

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ,
ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ И СИСТЕМЫ ТЕЛЕМЕТРИИ.
ДИСТАНЦИОННОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ЗЕМЛИ

УДК 621.396.965.81 EDN QZOFNN

**Обоснование основных технических характеристик
сверхмалого космического аппарата орбитальной
группировки мониторинга лесных пожаров**

А. В. Левандович, *к. т. н., vka.mil.ru*

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация

М. М. Полуян, *к. т. н., vka.mil.ru*

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация

Е. Е. Смирнов, *к. т. н., vka.mil.ru*

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация

Д. Н. Кононов, *vka.mil.ru*

Военно-научный комитет Воздушно-космических сил МО, Москва, Российская Федерация

П. Д. Хруснова, *spb_pans@mil.ru*

ФГКОУ «Санкт-Петербургский кадетский корпус “Пансион воспитанниц Министерства обороны Российской Федерации”», Санкт-Петербург, Российская Федерация

Аннотация. Обнаружение очагов возгорания лесных массивов на протяженных площадях Российской Федерации происходит, как правило, несвоевременно, а снижение уровня последствий возникающих техногенных катастроф требует оперативного (квазинепрерывного) мониторинга. Решение этой задачи возможно с применением космической системы, созданной на базе многоспутниковой орбитальной группировки (ОГ). Проведенные исследования показали возможность решения поставленной задачи с использованием сверхмалых космических аппаратов (СМКА), соответствующих спецификации CubeSat, что потенциально позволяет снизить требуемые ресурсозатраты на создание СМКА и ОГ в целом.

Ключевые слова: космический аппарат, обеспечивающие системы, фотоприемное устройство, орбитальная группировка

Для цитирования: Левандович А. В., Полуян М. М., Смирнов Е. Е., Кононов Д. Н., Хруснова П. Д. Обоснование основных технических характеристик сверхмалого космического аппарата орбитальной группировки мониторинга лесных пожаров. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы.* 2024. Т. 11. № 3. С. 23–33.

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ,
ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ И СИСТЕМЫ ТЕЛЕМЕТРИИ.
ДИСТАНЦИОННОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ЗЕМЛИ

Justification of the Main Technical Characteristics of the Ultra-Small Spacecraft of the Wildfire Monitoring Orbital Grouping

A. V. Levandovich, *Cand. Sci. (Engineering), vka.mil.ru*

Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation

M. M. Poluyan, *Cand. Sci. (Engineering), vka.mil.ru*

Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation

E. E. Smirnov, *Cand. Sci. (Engineering), vka.mil.ru*

Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation

D. N. Kononov, *vka.mil.ru*

Military-Science Committee of the Aerospace Forces, Ministry of Defense, Moscow, Russian Federation

P. D. Khrusnova, *spb_pans@mil.ru*

St. Petersburg Cadet Corps "Boarding School of Ministry of Defense of Russian Federation", Saint Petersburg, Russian Federation

Abstract. As a rule, the detection of ignition sources of wildfires in extensive areas of the Russian Federation is not timely, and the reduction of the consequences of technological disasters requires prompt (quasi-real-time) monitoring. The solution of this problem is possible by using a space system created on the basis of a multitrack orbital grouping (OG). The conducted studies have shown that it is possible to solve the task using ultra-small spacecraft (USS) corresponding to the CubeSat specification, which potentially makes it possible to reduce the required resource expenditures for the creation of USS and OG in general.

Keywords: spacecraft, supporting systems, photo-receiving device, orbital grouping

For citation: Levandovich A.V., Poluyan M.M., Smirnov E.E., Kononov D.N., Khrusnova P.D. Justification of the Main Technical Characteristics of the Ultra-Small Spacecraft of the Wildfire Monitoring Orbital Grouping. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2024. Vol. 11. No. 3. P. 23–33.

Введение

Анализ текущего состояния зарубежных систем противопожарной защиты и их направлений развития свидетельствует о том, что современное выполнение эффективных противопожарных мероприятий в глобальном масштабе невозможно без применения космических систем. Этот факт подтверждается активным использованием данных систем в США, Канаде, Китае, странах Южной Америки. Анализ тенденций развития мировой орбитальной группировки (ОГ) показывает значительный рост количества активных космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли, с помощью которых осуществляется оперативный мониторинг техногенных и природных чрезвычайных ситуаций. Это происходит в том числе за счет создания функционально объединенных систем мониторинга земной поверхности типа FIRMS (США) на базе отдельных КА и многоспутниковых орбитальных группировок КА.

В составе отечественных космических систем (КС) основной вклад в мониторинг земной поверхности вносят КА «Электро-Л», «Метеор-М», «Арктика-М». В том числе задача непосредственного обнаружения очагов лесных пожаров возлагается на КА «Канопус-В» и «Канопус-В-ИК». Однако из-за малочисленности данных КА оперативность предоставления информации об обнаружении очагов лесных пожаров остается низкой, что подтверждает необходимость наращивания существующей ОГ или формирования перспективной специализированной космической системы. Накопленный к настоящему времени опыт создания и эксплуатации сверхмалых КА (СМКА), создаваемых с высокой степенью унификации и в рамках конвейерного производства, указывает на экономическую целесообразность [1] указанной специализированной перспективной КС.

