УДК 629.78
DOI 10.26732/j.st.2026.2.03

СРОК БАЛЛИСТИЧЕСКОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ CUBESAT НА НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТАХ ПО НАБЛЮДАТЕЛЬНЫМ ДАННЫМ

О. Я. Яковлев✉, **Д. В. Малыгин**
ООО «Астрономикон»
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

Целью работы является оценка срока баллистического существования космических аппаратов CubeSat на основе данных в формате TLE. Рассматривались 2964 кубсата, которые были классифицированы по типу орбиты и типу конструкции. Из них 1625 аппаратов закончили свое существование и соответствовали введенным ограничениям по начальным параметрам орбиты (высотой от 250 до 670 км с эксцентриситетом до 0.004). Оценка производилась в зависимости от года выведения на орбиту с 2010 по 2025 гг. (для учета вариации солнечной активности) и начальной высоты орбиты. Для орбит высотой от 350 до 430 км с наклонением МКС срок существования составляет от 4 месяцев до 2,5 лет вне зависимости от параметров аппарата. Наиболее полный результат получен для орбит этого типа высотой 370–430 км, а также для солнечно-синхронных орбит высотой 490–610 км. Для форматов корпуса 1U, 3U, 6U получены следующие оценки: от 3 месяцев до 3,2 лет для орбит с наклонением МКС и от 1,1 года до 7,7 лет для солнечно-синхронных орбит. Основными факторами, определяющими срок баллистического существования кубсатов на низких околоземных орбитах, являются уровень солнечной активности в течение орбитального полета и начальная высота орбиты.

Ключевые слова: CubeSat, наноспутник, сверхмалый космический аппарат, орбита, срок существования, база данных.

Поступила в редакцию: 08.04.2026. Принята к печати: 26.06.2026.

Введение

Одной из важнейших характеристик космического аппарата (КА) является его срок активного существования (САС), в течение которого он может выполнять целевые функции. Для искусственного спутника Земли этот параметр ограничен сроком баллистического существования (СБС), который отсчитывается от момента выведения его на рабочую орбиту до окончания орбитального полета, что соответствует достижению критической орбиты высотой менее 110–120 км [1] вследствие атмосферного торможения. Для низких околоземных орбит (НОО), с учетом современного уровня развития элементной базы систем КА, СБС является ключевым фактором, определяющим САС.

В процессе баллистического проектирования срок существования оценивается в результате моделирования орбитального движения КА с использованием численных моделей разной сложности. Они включают в себя: математические модели орбитального движения КА, физические модели гравитационного поля Земли и плотности атмосферы Земли (а также других факторов космического пространства в зависимости от типа орбиты), твердотельные модели КА. Однако на ранних этапах проектирования КА, когда еще недостаточно данных для детального моделирования орбитального движения, можно оценить СБС в первом приближении на основе обобщенных таблиц и аналитических функций по экспериментальным данным и модельным вычислениям (например, [1–4]).

Кроме того, срок существования проектируемого КА можно оценить по фактическим значениям СБС запущенных ранее КА-эталонов, которые

✉ yko-v@yandex.ru

© Статья распространяется под лицензией Creative Commons Attribution-Non Commercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0).

должны иметь подобные значения баллистических параметров, параметров орбиты и условий полета (относительно ожидаемых при проектировании). Благодаря открытым данным в формате TLE на ресурсе [5], которые основываются на наблюдениях объектов околоземного пространства, можно получить зависимость орбитальных параметров таких КА-эталонов, с помощью чего и оценить их фактический СБС. Такой способ подходит для КА формата CubeSat (кубсатов) [6], чему посвящена настоящая работа.

CubeSat является популярным стандартом КА: на конец 2025 г. в космическое пространство выведено около 3000 таких изделий, в основном на НОО [7–10]. При этом существует ограниченное число вариантов их конструктивных исполнений, в которых варьируется форма и размер корпуса, а также конфигурация панелей солнечных батарей в раскрытом виде. Кроме того, в их разработке участвуют различные организации, в том числе не имеющие возможности проводить численное моделирование орбитального движения КА. На основании этих факторов для КА формата CubeSat возможны и особенно актуальны быстрые предварительные оценки СБС.

Предыдущие работы по теме определения срока существования кубсатов посвящены моделированию эволюции орбиты, в которых для валидации используются небольшие выборки (не более сотни КА) с использованием ограничений по формату и орбитам [11–15]. В них не дается достаточно общего ответа на вопрос о сроке существования, который можно было бы использовать в практических целях. Настоящая работа посвящена исследованию наблюдаемых данных для всех завершивших существование КА формата CubeSat на околоземных орбитах с известными орбитальными параметрами из базы данных [16] с ограничением выборки по начальному эксцентриситету орбиты и конструкции КА (1625 КА с учетом этих ограничений). Определение срока существования для рассматриваемых случаев с использованием моделирования эволюции орбиты будет представлено нами в отдельной работе.

В разделе 1 качественно рассматриваются факторы, от которых в первую очередь зависит срок существования кубсатов. Далее на начальную выборку накладываются ограничения, которые представлены в разделе 2. И в последнем разделе 3 представлены полученные результаты оценки срока существования. Источником информации является база данных [7; 8], созданная на основе баз данных [5; 9; 10; 17; 18].

1. Факторы, определяющие срок существования

Рассмотрим факторы, определяющие срок существования T КА формата CubeSat на низких околоземных орбитах при их пассивном движении. Эволюция высоты таких орбит зависит от силы сопротивления КА в атмосфере в процессе орбитального движения, ускорение для которой определяется:

$$\mathbf{a} = -\sigma_x \frac{\rho V^2}{2} \cdot \frac{\mathbf{V}}{V}, \qquad \sigma_x = C_x \frac{S}{m}, \tag{1}$$

где σ_x – коэффициент аэродинамического ускорения, C_x – безразмерный коэффициент лобового сопротивления, S – площадь миделевого сечения, m – масса КА, ρ – плотность атмосферы, V – скорость КА относительно атмосферы.

