

Алгоритм увеличения срока баллистического существования малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли

О. Д. Жалдыбина¹, М. А. Иванушкин^{1,2}, М. Р. Морданов¹,
И. С. Ткаченко¹, Т. В. Старостина¹

¹ Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королева, Самара, 443086, Россия
E-mail: zhaldybina.od@ssau.ru

² Институт систем обработки изображений РАН — филиал ФНИЦ
«Кристаллография и фотоника» РАН, Самара, 443001, Россия

Рассматриваются малые космические аппараты дистанционного зондирования Земли. Цель исследования заключается в анализе влияния солнечной активности и плотности остаточной атмосферы на космические аппараты с высотой орбиты менее 1000 км для увеличения срока их баллистического существования без корректирующей двигательной установки на борту. В рамках работы выполнен анализ факторов, влияющих на эволюцию орбитальных параметров спутника «Аист-2Д», а также изучены методы управления орбитальным движением космических аппаратов без корректирующей двигательной установки. Построены зависимости аргумента перигея, наклона орбиты, эксцентриситета, долготы восходящего узла и высоты орбиты спутника от времени. Проведено моделирование орбитального движения малого космического аппарата «Аист-2Д» при трёх вариантах ориентации: солнечная ориентация; ориентация, предназначенная для съёмки и связи с наземным пунктом приёма и передачи информации; режим с минимальной площадью мишеней. Предложен способ увеличения срока баллистического существования спутников на низкой околоземной орбите. Для малого космического аппарата типа «Аист-2Д» достижимо увеличение срока баллистического существования на 135 дней при функционировании спутника по предложенной в работе циклограмме. Разработан алгоритм увеличения срока баллистического существования малых космических аппаратов на низких околоземных орбитах. Результаты проведённого исследования могут быть использованы при разработке малых космических аппаратов, входящих в состав многоспутниковых систем дистанционного зондирования Земли.

Ключевые слова: малый космический аппарат, дистанционное зондирование Земли, корректирующая двигательная установка, остаточная атмосфера, солнечная активность

Одобрена к печати: 27.11.2025

DOI: 10.21046/2070-7401-2025-22-6-125-136

Введение

В настоящее время всё более широкое распространение получает использование малых космических аппаратов (МКА) и их группировок для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Согласно данным (<https://brycetek.com/reports>), более 81 % современных спутников ДЗЗ создаются в формате МКА. Ключевая особенность использования МКА — их малые массогабаритные характеристики (Сафронов и др., 2019). Космический аппарат (КА) считается малым, если его масса не превышает 1000 кг.

Совершенствование технологий и их миниатюризация расширяют возможности МКА в части производительности целевой аппаратуры и функциональных возможностей платформ, что в последние годы привело к появлению более компактных спутников.

Следует отметить, что на МКА ДЗЗ может располагаться различная целевая аппаратура: оптико-электронная — «Аист-2Д» (Кирилин и др., 2017а), NuSat (https://space.skyrocket.de/doc_sdat/nusat-1.htm), BlackSky Pathfinder-1 (<https://www.blacksky.com/>); радиолокационная — «Кондор-Э» (<https://www.roscosmos.ru/media/files/2023/2023.02.17.rukovodstvo.pol.zovata-tela.kondor-fka.dla.saita.pdf>), ICEYE (<https://www.iceye.com/satellites>), Capella (<https://www.iceye.com/satellites>).

capellaspace.com/); гиперспектральная — ИСОИ (Институт систем обработки изображений) (Ivliev et al., 2024), GHOS_t (англ. Global Hyperspectral Observation Satellite) (https://space.skyrocket.de/doc_sdat/ghost-1.htm), HyspIRI (англ. Hyperspectral Infrared Imager) (Lee et al., 2015).

В настоящее время снижение стоимости создания МКА и повышение доступности компонентов сделало возможным создание МКА студенческими коллективами и частными компаниями. Важно отметить, что при разработке МКА двигательные установки зачастую не используются.

В работе (Foster et al., 2017) представлена методика дифференциального управления движением группировки МКА Dove компании Planet Labs без корректирующей двигательной установки (КДУ), выведенных в одну орбитальную плоскость. Управление движением осуществляется специализированным контроллером, который позволяет размещать спутники в орбитальной группировке с заданными угловыми смещениями и нулевой относительной скоростью.

Эффективность контроллера на орбите продемонстрирована на примере группировки Flock 2_p. В 2016 г. была предложена концепция фазового разделения группировки на солнечно-синхронной орбите высотой 510 км, состоящей из 12 кубсатов, путём изменения площади миделя. На *рис. 1* представлены два возможных варианта ориентации спутников.

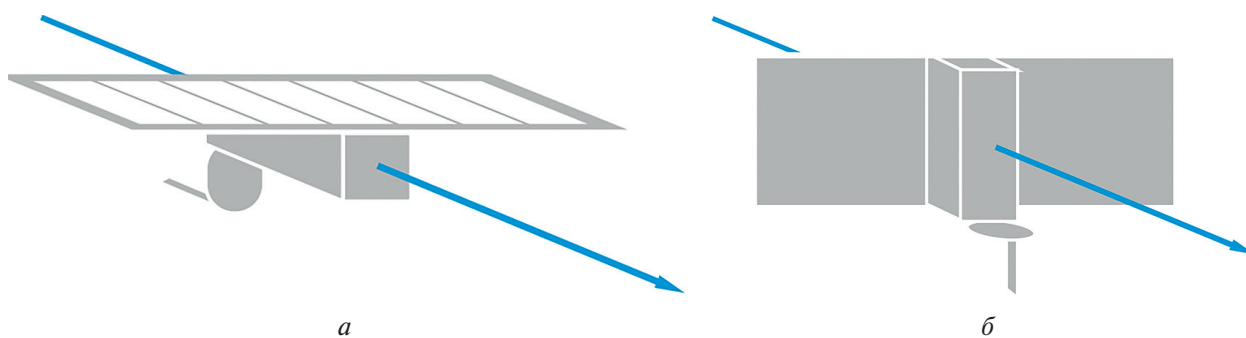


Рис. 1. Варианты ориентации МКА: *а* — с низким лобовым сопротивлением; *б* — с высоким лобовым сопротивлением

