

## Формирование концепции спутниковой группировки для раннего обнаружения лесных пожаров

© Р.М. Полуэктов<sup>1</sup>, С.В. Реутова<sup>2</sup>

<sup>1</sup> АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Москва, 121309, Россия

<sup>2</sup> ГБОУ «Образовательный центр «Протон», Москва, 121309, Россия

*Рассмотрено формирование концепции спутниковой группировки для раннего обнаружения пожаров на территории Сибири. В рамках излагаемой концепции подобрана орбита для развертывания спутниковой группировки, построена трасса полета спутников по круговой солнечно-синхронной орбите. В качестве основы для потенциально применимых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли предложена платформа CubeSat, сформирован предполагаемый облик спутников в виде 3D-модели, описан принцип их работы. Предполагается, что спутник будет только проводить съемку и передавать снимки на наземный пункт управления. Для анализа снимков, получаемых со спутников, предложено программное обеспечение, автоматически обнаруживающее очаги пожаров и реализующее алгоритм с применением библиотеки алгоритмов компьютерного зрения OpenCV. В качестве средства выведения спутниковой группировки предложено использовать ракету-носитель «Ангара-1.2» легкого класса.*

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование Земли, пожары, обнаружение пожаров, кубсат, компьютерное зрение, спутник дистанционного зондирования Земли, космическая съемка

**Введение.** Наиболее распространенным источником возникновения чрезвычайных ситуаций в мире являются пожары, в частности лесные пожары, представляющие собой неконтролируемое горение растительности и стихийное распространение огня по площади лесных массивов. С начала 2022 г. пожарами суммарно были охвачены более 100 тыс. га леса на территории России, большая часть которых находилась в Сибирском федеральном округе [1]. Лесные пожары наносят серьезный вред экологии, несут угрозу жизни и здоровью населения, а также причиняют серьезный экономический ущерб. Таким образом, формирование средств для раннего обнаружения и своевременного оповещения о возникновении очагов пожаров — крайне важная и актуальная проблема. Ее можно решить путем формирования спутниковой группировки, осуществляющей постоянное наблюдение за территорией России и передающей информацию о возникновении пожара в МЧС. Формируемая концепция закладывает основу для создания и развертывания полноценной спутниковой группировки, целевая задача которой — раннее обнаружение и оповещение о возникновении очагов лесных пожаров.

Среди иностранных спутниковых систем аналогичного назначения можно выделить следующие:

– спутник НАСА «Терра» (EOS AM-1) массой 4864 кг, функционирующий на солнечно-синхронной орбите (ССО) высотой 705 км, несущий на борту несколько зондов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), в том числе зонд MODIS (Moderate Resolution Imaging Spectroradiometer), который ведет мультиспектральную съемку и осуществляет наблюдение за глобальной динамикой планеты Земля, включая отслеживание стихийных бедствий;

– спутник NOAA-21 массой 2930 кг, разработанный НАСА совместно с Национальным управлением океанических и атмосферных исследований США, который функционирует на ССО высотой 833 км и ведет съемку с помощью инструмента VIIRS (Visible Infrared Imaging Radiometer Suite), а также применяется для мониторинга пожаров;

– спутниковую систему Sentinel-3 (Европейского космического агентства) со спутником массой 1250 кг, развернутую на ССО высотой 814,5 км, которая используется для мониторинга изменений климата и состояния окружающей среды;

– канадскую спутниковую группировку RADARSAT со спутниками массой 1430 кг, разработанную компанией MacDonald, Dettwiler and Associates (MDA), которая функционирует на ССО высотой около 600 км; ее применяют для наблюдения за водными ресурсами, а также для предупреждения чрезвычайных ситуаций и помощи в их ликвидации;

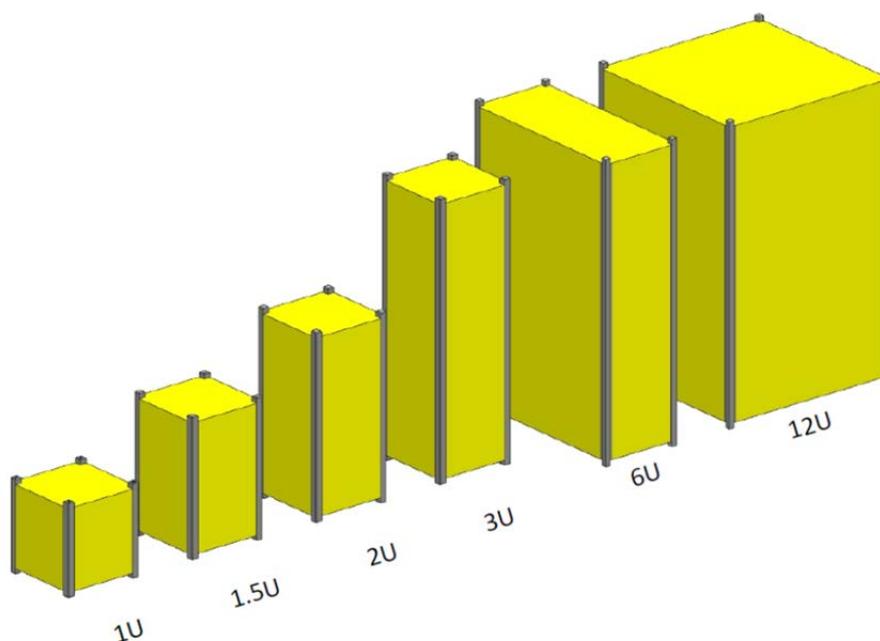
– спутниковую группировку «Фэнъюнь» Китайского космического агентства (CNSA), с аппаратами массой от 700 кг (спутники старого поколения) до 5300 кг (спутники нового поколения), развернутую на геостационарных и солнечно-синхронных орбитах, которая также используется для мониторинга окружающей среды.

Следует отметить, что в приведенном перечне отсутствуют спутники, целенаправленно осуществляющие мониторинг пожаров, в них задача мониторинга стихийных бедствий, в частности пожаров, является побочной и неприоритетной.

Цель данной работы — формирование концепции спутниковой группировки, обеспечивающей постоянное наблюдение за лесными массивами на территории Сибири в России для раннего обнаружения очагов пожаров. Концепция содержит информацию об орбите, на которую предполагается выведение спутников наблюдения, об их количестве для обеспечения непрерывности наблюдения, о методах их выведения на орбиту, а также о примерном облике планируемых к выведению аппаратов и принципе их работы.

**Концепция космического аппарата.** Для решаемой задачи целесообразно применять малые космические аппараты (МКА) типа кубсат (от англ. CubeSat). Кубсат — это формат малых искусственных

спутников Земли. Благодаря малым размерам МКА можно выводить большое количество таких аппаратов за один пуск ракеты-носителя, в том числе в виде сопутствующей полезной нагрузки. Базовые размеры стандарта, называемого 1U, — 10×10×10 см при массе до 2 кг. Допускается объединение от 2 до 12 стандартных кубов со стороной 10 см в составе одного спутника, обозначаемых стандартами 2U–12U и имеющих размеры в диапазоне от 10×10×20 см до 20×20×30 см соответственно (рис. 1) [2].



**Рис. 1.** Семейство кубсатов 1U–12U

Для формирования облика МКА, потенциально применимого в рамках формируемой концепции, в качестве базы рассмотрена платформа CubeSat 2U. Предполагается, что спутник, 3D-модель которого разработана (рис. 2), будет функционировать следующим образом: после его выведения на заданную орбиту каждый из кубсатов начнет непрерывно проводить съемку поверхности Земли с заданным периодом в инфракрасном диапазоне для обнаружения участков с характерными признаками пожара, а также будет выполняться съемка обычной камерой. Полученные снимки будут сопоставляться, будут фиксироваться координаты места съемки и собранный пакет данных будет отправлен на наземный комплекс управления.

Бортовой вычислительный модуль предназначен для управления спутником и для решения целевой задачи — ведения непрерывной съемки с помощью подключенной к одноплатному компьютеру

Raspberry Pi 3 камеры с объективом, фокусное расстояние которого равно примерно диагонали кадра (рис. 3). Для таких объективов угол поля зрения лежит в диапазоне от  $40^\circ$  до  $51^\circ$  включительно, но зачастую составляет около  $45^\circ$ .