Коэффициент σ_x, зависящий от формы и ориентации КА, а также модели взаимодействия атмосферы с его поверхностью, в оценочных расчетах принимается равным 2,2 для всех КА [1; 11; 19]. Площадь S определяется форматом корпуса (1U, 3U, 3UL и т.д.) и площадью раскрываемых конструкций (панели солнечных батарей и др.), что вместе характеризуется моделью кубсата (понятие введено в [7]). При этом для одинаковых форматов корпуса (согласно базе данных [7]) масса m варьируется, а значит, коэффициент σ_x отличается для аппаратов одного формата или одной модели. Поэтому не будет строгой зависимости срока существования T от модели или формата. Однако далее рассматривается именно эта зависимость для учета σ_x в первоначальной обобщенной оценке T (усреднение по году запуска и начальной высоте орбиты в диапазоне 60 км). Чем больше объемная плотность m/S, тем больше коэффициент сопротивления σ_x, а значит, меньше срок T.

Плотность атмосферы ρ в наиболее полных динамических моделях атмосферы [20; 21] зависит от положения рассматриваемой точки и Солнца, солнечной активности и геомагнитной возмущенности. Более простые статические модели атмосферы [20], не учитывающие краткосрочные вариации состояния атмосферы, зависят от двух основных параметров: высоты орбиты H и коэффициента $F_{10.7}$. Таким образом, для обобщенной оценки срока существования КА распределение плотности атмосферы по высоте определяется солнечной активностью через коэффициент $F_{10.7}$. Для такой модели атмосферы чем выше солнечная активность, тем плотность атмосферы больше, а значит, выше сопротивление атмосферы и меньше срок T.

Вариации $F_{10.7}$ являются периодическими, что определяется изменением уровня солнечной активности с периодом около 11 лет. Плотность атмосферы ρ вдоль траектории полета влияет на срок существования T в зависимости от $F_{10.7}$ в течение всего полета, а не только при выведе-

нии. Поэтому нужно учитывать фазу солнечного цикла: минимум, максимум или переходные фазы от максимума к минимуму и наоборот. Кроме того, характерное время такой фазы ~2,5 года сравнимо со временем существования кубсатов T (как будет показано далее). Таким образом, для учета фактора плотности атмосферы рассматривается зависимость срока существования T от начальной высоты орбиты H и времени выведения на орбиту t_0 (от года).

Последний из рассматриваемых в (1) параметров – орбитальная скорость V для круговой околоземной орбиты – зависит от высоты полета H. С учетом того что далее делается обобщенная оценка срока T, а также рассмотрения только околокруговых орбит, нет необходимости рассматривать этот фактор отдельно. В результате описанного выше качественного анализа далее оценивается зависимость срока существования кубсатов от трех параметров: года выведения на орбиту, ее начальной высоты и модели (конструкции).

2. Формирование выборки

2.1. Параметры орбиты и год запуска

Разработанная ранее БД КА формата CubeSat [7] содержит орбитальные параметры в виде набора данных TLE тех КА, для которых был определен NORAD ID. В наборе TLE явно представлено среднее движение n, эксцентриситет e и наклонение i. С помощью известных соотношений орбитальной механики по среднему движению определялись следующие параметры на всем сроке наблюдения: период T, большая полуось a, высота апогея H_a, высота перигея H_p, средняя высота H. Также осуществлялся переход от времени в формате TLE к юлианской дате JD.

Для всех параметров, кроме JD, далее определялись усредненные значения между наборами данных с 20 по 30 номер для начальных параметров и за последние 10 наборов для конечных значений, чтобы исключить выбросы при наблюдениях. Срок существования (рисунок 1) определялся как разница между моментами времени для первого и для последнего набора данных: T = JD2 – JD1. Если в течение последней недели получен очередной набор TLE, то такие КА помечались как еще продолжающие орбитальный полет (рисунок 1).

С учетом малого количества кубсатов с начальной высотой орбиты выше 670 км или ниже 250 км далее рассматриваются только орбиты с высотой внутри этого диапазона. Кроме того, рассматривались только околокруговые орбиты с эксцентриситетом не более e = 0.004 (97 % в этом диапазоне высот) для исключения влияния разности между высотой перицентра и апоцентра, где плотность атмосферы может отличаться значительно.

С начала 2003 г., когда был запущен первый КА формата CubeSat, уже прошло два периода цикла солнечной активности. Объем данных ограничен по двум причинам (рисунок 1): в первом цикле (2003–2014) из-за малой численности запущенных изделий, а также в обоих циклах из-за короткого прошедшего срока от момента их запуска. Для проведения исследования объема данных достаточно только во втором цикле, поэтому далее рассматриваются только КА, которые были запущены с 2010 г.

2.2. Конструкция

Ранее была разработана классификация по формату корпуса и конфигурации солнечных панелей в раскрытом состоянии [7]. Там же было введено понятие модели КА формата CubeSat, ко-

