирования кластера малых космических аппаратов // Труды МАИ. 2022. № 125. DOI: 10.34759/trd-2022-125-19

References

1. Werner D. *Hawkeye 360 unveils first RF signal mapping product*. 2019. URL: <https://spacenews.com/Hawkeye-360-unveils-first-rf-signal-mapping-product/>
2. *UniverSat small spacecraft launch program*. Roscosmos. (In Russ.). URL: <https://www.roscosmos.ru/23836/>
3. *NewSpace Index*. 2023. URL: <https://www.newspace.im/constellations/spacety>
4. *Launched missions: SITRO-AIS. Sputniks by Sitronics*. (In Russ.). URL: <https://sputnix.ru/ru/sputniki/na-orbite/sitro-ais>
5. Shcherbakov MS, Medvedev SA. Study of the possibility of application of osculating ellipses of relative motion in the problem of inspection of space objects. *Trudy "NPTsAP". Sistemy i pribory upravleniya*. 2023(2):42–50. (In Russ.).
6. *Space activities: Launches*. Roscosmos. (In Russ.). URL: <https://www.roscosmos.ru/39437/>
7. Belokonov IV. *Calculation of ballistic characteristics of spacecraft motion*. Samara: SGAU; 1994. 77 p. (In Russ.).
8. Gusev AF. *Applied theory of oscillations*. Tver: TGTU; 2017. 160 p. (In Russ.).
9. Chou X, Ishkov SA, Filippov GA. Optimal control of spacecraft relative motion by the response rate criterion on near-circular orbits. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(3):163–173. (In Russ.).
10. Dzevov RA, Zhukov VN, Melnikov EK et al. Ballistic analysis of fast scheme for rendezvous between transport vehicles and the international space station. *Aerospace MAI Journal*. 2014;21(3):73–79. (In Russ.).
11. Ma H, Xu S. Global optimization of fuel consumption in rendezvous scenarios by the method of interval analysis. *Advances in Space Research*. 2015;55(6):1687–1704. DOI: 10.1016/j.asr.2015.01.001
12. Chou X, Ishkov SA, Filippov GA. Optimal Control of the Spacecraft Relative Motion on Near-Circular Orbits with Limitations on the Thrust Direction. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(1):204–214. (In Russ.).
13. Volotsuev VV, Tkachenko IS. *Introduction to the design, construction and production of rockets*. Samara: Samarskii universitet; 2017. 88 p.
14. Babanina OV, Gasanbekov KN, Prokhorenko IS. Correcting propulsion unit for freon running nano-satellites. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(3):136–146. (In Russ.).
15. Khromov AV. Interaction of the corrective propulsion system with the spacecraft orientation system. *Voprosy elektromekhaniki*. 2012;127(2):27–32. (In Russ.).
16. Boiko LA, Cherevko EYu, Ratnikov AA et al. *Theoretical mechanics. Sections "Dynamics" and "Analytical Mechanics"*. 2nd ed. Vladivostok: DFU; 2023. 96 p. (In Russ.).
17. Sukhanov AA. *Astrodynamics*. Moscow: IKI RAN; 2010. 201 p. (In Russ.).
18. Belokonov VM. *Dynamics of spacecraft flight: Lecture notes*. Kuibyshev: KuAI; 1985. 53 p. (In Russ.).
19. Belokonov IV. *Statistical analysis of dynamic systems (analysis of aircraft movement under conditions of statistical uncertainty)*. Samara: SGAU; 2001. 64 p. (In Russ.).
20. *Laboratory of Solar Astronomy of IKI and ISSF. Magnetic storms online*. 2024. (In Russ.). URL: https://xras.ru/magnetic_storms.html?m=5&d=12&y=2024
21. Kulvits AV, Zhitnikov TA, Mikheev OY. Theoretical aspects of the formation of a cluster of small spacecraft. *Trudy MAI*. 2022(125). (In Russ.). DOI: 10.34759/trd-2022-125-19
22. Potyupkin AYU, Danilin NS, Selivanov AS. Small satellites clusters – a new type of space objects. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2017;4(4):45–56. (In Russ.). DOI: 10.17238/issn2409-0239.2017.4.45

Статья поступила в редакцию / Received 24.01.2025
 Одобрена после рецензирования / Revised 14.03.2025
 Принята к публикации / Accepted 17.03.2025