В качестве КА рассматриваются сверхмалые КА типа CubeSat относительно большой размерности (от 12U), обеспечивающей выполнение основных предъявляемых к КС требований.

Постановка задачи

В силу сказанного ранее существует необходимость регистрации источников инфракрас-

ного (ИК) излучения на поверхности Земли в режиме времени, близком к реальному (непрерывное наблюдение земной поверхности). Оптико-электронная система (ОЭС) размещается в условиях массогабаритных ограничений СМКА.

Целью исследования является **обоснование основных технических характеристик** бортовых систем СМКА многоспутниковой ОГ в условиях ограничений спецификации CubeSat.

Задачи исследования решались при следующих исходных данных и ограничениях:

1. Рассматриваемые источники ИК-излучения имеют достаточно крупные пространственные размеры (более 10 м) и температуру $T \leq 1000^\circ\text{C}$.

2. Возможности СМКА, обеспечивающие оперативное развертывание и восполнение ОГ, определяют:

- высоту орбиты $H < 10$ км;
- КА типа CubeSat размерностью 12U (с потенциальной возможностью наращивания до 20U) при общем требовании $m_{\text{КА}} \xrightarrow{\text{lim}} \text{min}$. При этом масса $m_{\text{КА}}$ СМКА в таких объемах не может превысить 40 кг;
- размер СМКА CubeSat согласно спецификации на 12U: $0,2 \times 0,2 \times 0,34$ м. Площадь одной грани корпуса $S_{\text{гр}} = 0,068$ м²;
- уровень технической и технологической готовности (УТГ) используемых технологий — не менее 7;
- гарантийный срок активного существования (САС) — 3 года;
- время непрерывного функционирования ОЭС на витке не менее 10 мин (в соответствии с максимальной продолжительностью пролета СМКА над территорией РФ).

3. С учетом требований к массе и геометрическим характеристикам требованиями к оптико-электронной системе (ОЭС) являются:

- конструктивное исполнение ОЭС и КА в целом должно предполагать использование пассивных средств терморегулирования в интересах охлаждения ИК фотоприемного устройства (ФПУ) до рабочих температур ($T_{\text{ФПУ}} \leq 200^\circ\text{K}$). Как следствие, предпочтительными

являются конструктивно-компоновочные схемы и режимы ориентации СМКА, исключающие падение тепловых потоков от внешних источников излучения на радиационные поверхности ОЭС;

— диаметр объектива ОЭС не превышает 0,2 м.

4. Рабочий диапазон длин волн ОЭС определяется особенностями спектрального излучения объекта наблюдения. При этом необходимо учитывать излучение фона от системы «Земля–атмосфера».

В интересах цели исследования рассматриваются основные характеристики бортовых систем СМКА, обеспечивающих выполнение целевой задачи: оптико-электронной системы, системы обеспечения теплового режима, системы электроснабжения, системы управления движением.

Обоснование характеристик оптико-электронной системы

Известно, что температура лесного пожара достигает значений 1000°K , что существенно превышает температуру окружающей среды и позволяет уверенно фиксировать его в ИК-диапазоне спектра [2] даже при широкой полосе захвата ОЭС (рис. 1). В табл. 1 представлены статистические данные температуры при фоновой температуре поверхности 300°K для основных типов лесных пожаров.

Для оценивания необходимого рабочего диапазона длин волн фотоприемного устройства ОЭС

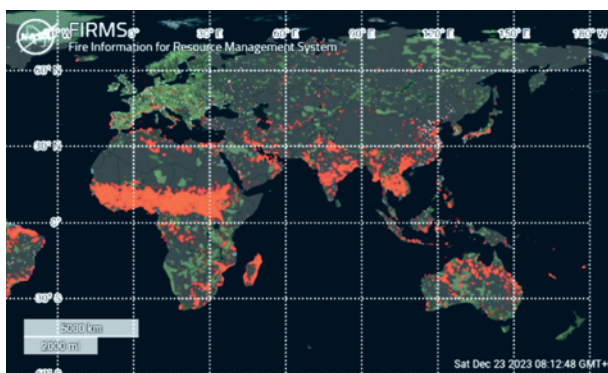


Рис. 1. Очаги возгорания в ИК-диапазоне спектра
Fig. 1. Ignition sources in the IR spectrum

Таблица 1. Температура T_0 точечного объекта при фоновой температуре поверхности $T_{\phi} = 300 \text{ K}$ [3]

Температура очага возгорания, $^{\circ}\text{K}$	Наблюдаемая площадь очага возгорания, га	Длина полосы возгорания, км
670	< 0,78	5
852	0,92	10
957	1,0	9
796	0,39	3

использовался закон смещения Вина:

$$\lambda_{\text{раб}}^{\text{max}} = \frac{b}{T}, \quad (1)$$

где $\lambda_{\text{раб}}^{\text{max}}$ — максимальная длина волны, м; b — постоянная, равная $2,9 \cdot 10^{-3} \text{ м} \cdot \text{K}$; T — температура, К.