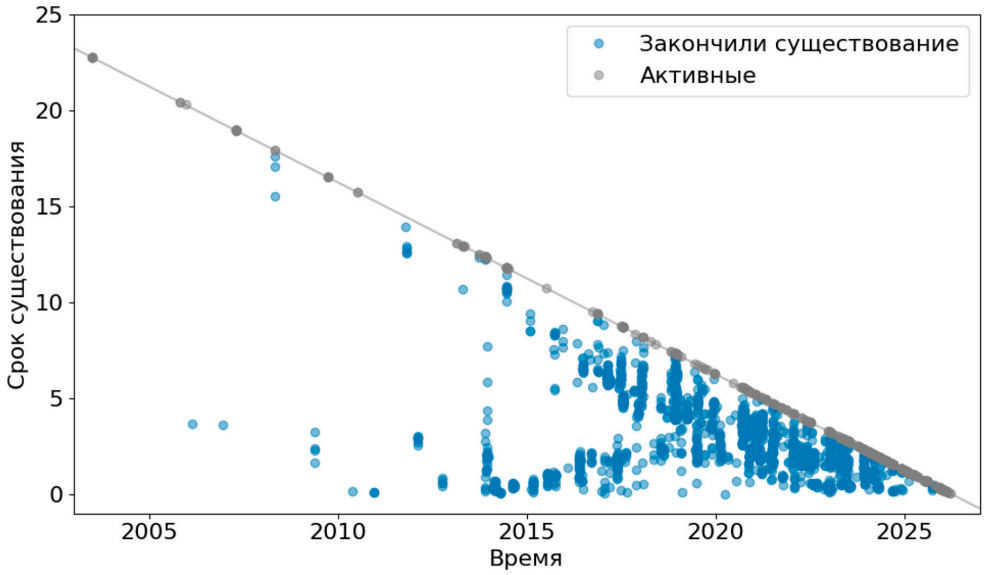


Рисунок 1. Зависимость срока существования кубсатов T от времени их выведения на орбиту

торая определяется сочетанием этих двух характеристик, что достаточно для описания большинства конструкций кубсатов. Раскрытые панели солнечных батарей моделей КА в основном располагаются в 36 основных полуплоскостях. Каждому ребру соответствует 3 полуплоскости: две являются продолжением граней корпуса и одна диагональная между ними. На рисунке 2 для примера приведены 9 полуплоскостей для трех ребер, каждая из которых сонаправлена с разными координатными осями.

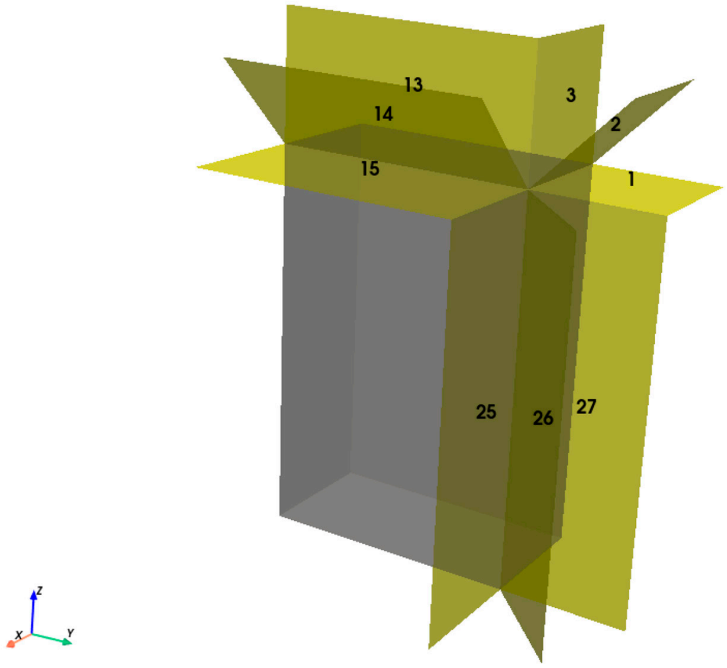


Рисунок 2. Пример основных полуплоскостей с обозначением их номера (см. выше), в которых располагаются панели солнечных батарей

Нумерация соответствует обходу ребер корпуса против часовой стрелки при последовательной ориентации корпуса перпендикулярно лучу зрения, совпадающего с координатными осями, начиная с ребра, находящегося в первой четверти двух оставшихся осей. То есть первые 12 полуплоскостей перпендикулярны плоскости YOZ, следующие 12 – ZOX, последние 12 – XOY. Ширина панели совпадает с длиной ребра, к которой она крепится, второй размер определяется длиной в дециметрах (кратно размеру грани 1U).

Таким образом, по изображениям КА были определены 133 модели для 16 видов корпусов. Модель обозначится как N-x, где N – формат корпуса, а x – конфигурация раскрытых ПСБ, нумерация которых задается отдельно для каждого корпуса произвольным образом. Исключением являются модели без раскрывающихся ПСБ, которые для всех корпусов обозначаются N-1. Наиболее популярные модели представлены на рисунке 3 (остальные см. в разделе «Модели» на сайте astronomikon.tech).

В используемой базе данных помечались все факторы, которые могут влиять на орбитальное движение КА, а значит, и на его срок существования [7]. К ним относится наличие крупногабаритных элементов конструкции (паруса, баллоны и т.д.) и двигательной установки. Всего было отмечено 83 таких аппарата, которые исключались из дальнейшего рассмотрения.

3. Результаты

Наиболее распространенными классами орбит для КА формата CubeSat являются орбиты с наклонением МКС и солнечно-синхронные орбиты (ССО), всего 88 % [7]. Такое распределение обусловлено необходимостью простого выведения на орбиту кубсатов и их эксплуатации, а также основными решаемыми задачами. К первому классу относятся орбиты с наклонением $i \approx 56.1°$ и начальной высотой до 430 км, ко второму – околополярные орбиты с начальной высотой до 1015 км.

