

Торайғыров университетінің хабаршысы
ҒЫЛЫМИ ЖУРНАЛЫ

НАУЧНЫЙ ЖУРНАЛ
Вестник Торайғыров университета

Торайғыров университетінің ХАБАРШЫСЫ

Энергетикалық сериясы
1997 жылдан бастап шығады



ВЕСТНИК Торайғыров университета

Энергетическая серия
Издается с 1997 года

ISSN 2710-3420

№2 (2026)

ПАВЛОДАР

НАУЧНЫЙ ЖУРНАЛ
Вестник Торайгыров университета

Энергетическая серия
выходит 4 раза в год

СВИДЕТЕЛЬСТВО

о постановке на переучет периодического печатного издания,
информационного агентства и сетевого издания

№ 14310-Ж

выдано

Министерство информации и общественного развития
Республики Казахстан

Тематическая направленность

публикация материалов в области электроэнергетики,
электротехнологии, автоматизации, автоматизированных и
информационных систем, электромеханики и теплоэнергетики

Подписной индекс – 76136

<https://doi.org/10.48081/BGQF2124>

Бас редакторы – главный редактор

Талипов О. М.

доктор PhD, ассоц. профессор (доцент)

Заместитель главного редактора

Калтаев А.Г., *доктор PhD*

Ответственный секретарь

Сағындық Ә.Б., *доктор PhD*

Редакция алқасы – Редакционная коллегия

Клецель М. Я.,	<i>д.т.н., профессор</i>
Никифоров А. С.,	<i>д.т.н., профессор</i>
Новожилов А. Н.,	<i>д.т.н., профессор</i>
Алиферов А. И.,	<i>д.т.н., профессор (Российская Федерация)</i>
Кошеков К. Т.,	<i>д.т.н., профессор</i>
Приходько Е. В.,	<i>к.т.н., профессор</i>
Кислов А. П.,	<i>к.т.н., доцент</i>
Нефтисов А. В.,	<i>доктор PhD</i>
Шеръязов С. К.	<i>т.ғ.д., профессор (Российская Федерация)</i>
Искакова З. С.	<i>технический редактор</i>

За достоверность материалов и рекламы ответственность несут авторы и рекламодатели

Редакция оставляет за собой право на отклонение материалов

При использовании материалов журнала ссылка на «Вестник Торайгыров университета» обязательна

© Торайгыров университет

<https://doi.org/10.48081/BGQF2140>

**А. Е. Кулакаева¹, Б. Р. Жумажанов²,
Ж. Ж. Онгенбаева³, *Б. А. Кожакметова⁴**

^{1,3,4}Международный университет информационных технологий,
Республика Казахстан, г. Алматы;

²Евразийский национальный университет имени Л. Н. Гумилева,
Республика Казахстан, г. Астана;

²ТОО «Ghalam», Республика Казахстан, г. Астана.

¹ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-0143-085X>

²ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-5926-9619>

³ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-8497-2955>

⁴ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-9566-3629>

*e-mail: b.kozhakhmetova@iitu.edu.kz

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОГО ТРОСА ДЛЯ ДЕОРБИТАЦИИ КАЗАХСТАНСКОГО СПУТНИКА KAZEOSAT-2

В данной статье представлено численное исследование динамики деорбитации космического аппарата дистанционного зондирования Земли KazEOSat-2. Исследование основано на моделировании естественного схода с орбиты (процесс деорбитации) и применении электродинамического троса для ускорения этого процесса. Электродинамические тросы представляют собой перспективную и энергоэффективную технологию для управления орбитой космических аппаратов и их деорбитации. Эффективность этой технологии подтверждена теоретическими и экспериментальными исследованиями, проведенными в рамках ряда международных космических миссий. В данной работе для расчетов использовался программный комплекс BETsMA, учитывающий силу Лоренца, аэродинамическое сопротивление и гравитационные возмущения. Результаты моделирования показали, что естественная деградация орбиты KazEOSat-2 происходит крайне медленно. Большая полуось уменьшается незначительно за период около 13,7 лет, что свидетельствует о слабом влиянии атмосферного торможения

на высотах 600–650 км. Применение вертикально ориентированного электродинамического троса значительно ускоряет этот процесс, позволяя снизить высоту орбиты до области интенсивного аэродинамического торможения примерно за 80 суток. Хотя практическая интеграция троса в существующую платформу KazEOSat-2 невозможна, полученные результаты позволяют оценить потенциал технологии электродинамического троса, сравнить альтернативные сценарии деорбитации и сформировать требования к перспективным казахстанским спутниковым миссиям. Это обеспечит соответствие международным требованиям по контролируемому сведению с орбиты и снизит риски, связанные с накоплением космического мусора в низкоорбитальном пространстве.