Согласно (1) температуре 700°K соответствует длина волны $\lambda_{\text{раб}}^{\text{max}} = 4,1 \text{ мкм}$, температуре 1000°K — длина волны $2,9 \text{ мкм}$. Таким образом, основной рабочий диапазон длин волн $\lambda_{\text{раб}}$ для фотоприемного устройства должен включать длины волн от $2,9$ до $4,1 \text{ мкм}$ (с учетом окон прозрачности атмосферы). Оставляя в стороне вопрос обоснования типа ФПУ, необходимо отметить, что применение инфракрасных ФПУ [4] предполагает, как правило, значительное охлаждение до рабочих значений температур. Это предъявляет дополнительные требования к системе обеспечения теплового режима, которая предполагает использование только пассивных средств терморегулирования с размерами радиационных поверхностей, ограниченных заданным размерным фактором.

Применение ФПУ с большим количеством фоточувствительных элементов ФЧЭ повышает точность определения местоположения локализованного источника возгорания. Однако, помимо увеличения стоимости, широкоформатные ФПУ требуют соответствующего усложнения ОЭС, аппаратуры обработки сигнала, передачи данных, интегрально повышают требования к системе электроснабжения и системе терморегулирования, обеспечивающей их охлаждение. В первом приближении достаточным для решения поставленной задачи представляется применение ФПУ с количеством ФЧЭ 256–512 в строке.

Как показано в [5], предельный угол поля зрения ОЭС, ограниченный заданным отношением сигнал/фон, значительно возрастает со снижением высоты функционирования и увеличением диаметра входного зрачка ОЭС. Соответственно возрастает и контролируемая в поле зрения ОЭС площадь поверхности Земли (табл. 2).

Таблица 2. Площадь поверхности Земли в поле зрения ОЭС от диаметра и высоты, тыс. км²

D, м	H, км				
	300	400	500	600	700
0,05	38	24	16	11	8
0,1	312	253	199	154	120
0,15	865	769	674	580	492
0,2	1834	1627	1627	1322	1182
0,25	3745	3055	2705	2452	2234
0,3	11469	5872	4747	4179	3782

Примечание. По мере приближения к максимальному значению угла поля зрения погрешность оценки возрастает из-за искажающего действия атмосферы на краю области.

Влияние высоты объясняется уменьшением плотности потока излучения от локализованного источника пожара на входе в ОЭС при возрастающей с увеличением высоты площади, наблюдаемой (излучающей) поверхности Земли [6]. Однако эффект от снижения высоты ограничен максимальным значением угла поля зрения, соответствующим всей видимой из точки нахождения СМКА поверхности Земли (табл. 2, при $H = 300$ км и $D = 0,3$ м).

Как показано в табл. 2, результативным способом увеличения значения угла поля зрения (а значит, и потенциальной производительности СМКА) является увеличение диаметра D входного зрачка ОЭС. Однако, с одной стороны, заданные ограничения на размеры основания корпуса СМКА не позволяют использовать ОЭС более 0,2 м, а с другой — пропорционально диаметру ОЭС возрастает ее масса. На рис. 2 представлена статистическая зависимость вида $M_{\text{ОЭС}} \approx 355 \cdot D^{1,7}$ [5], позволяющая оценить массу по значению диаметра несканирующей ОЭС.

Очевидно, что размерность CubeSat 12U и даже 20U не позволяет эксплуатировать ОЭС диаметром более 0,2 м, что ограничивает и площадь наблюдаемой поверхности Земли отдельным СМКА. Однако в интересах сравнительного анализа представлены также оценочные результаты

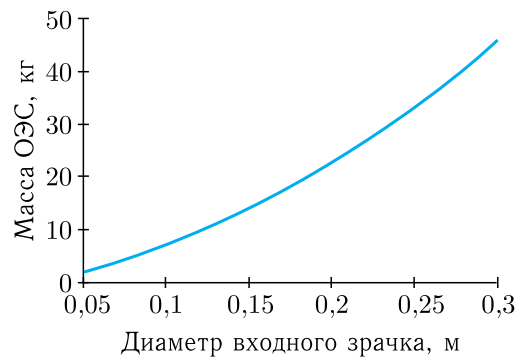


Рис. 2. Зависимость массы ОЭС от диаметра входного зрачка

Fig. 2. Dependence of the mass of the OES on the diameter of the aperture

для бóльших размеров ОЭС (выделены серым цветом в табл. 2).

Обоснование характеристик системы обеспечения теплового режима

Пороговое значение рабочей температуры $T_{\text{раб}}^{\text{ФПУ}}$ ИК фотоприемного устройства определяет его способность к обнаружению очагов возгорания на требуемом расстоянии. Фактическое же значение температуры $T_{\text{раб}}^{\text{ФПУ}}$ определяется суммой следующих тепловых потоков, подводимых к ФПУ:

$$Q_{\text{ФПУ}}(d) = Q_e^{\text{погл}}(d) + Q_{es}^{\text{погл}}(d) + Q_{\text{матр}}, \quad (2)$$

где $Q_e^{\text{погл}}(d)$ — поглощенный поток собственного теплового излучения Земли, Вт; $Q_{es}^{\text{погл}}(d)$ — поглощенный поток отраженного от Земли солнечного излучения, Вт; $Q_{\text{матр}}$ — тепловой поток, выделяемый в объеме матричного ФПУ при функционировании, Вт.

