

## Анализ тенденции к увеличению массогабаритных характеристик прикладных космических аппаратов

© М.М. Полуян, Е.А. Михеев, Е.М. Шлипакова

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,  
Санкт-Петербург, 197198, Российская Федерация

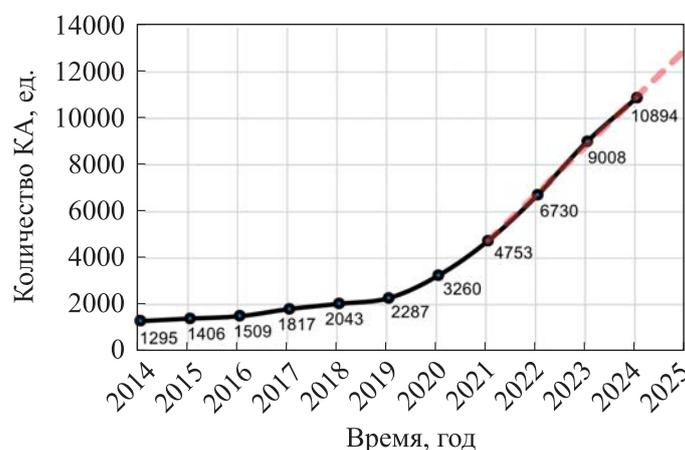
*В качестве одного из основных драйверов наблюдаемого роста мировой орбитальной группировки зачастую принимают увеличение количества выводимых сверхмалых космических аппаратов (КА). Однако приведенные результаты ретроспективного анализа массогабаритных характеристик КА различного назначения показывают, что фактически доля функционирующих (активных) сверхмалых КА уже длительное время остается неизменно низкой. При этом средние массогабаритные характеристики прикладных низкоорбитальных КА (не только многоспутниковых орбитальных группировок) имеют объективные ограничения минимума и тенденцию к увеличению. Также сохраняются высокие значения средней массы и габаритных характеристик высокоорбитальных прикладных КА, в первую очередь, навигационно-связных. Обобщены и систематизированы предпосылки наблюдаемой тенденции, подтверждающие ее обоснованность и устойчивость в перспективе. Представлены диапазоны габаритных характеристик КА разных классов, на основе которых получены оценки требуемых диаметров оптико-электронных средств, применяемых для наблюдения спутников. Эти оценки позволили сделать вывод об актуальности количественного подхода к развитию наземной сети автоматизированной системы предупреждения опасных ситуаций в околоземном космическом пространстве с использованием относительно малогабаритных серийных оптико-электронных средств.*

**Ключевые слова:** безопасность космической деятельности, космический аппарат, массогабаритные характеристики, околоземное космическое пространство, оптико-электронное средство, сверхмалый космический аппарат

**Введение.** На протяжении последних 10 лет наблюдалось увеличение в ускоряющемся темпе количества космических аппаратов (КА) (рис. 1), сменившееся с 2021 г. постепенным линейным, — примерно на 2000 КА в год. Однако уже в 2024 г. в околоземном космическом пространстве (ОКП) нефункционирующих КА стало меньше, чем активно функционирующих, количество которых к концу 2025 г. прогнозируется на уровне 13 000 [1].

Значительные угрозы безопасности космической деятельности создают и другие факторы, в частности, активное использование сверхмалых космических аппаратов (СМКА), имеющих массу менее 100 кг, за которыми зачастую невозможно наблюдать с помощью наземных оптико-электронных средств (ОЭС) автоматизированной системы предупреждения опасных ситуаций (АСПОС) в ОКП.

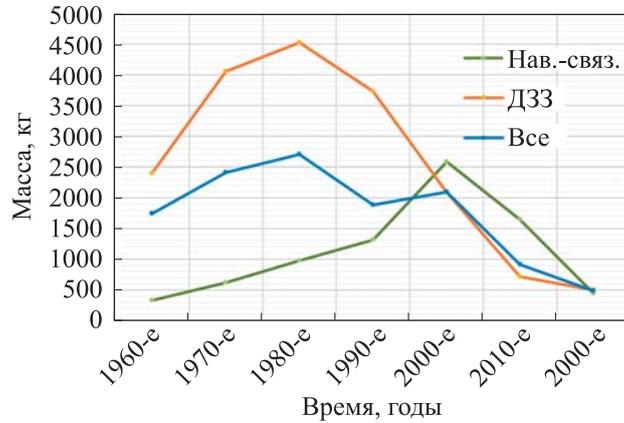
Самым очевидным решением, обеспечивающим повышение эффективности АСПОС ОКП, является увеличение диаметров вновь создаваемых ОЭС, но это значительно повышает стоимость развития системы.



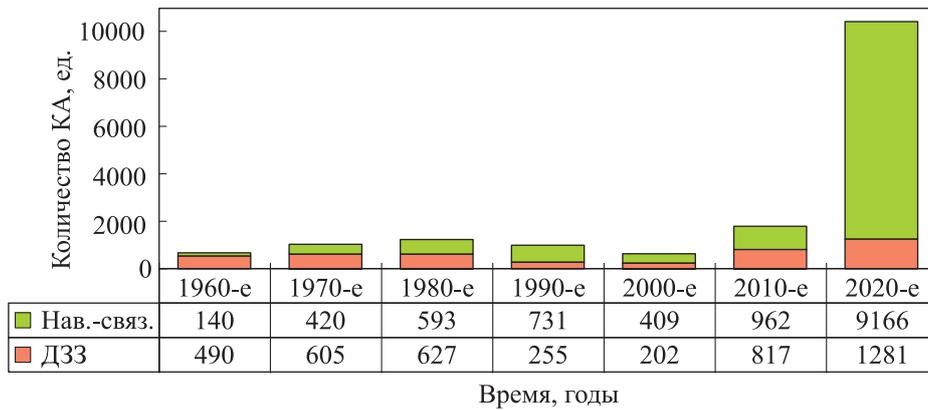
**Рис. 1.** Увеличение количества активно функционирующих КА в околоземном космическом пространстве (пунктирной линией представлена тенденция к линейному росту)

Цель данной работы — проанализировать фактические тенденции к изменению массогабаритных характеристик космических аппаратов, для того чтобы оценить требуемые габариты оптико-электронных средств.

**Анализ изменения массовых характеристик прикладных космических аппаратов.** В течение нескольких десятилетий наблюдается общее снижение средней массы прикладных КА (рис. 2), связанное с такими эволюционными изменениями, как растущие темпы миниатюризации элементной компонентной базы (ЭКБ), переход на негерметичные конструкции, снижение относительной доли КА большей массы (рис. 3) и пр. Одновременно с этим широкое распространение получили СМКА, особенно формата CubeSat, требование к минимальной массе которых выполнялось вследствие их небольших функциональных возможностей [2]. Однако практический интерес к СМКА, претерпев закономерные изменения (рис. 4), по-видимому, уже достиг границы области целесообразного использования [3]. Несмотря на широкий диапазон решаемых задач [4] и продолжающийся рост количества выводимых ежегодно СМКА, в том числе и CubeSat, их относительная доля в общем количестве функционирующих КА мировой орбитальной группировки (ОГ) остается умеренной, а локальное во времени возрастание количества таких КА следует рассматривать в качестве маркера изменения глобальных технологических тенденций, которым требуется летная квалификация в условиях ОКП [2].



**Рис. 2.** Изменение по десятилетиям средней массы КА основных типов, кг: Нав.-связ. — навигационно-связных; ДЗЗ — дистанционного зондирования Земли; Все — всех КА



**Рис. 3.** Изменение соотношения КА основных типов по десятилетиям (в таблице под диаграммой указано количество КА по назначению)



**Рис. 4.** Кривая Гартнера, характеризующая изменение практического интереса к сверхмалым космическим аппаратам

Технические решения, получившие требуемый уровень TRL (Technology Readiness Level) — уровень технологической готовности (УТГ) в составе СМКА [5], будут реализованы на борту аппаратов следующего поколения, имеющих большую массу, в том числе на тяжелых КА многоспутниковых ОГ. Это обеспечивает кратное увеличение срока активного существования (САС) полезной нагрузки и, соответственно, снижение затрат на повторное создание и выведение ее на орбиту.