Ключевые слова: деорбитация, KazEOSat-2, электродинамический трос, сила Лоренца, численное моделирование, космический мусор.

Введение

Актуальной задачей для Казахстана, развивающего свою орбитальную группировку дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), является обеспечение контролируемой деорбитации спутников, работающих на высотах 600–700 км. В этом диапазоне работают космические аппараты KazEOSat-1 и KazEOSat-2, где атмосферное сопротивление минимально, а естественное снижение орбиты может занимать десятки лет. Это создает трудности в выполнении международных требований по ограничению срока существования неактивных космических аппаратов (IADC, ISO 24113) и увеличивает риск накопления космического мусора в зонах, критически важных для национальной космической инфраструктуры.

В последние десятилетия технологии электродинамических тросов (EDT) привлекают все больше внимания как энергоэффективный способ управления орбитой и деорбитации космических аппаратов. Первые теоретические и экспериментальные исследования, проведенные NASA в рамках миссий TSS-1, ProSEDS и MXER, а также последующие расчеты возможности работы EDT в магнитосфере Юпитера [1; 2; 3], подтвердили физическую реализуемость электродинамической тяги. При длине троса около 5–10 км достигались токи до 1 А и создавалась тяга порядка 0,2–0,4 Н, достаточная для изменения орбитальных параметров низкоорбитальных спутников [1;2]. Эти эксперименты заложили основу для последующих исследований по использованию силы Лоренца в целях деорбитации, энергообеспечения и межпланетных миссий [3].

Дальнейшее развитие получили модели, описывающие динамику и управление тросовыми системами. В работах Li и соавторов предложены алгоритмы стабилизации либраций троса длиной 2 км, обеспечивающие устойчивость системы за 5-7 орбит [4].

Аналогичные подходы были протестированы для микроспутников, где при длине троса 500 м и токе 1 А обеспечивался подъем орбиты на 250 м за виток, что доказало применимость EDT к малым платформам [5]. В то же время Lu и Zabolotnov показали, что вращающиеся тросы позволяют повысить эффективность орбитального маневра примерно на 18% за счет распределения тока вдоль длины троса [6]. Эти исследования сформировали теоретическую основу моделирования динамики систем спутник–трос, однако большинство моделей использует упрощенные описания геомагнитного поля и атмосферной плотности, что ограничивает их точность при применении к конкретным орбитам.

Параллельно с развитием теории активно изучались практические аспекты деорбитации и борьбы с космическим мусором. Работы Sarego и коллег показали, что спутник массой 100 кг с тросом длиной 2 км может сойти с орбиты за 90 суток, что на два порядка быстрее, чем при естественном сходе [7].

Проект E.T.PACK, профинансированный Европейским союзом, стал первым европейским экспериментом по созданию прототипа автономной деорбитирующей системы длиной 500 м, работающей без топлива. Испытания подтвердили эффективность встроенных демпферов, уменьшающих колебания троса на 80 % и обеспечивающих стабильность в процессе развертывания [8]. Ранее исследование IADC (Pardini и др.) отметило, что длительное использование тросов сопровождается рисками повреждений микрометеоритами и снижением надежности при наклонениях выше 50°, при этом вероятность разрыва троса составляет 1-3 % за 5 лет эксплуатации [9].

Несмотря на высокую эффективность технологии, большинство подобных миссий выполнялись для малых аппаратов и не рассматривали задачи деорбитации спутников среднего класса, аналогичных KazEOSat-2, что остается пробелом в исследованиях. Наряду с деорбитацией значительный интерес вызывает возможность использования тросов как источников электроэнергии и электрореактивной тяги.

Исследования Bilén показали, что “bare tether” длиной 5 км способен генерировать до 1 кВт электрической мощности при токе 1 А [10], а Petchetti оценил снижение расхода топлива при применении EDT на 20-25 % по сравнению с химическими двигателями [11]. Тем не менее такие решения требуют значительных энергетических и конструктивных ресурсов, что ограничивает их использование на спутниках малого и среднего класса.

