

Анализ влияния атмосферы на движение космических аппаратов, расположенных на низких околоземных орбитах

О.Д. Жалдыбина, М.Р. Морданов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия

Обоснование. В настоящее время наблюдается растущая тенденция к применению малых космических аппаратов (МКА) для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Согласно актуальной классификации, к малым относят спутники массой до 1000 кг. Ключевым преимуществом МКА являются их оптимальные массогабаритные характеристики.

Развитие современных технологий и процессы миниатюризации значительно расширяют возможности МКА в плане производительности целевой аппаратуры и функциональности платформы.

Доступность компонентной базы и снижение стоимости производства сделали возможным создание МКА студенческими коллективами и частными компаниями. Современные опытно-технологические и студенческие МКА зачастую разрабатываются без корректирующей двигательной установки (КДУ), поскольку плотная компоновка МКА не всегда позволяет разместить двигатель на борту. В связи с этим актуальной становится задача увеличения срока баллистического существования МКА без КДУ.

Цель — анализ воздействия солнечной активности и плотности остаточной атмосферы на космические аппараты с высотой орбиты менее 1000 км для увеличения срока баллистического существования МКА без КДУ.

Методы. Для эффективного управления орбитальным движением и прогнозирования положения спутника необходимо иметь точные данные о его траектории и параметрах орбиты. Для определения эволюции орбиты КА используются навигационные данные в формате TLE, которые содержат в себе следующие орбитальные параметры спутника:

- средняя аномалия (η);
- аргумент перигея (ω);
- наклонение орбиты (i);
- эксцентриситет орбиты (e);
- долгота восходящего узла (Ω);
- среднее движение (n).

На основе данных TLE МКА «АИСТ-2Д» [1] была разработана специальная программа для обработки двухстрочных орбитальных элементов. В результате работы программы «сырые» данные преобразуются в удобную табличную форму, пример которой представлен на рис. 1.

	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. 1. Набор обработанных TLE данных МКА «АИСТ-2Д»

Используя данные об орбитальном движении спутника за весь период его функционирования, были построены следующие временные зависимости: аргумент перигея от времени, наклонение орбиты от времени, эксцентриситет от времени, долгота восходящего узла от времени.

Используя закон Кеплера о движении планет, было рассчитано значение большой полуоси орбиты МКА [2]:

$$a = \frac{\mu^{1/3}}{\left(\frac{2\pi n}{86400}\right)^{2/3}} \quad (1)$$

где μ — гравитационный параметр Земли; n — среднее движение, полученное из TLE.

Одной из причин быстрой эволюции орбиты могут служить циклы повышенной солнечной активности, которые повторяются каждые 11 лет. Следует отметить, что такие периоды приводят к изменению плотности атмосферы, что, в свою очередь, может вызывать резкое снижение высоты орбиты МКА. На рис. 2 представлен график зависимости солнечной активности от времени за весь срок баллистического существования МКА «АИСТ-2Д».

Для увеличения срока баллистического существования МКА на орбите предлагается применять метод пространственного управления ориентацией. Предполагается, что в процессе эксплуатации МКА может функционировать в трех основных режимах ориентации:

- режим солнечной ориентации;
- режим для проведения съемки и обеспечения связи с наземным комплексом управления;
- режим с минимальной площадью мишеней.

Проведя моделирование по методике ГОСТ-Р 25645.166–2004 [3], были получены зависимости высоты орбиты МКА «АИСТ-2Д» для трех вариантов ориентации, изображенных на рис. 3.

Результаты. В ходе выполнения работы были получены следующие результаты:

- проведен анализ влияния солнечной активности и плотности остаточной атмосферы на эволюцию орбитальных параметров КА;
- проведено моделирование орбитального движения при разных вариантах ориентации МКА «АИСТ-2Д»;
- предложен способ увеличения срока баллистического существования спутников на низкой околоземной орбите;
- получен патент на программу для ЭВМ.