Поток излучения $Q_e^{\text{погл}}(d)$, поглощаемый через входную апертуру ОЭС, при ориентации на Землю фактически постоянен в течение периода:

$$Q_e^{\text{погл}}(d) = q_{e0} \left(\frac{R}{R+h} \right)^2 \cdot \frac{\pi d^2}{4}, \quad (3)$$

где d — диаметр входного зрачка ОЭС, м; q_{e0} — средняя плотность потока собственного излучения Земли у поверхности [7], 239 Вт/м²; h — высота КА над поверхностью Земли; R — радиус Земли.

На рис. 3 приведены значения для высот 300 км и 700 км поглощаемых ФПУ потоков $Q_e^{полгл}(d)$ при различных диаметрах ОЭС. Несмотря на возрастающую с увеличением диаметра разницу в значениях потока $Q_e^{полгл}(d)$, соответствующих разным высотам, наиболее значимое влияние на абсолютное значение поглощенного потока оказывает именно использование ОЭС с большим диаметром апертуры.

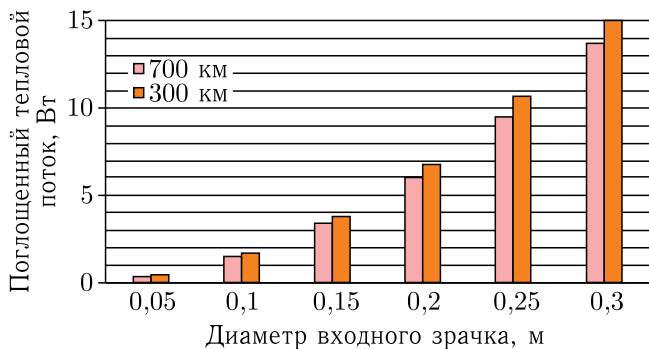


Рис. 3. Значения поглощаемых тепловых потоков от Земли $Q_e^{полгл}$ ОЭС при различных диаметрах (высоты 300 и 700 км)

Fig. 3. Values of absorbed heat flows from the Earth Q_e^{abs} by the OES at different aperture diameters (altitudes of 300 and 700 km)

Наличие потока $Q_{es}^{полгл}(d)$, также поглощаемого через входную апертуру ОЭС, непостоянно и определяется положением орбиты относительно Солнца и местонахождением рассматриваемого участка орбиты СМКА. Для околоэкваториальных освещенных Солнцем участков $Q_{es}^{полгл}(d)$ может почти в 2 раза превышать значения $Q_e^{полгл}(d)$. Близкие к нулевым значения $Q_{es}^{полгл}(d)$ на протяжении всего периода будут характерны для околотерминаторных орбит.

Для сравнения на рис. 4 приведены плотности рассматриваемых потоков $q_e^{полгл}$ и $q_{es}^{полгл}$, характерные для околополярной круговой орбиты высотой 300 км, лежащей в одной плоскости с Солнцем.

Тепловой поток $Q_{матр}$, выделяемый в объеме самого ФПУ размерами $N_H^{ФПУ} \times N_N^{ФПУ}$, оценивается следующим образом:

$$Q_{матр.} = N_H^{ФПУ} \cdot N_N^{ФПУ} \cdot q_{фчэ}^{уд.}, \quad (4)$$

где $q_{фчэ}^{уд.}$ — среднее тепловыделение в ФЧЭ при работе ФПУ, Вт/пикс.

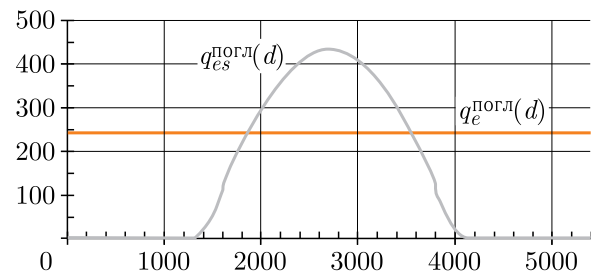


Рис. 4. Плотности потоков $q_e^{полгл}(d)$ и $q_{es}^{полгл}(d)$, падающие на обращенную к Земле поверхность при движении по круговой орбите на высоте 300 км
Fig. 4. Flux densities $q_e^{abs}(d)$ and $q_{es}^{abs}(d)$, falling on the surface facing the Earth while moving in a circular orbit at an altitude of 300 km

Как правило, $q_{фчэ}^{уд.} \geq 1$ мкВт, т. е. для ФПУ размерности $256 \times 256 Q_{матр}$ не должно превышать 0,1 Вт.

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод: основной вклад в суммарный поглощенный ОЭС поток будет вносить поток со стороны Земли, возрастающий по мере увеличения диаметра входной апертуры.