Если рассмотреть зависимость срока существования от года выведения на орбиту для этих классов орбит, а также разделить на несколько диапазонов высот (рисунок 4), то можно выделить группу кубсатов с орбитами МКС высотой от 350 до 430 км, для которых наблюдается связь срока существования с годом запуска. Для этой группы минимуму солнечной активности (коэффициент $F_{10.7}$) соответствует максимальный срок существования $T \approx 2{,}5$ года, максимумам $F_{10.7}$ – минимальный срок $T \approx 4$ месяца, а в центрах переходных фаз между максимумом и минимумом $T \approx 1$ год. Для

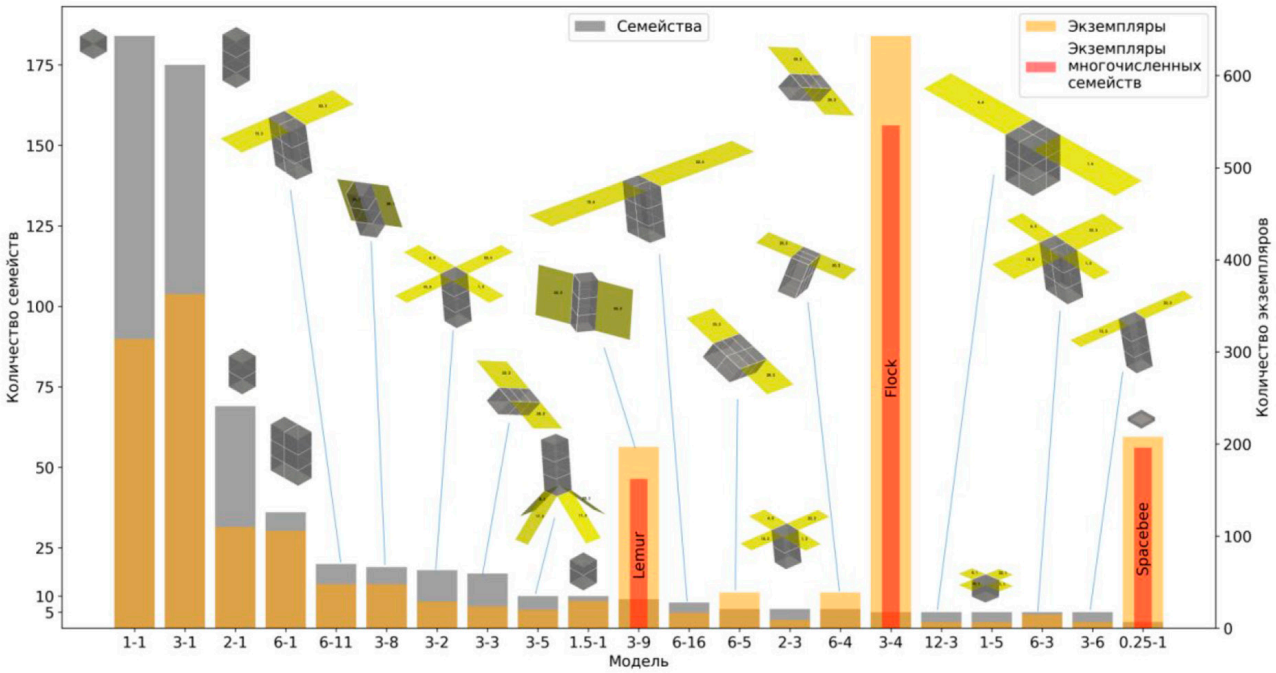


Рисунок 3. Распределение наиболее популярных моделей КА формата CubeSat для семейств (ось слева) и отдельных экземпляров этих семейств (ось справа). Модели изображены в одном масштабе

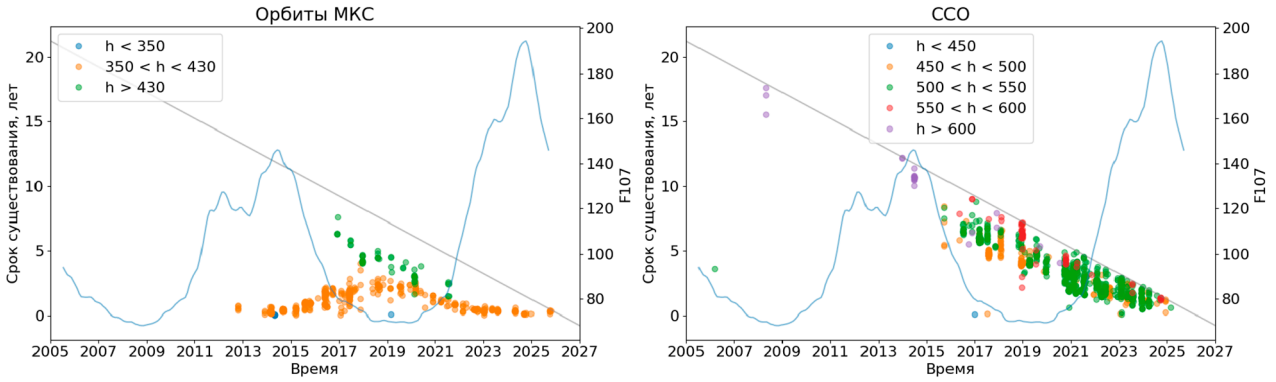


Рисунок 4. Зависимость срока существования КА формата CubeSat от времени их выведения на орбиту для двух основных классов орбит: орбиты с наклонением МКС и солнечно-синхронные орбиты (ССО) с делением на группы в зависимости от высоты. На фоне показана зависимость индекса солнечной активности $F_{10.7}$ [22] (правая вертикальная ось)

более высоких орбит, для которых атмосферное влияние менее значительно, такой зависимости не наблюдается.

Полученные значения срока существования T группировались в зависимости от исследуемых факторов: по году запуска с 2010 по 2025 г., по начальной высоте орбиты в диапазоне от 250 до 670 км с шагом в 60 км и по конструкции. Далее были построены диаграммы усредненных оценок срока существования для каждой группы первых двух параметров (в зависимости от высоты и года запуска) отдельно для каждой группы разной конструкции: модели, учитывающей формат корпуса и форму раскрытых солнечных панелей, или усредненная для всех моделей одного формата (см. раздел 2). Диаграммы для наиболее распространенных форматов и моделей (рисунок 3) представлены на рисунке 5.