Таким образом, около 70 % современных опытно-технологических и студенческих МКА создаются без корректирующей двигательной установки. Это обусловлено рядом факторов: плотная компоновка и ограничения по массогабаритным характеристикам платформы, необходимость в оптимизации энергопотребления и стремление минимизировать стоимость разработки и запуска не всегда позволяют поместить двигатель на борту спутника. В связи с этим актуальной становится задача максимизации срока баллистического существования КА без КДУ.

На эволюцию орбиты КА влияют различные факторы, ключевыми из которых становятся солнечная активность и, как следствие, остаточная атмосфера (Кузнецов, 2014). Верхние слои атмосферы сильно зависят от солнечной активности и геомагнитных бурь, вызванных вспышками на Солнце, которые оказывают значительное влияние на общую плотность верхних слоёв атмосферы, особенно в диапазоне высот от 250 до 1000 км (<http://nuclphys.sinp.msu.ru/crd/crd3.htm>).

Цель настоящего исследования — разработка алгоритма увеличения срока баллистического существования для МКА ДЗЗ, неоснащённых КДУ.

Задачами исследования являются:

- обзор целевых характеристик МКА «Аист-2Д»;
- анализ эволюции орбиты МКА «Аист-2Д»;
- анализ методов управления орбитальным движением КА без КДУ;
- разработка алгоритма увеличения срока баллистического существования МКА на низких околоземных орбитах.

Анализ эволюции орбиты малого космического аппарата «Аист-2Д»

Малый космический аппарат «Аист-2Д» — КА для решения задач ДЗЗ, исследований космического пространства и проектно-технологических задач современной космической техники, созданный совместно Ракетно-космическим центром «Прогресс» (АО «РКЦ «Прогресс») и Самарским национальным исследовательским университетом имени академика С. П. Королева (Кирилин и др., 2017а, б; Akhmetov et al., 2023).

Для определения эволюции орбиты МКА «Аист-2Д» были использованы навигационные данные в формате TLE (*англ.* two-line element set) за весь срок активного существования спутника (<https://www.n2yo.com/>).

Формат TLE представляет собой двухстрочный набор орбитальных элементов, который кодирует параметры орбиты космического объекта, вращающегося вокруг Земли, в конкретный момент времени (Коловский и др., 2018).

Данные TLE преимущественно используются в упрощённых моделях возмущений, таких как SGP (*англ.* Simplified General Perturbations), SGP4, SDP4 (*англ.* Simplified Deep-space Perturbation), SGP8 и SDP8. Важно отметить, что TLE может описывать только траектории объектов, находящихся на околоземной орбите (<https://www.amsat.org/keplerian-elements-resources/>).

Основные параметры движения КА, зашифрованные в формате TLE, следующие: средняя аномалия θ , аргумент перигея ω , наклонение плоскости орбиты i , эксцентриситет e , долгота восходящего узла Ω и среднее движение n . Зная эти параметры, можно определить положение спутника в конкретный момент времени (Коловский и др., 2018).

Исходные навигационные данные для МКА «Аист-2Д» до обработки имели вид, представленный на *рис. 2*, где в качестве примера приведены данные на момент запуска аппарата — 28.04.2016.

```
1 41465U 16026B 16119.28938119 -.00000073 00000-0 00000+0 0 9994
2 41465 97.2725 25.4306 0011130 259.3700 198.8486 15.29059623 13
```

Рис. 2. Двухстрочный набор орбитальных элементов

Затем, опираясь на данные TLE, была разработана программа, которая позволяет обрабатывать набор двухстрочных орбитальных элементов и формировать наглядную таблицу, фрагмент которой представлен на *рис. 3*.

	Time	Inclination	Right ascension of the ascending node	Eccentricity	The pericenter argument	Revolutions per day	Semi-major axis
0	2016-04-29 06:56:42.534816	97.2725	25.4306	0.001113	259.3700	15.290596	485759.145602
1	2016-04-29 08:41:46.348800	97.2730	25.4975	0.001102	259.3602	15.290633	485748.183010
2	2016-04-29 15:56:25.113120	97.2728	25.7948	0.001102	257.3033	15.291220	485572.655964
3	2016-04-29 15:56:25.196064	97.2748	25.7960	0.001087	257.9190	15.291084	485613.406797
4	2016-04-29 15:56:25.299744	97.2760	25.7984	0.001084	260.2836	15.290861	485679.998883

Рис. 3. Набор с обработанными TLE-данными

На основе данных об орбитальном движении МКА «Аист-2Д» за весь период его существования были построены следующие зависимости: аргумента перигея от времени (*рис. 4а*, см. с. 128), наклонения орбиты от времени (см. *рис. 4б*), эксцентриситета от времени (*рис. 5а*, см. с. 128), долготы восходящего узла от времени (см. *рис. 5б*).