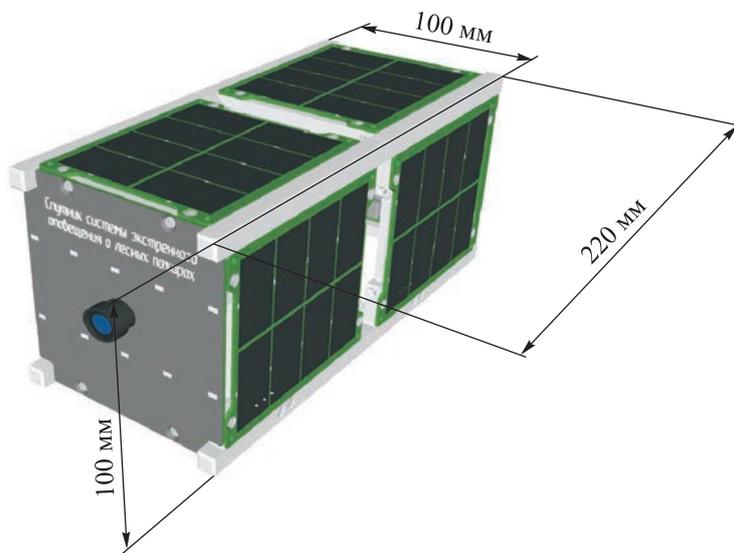


Рис. 2. Разработанная 3D-модель спутника, входящего в спутниковую группировку, формируемую в рамках проектной работы



Рис. 3. Бортовой вычислительный модуль на базе одноплатного компьютера Raspberry Pi 3 с подключенной к нему камерой

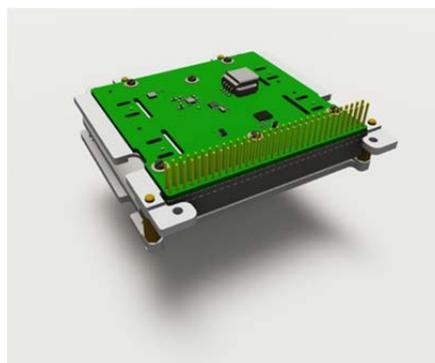
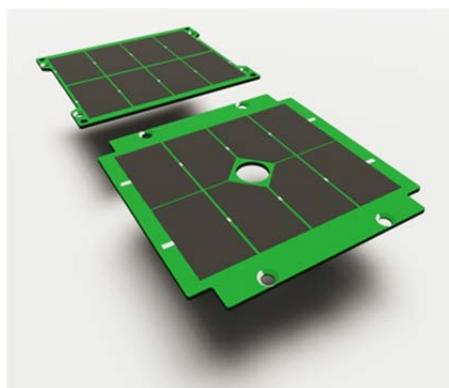


Рис. 4. Система энергоснабжения с литий-ионными аккумуляторами, заряжающимися от солнечных батарей

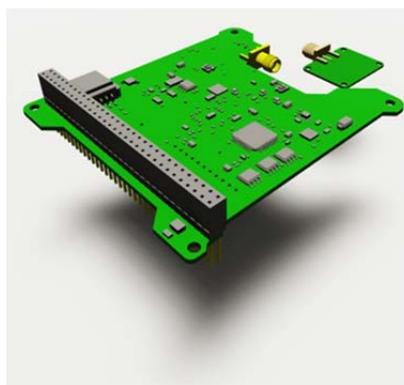
В состав системы энергоснабжения спутника входит аккумуляторный блок (рис. 4), заряжаемый от панелей солнечных батарей (рис. 5). Блок из двух последовательно соединенных литий-ионных элементов суммарной емкостью  $10 \text{ А} \cdot \text{ч}$  обеспечивает накопление и хранение запаса электроэнергии. (Системы энергоснабжения и солнечные батареи

доступны для заказа, например, у АО «Главкосмос», которое входит в Госкорпорацию «Роскосмос» [3], и у частной российской компании ООО «Актив-Сэплай» (CubeSatNano) [4]).

Для определения местоположения спутника в пространстве используется имеющий плоскую антенну приемник глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), представленный рис. 6, который определяет координаты МКА на орбите, основываясь на радиосигналах, излучаемых спутниками навигационных систем.



**Рис. 5.** Боковая и торцевая панели с кремниевыми фотоэлектрическими преобразователями



**Рис. 6.** Приемник глобальной навигационной спутниковой системы

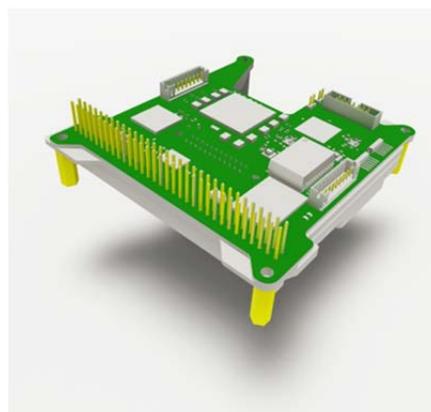
Для управления пространственной ориентацией спутника используется комплект исполнительных элементов для систем ориентации и стабилизации [5] (рис. 7). В комплекте предусмотрены четыре маховика с управляющей электроникой для создания вращательного момента, достаточного для поворота спутников рассматриваемого класса. Блок маховиков для систем стабилизации и управления ориентацией кубсата доступен для заказа у российского ООО «Спутникс» [6]. Бортовой высокоскоростной радиопередатчик (рис. 8), предназначенный для передачи данных на Землю со скоростью не менее 10 Мбит/с, функционирует в диапазоне частот от 8,025 ГГц до 8,45 ГГц. (Приемопередатчики для наноспутников доступны для заказа у АО «Главкосмос» [7], антенные системы — у частного ООО «Актив-Сэплай» [8].)

Космическая съемка осуществляется с помощью нескольких систем, обеспечивающих измерение геометрических параметров объекта фотографирования, управление съемочной системой, регистрацию временных и остальных указанных параметров. Методы космической съемки, применяемые для решения целевой задачи в рамках данной работы, имеют преимущества по сравнению с методами съемки с самолетов и беспилотных летательных аппаратов. Получаемые посредством съемки из космоса фотоматериалы отличаются хорошей

обзорностью, что позволяет одновременно рассматривать значительные территории — полосы захвата свыше 500 км. Кроме того, «космические» снимки достаточно детальны — с пространственным разрешением вплоть до 4 м на пиксел. При полете космического летательного аппарата по заданной орбите можно получать с него за очень короткие периоды времени (не реже 1...1,5 ч) снимки труднодоступных и очень удаленных районов. Эти два указанных преимущества обуславливают высокую экономичность метода «космической» съемки [9].



**Рис. 7.** Комплект исполнительных элементов для систем ориентации и стабилизации



**Рис. 8.** Бортовой высокоскоростной радиопередатчик

Для того чтобы проанализировать получаемые со спутников данные, предлагается применять специализированный алгоритм, позволяющий распознавать очаги пожара по характерным визуальным признакам. Для непрерывного анализа снимков, поступающих со спутника в наземный комплекс управления, был выбран алгоритм с применением OpenCV (от англ. Open Source Computer Vision Library) — библиотеки алгоритмов компьютерного зрения, обработки изображений и численных алгоритмов общего назначения с открытым кодом. Кроме того, из этой библиотеки применен цветовой фильтр, а также реализован принцип определения объекта по цветовому диапазону на изображении, переведенном в цветовую модель HSV [10]. Функция *inRange* позволяет наложить на кадр цветовой фильтр в заданном диапазоне цветов, так как для выделения очага пожара необходим именно диапазон цветов, а не какой-либо один конкретный.

Цветовая модель HSV является наиболее предпочтительной, поскольку она более приближена к восприятию цветов человеком, чем модели RGB и CMYK. Принцип функционирования программного

обеспечения для распознавания очага пожара на снимке отражен в блок-схеме, приведенной на рис. 9, а блок-схема подпрограммы, непосредственно определяющей очаг пожара на фото по цветному диапазону, представлена на рис. 10. ИК-снимок, загруженный в программу, показан на рис. 11, а на рис. 12 продемонстрированы очаги пожара, обнаруженные разработанной программой на ИК-снимке.

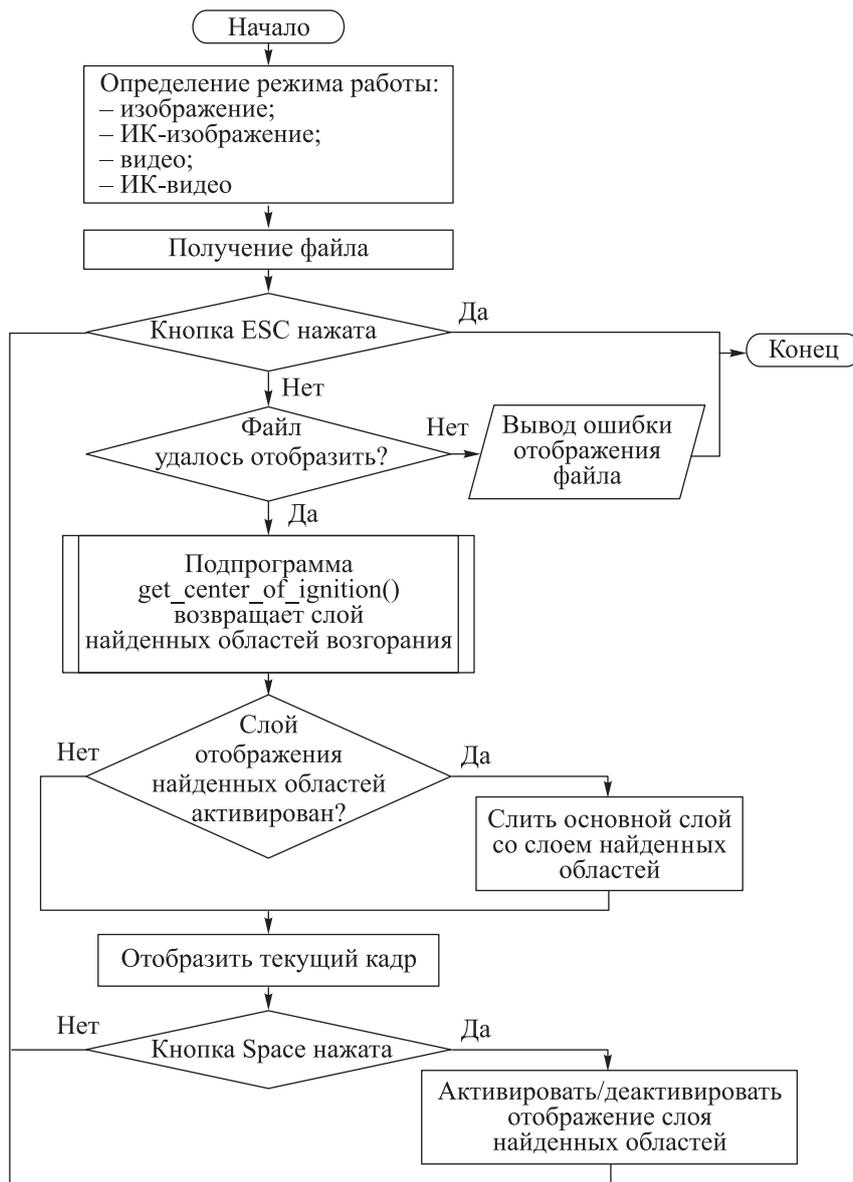


Рис. 9. Блок-схема, описывающая принцип функционирования программы распознавания очага пожара на снимке