Заключение

В результате исследования орбитальных данных в формате TLE космических аппаратов CubeSat получены оценки их срока баллистического существования в зависимости от года выведения на орбиту, начальной высоты орбиты и конструкции аппарата. Наиболее полная выборка по времени получена для орбит с наклонением МКС высотой 370–430 км и солнечно-синхронных орбит с высотой 490–550 км для форматов 1U, 3U, 6U (таблица 1).

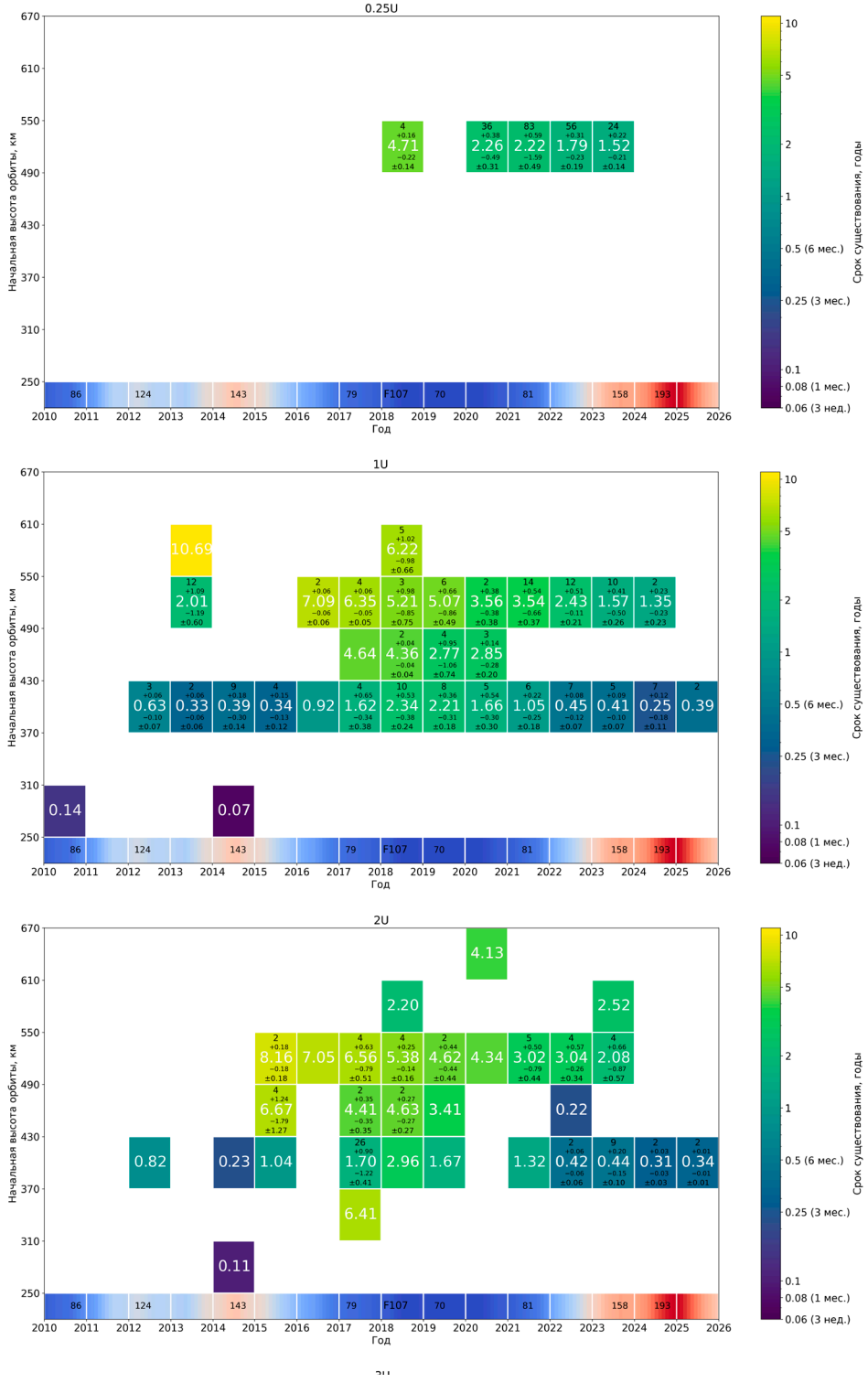
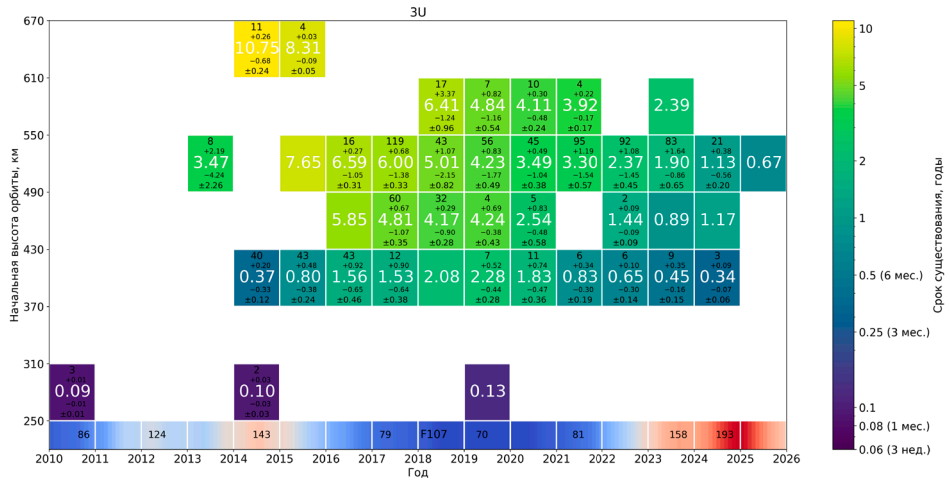
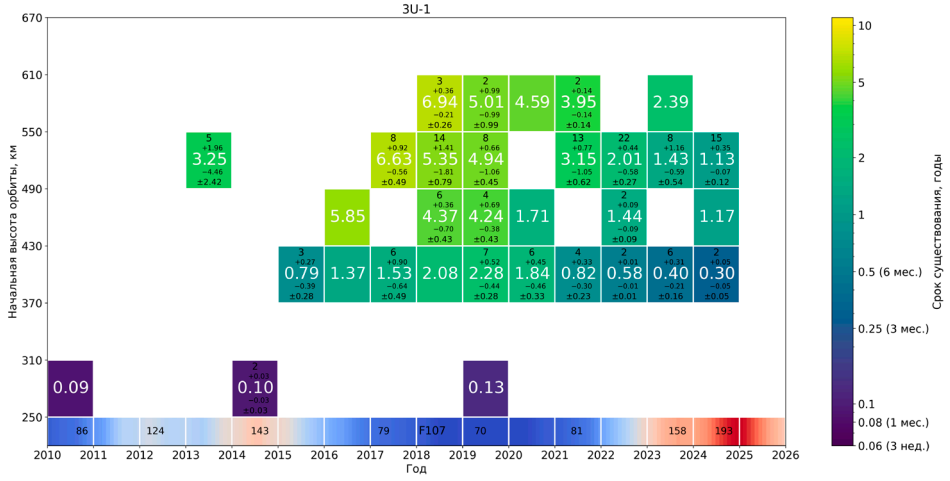