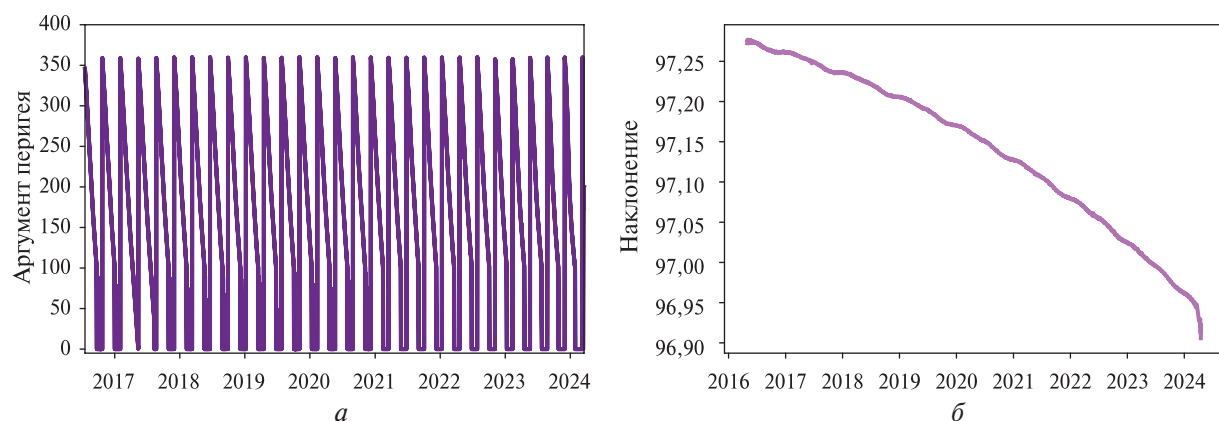


Рис. 4. Зависимости: *a* — аргумента перигея от времени; *б* — наклонения орбиты от времени

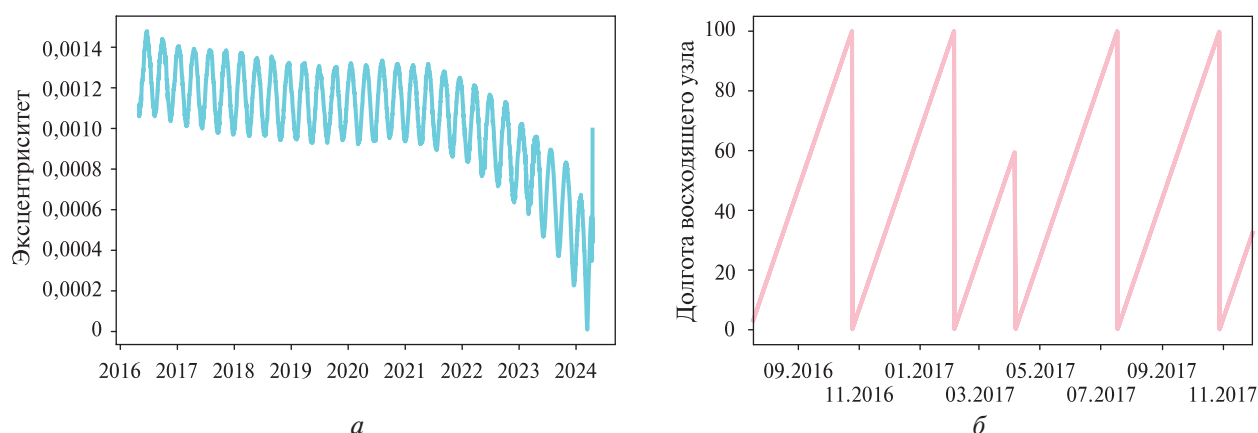


Рис. 5. Зависимости: *a* — эксцентриситета от времени; *б* — долготы восходящего узла от времени

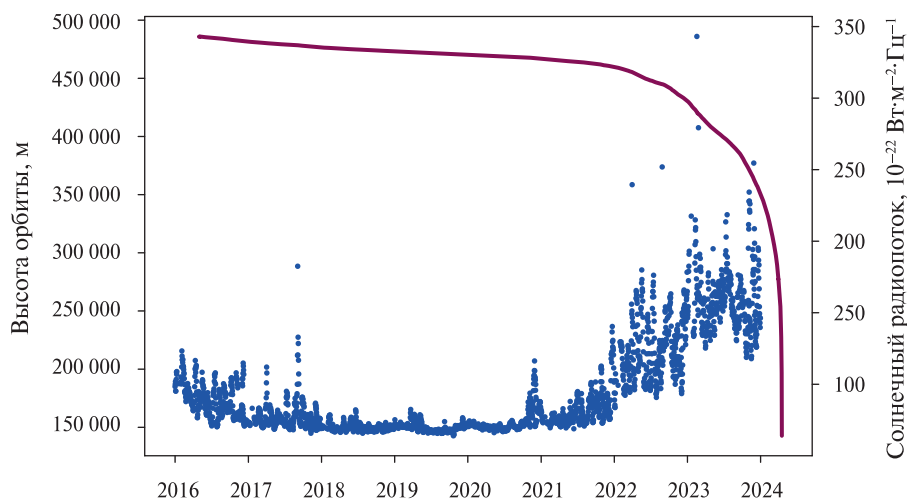


Рис. 6. Зависимость высоты орбиты спутника (красная линия) и солнечной активности от времени за весь срок существования МКА «Аист-2Д»

Одним из факторов, влияющих на эволюцию орбиты, является повышенный уровень солнечной активности, наблюдаемый каждые 11 лет. Как отмечалось ранее, солнечная активность существенно воздействует на плотность атмосферы, что может вызывать быстрое падение орбиты МКА. На *рис. 6* представлены результаты моделирования высоты орбиты МКА «Аист-2Д» и показан 11-летний цикл солнечной активности, построенный на основе

данных космической погоды в период с 2016 по 2024 г. (<https://celestrak.org/SpaceData/graph-sunspot&f10.7.php>).

Анализ зависимости уровня солнечной активности и высоты орбиты МКА демонстрирует, что в период с 2021 по 2022 г. орбита «Аист-2Д» начала незначительно эволюционировать. После 2022 г., в связи с ростом солнечной активности, произошло резкое уменьшение высоты орбиты спутника.