Согласно спецификации [8] и геометрических ограничений СМКА размерностью 12U площадь $S_{рто}$ радиационного теплообменника (РТО) не превысит площади грани $S_{гр}$. Причем ориентация СМКА при функционировании и его конструкция должны исключать падение внешних потоков на РТО (например, за счет использования легковесных теплозащитных экранов из ЭВТИ). Тогда фактическую $T_{раб}^{ФПУ}$ можно оценить,

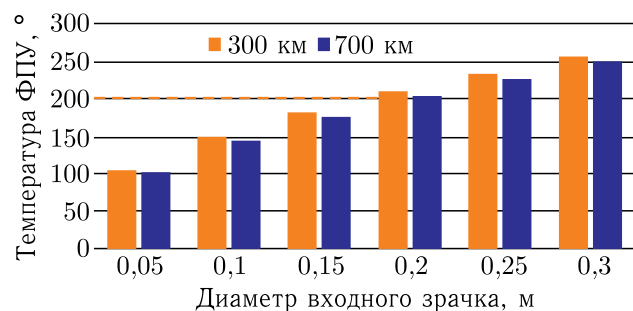


Рис. 5. Зависимость температуры ФПУ при различных диаметрах входной апертуры (высоты 300 и 700 км)
Fig. 5. Temperature dependence of the photodetector for different diameters of the input aperture (altitudes of 300 and 700 km)

воспользовавшись законом Стефана–Больцмана:

$$T_{\text{раб}}^{\text{ФПУ}} = \sqrt[4]{\frac{Q_{\text{ФПУ}}(d)}{S_{\text{пто}}\varepsilon\sigma}}, \quad (5)$$

где ε — коэффициент излучения радиатора, достигающий для покрытий класса «солнечный отражатель» значения 0,92; $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$ — постоянная Стефана–Больцмана.

Анализ зависимости (рис. 5) температуры ФПУ от диаметра входной апертуры ОЭС доказывает теоретическую возможность обеспечить пассивным охлаждением заданные значения $T_{\text{факт}}^{\text{ФПУ}} < T_{\text{раб}}^{\text{ФПУ}}$ для ОЭС диаметром менее 0,2 м.

Обоснование характеристик системы электроснабжения

Основной функциональной характеристикой системы электроснабжения (СЭС) является вырабатываемая ею мощность, в т. ч. ее средневитковое значение $N_{\text{сэс}}^{\text{ср}}$. При этом энерговооруженность КА дистанционного зондирования Земли в оптическом диапазоне обычно составляет около 0,5 Вт/кг, т. е. на данном этапе обоснования облика СМКА в качестве требуемого значения средневитковой мощности СЭС $N_{\text{треб}}^{\text{ср}}$ можно принять 20 Вт.

В качестве основного параметра, непосредственно определяющего конструктивно-компоновочную схему (ККС) аппарата, необходимо рассматривать требуемую площадь СБ $S_{\text{сб}}$, которая связана с $N_{\text{сэс}}^{\text{ср}}$ следующей зависимостью:

$$N_{\text{сэс}}^{\text{ср}} = A_s \cdot q_s \cdot \eta_{\text{сб}} \cdot k_{\text{зап}} \cdot S_{\text{сб}} \cdot k_{\text{ор}}^{\text{ср}}, \quad (6)$$

где A_s — коэффициент поглощения солнечного потока солнечными элементами, который не превышает 0,9; q_s — среднее значение солнечной постоянной, равной $1360 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$; $\eta_{\text{сб}}$ — коэффициент полезного действия солнечных батарей, который значительно меньше КПД отдельного солнечного элемента, т. е. не превысит 25 %; $k_{\text{зап}}$ — коэффициент заполнения поверхности элементами поверхности панели СБ, равный 0,7–0,85; $S_{\text{сб}}$ — площадь СБ; $k_{\text{ор}}^{\text{ср}}$ — средневитковый коэффициент ориентации СБ, равный среднему за период значению косинуса угла между нормалью к панели СБ и направлением

на Солнце. Значение $k_{\text{ор}}^{\text{ср}}$ определяется выбранным типом ориентации при функционировании СМКА. Наличие РТО, ограждаемого от q_s , $q_{\text{ес}}^{\text{полгл}}$ и $q_{\text{е}}^{\text{полгл}}$, ограничивает этот выбор.

На рис. 6 (а–в) представлено несколько типовых ККС с неориентируемыми СБ, применяемыми на СМКА рассматриваемой размерности. На рис. 6, б предложен возможный вариант ККС СМКА, оснащенного теплозащитными экранами РТО, который предполагает постоянную ориентацию панелей СБ в направлении на Солнце.

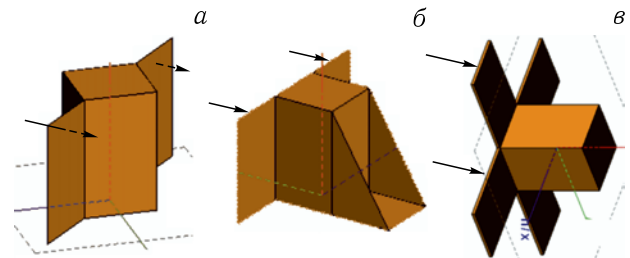


Рис. 6. Примеры типовых ККС сверхмалых КА с неориентируемыми панелями СБ

Fig. 6. Examples of typical structure of ultra-small spacecraft with non-orientable solar panels

Для удовлетворения указанных требований целесообразным является использование солнечно-синхронных орбит (ССО), обеспечивающих постоянство расположения источников теплового излучения относительно поверхностей СМКА. Однако поскольку ОГ предполагает использование множества орбит с различным значением долготы восходящего угла, то эксплуатация СМКА на каждой из них будет иметь свои особенности.