В то же время наблюдается непрерывное увеличение средней массы и габаритов КА отдельных типов, например, высокоорбитальных коммуникационных КА (рис. 5) [1]. Это обусловлено непрерывным возрастанием требований к функциональным возможностям КА, а именно к пропускной способности связи, линейному разрешению, точности навигации, сроку активного существования, которые опережают темпы миниатюризации ЭКБ и повышения эффективности бортовых систем [2, 3]. Рост массы при переходе к следующему поколению КА наблюдается, как правило, именно в связи со стремлением разработчика использовать эволюционное улучшение удельных массовых характеристик для реализации более высоких показателей эффективности целевой системы. Поэтому масса КА становится ограничением, а не минимизируемым параметром.

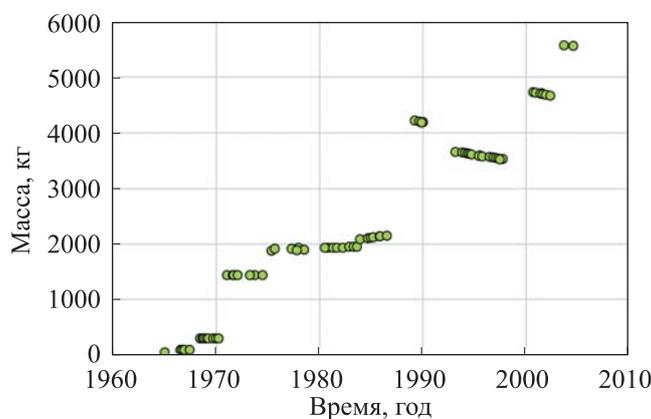
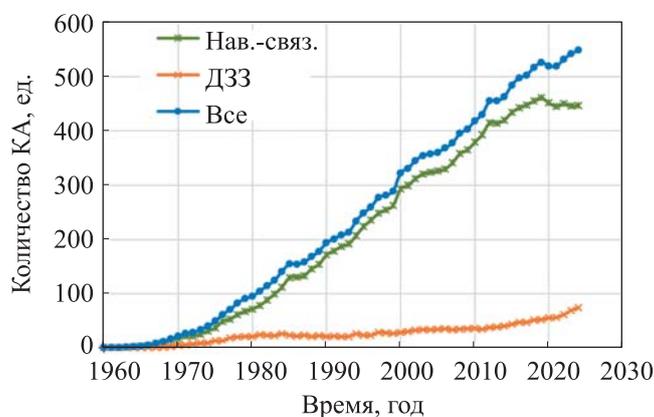


Рис. 5. Рост начальной массы геостационарных КА связи Intelsat [6]

Следует заметить, что даже несмотря на малую массу многочисленных КА низкоорбитальных систем спутниковой связи (ССС) первого поколения (см. рис. 2, 5), средняя масса навигационно-связных КА в 1990–2000-х годах продолжала увеличиваться за счет массы высокоорбитальных КА. В частности, создавались КА связи массой до 6,5 т, соответствующей ограничению возможностей эксплуатируемых в то время средств выведения. Кратное возрастание массы КА на геостационарной орбите (ГСО) сопровождалось многократным повышением

функциональных возможностей целевых систем (с сотнями, а не десятками транспондеров), а также увеличением сроков активного существования — с 5–10 до 15–20 лет.

Представленный на рис. 6 график [6] демонстрирует достаточно продолжительное возрастание общего количества КА, функционирующих на ГСО (в среднем около 100 ед. каждые 10 лет), прежде всего за счет навигационно-связных КА. Однако улучшение качества КА данного назначения, обнаруживаемое через увеличение их массы, привело к снижению отмеченного темпа повышения их количества. В настоящее время увеличение количества КА на ГСО обеспечивается возрастанием количества аппаратов дистанционного зондирования Земли, причем в большинстве своем тяжелых.



**Рис. 6.** Изменение количества КА, функционирующих на ГСО [6]:  
Нав.-связ. — навигационно-связных; ДЗЗ — дистанционного зондирования Земли;  
Все — всех КА

В настоящее время общий тренд изменения средней массы прикладных КА, т. е. исключая экспериментальные, научные и пилотируемые аппараты, показывает, что она уменьшается до 500 кг (см. рис. 2). Для КА разного назначения различаются и факторы, определившие достижение указанного среднего значения массы.

Для навигационно-связных КА приведенное текущее снижение значения средней массы (см. рис. 2) связано с началом развертывания систем спутниковой связи на базе малых КА. Так, с 2019 г. наблюдался революционный для мировой космонавтики этап развертывания ССС на базе малых космических аппаратов (МКА) Starlink-v1.0 (v1.5) массой 260 (275) кг со скоростью развертывания ОГ свыше 2000 КА за год [1, 6].

Рост средней массы навигационно-связных КА в ближайшем будущем будет обусловлен следующими причинами:

– кратным увеличением средней массы КА низкоорбитальных ССС вследствие возрастания требований заказчика (потребителя), которые нельзя удовлетворить только приумножением числа КА. Указанный тренд наблюдается еще с 2010-х годов, т. е. с началом обновления уже известных многоспутниковых низкоорбитальных ССС Iridium-Next, Orbcomm-2Gen, Globalstar-2, «Гонец-ДМ» и др., и продолжается с переходом к Starlink-v2.0 (v3.0), масса которых должна превысить 1200 кг, т. е. станет больше чем в 4 раза по сравнению со Starlink-v1.0. Однако по-прежнему [1] следует полагать сомнительным достижение современного уровня показателей качества низкоорбитальными системами широкополосной передачи данных коммерческого назначения на базе КА массой менее 150 кг [7];

– продолжающимся возрастанием количества высокоорбитальных коммуникационных КА и появлением КА связи массой более 9 т, обеспечиваемым созданием средств выведения с более высокими энерго-массовыми показателями и низкой стоимостью выведения 1 кг полезного груза (в том числе ракет-носителей компании SpaceX). При этом необходимо отметить тенденцию к увеличению массы модуля полезной нагрузки в составе связного КА благодаря использованию в мировой практике отечественного опыта применения более эффективных электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) вместо жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ), которым на довыведение требуется масса топлива, на 40 % большая, чем масса КА;

– продолжающимся развитием с 2010-х годов сразу нескольких глобальных и региональных космических навигационных систем (КНС) на базе тяжелых КА на средневысоких орбитах (СрО), высоких эллиптических орбитах (ВЭО), геосинхронных орбитах (ГСхО) и ГСО: Galileo, Beidou, QZSS, IRNSS и др. При этом уменьшения средней массы данных КА не наблюдается как в связи с возрастанием требований к функциональным возможностям (например, становится больше частот навигационных сигналов), так и в связи с размещением на борту КА дополнительной целевой аппаратуры (например, международной системы спасения КОСПАС-SARSAT). Кроме того, в ближайшее десятилетие планируется увеличение численного состава основных КНС: региональных — в результате перехода в статус глобальных, глобальных — в связи улучшением показателей качества навигационного обеспечения за счет высокоорбитальных и низкоорбитальных дополнений. Следовательно, дополнительная функциональная полезная нагрузка приведет к повышению уровня требований к бортовым системам уже разворачиваемых низкоорбитальных систем передачи данных (ОГ Starlink, OneWeb, Kuiper, GeeSAT, «Рассвет» и др.), обеспечивая увеличение массы КА.