Способ управления орбитальным движением космических аппаратов без корректирующей двигательной установки

Один из методов управления движением и увеличения срока функционирования опытно-технологических и студенческих МКА без КДУ заключается в изменении площади миделя путём программного управления ориентацией КА.

Основываясь на опыте компании Planet Labs, можно предположить, что изменение площади миделя МКА «Аист-2Д» могло бы увеличить срок его баллистического существования на орбите. Для проверки данного предположения в настоящей работе проводится расчёт зависимости высоты орбиты МКА «Аист-2Д» от времени его баллистического существования при трёх различных ориентациях спутника. Для этого использовалась методика вычисления плотности атмосферы, учитывающая высоту орбиты и уровень солнечной активности.

В рамках работы рассматривалось несколько методов расчёта плотности атмосферы: определение стандартной плотности атмосферы по российской модели ГОСТ Р 25645.166-2004 (ГОСТ..., 2004), установление стандартной плотности атмосферы по модели Atmosphere properties (<http://www.braeunig.us/space/atmos.htm>) и вычисление стандартной плотности атмосферы с использованием моделей Jacchia77 (De Lafontaine, Hughes, 1983) и COESA76 (Krueger, Minzner, 1976). В результате проведённого анализа была выбрана модель по ГОСТ Р 25645.166-2004, которая основана на методике расчёта ежедневного изменения высоты орбиты спутника при взаимодействии с плотными слоями атмосферы в диапазоне высот от 120 до 1500 км (ГОСТ..., 2004). Изменение параметров орбиты КА будет зависеть от его массы, площади миделя, скорости, лобового сопротивления и уровня солнечной активности. В таблице представлены стандартные значения плотности атмосферы для заданной высоты орбиты.

Плотность атмосферы (в кг/м³) в зависимости от солнечной активности и высоты орбиты

Высота орбиты, км	Уровень солнечной активности, $\times 10^{-22} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{Гц}^{-1}$						
	75	100	125	150	175	200	250
340	27,90	47,60	70,70	96,90	127,00	159,00	230,00
360	16,80	30,00	46,00	64,70	86,50	110,00	163,00
380	10,30	19,20	30,40	43,90	59,80	77,40	117,00
400	6,36	12,50	20,40	30,20	42,10	55,30	85,30
420	3,99	8,20	13,90	21,10	30,00	40,20	63,10
440	2,53	5,46	9,56	11,48	21,60	29,50	47,10
460	1,62	3,66	6,61	10,50	15,60	21,90	35,50
480	1,05	2,46	4,59	7,49	11,30	16,30	26,70

Как отмечалось ранее, для увеличения срока баллистического существования МКА на орбите предлагается изменение его пространственной ориентации. Предполагается, что МКА в процессе функционирования может находиться в трёх основных режимах: солнечная ориентация; ориентация, предназначенная для съёмки КА и связи с наземным пунктом приёма и передачи информации (НППИ); режим с минимальной площадью миделя. Для МКА

ДЗЗ предлагается использовать циклограмму, комбинирующую три вышеуказанных режима. График, демонстрирующий изменение режимов ориентации спутника на трёх витках полёта в зависимости от режимов функционирования, показан на *рис. 7*.

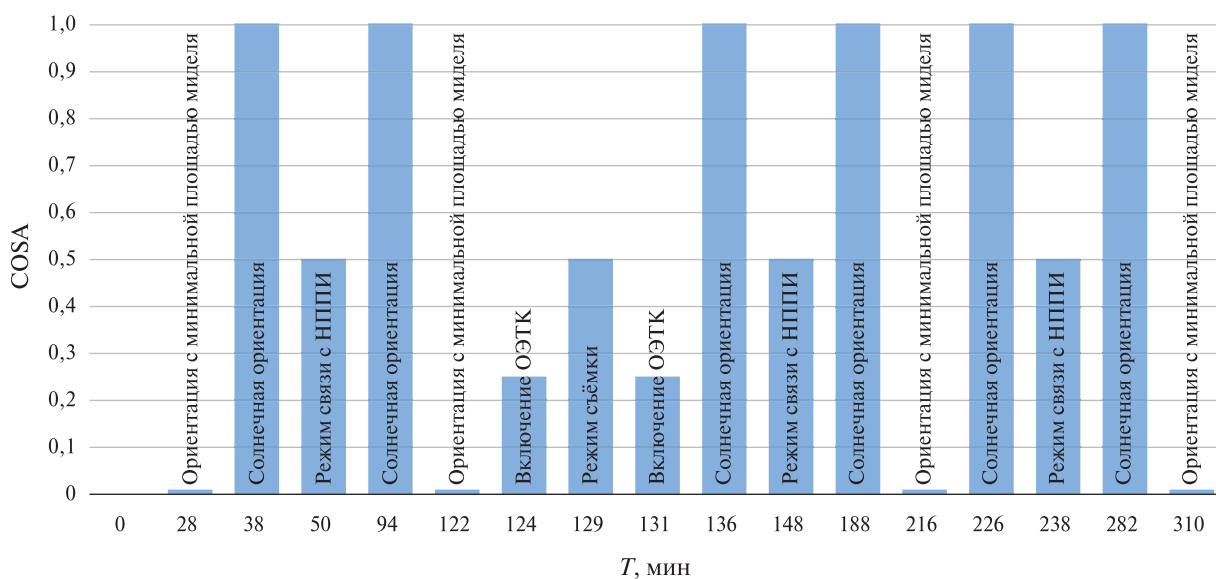


Рис. 7. Циклограмма функционирования МКА и соответствующие режимы ориентации (ОЭТК — оптико-электронный телескопический комплекс)

Для оценки эффективности предложенного решения был выполнен расчёт приращения высоты орбиты спутника на протяжении всего полёта. Расчёт проводился для трёх возможных вариантов ориентации КА. В качестве модельного примера использовались характеристики МКА «Аист-2Д». Основные варианты ориентации МКА «Аист-2Д» на околоземной орбите представлены на *рис. 8*.