Рис. 10. Блок-схема подпрограммы, непосредственно определяющей очаг пожара на фото по цветовому диапазону

```

50
51 while True:
52
53     ERR_COUNTER = 0
54
55     mask, cont = get_center_of_ignition_ic(frame)
56
57     if SHOW_FIRE_LAYER:
58         frame[mask==255] = (0,255,255)
59
60     cv2.imshow("forest fire", frame)
61     #cv2.imshow('forest fire mask', mask)
62
63     key = cv2.waitKey(1)
64
65     if key == 27:
66         break
67     if key == 32:
68         SHOW_FIRE_LAYER = not SHOW_FIRE_LAYER
69         frame = cv2.imread( imgs_list[IMG_COUNTER] )
70         print(imgs_list[IMG_COUNTER] + ' is opened')
71     if key == ord('e'):
72         IMG_COUNTER += 1
73         if IMG_COUNTER == len(imgs_list):
74             IMG_COUNTER = 0
75         frame = cv2.imread( imgs_list[IMG_COUNTER] )
76         print(imgs_list[IMG_COUNTER] + ' is opened')
77     if key == ord('q'):
78         IMG_COUNTER -= 1
79         if IMG_COUNTER < 0:
80             IMG_COUNTER = len(imgs_list) - 1
81         print(IMG_COUNTER)
82         frame = cv2.imread( imgs_list[IMG_COUNTER] )
    
```

Рис. 11. ИК-снимок, загруженный в программу

Рассмотренный алгоритм делает возможным автоматизацию процесса обнаружения очагов возгорания на снимках. По факту обнаружения предполагаемого пожара необходимо предусмотреть оповещение об этом оператора для верификации полученной информации и дальнейшей передачи ее в соответствующие службы для ликвидации пожара.



Рис. 12. Очаги пожара, обнаруженные программой на ИК-снимке и выделенные желтым цветом

В случае реализации предложенной концепции перспективным является сохранение множества снимков одного и того же участка поверхности Земли с целью дальнейшего обучения нейросети с их помощью. Возможности глубокого обучения нейронных сетей позволяют применять их для решения рассматриваемой задачи. Существуют различные методы глубокого обучения нейросетей и их дальнейшего использования для решения прикладных задач, в том числе для обработки данных дистанционного зондирования Земли непосредственно на борту аппарата [11, 12]. В дальнейшем обученная нейросеть сумеет определять аномалии в виде пожаров на снимках и сможет стать альтернативой предложенному алгоритму.

**Анализ массы спутника.** Для определения примерной массы отдельно взятого спутника, рассматриваемого с целью формирования спутниковой группировки, приведем массы комплектующих для кубсатов [3, 4, 6, 7, 8, 13, 14]:

$m_{\text{корп}} = 235...264$  г — возможная масса корпуса кубсата стандарта 2U;

$m_{\text{б.в.м}} = 42...50$  г — возможная масса бортового вычислительного модуля на базе одноплатного компьютера Raspberry Pi 3;

$m_{\text{пит}} = 418...670$  г — возможная масса системы энергоснабжения с аккумуляторами;

$m_{\text{с.п}} = 9 \cdot (32...35) = 288...315$  г — возможная масса панелей солнечных батарей;

$m_{\text{ГНСС}} = 32...100$  г — возможная масса приемника ГНСС;

$m_{\text{ПП}} = 100...195$  г — возможная масса приемопередатчика;

$m_{\text{СОИ}} = 520...1100$  г — возможная масса комплекта исполнительных элементов для систем ориентации и стабилизации (СОИ);

$m_{\text{К}} = 150...300$  г — возможная масса камеры с объективом.

Масса кабелей в составе массы аппарата  $M_a$  будет учитываться как 5 % общей массы  $m_{\text{об}}$  комплектующих спутника:

$$m_{\text{об}} = m_{\text{корп}} + m_{\text{б.в.м}} + m_{\text{пит}} + m_{\text{с.п}} + m_{\text{ГНСС}} + m_{\text{ПП}} + m_{\text{СОИ}} + m_{\text{К}};$$

$$M_a = m_{\text{об}}(1 + 0,05) = 1874...3143 \text{ г.}$$

Итак, общая масса кубсата, рассматриваемого в рамках данной работы, может варьироваться в пределах от 1,87 кг до 3,14 кг.

**Определение орбиты.** Для развертывания спутниковой группировки целесообразно рассмотреть солнечно-синхронные орбиты, так как постоянные условия освещения очень хорошо подходят для искусственных спутников Земли (ИСЗ), получающих изображения земной поверхности, в том числе для спутников дистанционного зондирования Земли.

Поскольку на высотах примерно от 2 тыс. км до 6,5 тыс. км расположен первый радиационный пояс Земли, способный при прохождении через него космического аппарата существенно сократить срок его активного существования, максимальную высоту круговых ССО желательно ограничить значением 1500 км [15]. Наклонение  $i$  применяемой для развертывания спутниковой группировки орбиты должно быть больше либо равно максимальной широте места обзора  $\varphi$  [16]. В связи с рассмотрением ССО, имеющих большие значения наклонов, примем с учетом указанного условия наклонение установленной орбиты  $i$  равным  $87^\circ$ , что обеспечивает наблюдаемость всей территории Сибири, указанной в качестве целевой области для наблюдения.

Высоту требуемой орбиты  $h$  для выбранного наклона определим из формулы

$$\Delta\Omega = \frac{3R_3^2}{2(R_3 + h)^2} J_2 \frac{2\pi}{T} \cos i, \quad (1)$$

где  $\Delta\Omega$  — угловая скорость прецессии линии узлов, для ССО  $\Delta\Omega = 1$  град/сут, или  $1,97 \cdot 10^{-7}$  рад/с;  $R_3$  — средний радиус Земли,  $R_3 = 6371$  км;  $J_2$  — второй динамический фактор формы Земли (константа),  $J_2 = 1,08 \cdot 10^{-3}$ ;  $T$  — орбитальный период.

Путем последовательных приближений выбран орбитальный период  $T = 7200$  с, или 2 ч. Поскольку период выражается целым числом часов, он кратен суткам, а значит, оборот спутника по орбите будет происходить целое число раз за сутки. Подставив в (1) значение периода, выразим высоту  $h$  и получим ее значение равным 1075 км.

Итак, целевая орбита имеет следующие значения параметров: большая полуось орбиты  $a = (R_3 + h) = 7446$  км; эксцентриситет  $e = 0$ ; аргумент перигея  $\omega = 0$ ; наклонение орбиты  $i = 87^\circ$ ; долгота восходящего узла  $\Omega = 0$ .

**Определение состава спутниковой группировки.** Теперь проанализируем, какое количество спутников требуется для обеспечения непрерывного покрытия территории Сибири по методике, приведенной в [16]. Ширина полосы обзора на поверхности Земли рассчитывается по формуле

$$b = R_3 \varphi_3 = R_3 \left( \frac{\pi}{2} - \gamma - \arccos \left( \frac{R_3 + h}{R_3} \sin \gamma \right) \right), \quad (2)$$

где  $\varphi_3$  — угол зоны обзора;  $\gamma$  — угол поля зрения.

С учетом того что в конструкции аппарата предусмотрена камера с нормальным объективом, зададим угол поля зрения  $\gamma = 45^\circ$ . Подставив данное значение в (2), получим ширину полосы покрытия  $b = 1194$  км. Теперь определим количество спутников  $n_{\text{сп}}$ , необходимых для непрерывного покрытия полосы, по формуле

$$n_{\text{сп}} = \left( \frac{1}{T} \right) \left( \frac{2\pi - \varphi_3}{\omega_3 - \Delta\Omega} \right), \quad (3)$$

где  $T$  — орбитальный период,  $T = 7200$  с;  $\omega_3$  — угловая скорость вращения Земли,  $\omega_3 = 7,29 \cdot 10^{-5}$  рад/с.