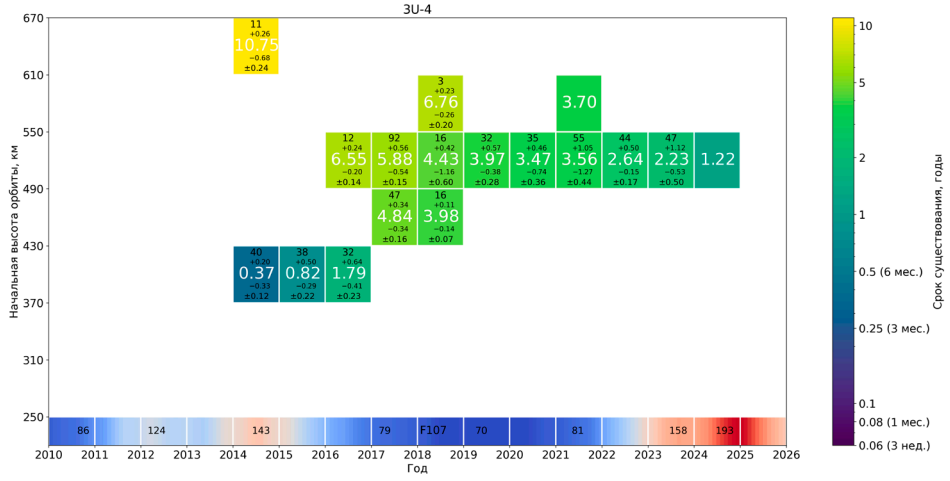
Рисунок 5. Оценки зависимости срока существования КА формата CubeSat *T* в зависимости от года выведения на орбиту и высоты орбиты для некоторых многочисленных моделей и форматов (см. рисунок 3): а) 0.25U, б) 1U, в) 2U, г) 3U, д) 3U-1, е) 3U-4, ж) 3U-13, з) 6U. Вверху каждой клетки указано количество изделий в соответствующей группе, в центре – усредненное значение *T*, а также отклонения (симметричные и средние). Если к группе относится только 1 КА формата CubeSat, то число и отклонения не указываются



(г)



(д)

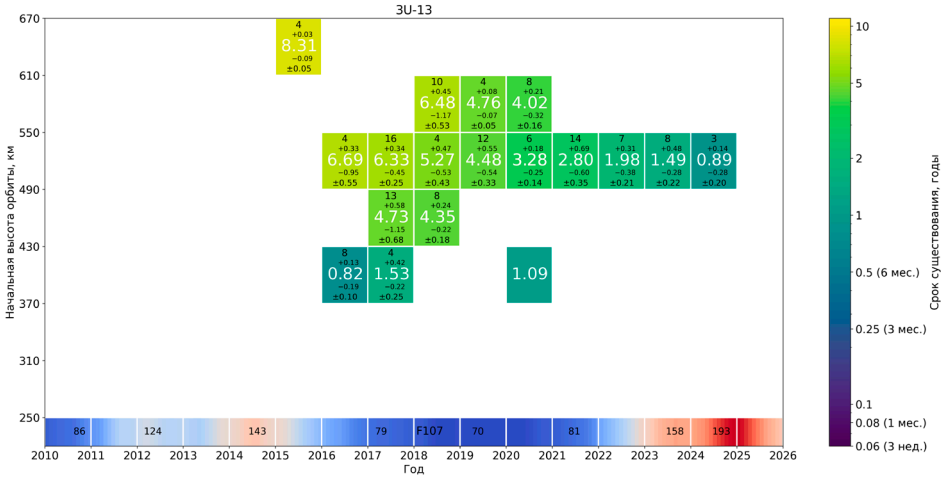


(е)