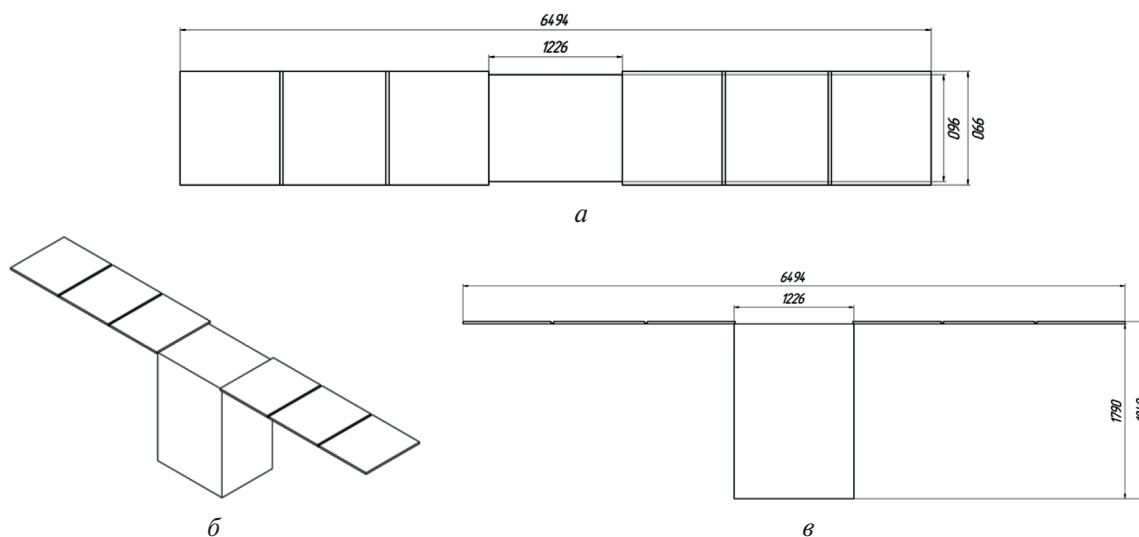


Рис. 8. Ориентация МКА «Аист-2Д»: *а* — с наибольшей площадью миделя; *б* — со средней площадью миделя; *в* — с наименьшей площадью миделя

На *рис. 8а* показан вариант с максимальной площадью миделя (коэффициент лобового сопротивления $C_x = 2$; площадь миделя $S_{\text{мид}} = 6,5 \text{ м}^2$). На *рис. 8б* представлен вари-

ант со средней площадью миделя ($C_x = 2$; $S_{\text{мид}} = 2,96 \text{ м}^2$). При варианте ориентации, изображённом на *рис. 8в*, коэффициент лобового сопротивления составляет $C_x = 2$, а площадь миделя — $S_{\text{мид}} = 2,1 \text{ м}^2$.

Согласно циклограмме работы МКА (см. *рис. 7*), предполагается, что в процессе функционирования МКА находится в ориентации со средней площадью миделя при съёмке земной поверхности и в сеансах связи с НППИ. В остальных случаях должно максимизироваться время пребывания МКА в ориентации с наименьшей площадью миделя.

В ходе исследования был проанализирован энергобаланс МКА «Аист-2Д» за характерные сутки полёта. Результаты анализа представлены на *рис. 9* в виде графика выработки и потребления электроэнергии.

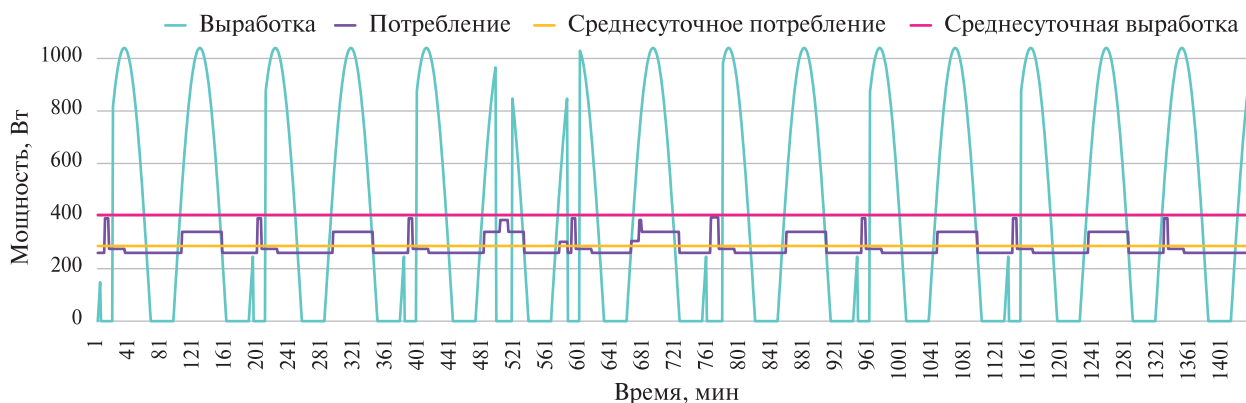


Рис. 9. График выработки и потребления электроэнергии для характерных суток полёта МКА «Аист-2Д»

При построении графика выработки электроэнергии угол между нормалью к солнечным панелям и направлением на Солнце приравнялся к 90° ($\cos \alpha = 0$) при проведении съёмки земной поверхности и передаче целевой информации на НППИ.