Подставив в (3) вычисленные значения, получаем  $n_{\text{сп}} = 11,63$ . Таким образом, можно сделать вывод о том, что для непрерывного обзора заданной полосы покрытия необходимо 12 спутников. Поскольку такое число спутников требуется для покрытия полосы шириной в 1194 км, а протяженность целевой зоны обзора (Сибири) с севера на юг составляет около 3500 км, т. е. в 3 раза больше, умножим расчетное число спутников на 3. В результате получим необходимое для реализации формируемой концепции число спутников  $n_{\text{сп}} = 36$ . При примерной массе каждого кубсата, варьирующейся в пределах от 1,87 кг до 3,14 кг, общая масса выводимой полезной нагрузки будет в диапазоне от 67 кг до 113 кг.

**Построение трассы полета спутников формируемой группировки.** Для построения трассы искусственных спутников Земли предлагается воспользоваться переходом к прямоугольным декартовым координатам, связанным с центром Земли. Такой переход осуществляется по следующему алгоритму. В качестве исходных данных задаются элементы Кеплеровой орбиты: большая полуось  $a$ , эксцентриситет  $e$ , наклонение  $i$ , долгота восходящего узла  $\Omega$ , аргумент перигея  $\omega$ . Истинная аномалия  $\vartheta$  варьируется в интервале  $[0; 2\pi]$ .

Вычислим аргумент широты  $u$  и текущий радиус орбиты  $r$ :

$$u = \vartheta + \omega; \quad (4)$$

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos \vartheta}. \quad (5)$$

Теперь можно получить декартовы координаты с помощью выражения

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = r \begin{pmatrix} \cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i \\ \sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i \\ \sin u \sin i \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Следует отметить, что полученные координаты соответствуют абсолютной декартовой системе, не учитывающей вращение Земли вокруг своей оси. Для учета влияния суточного вращения Земли на трассу движения спутника необходимо задать соответствие между временем движения и средней аномалией. Определим текущее значение средней аномалии  $M$ , используя следующие соотношения:

$$\operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2}, \quad (7)$$

где  $E$  — истинная аномалия;

$$E - e \sin E = M. \quad (8)$$

Теперь вычислим среднее движение  $n$  [ $\text{с}^{-1}$ ] спутника:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}, \quad (9)$$

где  $\mu = 398600,4415 \text{ км}^3/\text{с}^2$  — гравитационный параметр Земли.

Затем определим время  $t$ , которое прошло за время движения спутника от момента времени  $\tau$  (как правило, выбирается момент прохождения перигея) до достижения точки со средней аномалией  $M$ , для чего воспользуемся соотношением

$$M = n(t - \tau). \quad (10)$$

После вычисления момента времени  $t$  можно перейти для каждого значения  $M$  к относительным координатам. С учетом того что Земля вращается с постоянной угловой скоростью  $\omega_3 = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1}$ , относительные декартовы координаты в системе, связанной с подвижной Землей, могут быть получены с помощью выражения

$$\begin{pmatrix} x_{\text{отн}} \\ y_{\text{отн}} \\ z_{\text{отн}} \end{pmatrix} = r \begin{pmatrix} \cos(\omega_3 t) & \sin(\omega_3 t) & 0 \\ -\sin(\omega_3 t) & \cos(\omega_3 t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}. \quad (11)$$

После определения координат для набора точек земной поверхности, соответствующих одному или более витку, можно вычислить их сферические широту  $B$  и долготу  $L$ :

$$B = \arctg\left(\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right); \quad (12)$$

$$L = \arctg2(y, x). \quad (13)$$

Рассчитанные пары координат  $(L, B)$  последовательно наносятся на цилиндрическую развертку земной поверхности, в результате чего формируется трасса спутника. По приведенному алгоритму осуществлено построение трассы спутников для рассчитанных параметров орбиты, приведенных ранее (рис. 13 и 14).

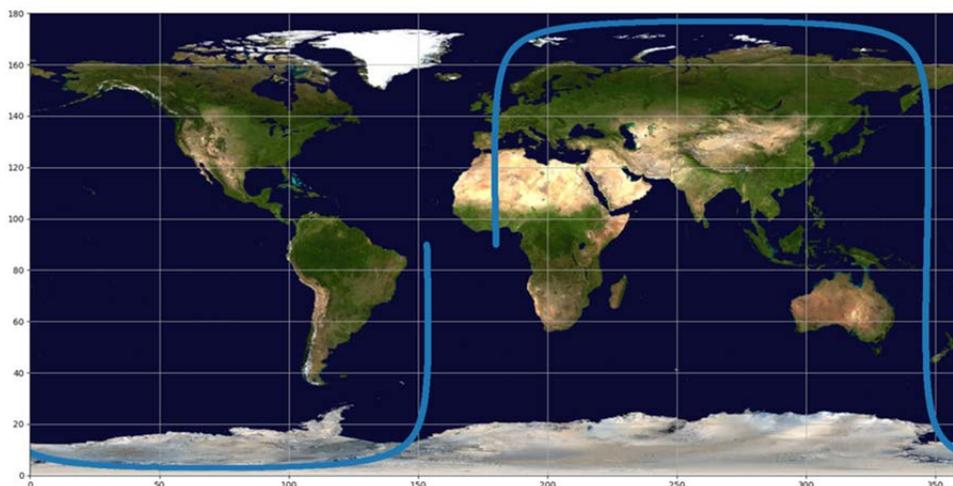


Рис. 13. Трасса полета спутников по орбите на протяжении одного витка

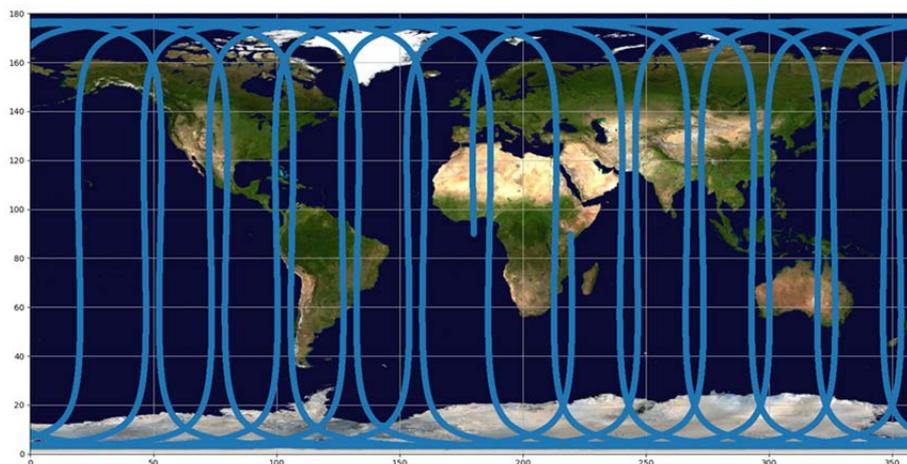


Рис. 14. Трасса полета спутников по орбите в течение суток

**Оценка баланса радиолинии.** Для того чтобы обеспечить передачу информации с требуемой скоростью и заданной вероятностью битовой ошибки, необходимо проанализировать физические процессы и выполнить расчет параметров, влияющих на распространение радиосигнала в естественных радиотрассах. Оценим энергетический баланс по методике, приведенной в [17]. Доступность радиолинии определяется положительным значением энергетического запаса, вычисляемого как разность между энергетическим потенциалом на входе приемного малошумящего усилителя (МШУ) и его чувствительностью. Расчет энергетического потенциала начинается с определения эквивалентной изотропной излучаемой мощности (ЭИИМ) КА:

$$\text{ЭИИМ} = G_{\text{прд}} + P_y - L_{\text{прд}}, \quad (14)$$

где  $G_{\text{прд}}$  — коэффициент усиления передающей антенны;  $P_y$  — величина мощности сигнала на выходе усилителя мощности;  $L_{\text{прд}}$  — потери в СВЧ-тракте от выхода усилителя мощности до входа антенны.

На входе МШУ мощность сигнала

$$P_{\text{вх}} = \text{ЭИИМ} - \sum L_{\text{р-л}} + G_{\text{прм}} - L_{\text{прм}}, \quad (15)$$

где  $\sum L_{\text{р-л}}$  — величина суммарных потерь радиолинии;  $G_{\text{прм}}$  — коэффициент усиления приемной антенны;  $L_{\text{прм}}$  — потери в СВЧ-тракте от выхода антенны до входа МШУ.

Сравнение мощности сигнала на входе МШУ  $P_{\text{вх}}$  с чувствительностью приемника  $R_x$  определяет искомую величину энергетического запаса  $Z$  и доступность радиолинии:

$$Z = P_{\text{вх}} - R_x. \quad (16)$$

Чувствительность приемника рассчитаем по формуле

$$R_x = k + T_{\text{экв}} + \Delta f + \frac{C}{N}, \quad (17)$$

где  $k$  — постоянная Больцмана в логарифмической форме,  $k = -228,6$  дБВт/кГц;  $T_{\text{экв}}$  — эквивалентная шумовая температура системы;  $\Delta f$  — полоса пропускания приемника;  $C/N$  — соотношение сигнал/шум.

Эквивалентная шумовая температура системы рассчитывается так [17]:

$$T_{\text{экв}} = T_A L_{\text{прм}} + 290 \cdot (1 - L_{\text{прм}}) + (F - 1) \cdot 290, \quad (18)$$

где  $T_A$  — шумовая температура приемной антенны;  $F$  — коэффициент шума приемника МШУ.