Очевидно, что указанные тенденции, определяющие возрастание массы навигационно-связных КА, обеспечивают и повышение их энерговооруженности. Это ведет к закономерному увеличению их габаритов как за счет самого корпуса, так и за счет площади панелей солнечных батарей (СБ). Например, для КА связи массой более 6 т с системой электроснабжения (СЭС) мощностью свыше 25 кВт требуется оснащение СБ панелями площадью до 100 м<sup>2</sup> и даже больше. Уже завершены проекты создания коммуникационных КА с СЭС на основе фотоэлектрических преобразователей мощностью до 50 кВт. Дальнейшее повышение энерговооруженности КА связано с приближением к области рационального использования ядерных источников энергии, являющихся крупногабаритными.

Для КА дистанционного зондирования Земли, большинство которых продолжают составлять низкоорбитальные КА, характерно согласованное применение тяжелых и малых (либо сверхмалых) аппаратов. Несмотря на наблюдавшийся с середины 2010-х годов резкий рост эксплуатируемых МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), в том числе размерного фактора CubeSat (рис. 7, а и б), уже сформировалось представление о прагматичном составе ОГ ДЗЗ, включающей от трех до шести тяжелых КА (1...3 т), обеспечивающих высокие показатели качества изображений, и десятки малых/сверхмалых КА, создающих высокую периодичность обзора земной поверхности для обновления данных.

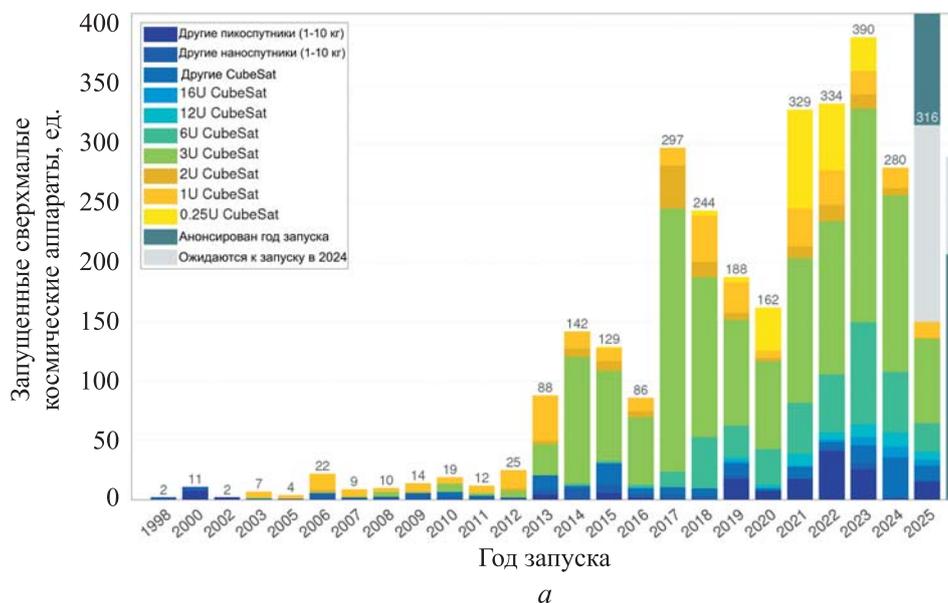
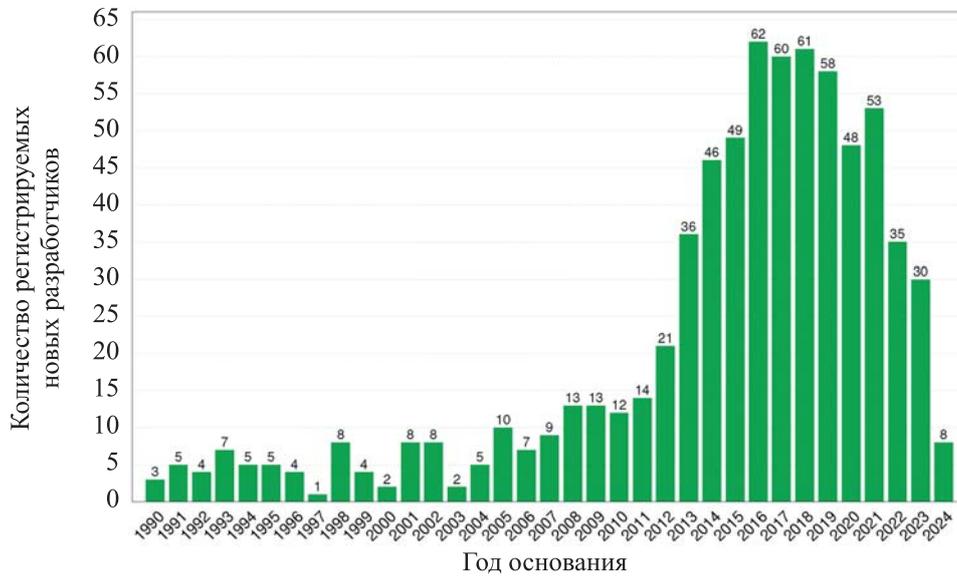
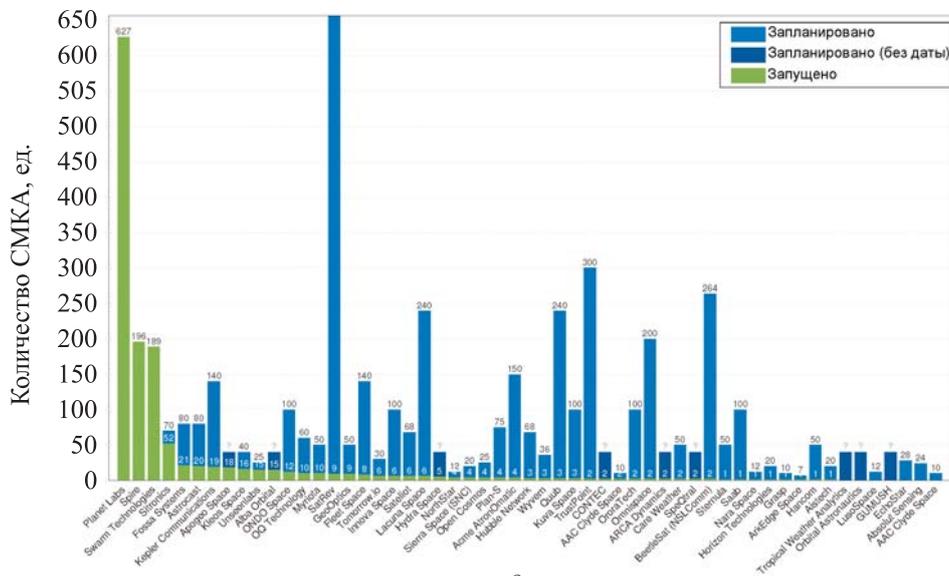


Рис. 7 (начало). Тенденции развития СМКА:

а — изменение количества выведенных на орбиту СМКА разной массы [5]



б

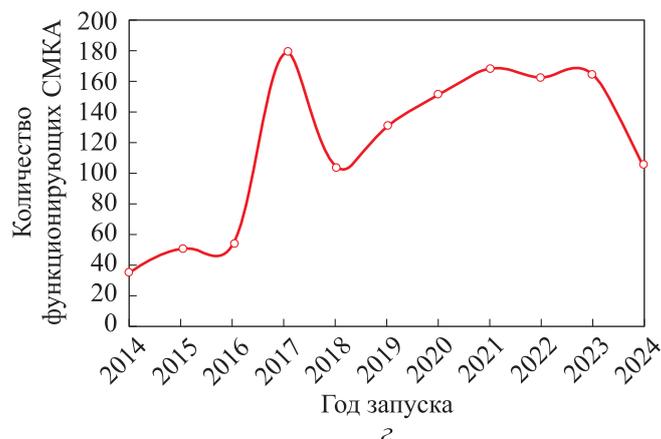


в

Рис. 7 (продолжение). Тенденции развития СМКА:

б — изменение числа регистрируемых новых разработчиков КС на базе СМКА [5];

в — количество СМКА, выведенных на орбиту до 31.12.2024 г. [5]



**Рис. 7 (окончание).** Тенденции развития СМКА:

з — изменение количества функционирующих СМКА в ОГ Flock [8]

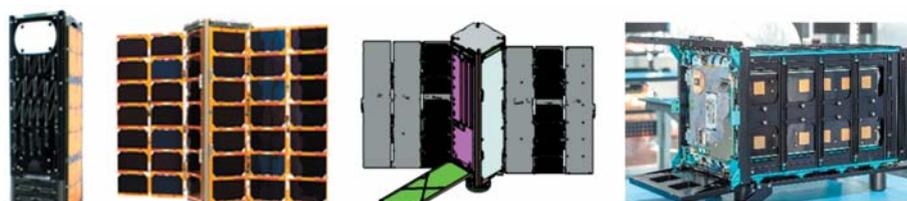
Уже не вызывает сомнений, что тяжелые КА не могут быть в полной мере заменены малыми, в том числе мини-КА, даже с учетом современного уровня миниатюризации ЭКБ. Более того, необходимо отметить следующие пять тенденций, предопределяющих увеличение средней массы КА ДЗЗ в ближайшие 5–10 лет.