Эксплуатация СМКА на ССО с определенным углом $\Delta\Omega < 90^\circ$ между направлением на Солнце и плоскостью орбиты (рис. 7, а) предполагает изменение его положения относительно центра масс с целью увеличения значения $k_{\text{ор}}^{\text{ср}}$.

Частным случаем ССО является «околотерминальная» орбита с максимальным значением $k_{\text{ор}}^{\text{ср}} \xrightarrow{\text{lim}} 1$ (рис. 7, б). Для СМКА, функционирующих на орбите данного типа, будут наиболее благоприятные условия эксплуатации с максимальным значением $N_{\text{сэс}}^{\text{ср}}$.

Так как продолжительность теневого участка СМКА даже на самых низких орбитах не превышает 45 % от периода обращения $T_{\text{ка}}$, то $k_{\text{ор}}^{\text{ср}}$

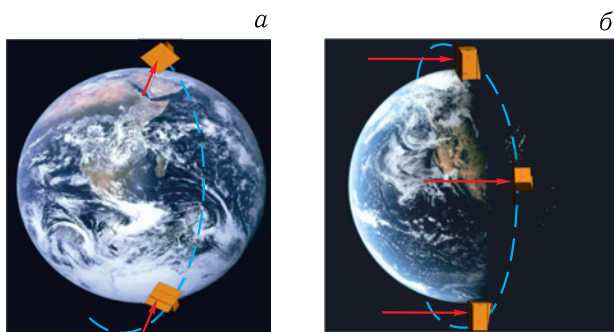


Рис. 7. Варианты движения СМКА

по солнечно-синхронным орбитам: а) с углом $\Delta\Omega$ между направлением на Солнце и плоскостью орбиты; б) «околотерминаторная» солнечно-синхронная орбита

Fig. 7. Variants of the ultra-small spacecraft motion in sun-synchronous orbits: а) with an angle $\Delta\Omega$ between the direction to the Sun and the orbital plane; б) «near-terminator» sun-synchronous orbit

при условии непрерывного отслеживания положения на Солнце может даже превышать значение 0,55. Фактически, ввиду указанных ограничений на ориентацию, $k_{ор}^{ср}$ может быть до 2 раз меньше.

При площади $S_{сб} \approx 0,2 \text{ м}^2$ для предложенного варианта ККС (рис. 6, б) максимальная вырабатываемая системой СЭС составит 43 Вт, а оценочное значение средневитковой мощности, согласно (6), достигает 22 Вт, что позволит удовлетворить заданным требованиям. Однако более низкое значение $k_{ор}^{ср}$ потребует увеличения площади СБ, например за счет размещения дополнительных раскрываемых секций в той же плоскости.

Таким образом, оценки основных характеристик СЭС показывают, что корпусных СБ будет недостаточно для продолжительного функционирования СМКА на каждом витке и его ККС должна включать раскрываемые панели СБ. С учетом использования неориентируемых СБ разворот корпуса аппарата на Солнце должен исключать падение внешних тепловых потоков на РТО и использование ССО упрощает удовлетворение указанного требования.

Также при построении космических систем на базе СМКА [9] необходимо учитывать, что их СЭС фактически неспособна обеспечивать высокоскоростную передачу данных более 10 Мбит/с, тем более на мобильные средства связи. При этом масса СЭС в составе СМКА с увеличением высо-

ты будет возрастать вследствие роста энергозатрат на передачу данных на большие расстояния.

Обоснование характеристик системы управления движением

Основная задача системы управления движением — компенсировать воздействие силы аэродинамического сопротивления атмосферы $F_{ад}$:

$$F_{ад} = C_x \frac{\rho_a(h) v_{ка}^2(h)}{2} S_{ка}^{мид}, \quad (7)$$

где C_x — коэффициент лобового сопротивления КА, который для рассматриваемых условий составляет 2–2,2; $S_{ка}^{мид}$ — средневитковая площадь Мидела СМКА по отношению к набегающему потоку атмосферы, определяемая ККС и выбранной ориентацией; $\rho_a(h)$ — плотность атмосферы Земли, изменяющаяся более чем в 100 раз в рассматриваемом диапазоне высот; $v_{ка}(h)$ — орбитальная скорость движения СМКА [10].

Несмотря на малое значение силы аэродинамического сопротивления атмосферы, на длительном сроке активного существования (САС) СМКА, измеряемого годами, импульс силы $F_{ад}$ значительно влияет на высоту орбиты функционирования СМКА и компенсируется суммарным импульсом выбранной ДУ. При этом масса рабочего тела ДУ КА оценивается зависимостью

$$M_{рт} = \frac{F_{ад} T_{САС}}{I_{уд}}, \quad (8)$$

где $F_{ад}$ — сила аэродинамического сопротивления атмосферы, Н; $I_{уд}$ — удельный импульс ДУ, м/с; $T_{САС}$ — планируемый САС СМКА, с.

Как видно, САС СМКА будет определяться удельным импульсом ДУ сверхмалой тяги (СМТ). Причем в соответствии с заданными требованиями ДУ должна обладать достаточным уровнем технической готовности (УТГ), что необходимо для крупносерийного производства и низкой стоимости ОГ СМКА в целом. Поэтому приоритет при выборе имеют газовые и жидкостные монотопливные ДУ СМТ [11], получившие распространение в составе СМКА рассматриваемой размерности, удельный импульс которых находится в пределах от 200 м/с до 2000 м/с.