Шумовая температура приемной антенны может быть представлена в виде суммы ее составляющих:

$$T_A = T_{\text{атм}} + c T_3 + T_{\text{косм}}, \quad (19)$$

где  $T_{\text{атм}}$  — шумовая температура атмосферы;  $T_3$  — яркостная температура Земли;  $c$  — коэффициент, учитывающий усредненный уровень боковых и задних лепестков диаграммы направленности антенны;  $T_{\text{косм}}$  — яркостная температура притяжения космических источников, она является крайне малой величиной на частотах выше 2 ГГц [17], поэтому принимаем значение  $T_{\text{косм}}$  равным 3К.

Шумовая температура атмосферы

$$T_{\text{атм}} = T_{\text{а.ср}} \left( 1 - 10^{\frac{-A_r - A_c - A_g}{10}} \right), \quad (20)$$

где  $T_{\text{а.ср}}$  — средняя термодинамическая температура стандартной атмосферы,  $T_{\text{а.ср}} = 293\text{К}$ ;  $A_r$ ,  $A_c$ ,  $A_g$  — затухание сигнала (величина, которая показывает уменьшение амплитуды сигнала; она рассчитывается как отношение амплитуды на входе сигнала к амплитуде на выходе) за счет дождя, в атмосферных газах и из-за облачности соответственно.

Согласно проведенным в [18] расчетам, величины атмосферных затуханий для рассматриваемого диапазона частот от 8,025 ГГц до 8,45 ГГц имеют довольно малые значения. Поэтому, опираясь на расчеты из [18], примем значения затухания:

в атмосферных газах —  $A_c = 0,3$  дБ;

в дожде —  $A_r = 6$  дБ;

в облаках —  $A_g = 0,1$  дБ;

из-за тропосферных мерцаний —  $A_s = 6$  дБ.

Подставив имеющиеся данные в (20), получим значение шумовой температуры атмосферы  $T_{\text{атм}} = 225$  К.

Увеличение температуры шумов приемной антенны, когда угол места приемной антенны  $\theta = 8^\circ$ , приближенно оценивается (при 0,2 К/град) по формуле

$$cT_3 = 23 + 0,2 \cdot (90^\circ - \theta) = 39,4 \text{ К.}$$

Теперь, подставив в (19) известные значения, получаем значение шумовой температуры приемной антенны  $T_A = 267,4$  К.

Потери в СВЧ-тракте оценивались в [19], в рамках проводимой оценки примем  $L_{\text{прм}} = 0,3$  дБ, а коэффициент шума МШУ  $F = 2$  дБ. Итак, подставив рассчитанные и подобранные значения в (18), получаем значение эквивалентной шумовой температуры системы  $T_{\text{экв}} = 573,22$  К.

Ширину полосы сигнала рассматриваемого диапазона, выраженную в дБГц, рассчитываем как  $\Delta f = 10 \lg(425 \cdot 10^6) = 86,28$  дБГц. Задаем требуемое значение отношения сигнал/шум  $C/N = 20$  дБ. Подставив данные в (17), получим значение чувствительности приемника:

$$R_x = k + 10 \lg(T_{\text{экв}}) + \Delta f + \frac{C}{N} = -94,7 \text{ дБВт.}$$

Общие потери радиолинии  $\sum L_{\text{р-л}}$  вычисляются следующим образом:

$$\sum L_{\text{р-л}} = L_{\text{пр}} + At + L_{\text{пол}} + L_{\text{нав.прд}} + L_{\text{нав.прм}}, \quad (21)$$

где  $L_{\text{пр}}$  — потери в свободном пространстве;  $At$  — суммарное затухание сигнала в атмосфере;  $L_{\text{пол}}$  — поляризационные потери;  $L_{\text{нав.прд}}$ ,  $L_{\text{нав.прм}}$  — потери, связанные с ошибками передающей и приемной антенн.

Потери в свободном пространстве рассчитываются так:

$$L_{\text{пр}} = 10 \lg \left( \frac{(4\pi d_{\text{прд-прм}})^2}{\lambda^2} \right) = 100,1 \text{ дБ,}$$

где  $d_{\text{прд-прм}}$  — расстояние между передатчиком и приемником, которое принимаем равным высоте рассматриваемой круговой орбиты;  $\lambda$  — длина волны для частоты 8,24 ГГц.

Потери, вызванные ошибкой наведения,

$$L_{\text{нав}} = 12 \cdot \left( \frac{APE}{BW} \right)^2, \quad (22)$$

где  $APE$  — ошибка угла наведения;  $BW$  — ширина диаграммы направленности антенны по уровню  $-3$  дБ.

Для передающей плоской антенны космического аппарата  $BW = 80^\circ$ , для принимающей —  $BW = 45^\circ$ , в обоих случаях зададим ошибку угла наведения  $APE = 10^\circ$ . Подставив данные в (22), получим

$$L_{\text{нав.прд}} = 0,2 \text{ дБ}; \quad L_{\text{нав.прм}} = 0,6 \text{ дБ}.$$

Поскольку влияние поляризационных потерь  $L_{\text{пол}}$  является незначительным [17], примем их равными 1 дБ.

Суммарное затухание сигнала в атмосфере  $At$  рассчитывается суммированием подобранных ранее значений затухания из-за различных атмосферных явлений:

$$At = A_c + A_r + A_g + A_y = 12,4 \text{ дБ}.$$

Итак, подставив полученные значения потерь в (21), получаем общие потери радиолинии  $\sum L_{\text{р-л}} = 114,3$  дБ.

Рассмотрев передатчики и антенны подходящих типов [7, 8, 20], подобрали для оценочного расчета значения следующих величин: коэффициент усиления передающей антенны —  $G_{\text{прд}} = 11,6$  дБи; мощность сигнала на выходе усилителя мощности —  $P_y = 3$  дБВт; потери в СВЧ-тракте от выхода усилителя мощности до входа антенны —  $L_{\text{прд}} = 0,3$  дБ; коэффициент усиления приемной антенны —  $G_{\text{прм}} = 11$  дБи; потери в СВЧ-тракте от выхода антенны до входа МШУ —  $L_{\text{прм}} = 0,3$  дБ.

Подставив в (15) и (14) подобранные значения, рассчитаем величину мощности сигнала на входе МШУ:

$$P_{\text{вх}} = G_{\text{прд}} + P_y - L_{\text{прд}} - \sum L_{\text{р-л}} + G_{\text{прм}} - L_{\text{прм}} = -89,3 \text{ дБВт}.$$

Теперь окончательно проведем сравнение мощности сигнала на входе МШУ  $P_{\text{вх}} = -89,3$  дБВт с чувствительностью приемника  $R_x = -94,7$  дБВт и определим величину энергетического запаса и доступность радиолинии:

$$Z = P_{\text{вх}} - R_x = 5,4 \text{ дБВт} > 0.$$

Следовательно, при таком энергетическом запасе можно сделать вывод о доступности радиолинии и об обеспечении приема с требуемой достоверностью по результатам расчета в данном приближении.

**Оценка баланса энергосистемы.** Для оценки баланса энергосистемы КА определим суммарную мощность комплектующих [3, 6, 7, 8, 14]:

мощность бортового вычислительного модуля на базе одноплатного компьютера Raspberry Pi 3 —  $P_{\text{б.в.м}} = 0,9 \text{ Вт}$ ;

мощность системы энергопитания —  $P_{\text{пит}} = 0,16 \text{ Вт}$ ;

мощность приемника ГНСС —  $P_{\text{ГНСС}} = 0,2 \text{ Вт}$ ;

мощность приемопередатчика —  $P_{\text{пп}} = 15 \text{ Вт}$ ;

мощность комплекта исполнительных элементов для систем ориентации и стабилизации —  $P_{\text{СОИ}} = 8 \text{ Вт}$ ;

мощность камеры —  $P_{\text{к}} = 9 \text{ Вт}$ .

Поскольку не предполагается непрерывное функционирование системы ориентации и стабилизации, а допускаются лишь эпизодические включения для коррекции положения аппарата на орбите, из расчета суммарной мощности в данном приближении ее мощность исключается. Кроме того, поскольку передатчик и камера функционируют не на всем протяжении витка, примем, что мощность данных элементов задействована только на протяжении половины орбитального периода полета, т. е.  $T_{\text{акт}} = T_{\text{пасс}} = 3600 \text{ с}$ .

Итак, рассчитаем суммарные мощности аппаратуры для двух случаев:

$$\sum P_{\text{акт}} = P_{\text{б.в.м}} + P_{\text{пит}} + P_{\text{ГНСС}} + P_{\text{пп}} + P_{\text{к}} = 25,26 \text{ Вт};$$

$$\sum P_{\text{пасс}} = P_{\text{б.в.м}} + P_{\text{пит}} + P_{\text{ГНСС}} = 1,26 \text{ Вт},$$

где  $\sum P_{\text{акт}}$  — мощность во время задействования передатчика и камеры спутника;  $\sum P_{\text{пасс}}$  — мощность во время полета без использования целевой аппаратуры.