1. В 2020-х годах возобновились серийные запуски тяжелых КА ДЗЗ. Масса подавляющей части КА последующего поколения либо оставалась на уровне 1000 кг (Pleiades NEO, Worldview Legion, Yaogan и пр.), либо достигала 2000...3000 кг (CSO, Cosmo Skymed 2 Gen., Sarah, КА серии Gaofen и пр.). Причем эксплуатация даже тяжелых КА обязательно предполагает развертывание ОГ на их основе.

2. После всплеска интереса к наноспутникам в 2013–2020 гг. сейчас наблюдается относительное снижение интенсивности выведения СМКА типа CubeSat и, как следствие, возникновение тенденции к уменьшению количества ОГ на их основе. Из всего многообразия ожидавшихся к развертыванию ОГ СМКА всего лишь несколько из них перешагнули рубеж в 20 КА, включая отечественную ОГ Sputnik/Sitronics с аппаратурой AIS (рис. 7, в), а количество эксплуатируемых ОГ уже снижается (рис. 7, з). При этом КА наиболее распространенного ранее форм-фактора 3U CubeSat создают преимущественно для решения исследовательских и технологических задач, причем они используются при создании ОГ первого поколения. Наблюдается рост относительной доли СМКА форм-фактора 16-24U CubeSat массой до 35 кг (см. рис. 7, а и рис. 8, а, б) для решения прикладных задач. Более того, появление проектов форм-фактора 60-72U CubeSat массой более 120 кг [9] демонстрирует, что разработчики, стремясь удовлетворить требования потребителей данных ДЗЗ, переходят к созданию класса мини-КА, сохранив высокий уровень технологичности аппаратов спецификации CubeSat, ориентированный на серийное (конвейерное) производство.



а



б



в

**Рис. 8.** Примеры эволюции облика СМКА дистанционного зондирования Земли:  
 а — GeoScan [9]; б — Spire [5]; в — ICEYE

3. Одно из основных направлений совершенствования СМКА ДЗЗ — наращивание их энерговооруженности за счет увеличения площади панелей СБ и емкости аккумуляторных батарей (АкБ), что ведет к росту массогабаритных характеристик (МГХ). Разработчики наращивают энергопотребление на борту СМКА следующих поколений (рис. 9) [10], для того чтобы удовлетворить растущие требования, предъявляемые к эффективности применения (например, к первичной обработке данных на борту или к их оперативной передаче с помощью лазерных каналов связи), а также увеличить гарантийный срок активного существования КА, к примеру, применением ЭРДУ.

4. Для того чтобы малые КА получили высокое линейное разрешение вследствие использования сверхнизких высот, предполагается изменить профиль с целью уменьшения размера миделя и увеличения запасов рабочего тела. Даже в случае применения ЭРДУ необходим КА значительной массы, эксплуатируемый на нижней границе ОКП, вследствие повышения требований к СЭС. Масса таких экспериментальных (несерийных) образцов МКА составляет 500...1000 кг.



### Конфигурация SG316 – Характеристики

	SG316-VOL	SG316	SG316 Maximum
Масса		36 кг	
Габариты		CubeSat 16U - 226x226x454мм	
Масса ПН	27 кг	24 кг	22 кг
Объем для ПН	14U	13U	11U
Бортовая шина		CAN-2.0B (до 1Мбит/с) и CAN-FD (до 5 Мбит/с)	
АКБ	240 Вт·ч	240 Вт·ч	480 Вт·ч
ФЭП	21 Вт	40 Вт	70 Вт
Среднепитомая мощность для ПН	8 Вт (130Вт max)	18 Вт (130Вт max)	37 Вт (200Вт max)
Радио ТМ&ТК		Дублированное, 2400-115200 бит/с, диполь+патч 401/435 МГц	
Downlink		Дублированный X или S до 20 Мбит/с	Дублированный X 1Гбит/с
Uplink			Дублированный S-приемник 0.12 Мбит/с
Система ориентации		<1°, <0.01°/с StarCam	<0.05°, <0.001°/с Звездный датчик x2 Оптический гироскоп
Двигательная установка			Электротермическая 5-100 мН, 1200 Н·с
Навигация и время	Кварцевый RTC, < 1 с	Дублированный ГНСС, < 1мс	Дублированный ГНСС и атомные часы, < 1 мкс

Рис. 9. Пример вариантов конфигурации СЭС CMKA 16U CubeSat [10]

5. С начала 2020-х годов наблюдается активное одновременное развертывание ряда ОГ (рис. 10) на базе малых КА радиолокационного (РЛ) дистанционного зондирования Земли ICEYE-X 4 gen (рис. 8, в), Umbra, Capella, StriX и пр. [11, 12]), которые способны обеспечить решение поставленных задач благодаря наличию бортовой радиолокационной системы, имеют массу около 100 кг и значительные поперечные габариты. Дальнейший рациональный шаг по улучшению показателей качества таких МКА — повышение их энерговооруженности. Потребность в ней также возрастает при эксплуатации этих МКА в составе орбитальных группировок, не имеющих функциональной связи с тяжелыми КА РЛ ДЗЗ. Например, очевидно, что бразильским потребителям использовать МКА типа ICEYE-X2 (именуемые Capella) будет менее

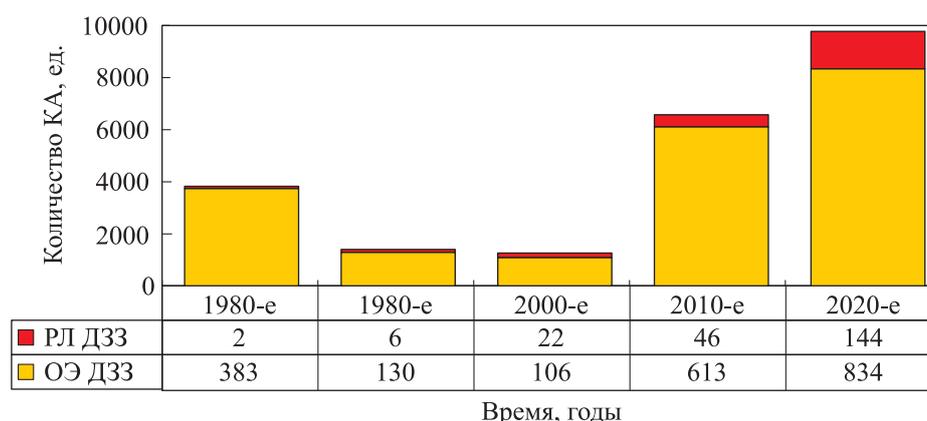


Рис. 10. Изменение соотношения космических аппаратов дистанционного зондирования Земли

эффективно из-за обособленности данной ОГ, чем европейским потребителям, имеющим доступ к данным ДЗЗ КА CSG, COSMO-SkyMed, PAZ и др. Значит, следует полагать закономерными изменения конструктивно-компоновочной схемы и МГХ МКА типа ICEYE-X2 при открытии регионального производства, например, в Бразилии (подобно региональной адаптации моделей в автомобильной промышленности [12, 13]).