Расчёт производился для следующих параметров системы электропитания МКА «Аист-2Д»: площадь фотоэлектрических преобразователей составляет $4,48 \text{ м}^2$, коэффициент полезного действия фотоэлектрических преобразователей был взят из расчёта выработки 1040 Вт на третий год эксплуатации при $\cos \alpha = 1$ и равен 16,9 %.

Важно отметить, что при поддержании постоянной трёхосной ориентации система управления движением КА потребляет 104,8 Вт.

Данный расчёт демонстрирует, что МКА способен функционировать в режиме постоянной ориентации с минимальной площадью миделя, не требуя дополнительной переориентации солнечных батарей на Солнце для подзарядки (за исключением режимов съёмки и передачи целевой информации). При этом среднее энергопотребление возрастает не более чем на 5 %.

Проведя расчёты по модели ГОСТ Р 25645.166-2004 были получены зависимости высоты орбиты МКА «Аист-2Д» для трёх возможных вариантов его пространственной ориентации, представленные на *рис. 10* (см. с. 132).

Анализ графика, представленного на *рис. 10*, позволяет сделать следующие выводы: при максимальной площади миделя МКА «Аист-2Д» прекратил бы существование в плотных слоях атмосферы 30.04.2021; при средней площади миделя — 10.03.2024; при минимальной площади миделя — 29.08.2024.

В соответствии с навигационными данными, МКА «Аист-2Д» завершил своё баллистическое существование на орбите 16.04.2024. Данное значение отличается от расчётного показателя для средней площади миделя на 1,27 %, что подтверждает достоверность применённой методики. Таким образом, при постоянной ориентации с минимальной площадью миделя, учитывая стандартную плотность атмосферы и солнечную активность, срок существования спутника мог бы быть продлён на 135 дней.



Рис. 10. Зависимость высоты орбиты МКА «Аист-2Д» при различных вариантах пространственной ориентации от времени

Алгоритм увеличения срока баллистического существования малых космических аппаратов, функционирующих на низких околоземных орбитах

В рамках исследования разработан алгоритм увеличения срока баллистического существования МКА, базирующийся на способе управления орбитальным движением КА без КДУ, изображённый на рис. 11.

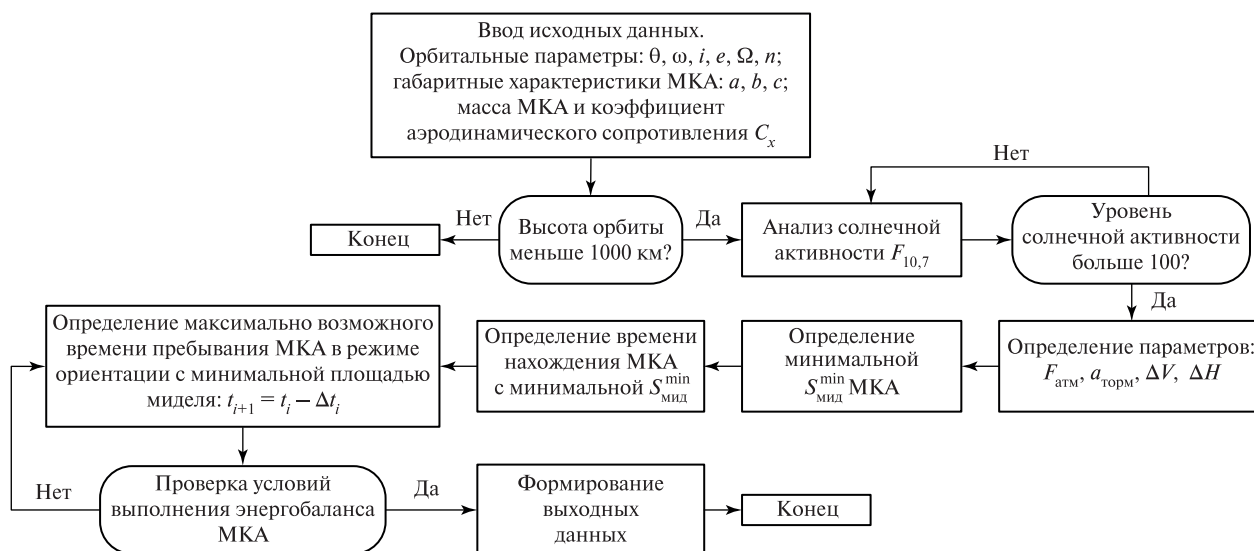


Рис. 11. Алгоритм увеличения срока баллистического существования малых космических аппаратов на низких околоземных орбитах

Разработанный алгоритм включает следующие основные этапы:

1. Инициализация и верификация входных данных.

На вход алгоритма подаются:

- орбитальные параметры: истинная аномалия θ , аргумент перигея ω , наклонение i , эксцентриситет e , долгота восходящего узла Ω , среднее движение n ;
- габаритные характеристики МКА: длина a , ширина b , высота c ;
- масса МКА и коэффициент аэродинамического сопротивления C_x .

2. Анализ условий применимости алгоритма.

Алгоритм применим для орбит с высотой менее 1000 км, где учитывается влияние аэродинамического торможения. При высотах более 1000 км плотность атмосферы недостаточна для эффективного управления сроком существования через изменение ориентации.

3. Оценка плотности атмосферы.

Плотность атмосферы рассчитывается по модели ГОСТ Р 25645.166-2004 с учётом текущей высоты орбиты и индекса солнечной активности $F_{10,7}$. При уровне солнечной активности выше 100 плотность атмосферы значительно возрастает, что усиливает эффект аэродинамического торможения.

4. Расчёт аэродинамических параметров.

Для каждого из возможных режимов ориентации МКА определяются:

- сила аэродинамического сопротивления $F_{\text{атм}}$;
- результирующее ускорение $a_{\text{торм}}$;
- изменение характеристической скорости ΔV ;
- прогнозируемое изменение высоты орбиты ΔH за расчётный интервал времени.