Далее необходимо оценить светотеневую обстановку на орбите, чтобы рассчитать, сколько энергии поступит с солнечных панелей. Для этого воспользуемся модулем EclipseLocator программного обеспечения GMAT (General Mission Analysis Tool) НАСА, распространяемого по свободной лицензии [21, 22]. По результатам расчета для подобранной в рамках работы орбиты получены следующие данные: максимальное время нахождения КА в тени в рамках одного

витка  $t_{\text{тень}} = 2059$  с; время нахождения КА в прямой видимости Солнца —  $t_{\text{Солн}} = 7200 - 2059 = 5141$  с.

В качестве солнечных панелей рассматриваемого аппарата выберем панели 1U Z российской компании CubeSatNano [23]. В комплектации аппарата предусмотрены девять солнечных панелей общей площадью  $S_{\text{СП}} = 0,0864$  м<sup>2</sup>, КПД панелей — 30,7 %; напряжение бортовой энергосистемы  $U = 8,5$  В.

Для определения баланса энергосистемы КА используем формулу

$$\Delta Q = Q_3 - Q_{\text{p max}} - Q_{\text{p min}}, \quad (23)$$

где  $\Delta Q$  — энергобаланс за период времени  $T = 7200$  с;  $Q_3$  — полученное от солнечных панелей количество энергии за период времени полета в прямой видимости Солнца  $t_{\text{Солн}}$ ,  $Q_{\text{p max}}$  — затраченное количество энергии при работе целевой аппаратуры  $T_{\text{акт}}$ ,  $Q_{\text{p min}}$  — затраченное количество энергии при полете без использования целевой аппаратуры  $T_{\text{пасс}}$ .

Полученное от солнечных панелей количество энергии за период времени полета в прямой видимости Солнца рассчитаем по формуле

$$Q_3 = (1 - k_1) \frac{k_2 \cdot P_{\text{СП}} \cdot S_{\text{СП}} \cdot k_3}{U} \cdot t_{\text{Солн}} = 11842,5 \text{ Кл} = 3,29 \text{ А} \cdot \text{ч},$$

где  $k_1$  — коэффициент потерь энергосистемы,  $k_1 = 0,1$ ;  $P_{\text{СП}}$  — мощность принимаемого солнечными панелями излучения на орбите Земли,  $P_{\text{СП}} = 1367$  Вт/м<sup>2</sup>;  $S_{\text{СП}}$  — площадь солнечных панелей;  $k_2$  — коэффициент, учитывающий, что батареи не всегда направлены на Солнце под прямым углом,  $k_2 = 0,6$ ;  $k_3$  — КПД солнечной панели;  $U$  — напряжение бортовой энергосистемы.

Для оценки расхода энергии аппаратурой КА воспользуемся формулой

$$Q = \frac{\sum P}{U} t_{\text{ф}}, \quad (24)$$

где  $\sum P$  — суммарная мощность аппаратуры;  $t_{\text{ф}}$  — период функционирования аппаратуры.

Подставив в (24) значения времени использования целевой аппаратуры и времени полета без ее использования, а также суммарные мощности аппаратуры в эти промежутки времени, получим

$$Q_{\text{p max}} = 10\,698,4 \text{ Кл} = 2,97 \text{ А} \cdot \text{ч};$$

$$Q_{p\min} = 533,6 \text{ Кл} = 0,15 \text{ А} \cdot \text{ч}.$$

Подставим рассчитанные значения в (23):

$$\Delta Q = Q_3 - Q_{p\max} - Q_{p\min} = 0,17 \text{ А} \cdot \text{ч} > 0.$$

Таким образом, можно сделать вывод о том, что предложенная энергосистема КА с аккумуляторами общей емкостью 10 А·ч и девятью солнечными панелями способна обеспечить функционирование КА.

**Выбор средства выведения.** Поскольку в рамках данной работы рассматривается формирование спутниковой группировки на солнечно-синхронной круговой орбите высотой 1075 км, состоящей из спутников типа кубсат, имеющих очень малую массу, оцененную в пределах от 67 кг до 113 кг для всех спутников, целесообразно выводить эти спутники с помощью легких ракет-носителей (РН), способных выводить и до 5000 кг (по классификации Госкорпорации «Роскосмос») полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту. В качестве потенциально применимой РН для решения задачи выведения спутников на низкие орбиты рассмотрим двухступенчатую РН «Ангара-1.2», характеристика которой [24] приведена ниже.

Стартовая масса РКН, т .....	171
Число ступеней .....	2
Масса ПН на орбите, т:	
опорной ( $H = 200$ км) .....	3,5
солнечно-синхронной .....	2,4
Вид топлива .....	Жидкий кислород — керосин РГ-1
Удельный импульс ступени, с:	
первой .....	337,4
второй .....	359,0
Сухая масса ступени, кг:	
первой .....	10 480
второй .....	4192
Масса топлива ступени, кг:	
первой .....	128 160
второй .....	23 000

Поскольку вторая ступень РН не имеет возможности повторного включения для формирования окончательной орбиты выводимого космического аппарата, в ее состав входит отделяемый блок орбитального выведения АМ (агрегатный модуль) массой 1250 кг, работающий на высококипящем топливе амил – гептил. Для размещения на РН, космическом корабле или орбитальной станции, запуска и разведения кубсатов российские, американские, итальянские, японские компании разработали многоместные контейнеры-платформы [2, 25, 26]. Поскольку блок орбитального выведения также имеет

ограниченное число включений, разведение кубсатов и фазирование их орбиты необходимо осуществлять посредством транспортных контейнеров. Выталкивание спутника из контейнера обеспечивается пружиной, приводящей в движение внутреннюю пластину толкателя. Пластина толкателя, в свою очередь, выталкивает кубсат, который, скользя по направляющим контейнера, выбрасывается на орбиту. Осуществляя данную процедуру с определенным промежутком времени, можно достичь требуемого размещения аппаратов на целевой орбите. Общая масса транспортных контейнеров для 36 спутников может достигать 118 кг [27].

Итак, при размещении полезной нагрузки в блоке орбитального выведения ее общая масса будет варьироваться от 1435 кг до 1481 кг, т. е. РН «Ангара-1.2» способна вывести спутниковую группировку на требуемую орбиту, что подтверждается ее характеристикой.

**Заключение.** В ходе работы сформирована концепция, закладывающая основу для формирования полноценной системы экстренного оповещения о возникновении лесного пожара, сформирован облик КА для обнаружения этих пожаров и описан принцип его функционирования, проведена оценка массы КА, баланса радиолинии и баланса энергосистемы. Разработанная программа для выявления очагов пожара на спутниковых снимках может быть адаптирована для решения других задач дистанционного зондирования Земли, связанных с обнаружением определенных объектов на снимках.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Почти 80% лесных пожаров в России в 2022 году пришлось на Сибирь и Дальний Восток – Минприроды, МЧС и прокуратура подвели итоги пожароопасного сезона. *Пресс-служба Минприроды России, 14 декабря 2022 г.* URL: [www.mnr.gov.ru/press/news/pochti\\_80\\_lesnykh\\_pozharov\\_v\\_rossii\\_v\\_2022\\_godu\\_prishlis\\_na\\_sibir\\_i\\_dalniy\\_vostok\\_minprirody\\_mchs\\_i/](http://www.mnr.gov.ru/press/news/pochti_80_lesnykh_pozharov_v_rossii_v_2022_godu_prishlis_na_sibir_i_dalniy_vostok_minprirody_mchs_i/) (дата обращения 15.01.2023).
- [2] CubeSat Design Specification Rev. 14.1. *The CubeSat Program, Cal Poly SLO. CubeSatNano.* URL: [static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14\\_1+2022-02-09.pdf](https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14_1+2022-02-09.pdf) (дата обращения 30.01.2023).
- [3] Единый портал продукции и комплектующих ракетно-космической промышленности. Электроснабжение. *Главкосмос.* URL: [www.trade.glavkosmos.com/ru/catalog/spacecraft/power-supply-system/](http://www.trade.glavkosmos.com/ru/catalog/spacecraft/power-supply-system/) (дата обращения 03.07.2023).
- [4] Продукция. *CubeSatNano* URL: [cubesatnano.ru/portfolio\\_category/products/](http://cubesatnano.ru/portfolio_category/products/) (дата обращения 17.07.2023).
- [5] Эльясберг П.Е. *Введение в теорию полета искусственных спутников Земли.* Москва, Изд-во URSS, 2020. 544 с.
- [6] Спутникс, частная космическая компания. *sputnix.ru* URL: [sputnix.ru/ru/priboryi/pribory-cubesat/blok-maxovikov](http://sputnix.ru/ru/priboryi/pribory-cubesat/blok-maxovikov) (дата обращения: 03.07.2023).