В общем, можно считать, что отмеченные тенденции к изменению массовых характеристик позволяют оценить габариты типовых КА различных классов.

#### **Оценка габаритных характеристик космических аппаратов.**

Внешние габариты типового КА связи вследствие высоких требований по энерговооруженности с удельной мощностью до 7 Вт/кг будут определяться в первую очередь размерами панелей СБ [14], причем даже для низкоорбитальных МКА связи массой 150 кг площадь СБ должна превышать 3 м<sup>2</sup>. Среднее значение поперечных размеров корпуса такого МКА не может быть меньше 1 м, т. е. общие габариты самого малого КА низкоорбитальной ССС будут больше 4 м с учетом характерного для КА связи паттерна проектирования, который проявляется в значительном выносе панелей СБ от корпуса с целью исключить переизлучение отводимых тепловых потоков. При этом самая малогабаритная версия МКА Starlink v1.0 (v1.5) самой многочисленной ОГ мира имеет панель СБ длиной более 10 м. На космическом аппарате Starlink v2-Mini (v2-Mini Optimized) установлены две такие панели СБ, и поэтому максимальный размер КА получился более 25 м [6].

Поперечный габарит высокоорбитальных коммуникационных КА с СЭС мощностью 7,5...30 кВт и панелями солнечных батарей площадью 30...100 м<sup>2</sup> превышает 20...50 м [14]. Габарит КА с СЭС по второй координате в наблюдаемой с Земли плоскости будет определяться размером корпуса, который может быть более 2...4 м, а также количеством и схемой размещения рефлекторов антенн, существенные пространственные размеры которых определены значительной высотой орбиты [15].

Типовые среднеорбитальные КА в основном являются навигационными, у них более низкие требования к энерговооруженности, чем у связных аппаратов. Тем не менее находящиеся на значительном удалении от потребителей данные КА с фактически непрерывным энергопотреблением бортового целевого комплекса должны потреблять значительное количество энергии. Их габариты достигают 20 м, т. е. доходят до нижней границы размеров коммуникационных КА на ГСО.

Минимальные габариты типовых низкоорбитальных КА ДЗЗ в оптическом и радиолокационном диапазонах предопределены объективными физико-техническими ограничениями, соответствующими

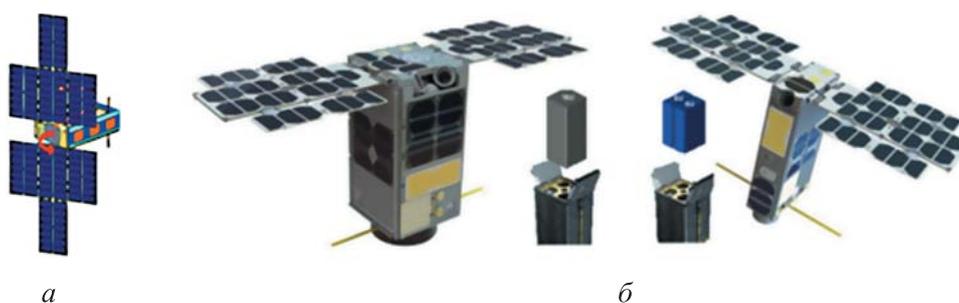
наиболее коммерчески востребованному линейному разрешению на местности в диапазоне от 0,3 до 1,0 м для высот 450...700 км, наиболее характерных для ДЗЗ. При этом стоит отметить, что для КА оптико-электронного дистанционного зондирования (в том числе объектов в ОКП) в отличие, например, от КА ДЗЗ в радиодиапазоне, характерен паттерн функционирования, проявляющийся в значительном изменении углового положения относительно центра масс. Указанный фактор определяет широкий диапазон наблюдаемых с Земли габаритов КА в процессе их применения по назначению, вплоть до максимально возможных.

Габариты большинства средних и тяжелых КА, реализующих эффективное применение ресурсоемких в изготовлении крупноапертурных ОЭС, необходимых для получения сверхвысокого линейного разрешения, имеют размеры 5...10 м. Даже на КА значительной массы используются преимущественно неориентируемые выносные панели СБ, в связи с чем дополнительно появляется потребность обеспечить их значительные габариты. Для достижения субметрового линейного разрешения в видимом диапазоне указанных высот требуется минимум субметровых габаритов (по одной-двум координатам) даже для зеркальной ОЭС [16, 17], что реализуемо в составе малого КА массой от 50...100 кг. Для того чтобы получить минимальное значение средневитковой удельной мощности, равное 0,5 Вт/кг, достаточно площади СБ величиной от 0,3 м<sup>2</sup>. При этом в соответствии с наиболее распространенным паттерном проектирования МКА оптико-электронного дистанционного зондирования Земли применяются конструктивно-компоновочные схемы (ККС) высокой жесткости минимальным количеством навесных элементов. Поэтому в 2000–2010-х годах на МКА зачастую применялось корпусное размещение СБ, что обеспечивало достаточно компактные размеры — до 1,5 м. Однако современные требования к качеству ДЗЗ могут быть выполнены, как правило, при оснащении МКА выносными неориентируемыми панелями СБ [18], что в несколько раз увеличивает их габариты в соответствующих ракурсах.

В настоящее время актуальной тенденцией стало стремление разработчиков малых КА ОЭ ДЗЗ обеспечить соответствие тяжелым КА по отдельным показателям качества, прежде всего, по линейному разрешению на местности. Масса таких МКА формально соответствует их классу (менее 1000 кг), однако габариты таких аппаратов достигают 3..5 м даже для наиболее компактных жестких компактно-корректирующих станций (ККС), являющихся ключевым элементом дифференциальных подсистем спутниковой навигации [18, 19].

Анализ тенденции к изменению ККС СМКА ДЗЗ с разрешением на местности хуже 1...2 м, показывает 2-3-кратное превышение их внешних размеров над габаритами корпуса вследствие использования

раскрываемых панелей СБ, каждая створка которых соответствует размерам боковой грани корпуса. Реализация такого паттерна проектирования обеспечивает габариты до 1,5 м и даже более для СМКА, имеющего больший объем, чем у 6U CubeSat [20]. Кроме того, стремление разработчиков СМКА приблизится по ряду тактико-технических характеристик (ТТХ) к классу малых аппаратов проявляется в реализации проектов с более технологически сложными приводами панелей СБ, что вообще-то противоречит принципу их максимальной конструктивной простоты (рис. 11, а [2, 3, 21]), хотя и соответствует более низким требованиям к жесткости конструкции и параметрам движения относительно центра масс. Также именно для СМКА наиболее активно разрабатывают специализированные ЭРДУ, требующие высокого энергопотребления (см. рис. 9 и рис. 11, б). Следовательно, внешние габариты СМКА ДЗЗ имеют тенденцию к росту до размеров МКА, несмотря на значительную разницу в массе.



**Рис. 11.** Габариты и компоновка панелей СБ на СМКА серии CubeSat:  
а — ККС СМКА форм-фактором 6U, оснащенного приводами панелей СБ [21];  
б — ККС СМКА форм-факторов 8U и 16U [10]

При использовании КА ОЭ ДЗЗ на сверхнизких высотах требуется уменьшить площадь мишеня по отношению к набегающему потоку остаточной атмосферы, что при том же объеме ведет к увеличению площади, наблюдаемой с Земли.

Даже малые космические аппараты радиолокационного дистанционного зондирования Земли, реализующие режим радиолокационного синтезирования апертуры, для достижения требований к качеству наиболее востребованных на коммерческом рынке изображений [11, 12] с разрешением лучше 1 м на дальностях свыше 500 км должны иметь поперечные габариты антенны более 3 м. В случае использования параболического рефлектора указанные габариты будут соответствовать двум координатам. Причем КА для съемки поверхности Земли потребуется значительно изменять свое положение относительно надирного направления.