Удельный импульс электроракетных ДУ может достигать 10 000 м/с. Однако поскольку серийных образцов электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) для СМКА в настоящее время нет, то удельные массовые характеристики данного специфического потребителя СЭС рассматривались только в целях сравнительного анализа.

Фактическое функционирование СМКА на орбите предполагает неоднократное изменение положения относительно центра масс, и площадь Мидела СМКА, например для вариантов, представленных на рис. 6, будет меняться в диапазоне между $S_{гр}$ и $1,5\sqrt{2} S_{гр}$.

Для средневиткового значения площади $S_{ка}^{мид} = 0,08 \text{ м}^2$ и $T_{кас} = 3$ года на рис. 8 представлены графики зависимости массы рабочего тела ДУ от высоты функционирования, которые показывают, насколько существенно влияет удельный импульс ДУ на минимальную высоту эксплуатации и, как следствие, потенциальную производительность СМКА (табл. 2).

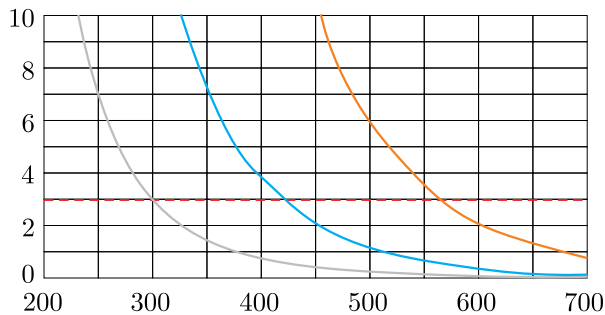


Рис. 8. Зависимость массы рабочего тела ДУ СМТ от высоты СМКА при $T_{кас} = 3$ года: 1 — газовая ($I_{уд} = 400$ м/с); 2 — жидкостная монотопливная ($I_{уд} = 2000$ м/с); 3 — электроракетная ($I_{уд} = 10\,000$ м/с)

Fig. 8. Dependence of the mass of the working fluid of the thrusters on the altitude of the spacecraft at $T_{serv} = 3$ years: 1 — gas ($I_{sp} = 400$ m/s); 2 — liquid monopropellant ($I_{sp} = 2000$ m/s); 3 — electric rocket ($I_{sp} = 10\,000$ m/s)

Также используемая ДУ СМТ должна соответствовать ограничениям по геометрическим размерам корпуса, т. е. и массе РТ. В частности, ограничившись массой РТ 3 кг (что соответствует допустимому объему $V_{ДУ}^д$ около 4U нескольких уже

существующих образцов ДУ), можно оценить минимальную высоту функционирования СМКА значением около 400 км для жидкостной монотопливной ДУ и около 550 км — для газовой ДУ (условный уровень, отмеченный на рис. 8 красной пунктирной линией). Снижение высоты предполагает существенное увеличение занимаемого ДУ объема СМКА или освоение низкоомощных ЭРДУ.

При увеличении высоты орбиты необходимые запасы топлива уменьшаются, но растут затраты на выведение СМКА многоспутниковой ОГ [12]. Одним из подходов решения оптимизационной задачи выбора высоты орбиты СМКА, реализующим связь между обоснованием структуры и требований к элементам КС и обоснованием облика СМКА, можно рассматривать выбор высоты орбиты по критерию минимума полной механической энергии всех орбитальных средств КС [13].

Заключение

Анализ площади наблюдаемой СМКА поверхности Земли (табл. 2) показывает целесообразность снижения высоты функционирования СМКА и увеличения диаметра D входного зрачка используемой ОЭС. Однако первое сопряжено с ростом массы топлива и ограничено предельным объемом (и массой) СМКА (рис. 8), а второе — помимо роста массы ОЭС, очевидно, нужно снижать пригодность к высокосерийному производству и, в еще большей степени, повышать общую стоимость отдельного СМКА.

На рис. 9 представлена оценочная зависимость массы незаправленного СМКА вида $M_{КА} \approx 550 \cdot D^{1,7}$ [5], основанная на допущении

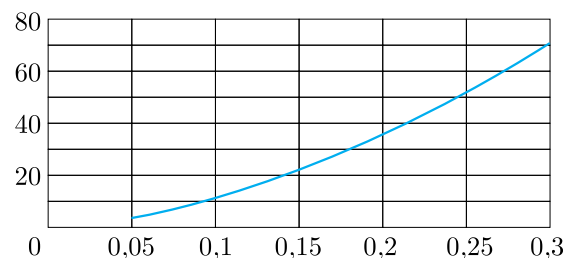


Рис. 9. Оценочная масса СМКА (сухая) в зависимости от диаметра ОЭС

Fig. 9. Estimated mass of the spacecraft (dry) depending on the diameter of the optical system

линейного роста массы конструкции и бортового оборудования обеспечивающих систем с увеличением массы ОЭС. Причем учет массы рабочего тела, необходимой для поддержания заданной орбиты с использованием даже жидкостной ДУ (рис. 8), показывает значительный рост массы заправленного СМКА на орбитах ниже 400 км (табл. 3). Компенсировать рост массы рабочего тела в рамках заданных ограничений возможно снижением массы в первую очередь целевой системы, т. е. ценой производительности СМКА (табл. 2).