- [7] Единый портал продукции и комплектующих ракетно-космической промышленности, Приемники / передатчики. *Главкосмос*. URL: [www.trade.glavkosmos.com/ru/catalog/spacescraft/telecommand-and-telemetry-system/receivers-transmitters/](http://www.trade.glavkosmos.com/ru/catalog/spacescraft/telecommand-and-telemetry-system/receivers-transmitters/) (дата обращения 03.07.2023).
- [8] CubeSatNano. Антенные системы. *CubeSatNano*. URL: [cubesatnano.ru/portfolio\\_category/antennas/](http://cubesatnano.ru/portfolio_category/antennas/) (дата обращения 17.07.2023).
- [9] Данилкин А.П., Воронков В.Н., Казанцев О.Ю. и др. Космическая система оперативного мониторинга земной поверхности на базе малых космических аппаратов. *Космическая техника и технологии*, 2021, № 1 (32), с. 42–55. DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2021-1-42-55. EDN CWCCKJ.
- [10] *Находим цветной предмет в кадре с помощью OpenCV 3 Python*. URL: [arbook.com/kompyuternoe-zrenie/nahodim-tsvetnoj-predmet-v-kadre-s-pomoshhyu-opencv-3-python/](http://arbook.com/kompyuternoe-zrenie/nahodim-tsvetnoj-predmet-v-kadre-s-pomoshhyu-opencv-3-python/) (дата обращения 12.12.2022).
- [11] Надеран С.В. Информационная технология распознавания зданий на спутниковых изображениях с помощью нечетких нейронных сетей. *Int. J. Information Content and Processing*, 2015, т. 1:2, с. 188–193.
- [12] Tijtgat N., Wiebe Van Ranst, Volckaert B., Goedeme T., De Turck F. Embedded real-time object detection for a UAV warning system. In: *Proceedings of 2017 IEEE International Conference on Computer Vision Workshops (ICCVW)*. (Venice, Italy, October 22–29, 2017), 2018, pp. 2110–2118.
- [13] Cubesat structures. *AAC Clyde Space*. URL: [www.aac-clyde.space/what-we-do/space-products-components/cubesat-structures](http://www.aac-clyde.space/what-we-do/space-products-components/cubesat-structures) (дата обращения 04.07.2023).
- [14] New product: Raspberry Pi 3 Model B. *Pololu Corp*. URL: [www.pololu.com/blog/598/new-product-raspberry-pi-3-model-b](http://www.pololu.com/blog/598/new-product-raspberry-pi-3-model-b) (дата обращения 04.07.2023).
- [15] Акимов А.А., Гриценко А.А., Юрьев Р.Н. Солнечно-синхронные орбиты — основные возможности и перспективы. *Инфосфера*, 2015, № 68. URL: [https://www.spacecenter.ru/Resurses/2015/SSO\\_Infosfera\\_68\\_2015.pdf](https://www.spacecenter.ru/Resurses/2015/SSO_Infosfera_68_2015.pdf) (дата обращения 15.12.2022).
- [16] Зеленцов В.В., Казаковцев В.П. *Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012, 174 с.
- [17] Ерохин Г.А., Мандель В.И., Нестеркин Ю.А., Струков А.П. Методика расчета энергетического запаса радиолинии «космический аппарат — станция». *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2018, т. 5, № 1, с. 65–74. DOI: 10.30894/issn2409-0239.2018.5.1.65.74. EDN XOWAPB.
- [18] Кувалкин Е.С., Захаров А.И., Пец А.В. Оценка затухания радиосигнала для построения трассы связи «Земля — космос». *Вестник Балтийского федерального университета им. И. Канта. Серия: Физико-математические и технические науки*, 2019, № 3, с. 99–109.
- [19] Как рассчитать потери в СВЧ кабельной сборке. *сайт ЗАО «НКТ»*. URL: [nkt.ru/znaniya/publikatsii/svch-kabeli-i-kabelnye-sborki/kak-bystro-prikinut-poteri-v-svch-kabelnoy-sborke/#p4](http://nkt.ru/znaniya/publikatsii/svch-kabeli-i-kabelnye-sborki/kak-bystro-prikinut-poteri-v-svch-kabelnoy-sborke/#p4) (дата обращения 12.07.2023).
- [20] Антенны и антенные системы — Каталог продукции. *сайт АО «СКАРД-ЭЛЕКТРОНИКС»*. URL: <https://skard.ru/wp-content/uploads/2021/08/antenny-i-antennye-sistemy-2.pdf> (дата обращения 12.07.2023).
- [21] General Mission Analysis Tool (GMAT) v.R2016a NASA. URL: [software.nasa.gov/software/GSC-17177-1](http://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1) (дата обращения 13.07.2023).
- [22] EclipseLocator. URL: [gmat.sourceforge.net/docs/nightly/html/EclipseLocator.html](http://gmat.sourceforge.net/docs/nightly/html/EclipseLocator.html) (дата обращения 13.07.2023).

- [23] Солнечная панель 1U Z. *CubeSatNano*. URL: [cubesatnano.ru/portfolio-view/1u-z-solar-panel-2/](http://cubesatnano.ru/portfolio-view/1u-z-solar-panel-2/) (дата обращения 17.07.2023).
- [24] Семейство ракет-носителей «Ангара». *сайт ГКНПЦ им. Н.В. Хруничева*. URL: [www.khrunichev.ru/main.php?id=44](http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44) (дата обращения 18.01.2023).
- [25] Космодемьянский Е.В., Кириченко А.С., Ключин Д.И. и др. Инновационный формат организации миссий по выведению малых космических аппаратов. *Труды МАИ*, 2014, № 74, с. 9. URL: [trudymai.ru/upload/iblock/b70/b70eb7c1b7fd6dcd41c80c5fe4597e99.pdf](http://trudymai.ru/upload/iblock/b70/b70eb7c1b7fd6dcd41c80c5fe4597e99.pdf) (дата обращения 04.07.2023).
- [26] Прокопьев В.Ю., Кусь О.Н., Оссовский А.В. Малые космические аппараты стандарта CubeSat. Современные средства выведения. *Вестник науки Сибири*, 2014, № 2 (12), с. 71–80.
- [27] Canisterized satellite dispenser (CSD) data sheet. URL: [www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/2002337G-CSD-Data-Sheet-compressed2.pdf](http://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/2002337G-CSD-Data-Sheet-compressed2.pdf) (дата обращения 04.07.2023).

Статья поступила в редакцию 03.06.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Полуэктов Р.М., Реутова С.В. Формирование концепции спутниковой группировки для раннего обнаружения лесных пожаров. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-8-2299>

**Полуэктов Руслан Маратович** — выпускник кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана, сотрудник АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». e-mail: [poluektov.rm@yandex.ru](mailto:poluektov.rm@yandex.ru)

**Реутова Софья Владимировна** — учащаяся специализированного космического класса «Образовательный центр «Протон». e-mail: [stoletodinochestvaa@gmail.com](mailto:stoletodinochestvaa@gmail.com)

## Concept formation of a satellite constellation for early detection of the forest fires

© R.M. Poluektov<sup>1</sup>, S.V. Reutova<sup>2</sup>

<sup>1</sup> JSC Khrunichev State Research and Production Space Center,  
Moscow, 121309, Russia

<sup>2</sup> SBEI "Educational Center "Proton", Moscow, 121309, Russia

*The paper considers concept formation of a satellite constellation for early detection of fires in Siberia. Within the framework of the stated concept, an orbit was selected for deployment of a satellite constellation, and the flight path of satellites in a circular sun-synchronous orbit was constructed. The CubeSat platform is proposed as the basis for potentially applicable spacecraft for remote sensing of the Earth, the satellite expected appearance was created in the form of a 3D model, and the principle of satellites' operation is described. It is assumed that the satellite would only take images and transmit them to the ground control station. To analyze images received from the satellites, the software is proposed that automatically detects fires and implements an algorithm using the OpenCV computer vision algorithm library. As a means of launching the satellite constellation, it is proposed to use the light-class Angara-1.2 launch vehicle.*

**Keywords:** Earth remote sensing, fires, fire detection, CubeSat, computer vision, Earth remote sensing satellite, space imagery

### REFERENCES

- [1] Pochti 80% lesnykh pozharov v Rossii v 2022 godu prishlis na Sibir i Dalniy Vostok — Minprirody, MChS i prokuretura podveli itogi pozharoopasnogo sezona [Almost 80% of forest fires in Russia in 2022 occurred in Siberia and the Far East — Ministry of Natural Resources, Ministry of Emergency Situations and the Prosecutor's Office summed up the fire season]. *Press-sluzhba Minprirody Rossii, 14 dekabrya 2022 g.* [Press Service of the Ministry of Natural Resources of Russia, December 14 2022]. Available at: [www.mnr.gov.ru/press/news/pochti\\_80\\_lesnykh\\_pozharov\\_v\\_rossii\\_v\\_2022\\_godu\\_prishlis\\_na\\_sibir\\_i\\_dalniy\\_vostok\\_minprirody\\_mchs\\_i/](http://www.mnr.gov.ru/press/news/pochti_80_lesnykh_pozharov_v_rossii_v_2022_godu_prishlis_na_sibir_i_dalniy_vostok_minprirody_mchs_i/) (accessed January 1, 2023).
- [2] CubeSat Design Specification Rev. 14.1. The CubeSat Program, Cal Poly SLO. *CubeSatNano*. Available at: [www.cubesat.static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14\\_1+2022-02-09.pdf](http://www.cubesat.static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14_1+2022-02-09.pdf) (accessed January 30, 2023).
- [3] Edinyi portal produktsii i komplektuyuschikh raketno-kosmicheskoy promyshlennosti, Elektrosnabzhenie [Unified product and component portal for the rocket and space industry, Power supply system]. *Glavkosmos*. Available at: <https://www.trade.glavkosmos.com/ru/catalog/spacecraft/power-supply-system/> (accessed July 3, 2023).
- [4] Produktsiya [Products]. *CubeSatNano*. Available at: [www.cubesatnano.ru/portfolio\\_category/products/](http://www.cubesatnano.ru/portfolio_category/products/) (accessed July 17, 2023).
- [5] Elyasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of flight of artificial satellites of the Earth]. 5<sup>th</sup> ed. Moscow, URSS Publ., 2020, 544 p. ISBN 978-5-9710-7887-6.
- [6] Sputniks, chastnaya kosmicheskaya kompaniya [Sputniks, a private space company]. *sputnix.ru* Available at: [www.sputnix.ru/ru/priboryi/pribory-cubesat/blok-maxovikov](http://www.sputnix.ru/ru/priboryi/pribory-cubesat/blok-maxovikov) (accessed July 3, 2023).