Эксплуатация радиолокаторов характеризуется специфическими требованиями к СЭС для удовлетворения непродолжительных, но значительных пиковых нагрузок (более 1000 Вт, 7 Вт/кг и выше), которые могут приходиться на теневой участок. При этом средневитковая удельная мощность для КА РЛ ДЗЗ, как правило, невысокая, она составляет менее 1 Вт/кг. Производительность КА РЛ ДЗЗ со стороны бортовых обеспечивающих систем ограничена площадью панелей (СБ) и емкостью (т. е. массой) аккумуляторной батареи (АкБ), эксплуатация которой даже для современных литиевых АкБ предполагает минимальную глубину остаточного заряда более 60 %. Таким образом, минимально необходимая площадь неориентируемых панелей ПСБ для указанных МКА превышает 3 м<sup>2</sup>.

Необходимо также отметить, что КА с высокой энерговооруженностью (в первую очередь, коммуникационные и радиолокационные ДЗЗ) должны быть оборудованы системами обеспечения теплового режима, имеющими радиаторы значительных габаритов, общая площадь которых должна доходить до 40 % площади панелей СБ [14]. Поэтому даже при плотной компоновке бортового оборудования корпус КА в целом должен иметь достаточные поперечные габариты для размещения радиационных поверхностей, функционально соответствующих средневитковому энергопотреблению. Показатели, характеризующие востребованность потребителем результатов применения КА, и показатели высокой энерговооруженности КА (пиковой или средневитковой) являются парными. Таким образом, тенденция к сохранению достаточно больших габаритов прикладных КА обусловлена физико-техническими и экономическими причинами, определяемыми высокими требованиями к дорогостоящим КС со стороны потребителей.

**Требования к диаметру наземного оптико-электронного средства (ОЭС) наблюдения космических аппаратов.** Минимальный требуемый диаметр главного зеркала ОЭС  $D_{\text{ОЭС}}^{\text{min}}$  может быть оценен соотношением, соответствующим известному ограничению по дифракционному пределу на основе критерия Рэля [16]:

$$D_{\text{ОЭС}}^{\text{min}} = 1,22 \frac{\lambda R}{\delta}, \quad (1)$$

где  $\lambda$  — рабочая длина волны, мкм;  $R$  — расстояние до КА, м;  $\delta$  — линейное разрешение на расстоянии  $R$ , м<sup>-1</sup>.

Очевидно, что качество решения задачи определения состояния КА будет выше при наличии его высокодетальных изображений. Однако при допущении о том, что достаточно восьми элементов изображения КА [22] для решения основных задач АСПОС ОКП с требуемым качеством, принято требование к наличию на получаемом изображении 5 пикселей, содержащих наблюдаемый с Земли максимально протяженный габаритный размер элемента  $\Delta l_{\text{КА}}$ . Таким

образом, требование к линейному размеру элемента изображения КА оценивается соотношением  $\delta \leq 0,2\Delta l_{КА}$ , а требование к минимальному диаметру ОЭС принимает вид

$$D_{ОЭС}^{\min} \geq 6,1 \frac{\lambda R}{\Delta l_{КА}}. \quad (2)$$

Результаты оценки требуемых диаметров наземных ОЭС для орбит разных типов, согласно неравенству (2), представлены в табл. 1 и 2, в которых приведены оценки для длин волн видимого и среднего ИК-диапазонов относительно 0,5 мкм и 5 мкм соответственно.

Таблица 1

**Оценки требуемых диаметров ОЭС для видимого диапазона при длине волны 0,5 мкм**

Тип орбит	Характерные размеры КА, м	$D_{ОЭС}^{\min}$ , м	Примечания
ВЭО ( $H \sim 39\ 000$ км)	20–50	6–2,4	Для средних и тяжелых КА
ГСО ( $H \sim 36\ 000$ км)	20–50	5,5–2,2	То же
СрО ( $H \sim 20\ 000$ км)	10–20	3,1–6,1	»
ВЭО ( $H \sim 1000$ км)	20–50	0,15–0,06	»
НОО ( $H \sim 500$ км)	0,5–2	0,76–3,1	Для СМКА и МКА
	1,5–5	0,31–1	Для МКА и средних КА
	5–25	0,1–0,31	Для средних и тяжелых КА

*Примечание:* ВЭО — высокоэллиптическая орбита; ГСО — геостационарная орбита; СрО — средняя орбита; НОО — низкая околоземная орбита.

Таблица 2

**Оценки требуемых диаметров ОЭС для среднего ИК-диапазона при длине волны 5 мкм**

Тип орбит	Характерные размеры КА, м	$D_{ОЭС}^{\min}$ , м	Примечания
ВЭО ( $H \sim 39\ 000$ км)	20–50	60 — 24	Для средних и тяжелых КА
ГСО ( $H \sim 36\ 000$ км)	20–50	55–22	То же
СрО ( $H \sim 20\ 000$ км)	10–20	31–61	»
ВЭО ( $H \sim 1000$ км)	20–50	1,5–0,6	»
НОО ( $H \sim 500$ км)	0,5–2	7,6–31	Для СМКА и МКА
	1,5–5	3,1–10	Для МКА и средних КА
	5–25	1–3,1	Для средних и тяжелых КА

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы. Для получения изображений даже тяжелых космических аппаратов на геостационарной и средней орбитах, а также в апогейной области высокоэллиптических орбит необходимы крупногабаритные наземные оптико-электронные средства [23]. Получение на указанных высотах изображений КА меньшего размера даже в видимом диапазоне требует использования либо крупногабаритных наземных ОЭС уникальной конструкции, что снижает оперативность обновления информации, либо ОЭС, размещаемых на борту высокоорбитальных КА, в том числе в качестве дополнительной полезной нагрузки [24].

Получение изображений большинства низкоорбитальных прикладных КА в оптическом диапазоне, в том числе крупных КА в ИК диапазоне, возможно с использованием ОЭС уже располагаемых диаметров. Учитывая наблюдаемую долгосрочную тенденцию к увеличению габаритов КА, по-прежнему актуальным направлением повышения оперативности получения изображений является количественное развитие наземной сети с использованием относительно малогабаритных серийных ОЭС [25].

Задачу получения изображений МКА и СМКА целесообразно решать с использованием относительно малогабаритных бортовых ОЭС, располагаемых на низкоорбитальных КА в качестве дополнительной полезной нагрузки [26]. Также можно задействовать в интересах АСПОС ОКП оптико-электронные средства КА дистанционного зондирования Земли многоспутниковых орбитальных группировок. Однако привлечение таких КА на системной основе повышает требования к их бортовому обеспечивающему комплексу.

**Заключение.** Представленные в статье результаты анализа показывают, что фактическая доля функционирующих сверхмалых космических аппаратов уже длительное время остается неизменной, а средние массогабаритные характеристики прикладных космических аппаратов, в том числе низкоорбитальных, имеют объективные ограничения минимума и тенденцию к увеличению. В частности, космические аппараты с востребованными техническими характеристиками, составляющие основу развертываемых коммерчески самодостаточных орбитальных группировок, имеют массу более 100...150 кг, а для низких орбит габариты — 1,5...25 м и для средних и высоких — 10...50 м.