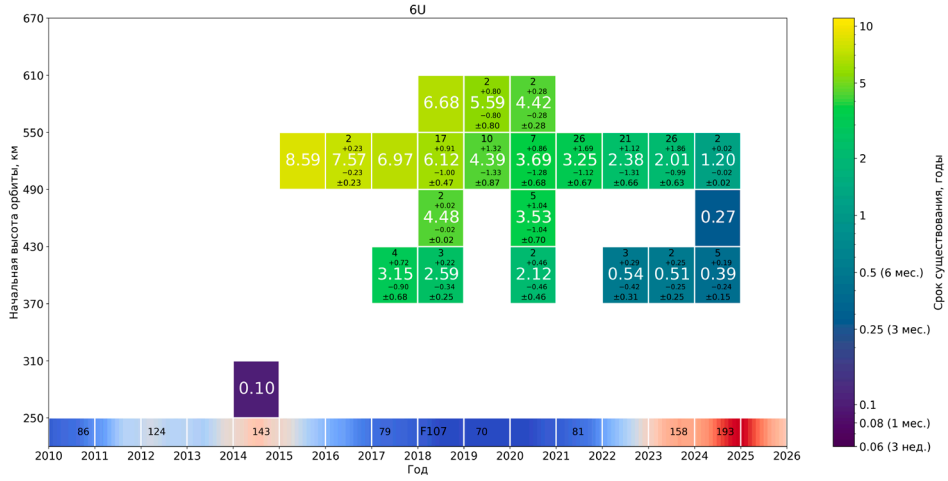
Рисунок 5. Продолжение

Эти оценки можно использовать для первичного предположения срока существования проектируемых изделий в зависимости от формата корпуса и фазы солнечной активности для двух наиболее распространенных классов орбит. Однако нужно учитывать следующие факторы, которые не рассматривались в данной работе и могут влиять на искомую оценку:

1. Следующие циклы солнечной активности будут отличаться от рассматриваемого;
2. Для КА одной модели не учитывались различные режимы ориентации и режимы раскрытия солнечных панелей;
3. Не учитывалась вариация массы для КА одной модели (см. раздел 1);



(ж)



(з)

Рисунок 5. Окончание

Таблица 1

Результаты оценки срока существования космических аппаратов формата CubeSat (в годах, если не указано) для наиболее полных выборок (подробнее см. рисунок 5) для двух минимумов (min1 и min2) и максимума (max), что соответствует годам выведения на орбиту в максимумы солнечной активности и наоборот

Формат	1U			3U			6U		
	min_1	min_2	max	min_1	min_2	max	min_1	min_2	max
МКС @370–430 км	4 мес.	3 мес.	2,34	4,4 мес.	4 мес.	2,28	–	4,7 мес.	3,15
ССО @490–550 км	2	1,35	7,09	3,47	1,13	7,65	–	1,2	7,57

4. Модели КА формата CubeSat определялись по изображениям, на которых панели солнечных батарей показаны не всегда в раскрытом состоянии, а также не всегда возможно правильно определить формат корпуса;

5. Возможно ошибочное соответствие между набором TLE (а значит, и сроком существования) и моделью КА, так как орбитальные параметры определялись по NORAD ID, который не всегда присваивается верно при одновременном выведении большого числа изделий.

С помощью полученных данных возможно проведение более строгого исследования на эту тему с использованием моделирования, а также решение обратной задачи определения NORAD ID.

Список литературы

[1] Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полёта. М.: Наука, 1990.
[2] Дубошин Г. Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, 1976.
[3] Иванов-Лысенко А. А. Баллистика и навигация. М.: Машиностроение, 1986.
[4] ГОСТ 25645.101–83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли, 1983.
[5] Space-Track.org [Электронный ресурс]. URL: https://www.space-track.org (дата обращения: 01.04.2026).
[6] CubeSat Design Specification Rev. 14.1., Кал.пол.ун-т, 2014, 34 с.
[7] Яковлев О. Я., Малыгин Д. В. Космические аппараты CubeSat: основные характеристики и орбиты // Космические аппараты и технологии. 2025, Т. 9. № 4. С. 204–214. doi: 10.26732/j.st.2025.4.02
[8] База данных космических аппаратов форм-фактора CubeSat для приложения «Протос». Свидетельство № 2021620844. 2021.
[9] Nanosats Database [Электронный ресурс]. URL: https://www.nanosats.eu/database (дата обращения: 01.04.2026).
[10] Gunter's Space Page CubeSat [Электронный ресурс]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm (дата обращения: 01.04.2026).
[11] Oltrogge D. L. An evaluation of CubeSat orbital decay // Proc. Small Satellite Conf. 2011.
[12] Jara E. Atmospheric density uncertainty effects on the orbital lifetime estimation for CubeSats at LEO // Acta Astronautica. 2017. vol. 138. pp. 276–285.
[13] Thaheer M. Orbit design and lifetime analysis of MYSat A 1U CubeSat for Electron // Proc. Int. Astronautical Congress. 2017.
[14] Roccasalva G. CubeSats deployed from the ISS: development of a code to predict the orbital decay. 2023.
[15] Burke L. Variation in predicted orbital lifetime due to launch year. NASA Launch Services Program. 2024.
[16] ProtoS CubeSat Database [Электронный ресурс]. URL: https://astronomikon.tech (дата обращения: 01.04.2026).
[17] McDowell J. Launch Log [Электронный ресурс]. URL: https://planet4589.org/space/log/launchlog.txt (дата обращения: 01.04.2026).
[18] CelesTrak. URL: https://celestrak.org (дата обращения: 01.04.2026).
[19] Белоконов И. В. Резонансное движение наноспутника стандарта CubeSat на низких круговых орбитах // Вестник Самарского университета. 2018. Т. 17. № 3. С. 20–31.
[20] ГОСТ 25645.166–2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли, 2004.
[21] Picone J. M., Hedin A. E., Drob D. P., Aikin A. C. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere // J. Geophys. Res. 2002. vol. 107. no. A12.
[22] Space Weather Prediction Center National Oceanic and Atmospheric Administration [Электронный ресурс]. URL: https://services.swpc.noaa.gov/json/solar-cycle/ (дата обращения: 01.04.2026).