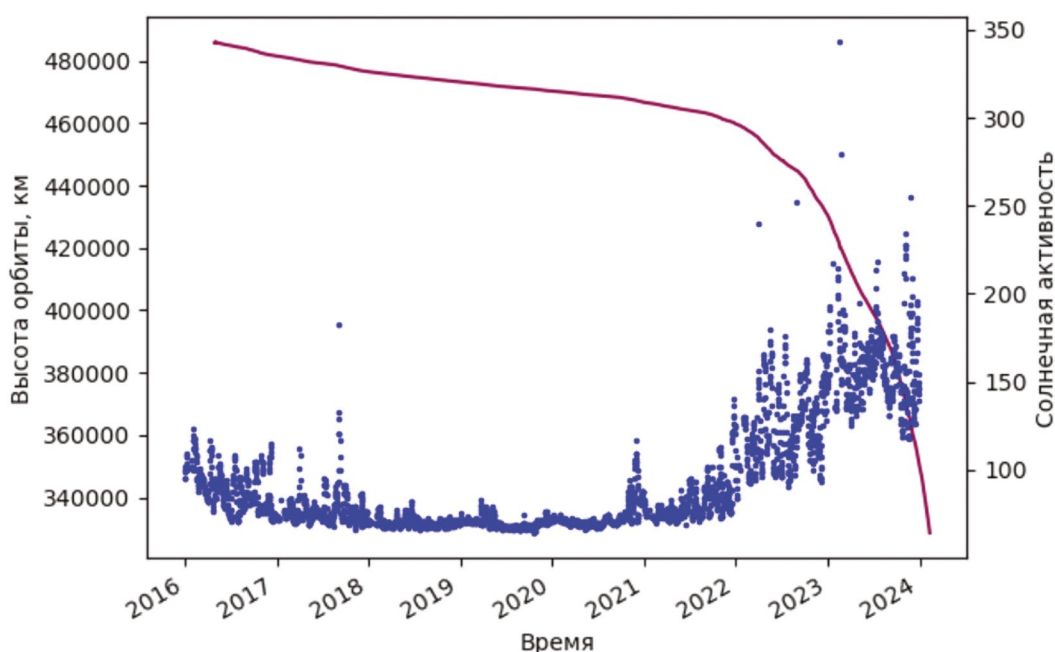


Рис. 2. График зависимости солнечной активности от времени за весь срок существования МКА «АИСТ-2Д»

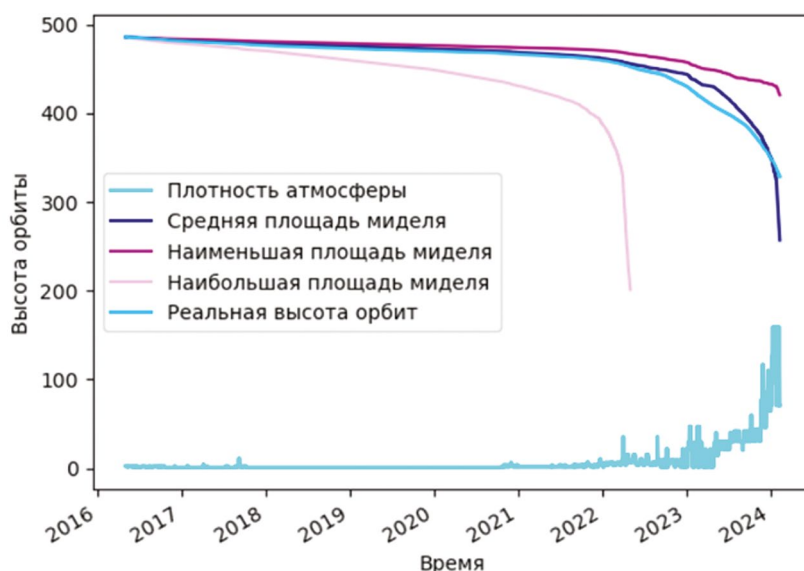


Рис. 3. График зависимости высоты орбиты при различных вариантах ориентации МКА от времени

Выводы. В рамках работы проанализировано влияние солнечной активности и плотности остаточной атмосферы на изменение орбитальных параметров малых космических аппаратов, функционирующих на низких околоземных орбитах. В качестве примера рассматривался малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Доказано, что применение разработанной циклограммы функционирования и соответствующих режимов ориентации позволяет увеличить срок баллистического существования МКА «АИСТ-2Д» на 278 дней. Данная работа может быть использована студенческими конструкторскими бюро для увеличения срока баллистического существования МКА без корректирующих двигательных установок.

Ключевые слова: малый космический аппарат; дистанционное зондирование Земли; студенческие спутники; остаточная атмосфера; солнечная активность.

Список литературы

1. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., и др. Опыт-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. 324 с. EDN: YVNQOE
2. Мирер С.А. Механика космического полета. Орбитальное движение. Москва: Резолит, 2007. 267 с. EDN: QNTMBN
3. consultant.ru [Электронный ресурс] Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли (утв. Постановлением Госстандарта РФ от 09.03.2004 № 93-ст). Режим доступа: https://consultant.ru/document/cons_doc_LAW_257620 Дата обращения: 06.07.2024.

Сведения об авторах:

Ольга Дмитриевна Жалдыбина — аспирант, группа А1_02.05.13, институт авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: olya-zhaldybina@mail.ru

Марсель Ринатович Морданов — инженер учебной лаборатории наземных испытаний летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: mordanov.mr@ssau.ru

Сведения о научном руководителе:

Максим Александрович Иванушкин — руководитель киберфизической фабрики малых космических аппаратов, ассистент кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: ivanushkin.ma@ssau.ru