Полученные оценки требуемых диаметров оптико-электронных средств для наблюдения типовых КА различных классов позволяют сделать вывод с экономической точки зрения об актуальности количественного подхода к развитию наземной сети автоматизированной системы предупреждения опасных ситуаций с использованием относительно малогабаритных серийных оптико-электронных средств.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] McDowell J.C. *GCAT: General Catalog of Artificial Space Objects*. URL: <https://planet4589.org/space/gcat/> (дата обращения: 15.01.2025).
- [2] Полуян М.М., Наумочкин Д.В. Анализ тенденций развития сверхмалых космических аппаратов. *Вооружение и экономика*, 2019, № 4 (50), с. 37–43.
- [3] Ключников В.Ю. Кластерные группировки малых космических аппаратов. *Проблемы создания и применения малых космических аппаратов и робототехнических средств в интересах Вооруженных сил Российской Федерации: тр. Всерос. науч.-практ. конф., 12–13 апр. 2016 г.* Санкт-Петербург, ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016, т. 2, с. 175–181.
- [4] Bouzoukis K.P et al. An Overview of CubeSat Missions and Applications. *Aerospace*, 2025, № 12, с. 550–628. DOI: 10.3390/aerospace12060550
- [5] *Nanosats Database*. URL: <https://www.nanosats.eu/> (дата обращения: 15.01.2025).
- [6] SpaceX. *Starlink*. URL: <https://www.starlink.com/> (дата обращения: 15.01.2025).
- [7] Eutelsat. *OneWeb*. URL: <https://oneweb.net/> (дата обращения: 15.01.2025).
- [8] *Celestrak*. URL: <https://celestrak.org/> (дата обращения: 15.01.2025).
- [9] Боровицкий Д. Космическая платформа дистанционного зондирования Земли «Геоскан 16U» и новые вызовы. *Конференция «Технологии Геоскана 2025»* (28.04.2025). URL: [https://vkvideo.ru/video-95056764\\_456239535?t=3h30m45s](https://vkvideo.ru/video-95056764_456239535?t=3h30m45s) (дата обращения: 12.07.2025).
- [10] Жарких Р.Н., Кузнецов В.В., Пуриков А.В. и др. Обзор перспективной спутниковой платформы формата CubeSat SPUTNIX SG3. *Шестой Российский симпозиум по наноспутникам с международным участием RusNanoSat-2025* (1–3 июля 2025 года). Самара, 2025. URL: <https://disk.sputnix.ru/index.php/s/bNzaNMzoooxyd06> (дата обращения: 12.07.2025).
- [11] Next-Gen Satellite Technology. *Capella Space*. URL: <https://www.capellaspace.com/technology#satellite-tech> (дата обращения: 12.07.2025).
- [12] Satellite missions made easy. *Iceye*. URL: <https://www.iceye.com/satellites> (дата обращения: 12.07.2025).
- [13] *Apexspace*. URL: <https://www.apexspace.com/products> (дата обращения: 12.07.2025).
- [14] Тестоедов Н.А. *Технология производства космических аппаратов*. Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2009, 352 с.
- [15] Хартов В.В. *Основы проектирования оптико-электронных комплексов*. Москва, Изд-во МАИ, 2011, 130 с.
- [16] Пономарев С.В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов. *Вестник Томского государственного университета*, 2011, № 4 (16), с. 110–119.
- [17] Каменев А.А., Полуян М.М. Требования к многоспектральной оптико-электронной системе малого низкоорбитального КА для проведения космических экспериментов. *Материалы II Всероссийской научно-практической конференции «Проблемы создания и применения космических аппаратов и робототехнических средств в интересах Вооруженных Сил Российской Федерации»* (СПб, 12-13 апреля 2018 г.). Санкт-Петербург, 2018, с. 145–150.
- [18] WorldView Legion. *Maxar Technologies*. URL: <https://www.maxar.com/products/imagery-satellites> (дата обращения: 15.01.2025).
- [19] Gen-3. *BlackSky*. URL: <https://www.blacksky.com/gen-3/> (дата обращения: 12.07.2025).

- [20] Полуян М.М., Левандович А.В., Смирнов Е.Е. и др. Обоснование основных технических характеристик сверхмалого космического аппарата орбитальной группировки мониторинга лесных пожаров. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2024, т. 11, вып. 3, с. 23–33.
- [21] Alexi Rakow. MMA's Low-Profile, CubeSat SADA (Solar Array Drive — v2.0). *CubeSat Developers Workshop (April 23–25, 2024) — San Luis Obispo, CA, USA*. URL: [http://mstl.atl.calpoly.edu/~workshop/archive/2024/presentations/2024\\_Day2\\_Session5\\_%20Rakow.pdf](http://mstl.atl.calpoly.edu/~workshop/archive/2024/presentations/2024_Day2_Session5_%20Rakow.pdf) (дата обращения: 15.01.2025).
- [22] Johnson J. Analysis of image forming systems. *Image Intensifier Symposium, AD 220160* (Warfare Electrical Engineering Department, U.S. Army Research and Development Laboratories, Ft. Belvoir, Va., 1958), pp. 244–273.
- [23] Клейменов В.В., Новикова Е.В. Действующие крупногабаритные наземные оптические телескопы наблюдения за космическими объектами. *Изв. вузов. Приборостроение*, 2018, т. 61, № 10, с. 827–843.
- [24] *Podsat-1*. URL: <https://weebau.com/satellite/P/podsat1.html> (дата обращения: 12.07.2025).
- [25] Молотов И. Е., Воропаев В. А., Юдин А. Н. и др. Комплексы электронно-оптических средств для мониторинга околоземного космического пространства. *Экологический вестник научных центров ЧЭС*, 2017, вып. 2, № 4, с. 110–116.
- [26] Highlights from NEO's T-Minus 3.0. *HeoSpace*. URL: <https://www.heospace.com/resources/stories/highlights-from-heos-t-minus-3-0> (дата обращения: 12.07.2025).

Статья поступила в редакцию 10.09.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Полуян М.М., Михеев Е.А., Шлипакова Е.М. Анализ тенденции к увеличению массогабаритных характеристик прикладных космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 1. EDN FEDYMX

**Полуян Максим Михайлович** — канд. техн. наук, доцент, докторант, ВКА имени А.Ф. Можайского. Направление научно-педагогической деятельности: анализ характеристик и моделирование функционирования бортовых систем космических аппаратов. e-mail: [vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

**Михеев Евгений Андреевич** — адъюнкт, ВКА имени А.Ф. Можайского. Направление научно-педагогической деятельности: анализ характеристик и моделирование функционирования бортовых систем космических аппаратов. e-mail: [vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

**Шлипакова Екатерина Михайловна** — младший научный сотрудник, ВКА имени А.Ф. Можайского. Направление научной деятельности: моделирование и дизайн оптических систем. e-mail: [vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

## Analysis of the Trend in Increase Mass and Dimensional Characteristics of Operational Spacecraft

© M.M. Poluyan, Ye.A. Mikheev, E.M. Shlipakova

Mozhaysky Military-Space Academy, Saint Petersburg, 197198, Russian Federation

*An increase in the number of launched ultra-small spacecraft (SC) is often regarded as one of the key drivers behind the observed growth of the global orbital constellation. However, the presented retrospective analysis results of the SC mass-dimensional characteristics for various purposes show that the actual share of operational (active) ultra-small SC has remained consistently low for a long period of time. Yet the average mass-dimensional characteristics of operational low-Earth-orbit SC (not limited to multisatellite orbital constellations) have objective minimum constraints and exhibit a tendency toward increase. High average mass and dimensional characteristics of high-orbit operational SC are also maintained, primarily for navigation and communication missions. The prerequisites of the observed trend were generalized and systematized, confirming its soundness and sustainability in the long term. Dimensional characteristics of SC different classes were presented, on the basis of which estimates of the required diameters of optoelectronic instruments used for satellite observation were obtained. These estimates made it possible to conclude that a quantitative approach to the development of a ground-based network of an automated system for warning of hazardous situations in near-Earth space is relevant, using relatively small-sized off-the-shelf optoelectronic instruments.*

**Keywords:** space activity safety, spacecraft, mass-dimensional characteristics, near-Earth space, optoelectronic instrument, ultra-small space