- [7] Edinyi portal produktzii i komplektuyuschikh raketno-kosmicheskoy promyshlennosti, Priemniki/peredatchiki [Unified product and component portal for the rocket and space industry, Receivers/Transmitters]. *Glavkosmos*. Available at: [www.trade.glavkosmos.com/ru/catalog/spacecraft/telecommand-and-telemetry-system/receivers-transmitters/](http://www.trade.glavkosmos.com/ru/catalog/spacecraft/telecommand-and-telemetry-system/receivers-transmitters/) (accessed July 3, 2023).
- [8] Antennye sistemy [Antenna systems]. *CubeSatNano*. Available at: [www.cubesatnano.ru/portfolio\\_category/antennas/](http://www.cubesatnano.ru/portfolio_category/antennas/) (accessed July 17, 2023).
- [9] Danilkin A.P., Voronkov V.N., Kazantsev O.Yu. Kosmicheskaya sistema operativnogo monitoringa zemnoy poverkhnosti na baze malykh kosmicheskikh apparatov [Small spacecraft-based space system for real-time Earth surface monitoring]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2021, no. 1 (32), pp. 42–55. <https://10.33950/spacetech-2308-7625-2021-1-42-55> EDN CWCGKJ.
- [10] Nakhodim tsvetnoy predmet v kadre s pomoschyu OpenCV 3 Python [Finding a colored object in the frame using OpenCV 3 Python]. *arboook.com*. Available at: [www.arboook.com/kompyuterno-zrenie/nahodim-tsvetnoj-predmet-v-kadre-s-pomoshhyu-opencv-3-python/](http://www.arboook.com/kompyuterno-zrenie/nahodim-tsvetnoj-predmet-v-kadre-s-pomoshhyu-opencv-3-python/) (accessed December 12, 2022).
- [11] Naderan S.V. Informatsionnaya tekhnologiya raspoznavaniya zdaniy na sputnikovyykh izobrazheniyakh s pomoschyu nechetkikh neyronnykh setey [Automated building extraction system applied on high resolution satellite imagery using fuzzy neural network]. *International Journal “Information Content and Processing”*, 2015, vol. 1, no. 2, pp. 188–193.
- [12] Tjigtat N., Van Ranst W., Volckaert B., Goedeme T., De Turck F. Embedded real-time object detection for a UAV warning system. In: *Proceedings of 2017 IEEE International Conference on Computer Vision Workshops (ICCVW)*. Venice, Italy, October 22–29, 2017. IEEE, 2018, pp. 2110–2118.
- [13] Cubesat structures. *AAC Clyde Space*. Available at: [www.aac-clyde.space/what-we-do/space-products-components/cubesat-structures](http://www.aac-clyde.space/what-we-do/space-products-components/cubesat-structures) (accessed July 4, 2023).
- [14] New product: Raspberry Pi 3 Model B. *Pololu Corp*. Available at: [www.pololu.com/blog/598/new-product-raspberry-pi-3-model-b](http://www.pololu.com/blog/598/new-product-raspberry-pi-3-model-b) (accessed July 4, 2023).
- [15] Akimov A.A., Gritsenko A.A., Yuriev R.N. Solnechno-sinkhronnye orbity – osnovnye vozmozhnosti i perspektivy [Sun-synchronous orbits – major possibilities and perspectives]. *Zhurnal “Infosfera” — Journal “Infosphere”*, 2015, no. 68. Available at: [www.spacecenter.ru/Resurses/2015/SSO\\_Infosfera\\_68\\_2015.pdf](http://www.spacecenter.ru/Resurses/2015/SSO_Infosfera_68_2015.pdf) (accessed December 15, 2022).
- [16] Zelentsov V.V., Kazakovtsev V.P. *Osnovy ballisticheskogo proektirovaniya iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Fundamentals of ballistic design of artificial satellites of the Earth]. Moscow, BMSTU Publ., 2012, 174 p. ISBN 978-5-7038-3585-2
- [17] Erokhin G.A., Mandel V.I., Nesterkin Yu.A., Strukov A.P. Metodika rascheta energeticheskogo zapasa radiolinii “kosmicheskii apparat – stantsiya [The calculation methodology for the energetic reserve of the radio link spacecraft – station]. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy — Rocket-space device engineering and information systems*, 2018, vol. 5, no. 1, pp. 65–74. <https://doi.org/10.30894/issn2409-0239.2018.5.1.65.74> EDN XOWAPB.
- [18] Kuvalkin E.S., Zakharov A.I., Pets A.V. Otsenka zatukhaniya radiosignala dlya postroyeniya trassy svyazi “Zemlya — kosmos” [Estimation of radio signal attenuation for “Earth – space” path design]. *Vestnik Baltiyskogo federalnogo universiteta im. I. Kanta. Seriya: Fiziko-matematicheskie i tekhnicheskie nauki — Bulletin of the Baltic Federal University. I. Kant. Series: Physical, mathematical and technical sciences*, 2019, no. 3, pp. 99–109. EDN GVC PJD.

- [19] Kak rasschitat poteri v SVCh kabelnoy sborke [How to calculate losses in a microwave cable assembly]. *JSC "NKT"*. Available at: [www.nkt.ru/znaniya/publikatsii/svch-kabeli-i-kabelnye-sborki/kak-bystro-prikinit-poteri-v-svch-kabelnoy-sborke/#p4](http://www.nkt.ru/znaniya/publikatsii/svch-kabeli-i-kabelnye-sborki/kak-bystro-prikinit-poteri-v-svch-kabelnoy-sborke/#p4) (accessed July 12, 2023).
- [20] Antenny i antennnye sistemy. Katalog produktsii [Antennas and antenna systems. Catalog of products]. *JSC Scard-Electronics*. Available at: <https://skard.ru/wp-content/uploads/2021/08/antenny-i-antennnye-sistemy-2.pdf> (accessed July 12, 2023).
- [21] General Mission Analysis Tool (GMAT) v.R2016a. NASA. Available at: [www.software.nasa.gov/software/GSC-17177-1](http://www.software.nasa.gov/software/GSC-17177-1) (accessed July 13, 2023).
- [22] EclipseLocator. *gmat.sourceforge.net* Available at: [www.gmat.sourceforge.net/docs/nightly/html/EclipseLocator.html](http://www.gmat.sourceforge.net/docs/nightly/html/EclipseLocator.html) (accessed July 13, 2023).
- [23] Solnechnaya panel 1U Z [Solar panel 1U Z]. *CubeSatNano*. Available at: [www.cubesatnano.ru/portfolio-view/1u-z-solar-panel-2/](http://www.cubesatnano.ru/portfolio-view/1u-z-solar-panel-2/) (accessed July 17, 2023).
- [24] The Angara launch vehicle family. *khrunichev.ru*  
URL: [www.khrunichev.ru/main.php?id=44](http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44) (date of access: 01/18/2023).
- [25] Kosmodemyansky E.V., Kirichenko A.S., Klyushin D.I., et al. Innovatsionnyi format organizatsii missiy po vyvedenediyu malykh kosmicheskikh apparatov [Innovative format for organizing missions to launch small spacecraft]. *Trudy MAI*, 2014, no. 74. Available at: [www.trudymai.ru/upload/iblock/b70/b70eb7c1b7fd6dcd41c80c5fe4597e99.pdf](http://www.trudymai.ru/upload/iblock/b70/b70eb7c1b7fd6dcd41c80c5fe4597e99.pdf) (accessed July 4, 2023). EDN SDZCCT.
- [26] Prokopyev V.Yu., Kus O.N., Ossovsky A.V. Malye kosmicheskie apparaty standarta CubeSat. Sovremennyye sredstva vyvedeniya [Small spacecraft of the CubeSat standard. Modern launch vehicles]. *Vestnik nauki Sibiri — Siberian Journal of Science*, 2014, no. 2 (12), pp. 71–80. EDN SIZLQB.
- [27] Canisterized satellite dispenser (CSD) data sheet. *rocketlabusa.com* Available at: [www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/2002337G-CSD-Data-Sheet-compressed2.pdf](http://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/2002337G-CSD-Data-Sheet-compressed2.pdf) (accessed July 4, 2023).

**Poluektov R.M.**, Graduate, Department of Dynamics and Control of the Flight of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University; Employee, JSC Khrunichev State Research and Production Space Center.  
e-mail: poluektov.rm@yandex.ru

**Reutova S.V.**, Student, Specialized Space Grade, SBEI "Educational Center "Proton".  
e-mail: stoletodinochestvaa@gmail.com