Т а б л и ц а 3. Оценочные значения массы СМКА (заправленного), кг

D, м	H, км				
	300	400	500	600	700
0,05	18,5	7,2	4,6	3,8	3,5
0,1	26,1	14,8	12,2	11,4	11,1
0,15	37,0	25,7	23,1	22,3	22,0
0,2	50,6	39,5	36,9	36,1	35,8
0,25	67,2	56,0	53,3	52,5	52,3
0,3	86,1	74,9	72,2	71,5	71,2

Примечание. Серым цветом отмечены значения с массой СМКА, превышающей максимальное значение 40 кг.

Таким образом, существующий уровень технической и технологической готовности создания бортовой аппаратуры, ориентированной на серийно производство СМКА формата CubeSat с использованием промышленно производимых COTS-компонентов, позволяют создавать сверхмалые КА ОГ мониторинга чрезвычайных ситуаций в рамках ограничений, заданных размерным фактором 12U–20U. Результативность решений, получаемых с использованием рассмотренных подходов к обоснованию основных технических характеристик СМКА, необходимо соотносить с ресурсозатратами на создание, развертывание и управление всей многоспутниковой ОГ.

Предложенная в работе конструктивно-компоновочная схема СМКА с раскрываемым теплозащитным экраном радиатора ИК ОЭС и раскрываемыми панелями СБ в плоскости вектора скорости не является единственно целесообразной и требует уточнения под требования частного технического задания. В частности, с целью снижения высоты рабочей орбиты возможно дополнительно уменьшить площадь мишеля корпуса, отойдя от стандарта CubeSat с целью его «сужения»

(подобно конструкции КА Starlink), и увеличить объем корпуса до 20U с целью размещения необходимого запаса топлива.

Список литературы

1. *Полуян М.М., Наумочкин Д.В., Петухов А.И.* Анализ тенденций развития сверхмалых космических аппаратов // Вооружение и экономика. №4. Вып. 50. 2019. С. 37–43.
2. Очаги возгорания в ИК-диапазоне спектра: <https://firms.modaps.eosdis.nasa.gov/map/#d:24hrs;@0.0,0.0,3.0z>
3. *Halle W., Terzibaschian T., Rockwitz K.-D.* The DLR-Satellite BIROS for Fire-Detection and Technological Experiments. DLR.de. Chart 2. IAA-B10-0201. 20.04.2015.
4. *Каменев А.А.* Применение широкоформатных инфракрасных матричных фотоприемных устройств в оптико-электронных средствах наблюдения за космической обстановкой / В.Г. Иванов, А.А. Каменев. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2015. 227 с.
5. *Полуян М.М., Северенко А.В., Шаговиков А.В.* Методика обоснования массогабаритных характеристик оптико-электронной аппаратуры малого космического аппарата низкоорбитальной группировки мониторинга чрезвычайных ситуаций // Авиакосмическое приборостроение. № 10. 2020. С. 3–10.
6. *Федорова Е.О., Синельникова Г.Е., Киселева М.С., Лобанова Г.И., Нефедова О.В.* Оптико-геофизическая модель атмосферы. Л.: ГОИ им. С.И. Вавилова. 1982. 104 с.
7. *Trenberth K.E., Fasullo J.T., Kiehl J.* Earth's Global Energy Budget // Bulletin of the American Meteorological Society. 90 (3). 2009. P. 311–324.
8. CubeSat Design Specification, rev. 14.1. 2022. 34 p.: <https://www.cubesat.org/cubesatinfo>
9. *Абдурахимов А.А., Левандович А.В.* Направление совершенствования научно-методического аппарата обоснования тактико-технических требований к группировкам малых космических аппаратов // Информация и космос. 2016. № 3. С. 153–160.
10. *Салмин В.В., Волощев В.В., Никитин А.В.* Анализ характеристик электрореактивных двигательных установок, применяемых для проведения маневров поддержания низкой рабочей орбиты малых космических аппаратов // Вестник Самарского

университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 3. С. 65–76.

11. *Ермошкин М.Ю.* Области рационального применения электрореактивных двигательных установок на космических аппаратах прикладного назначения // Вестник СибГАУ имени академика М.Ф. Решетнева. 2011. С. 109–113.
12. *Краснощеков С.Н.* Исследование возможности аэродинамического управления структурой группировок космических аппаратов нанокласса / С.Н. Краснощеков, Д.В. Скворцов, Д.В. Вилисов // Материалы II ВНК «Проблемы создания и применения космических аппаратов и робототехнических средств в интересах Вооруженных сил РФ» 12–13 апреля 2018 г. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2018. Т. 2. С. 53–59.
13. *Абдурахимов А.А., Лизан В.М., Роцин Г.Б.* Методика обоснования требований к космическим системам на базе малых космических аппаратов // Труды ВКА им. А.Ф. Можайского. Вып. 683. 2022. С. 91–98.

Дата поступления рукописи
в редакцию 08.06.2024

Дата принятия рукописи
в печать 26.08.2024