### REFERENCES

- [1] McDowell J.C. *GCAT: General Catalog of Artificial Space Objects*. Available at: <https://planet4589.org/space/gcat/> (accessed January 15, 2025).
- [2] Poluyan M.M., Naumochkin D.V. Analiz tendentsiy razvitiya sverkhmalykh kosmicheskikh apparatov [Analysis of development trends of ultra-small spacecraft]. *Vooruzhenie i ekonomika — Armament and Economics*, 2019, no. 4 (50), pp. 37–43.
- [3] Klyushnikov V.Yu. Klasternye gruppirovki malykh kosmicheskikh apparatov [Cluster constellations of small spacecraft]. In: *Problemy sozdaniya i primeneniya malykh kosmicheskikh apparatov i robototekhnicheskikh sredstv v interesakh Vooruzhennykh sil Rossiyskoy Federatsii: trudy Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii (12–13 apr. 2016 g.)* [Problems of creation and application of small spacecraft and robotic systems in the interests of the armed forces of the Russian Federation: proceedings of the all-Russian scientific and practical conference (April 12–13, 2016)]. St. Petersburg, Mozhaysky Military Space Academy Publ., 2016, vol. 2, pp. 175–181.
- [4] Bouzoukis K.P et al. An Overview of CubeSat Missions and Applications. *Aerospace*, 2025, no. 12, pp. 550–628. DOI: 10.3390/aerospace12060550
- [5] *Nanosats Database*. Available at: <https://www.nanosats.eu/> (accessed January 15, 2025).
- [6] SpaceX. *Starlink*. Available at: <https://www.starlink.com/> (accessed January 15, 2025).
- [7] Eutelsat *OneWeb*. Available at: <https://oneweb.net/> (accessed January 15, 2025).
- [8] *Celestrak*. Available at: <https://celestrak.org/> (accessed January 15, 2025).

- [9] Borovitsky D. Kosmicheskaya platforma distantsionnogo zondirovaniya Zemli “Geoskan 16U” i novye vyzovy [The Geoscan 16U Earth remote sensing space platform and new challenges]. In: *Konferentsiya “Tekhnologii Geoskana 2025”* (28.04.2025) [Conference “Geoscan Technologies 2025” (28.04.2025)]. Available at: [https://vkvideo.ru/video-95056764\\_456239535?t=3h30m45s](https://vkvideo.ru/video-95056764_456239535?t=3h30m45s) (accessed July 12, 2025).
- [10] Zharkikh R.N., Kuznetsov V.V., Purikov A.V., et al. Obzor perspektivnoy sputnikovoy platformy formata CubeSat SPUTNIX SG3 [Review of the prospective CubeSat-format satellite platform SPUTNIX SG3]. In: *Shestoy Rossiyskiy simpozium po nanosputnikam s mezhdunarodnym uchastiem RusNanoSat-2025* (1–3 iyulya 2025 goda) [Sixth Russian Symposium on Nanosatellites with International Participation RusNanoSat-2025 (July 1–3, 2025)]. Samara, 2025. Available at: <https://disk.sputnix.ru/index.php/s/bNzaNMzooxydo6> (accessed July 12, 2025).
- [11] Next-Gen Satellite Technology. *Capella Space*. Available at: <https://www.capellaspace.com/technology#satellite-tech> (accessed July 12, 2025).
- [12] Satellite missions made easy. *Iceye*. Available at: <https://www.iceye.com/satellites> (accessed July 12, 2025).
- [13] *Apexspace*. Available at: <https://www.apexspace.com/products> (accessed July 12, 2025).
- [14] Testodov N.A. *Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft manufacturing technology]. Krasnoyarsk, Sibirsky gosudarstvenny aeroxkosmicheskyy universitet Publ., 2009, 352 p.
- [15] Khartov V.V. *Osnovy proektirovaniya optiko-elektronnykh kompleksov* [Fundamentals of optoelectronic systems design]. Moscow, MAI Publ., 2011, 130 p.
- [16] Ponomarev S.V. Transformiruemye reflektory antenn kosmicheskikh apparatov [Transformable antenna reflectors of spacecraft]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta — Tomsk State University Journal*, 2011, no. 4 (16), pp. 110–119.
- [17] Kamenev A.A., Poluyan M.M. Trebovaniya k mnogospektral'noy optiko-elektronnoy sisteme malogo nizkoorbital'nogo kosmicheskogo apparata dlya provedeniya kosmicheskikh eksperimentov [Requirements for a multispectral optoelectronic system of a small low-Earth-orbit spacecraft for conducting space experiments]. In: *Materialy II Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii “Problemy sozdaniya i primeneniya kosmicheskikh apparatov i robototekhnicheskikh sredstv v interesakh vooruzhennykh sil Rossiyskoy Federatsii” (SPb, 12–13 aprelya 2018 g.)* [Proceedings of the II all-Russian scientific and practical conference “Problems of creation and application of spacecraft and robotic systems in the interests of the armed forces of the Russian Federation” (St. Petersburg, April 12–13, 2018)], St. Petersburg, 2018, pp. 145–150.
- [18] WorldView Legion. *Maxar Technologies*. Available at: <https://www.maxar.com/products/imagery-satellites> (accessed January 15, 2025).
- [19] Gen-3. *BlackSky*. Available at: <https://www.blacksky.com/gen-3/> (accessed July 12, 2025).
- [20] Poluyan M.M., Levandovich A.V., Smirnov E.E., et al. Obosnovanie osnovnykh tekhnicheskikh kharakteristik sverkhmalogo kosmicheskogo apparata orbital'noy gruppirovki monitoringa lesnykh pozharov [Justification of the main technical characteristics of an ultra-small spacecraft for an orbital forest fire monitoring constellation]. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnyye sistemy — Rocket-Space Instrument Engineering and Information Systems*, 2024, vol. 11, iss. 3, pp. 23–33.
- [21] Alexi Rakow. MMA’s Low-Profile, CubeSat SADA (Solar Array Drive — v2.0). *CubeSat Developers Workshop (April 23–25, 2024) — San Luis Obispo, CA, USA*. Available at: [http://mstl.atl.calpoly.edu/~workshop/archive/2024/presentations/2024\\_Day2\\_Session5\\_%20Rakow.pdf](http://mstl.atl.calpoly.edu/~workshop/archive/2024/presentations/2024_Day2_Session5_%20Rakow.pdf) (accessed January 15, 2025).

- [22] Johnson J. Analysis of image forming systems. *Image Intensifier Symposium, AD 220160* (Warfare Electrical Engineering Department, U.S. Army Research and Development Laboratories, Ft. Belvoir, Va., 1958), pp. 244–273.
- [23] Kleimenov V.V., Novikova E.V. Deystvuyuschie krupnogabaritnye nazemnye opticheskie teleskopy nablyudeniya za kosmicheskimi ob’ektami [Operational large-aperture ground-based optical telescopes for space object observation]. *Izvestiya vuzov. Priborostroenie — Journal of Instrument Engineering*, 2018, vol. 61, no. 10, pp. 827–843.
- [24] *Podsats-1*. Available at: <https://weebau.com/satellite/P/podsats1.html> (accessed July 12, 2025).
- [25] Molotov I.E., Voropaev V.A., Yudin A.N. et al. Kompleksy elektronno-opticheskikh sredstv dlya monitoringa okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva [Electronic–optical systems for monitoring near-Earth space]. *Ekologicheskii vestnik nauchnykh tsentrov ChES – Ecological Bulletin of Research Centers of the Black Sea Economic Cooperation*, 2017, iss. 2, no. 4, pp. 110–116.
- [26] Highlights from HEO's T-Minus 3.0. *HeoSpace*. Available at: <https://www.heospace.com/resources/stories/highlights-from-heos-t-minus-3-0> (accessed July 12, 2025).

**Poluyan M.M.**, Ph.D., associate professor, doctoral candidate. The field of scientific and practical work: analysis of characteristics and modeling of the functioning of spacecraft onboard systems. e-mail: [vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

**Mikheev Ye.A.**, adjunct. The field of scientific and practical work: analysis of characteristics and modeling of the functioning of spacecraft onboard systems. e-mail: [vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

**Shlipakova E.M.**, junior research associate. The field of scientific and practical work: optical system design. e-mail: [vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)