5. Определение оптимальной ориентации.

Минимальная площадь миделевого сечения $S_{\text{мид}}^{\min}$ определяется из габаритных размеров МКА:

$$S_{\text{мид}}^{\min} = \min(a \times b, b \times c, a \times c).$$

6. Расчёт энергобаланса и формирование циклограммы работы.

На основе рассчитанных параметров формируется циклограмма переключения между режимами ориентации и определяется максимально возможное время пребывания в режиме ориентации с минимальной площадью миделя:

$$t_{i+1} = t_i - \Delta t_i,$$

где t_i — среднее время функционирования МКА на рабочей орбите; Δt_i — время, предназначенное для подзарядки МКА, режима съёмки и связи с НППИ; t_{i+1} — длительность пребывания в режиме ориентации с минимальной площадью миделя, итерационно определяемая из условий:

- выполнения целевых задач (наблюдение Земли);
- обеспечения энергобаланса;
- минимизации аэродинамического торможения.

Ограничением является обеспечение энергобаланса МКА. Определяется максимально допустимое время пребывания в ориентации с минимальной площадью миделя, при котором

$$E_{\text{выр}}(t) \geq E_{\text{потр}}(t),$$

где $E_{\text{выр}}$ — энергия, вырабатываемая солнечными батареями; $E_{\text{потр}}$ — энергопотребление систем МКА.

Циклограмма повторяется на каждом витке полёта с возможной корректировкой параметров на основе актуальных данных о высоте орбиты.

7. Верификация энергобаланса и формирование выходных данных.

Проводится итоговая проверка выполнимости сформированной циклограммы с точки зрения энергобаланса. Если условия энергобаланса не выполняются, производится перерасчёт длительности режимов с приоритетом обеспечения электроснабжения.

Выходные данные алгоритма включают:

- оптимизированную циклограмму режимов ориентации;
- прогнозируемое увеличение срока баллистического существования;
- параметры аэродинамического торможения для каждого режима.

Предложенный алгоритм позволяет определять оптимальную циклограмму режимов ориентации МКА для управления его аэродинамическим торможением и, как следствие, сроком баллистического существования, в зависимости от его текущей высоты орбиты и условий энергобаланса.

Заключение

В работе выполнен анализ влияния солнечной активности и плотности остаточной атмосферы на эволюцию орбитальных параметров МКА «Аист-2Д». Проведено моделирование орбитального движения при разных вариантах ориентации МКА и предложен алгоритм увеличения срока баллистического существования. На примере МКА типа «Аист-2Д» достигнимо увеличение срока баллистического существования на 135 дней при функционировании МКА по предложенной в работе циклограмме функционирования и соответствующих режимах ориентации.

Результаты исследования были получены при финансовой поддержке Российской Федерации в лице Минобрнауки России (грант на проведение крупных научных проектов по приоритетным направлениям научно-технологического развития, соглашение № 075-15-2024-558).

Литература

1. ГОСТ Р 25645.166-2004 «Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли». М.: ИПК Из-во стандартов, 2004. 28 с.
2. Кирилин А. Н., Ахметов Р. Н., Шахматов Е. В., Ткаченко С. И., Бакланов А. И., Салмин В. В., Семкин Н. Д., Ткаченко И. С., Горячкин О. В. (2017а) Опытнo-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара: СамНЦ РАН, 2017. 324 с.
3. Кирилин А. Н., Ткаченко С. И., Салмин В. В., Ткаченко И. С., Семкин Н. Д., Сафронов С. Л., Абрашкин В. И. (2017б) Малые космические аппараты серии «АИСТ». Проектирование, испытания, эксплуатация, развитие / под ред. А. Н. Кирилина. Самара: Изд-во Самарского науч. центра РАН, 2017. 345 с.
4. Коловский И. К., Подолькин В. Н., Шмаков Д. Н. Оценка использования баллистических данных NORAD для космических аппаратов «Гонец-М» на низкой круговой орбите // Решетневские чтения. 2018. Т. 1. С. 32–33.
5. Кузнецов В. Д. Космическая погода и риски космической деятельности // Косм. техника и технологии. 2014. № 3. Вып. 6. С. 3–13.
6. Сафронов С. Л., Ткаченко И. С., Иванушкин М. А., Волгин С. С. Современные подходы к созданию малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на базе унифицированных платформ. Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2019. 276 с.
7. Akhmetov R., Filatov A., Khalilov R. et al. "AIST-2D": Results of flight tests and application of earth remote sensing data for solving thematic problems // Egyptian J. Remote Sensing and Space Sciences. 2023. V. 26. No. 3. P. 427–454. DOI: 10.1016/j.ejrs.2023.06.003.
8. De Lafontaine J., Hughes P. An analytic version of Jacchia's 1977 model atmosphere // Celestial Mechanics. 1983. V. 29. P. 3–26. DOI: 10.1007/BF01358595.
9. Foster C., Mason J., Vittaldev V. et al. Constellation phasing with differential drag on planet labs satellites // J. Spacecraft and Rockets. 2017. V. 55. P. 473–483. DOI: 10.2514/1.A33927.
10. Ivliev N., Podlipnov V., Petrov M. et al. 3U CubeSat-based hyperspectral remote sensing by Offner imaging hyperspectrometer with radially-fastened primary elements // Sensors. 2024. V. 24. No. 9. Article 2885. 21 p. DOI: 10.3390/s24092885.
11. Krueger A. J., Minzner R. A. A mid-latitude ozone model for the 1976 U.S. Standard Atmosphere // J. Geophysical Research. 1976. V. 81. P. 4477–4481. DOI: 10.1029/JC081i024p04477.
12. Lee C., Cable M., Hook S. et al. An introduction to the NASA Hyperspectral InfraRed Imager (HyspIRI) mission and preparatory activities // Remote Sensing of Environment. 2015. V. 167. P. 6–19. DOI: 10.1016/j.rse.2015.06.012.