BALLISTIC LIFETIME OF CUBESAT SPACECRAFT IN LOW-EARTH ORBITS BASED ON OBSERVATIONAL DATA

O. Ya. Yakovlev, D. V. Malygin
LLC Astronomikon
Saint Petersburg, Russian Federation

This work presents an estimate of the orbital lifetime (ballistic lifetime) of CubeSat spacecraft based on publicly available orbital data in the TLE format. A total of 2964 CubeSats were considered and classified by orbit type and design configuration. Among them, 1625 spacecraft completed their orbital lifetime and satisfied the selection criteria on initial orbital parameters (altitude from 250 to 670 km and eccentricity up to 0.004). The lifetime was evaluated as a function of the launch year from 2010 to 2025 (to account for variations in solar activity) and the initial orbital altitude. For orbits with altitudes of 350–430 km and inclination corresponding

to the ISS, the lifetime ranges from 4 months to 2.5 years, regardless of spacecraft parameters. The most representative results were obtained for this class of orbits at altitudes of 370–430 km, as well as for sun-synchronous orbits at 490–610 km. For the most common CubeSat form factors (1U, 3U, and 6U), the estimated lifetimes range from 3 months to 3.2 years for ISS-like orbits and from 1.1 to 7.7 years for sun-synchronous orbits. The primary factors determining the ballistic lifetime of CubeSats in low Earth orbit are the level of solar activity during the orbital lifetime and the initial orbital altitude.

Keywords: CubeSat, nanosatellite, orbit, spacecraft lifetime, database.

Submitted: 08.04.2026. Accepted: 26.06.2026.

References

[1] Okhotsimsky D. E., Sikharulidze Yu. G. *Osnovy mehaniki kosmicheskogo polyota* [Fundamentals of Space Flight Mechanics]. Moscow, Nauka, 1990. (In Russian)
[2] Duboshin G. N. *Spravochnoe rukovodstvo po nebesnoj mehanike i astrodinamike* [Handbook of Celestial Mechanics and Astrodynamics]. Moscow, Nauka, 1976. (In Russian)
[3] Ivanov-Lysenko A.A. *Ballistika i navigaciya* [Ballistics and Navigation]. Moscow, Mashinostroenie, 1986. (In Russian)
[4] GOST 25645.101–83. *Atmosfera Zemli verhnyaya. Model' plotnosti dlya proektnyh ballisticheskih raschetov iskusstvennyh sputnikov Zemli* [Upper Atmosphere of the Earth. Density Model for Ballistic Design Calculations of Artificial Earth Satellites], 1983. (In Russian)
[5] Space-Track.org. URL: https://www.space-track.org (accessed: 01.04.2026).
[6] CubeSat Design Specification Rev. 14.1, Cal Poly, 2014, 34 p.
[7] Yakovlev O. Ya., Malygin D.V. *Kosmicheskie apparaty CubeSat: osnovnye harakteristiki i orbity* [Cubesats: main characteristics and orbits] // Spacecraft and Technologies. 2025, vol. 9, no. 4. pp. 204–214. doi: 10.26732/j.st.2025.4.02 (In Russian)
[8] *Baza dannyh kosmicheskih apparatov form-faktora CubeSat dlya prilozheniya «Protos»* [CubeSat spacecraft database for «Protos» application]. Certificate no. 2021620844. 2021. (In Russian)
[9] Nanosats Database. URL: https://www.nanosats.eu/database (accessed: 01.04.2026).
[10] Gunter's Space Page CubeSat. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm (accessed: 01.04.2026).
[11] Oltrogge D.L. An evaluation of CubeSat orbital decay // Proc. Small Satellite Conf. 2011.
[12] Jara E. Atmospheric density uncertainty effects on the orbital lifetime estimation for CubeSats at LEO // Acta Astronautica. 2017, vol. 138. pp. 276–285.
[13] Thaheer M. Orbit design and lifetime analysis of MYSat A 1U CubeSat for Electron // Proc. Int. Astronautical Congress. 2017.
[14] Roccasalva G. CubeSats deployed from the ISS: development of a code to predict the orbital decay. 2023.
[15] Burke L. Variation in predicted orbital lifetime due to launch year. NASA Launch Services Program. 2024.
[16] CubeSat Database ProtoS by Astronomikon. URL: https://astronomikon.tech (accessed: 01.04.2026).
[17] McDowell J. Launch Log. URL: https://planet4589.org/space/log/launchlog.txt (accessed: 01.04.2026).
[18] CelesTrak. URL: https://celestrak.org (accessed: 01.04.2026).
[19] Belokonov I.V. *Rezonansnoe dvizhenie nanosputnika standarta CubeSat na nizkih krugovyh orbitah* [Resonant motion of a CubeSat nanosatellite in low circular orbits] // Vestnik of Samara University. 2018, vol. 17, no. 3. pp. 20–31. (In Russian)
[20] GOST 25645.166–2004. *Atmosfera Zemli verhnyaya. Model' plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennyh sputnikov Zemli* [Upper Atmosphere of the Earth. Density Model for Ballistic Support of Artificial Earth Satellite Flights], 2004. (In Russian)
[21] Picone J. M., Hedin A.E., Drob D.P., Aikin A.C. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere // J. Geophys. Res. 2002, vol. 107, no. A12.
[22] Space Weather Prediction Center National Oceanic and Atmospheric Administration URL: https://services.swpc.noaa.gov/json/solar-cycle/ (accessed: 01.04.2026).

Сведения об авторах

Яковлев Олег Яковлевич – инженер-исследователь ООО «Астрономикон». Область научных интересов: моделирование орбитального движения и функционирования сверхмалых космических аппаратов CubeSat.

Малыгин Денис Владимирович – кандидат технических наук, главный конструктор ООО «Астрономикон». Область научных интересов: мехатроника и робототехника, системная инженерия космического приборостроения, продуктовый менеджмент аэрокосмической деятельности, форсайт и техноброкерство сверхмалых космических аппаратов, разработка, производство и коммерциализация сложной наукоемкой продукции.