Algorithm for extending the ballistic lifetime of a small Earth remote sensing spacecraft

O. D. Zhaldybina¹, M. A. Ivanushkin^{1,2}, M. R. Mordanov¹,
I. S. Tkachenko¹, T. V. Starostina¹

¹ Samara National Research University, Samara 443086, Russia
E-mail: zhaldybina.od@ssau.ru

² Image Processing Systems Institute — Branch of Federal Scientific Research Centre
“Crystallography and Photonics” RAS, Samara 443001, Russia

The paper deals with small Earth remote sensing spacecrafts. The purpose of the study is to analyze the influence of solar activity and residual atmosphere density on spacecrafts with an orbital altitude below 1000 km to increase their ballistic lifetime without a corrective propulsion system on board. Within the research, the factors influencing the evolution of the orbital parameters of the Aist-2D satellite are analyzed, and methods of controlling the orbital motion of a spacecraft without a corrective propulsion system are investigated. Dependencies of the perigee argument, orbital inclination, eccentricity, longitude of the ascending node, and orbital altitude of the satellite on time are plotted. Modeling of the orbital motion of Aist-2D at three orientation variants is carried out: solar orientation, orientation intended for imaging and communication with the ground station of information reception and transmission, mode with minimum midship area. A method for increasing the ballistic lifetime of satellites in low Earth orbit is proposed. The ballistic lifetime of a small spacecraft type Aist-2D can be extended by 135 days if the satellite operates according to the cyclogram proposed in this paper. An algorithm is developed to increase the ballistic lifetime of small spacecraft in low Earth orbit. The results of this research can be used in the development of small satellites.

Keywords: small spacecraft, Earth remote sensing, corrective propulsion system, residual atmosphere, solar activity

Accepted: 27.11.2025

DOI: 10.21046/2070-7401-2025-22-6-125-136

References

1. GOST R 25645.166-2004 “Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model’ plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli” (GOST R 25645.166-2004 “Upper Earth atmosphere. Density model for ballistic support of artificial earth satellite flights”), Moscow: IPK Izd. standartov, 2004, 28 p. (in Russian).
2. Kirilin A. N., Akhmetov R. N., Shakhmatov E. V., Tkachenko S. I., Baklanov A. I., Salmin V. V., Semkin N. D., Tkachenko I. S., Goryachkin O. V. (2017a), *Opytno-tekhnologicheskii maliy kosmicheskii apparat “AIST-2D”* (Experimental and technological small spacecraft “AIST-2D”), Samara: SamNTs RAN, 2017, 324 p. (in Russian).
3. Kirilin A. N., Tkachenko S. I., Salmin V. V., Tkachenko I. S., Semkin N. D., Safronov S. L., Abrashkin V. I. (2017b), *Malye kosmicheskie apparaty serii “AIST”. Proektirovanie, ispytaniya, ehkspluatatsiya, razvitiye* (Small spacecraft of the “AIST” series. Design, testing, operation, development), A. N. Kirilin (ed.), Samara: Izd. Samarskogo nauchnogo tsentra RAN, 2017, 345 p. (in Russian).
4. Kolovskiy I. K., Podolyakin V. N., Shmakov D. N., Assessment of the use of NORAD ballistic data for “Gonets-M” spacecraft in low circular orbit, *Reshetnev readings*, 2018, V. 1, pp. 32–33 (in Russian).
5. Kuznetsov V. D., Space weather and risks of space activities, *Space Engineering and Tecnology*, 2014, No. 3, Iss. 6, pp. 3–13 (in Russian).
6. Safronov S. L., Tkachenko I. S., Ivanushkin M. A., Volgin S. S., *Sovremennye podkhody k sozdaniyu malykh kosmicheskikh apparatov distantsionnogo zondirovaniya Zemli na baze unifikirovannykh platform* (Modern approaches to creating small Earth remote sensing spacecraft based on unified platforms), Samara: Izd. Samarskogo universiteta, 2019, 276 p. (in Russian).
7. Akhmetov R., Filatov A., Khalilov R. et al., “AIST-2D”: Results of flight tests and application of earth remote sensing data for solving thematic problems, *Egyptian J. Remote Sensing and Space Sciences*, 2023, V. 26, No. 3, pp. 427–454, DOI: 10.1016/j.ejrs.2023.06.003.

8. De Lafontaine J., Hughes P., An analytic version of Jacchia's 1977 model atmosphere, *Celestial Mechanics*, 1983, V. 29, pp. 3–26, DOI: 10.1007/BF01358595.
9. Foster C., Mason J., Vittaldev V. et al., Constellation phasing with differential drag on planet labs satellites, *J. Spacecraft and Rockets*, 2017, V. 55, pp. 473–483, DOI: 10.2514/1.A33927.
10. Ivliev N., Podlipnov V., Petrov M. et al., 3U CubeSat-based hyperspectral remote sensing by Offner imaging hyperspectrometer with radially-fastened primary elements, *Sensors*, 2024, V. 24, No. 9, Article 2885, 21 p., DOI: 10.3390/s24092885.
11. Krueger A.J., Minzner R.A., A mid-latitude ozone model for the 1976 U.S. Standard Atmosphere, *J. Geophysical Research*, 1976, V. 81, pp. 4477–4481, DOI: 10.1029/JC081i024p04477.
12. Lee C., Cable M., Hook S. et al., An introduction to the NASA Hyperspectral InfraRed Imager (HyspIRI) mission and preparatory activities, *Remote Sensing of Environment*, 2015, V. 167, pp. 6–19, DOI: 10.1016/j.rse.2015.06.012.