Несмотря на высокий уровень проработки физических моделей и лабораторных экспериментов, прикладные аспекты применения EDT для спутников среднего класса, работающих на орбитах 600–700 км, где аэродинамическое торможение крайне мало, остаются недостаточно исследованными. Большинство существующих моделей ориентировано на микроспутники (CubeSat) или тестовые миссии в более плотных слоях атмосферы [4;5;7]. Кроме того, недостаточно изучены условия эксплуатации EDT на орбитах со среднешироными геомагнитными и плазменными параметрами, а также влияние ориентации троса на эффективность торможения.

Исходя из этого, настоящая работа направлена на восполнение данных пробелов. В отличие от большинства существующих исследований, моделирование в данной статье проведено с использованием реальных параметров спутника KazEOSat-2 и комплексной модели, учитывающей силу Лоренца, аэродинамическое сопротивление и гравитационные возмущения до четвертого порядка. Целью стало количественное определение эффективности вертикально ориентированного электродинамического троса для условий орбиты 636 км, где естественное схождение занимает десятки лет. Таким образом, исследование продолжает линию международных проектов [7; 8; 12], но впервые адаптирует технологию EDT к национальной космической платформе среднего класса и специфическим орбитальным условиям Казахстана.

Материалы и методы

Проведены численные эксперименты по применению электродинамических тросов для деорбитации КА. В качестве примера использованы технических параметров казахстанского спутника ДЗЗ KazEOSat-2. Расчеты были выполнены с использованием программного комплекса BETsMA [13;14;15], разработанного группой специалистов Мадридского университета Карлоса III и компании Persei. На рисунке 1 представлен интерфейс ПО BETsMA.



Рисунок 1 – Интерфейс ПО BETsMA

В динамической модели учитывались сила Лоренца, аэродинамическое сопротивление и гармоника гравитационного поля Земли до 4-го порядка. Ток в тросе замыкался через плазму, проходя через полый катод с фиксированным напряжением $V_c = -30$ В. Максимальный шаг интегрирования составил 0,025. Начальная дата моделирования – 1 января 2003 года, что позволяет корректно учитывать фазу солнечного цикла. Данные KazEOSat-2, использованные в численных экспериментах, приведены в таблице 1. Все данные получены из открытых источников.

Таблица 1 – Данные KazEOSat-2, примененные в численных экспериментах.

Параметр	Значение
Начальная высота орбиты	636 км
Начальное наклонение	98,2°
Начальный эксцентритет	0,00178
Поперечное сечение троса	2,5 см x 50 мкм
Длина троса	1 км

Доступная мощность электроэнергии	55 W (доступно и на темной стороне)
Масса КА (без топлива)	177 кг
Площадь КА	$A_s = 0,758 \text{ m}^2$

Для KazEOSat-2 были рассмотрены три сценария моделирования:

- естественное схождение без троса;
- трос, ориентированный по локальной вертикали.

Для каждого сценария рассчитаны эволюция орбитальных элементов, изменение высоты орбиты, плотность атмосферы вдоль траектории и итоговое время деорбитации.

Результаты и обсуждения

KazEOSat-2 без использования электродинамического троса (естественное схождение).

В данном случае были использованы усредненные значения для КА KazEOSat-2, поскольку целью исследования не было точное определение времени схода КА. Основная задача заключалась в демонстрации того, что без применения тросов естественное схождение занимает значительно больше времени по сравнению с деорбитацией с помощью электродинамических тросов. На рисунке 2 представлены изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты КА KazEOSat-2 при естественном сходе.

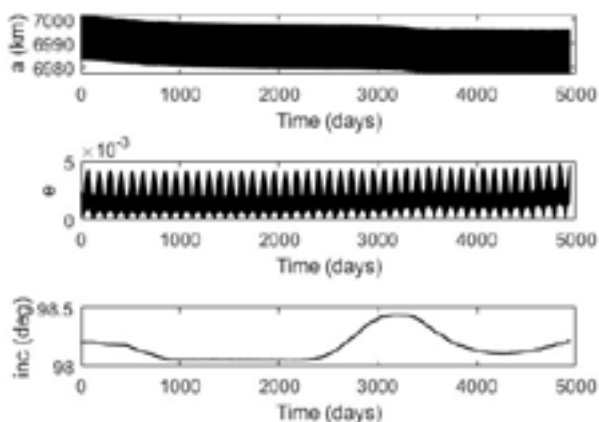


Рисунок 2 – Изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты КА KazEOSat-2 при естественном сходе

На графике показано долговременное поведение большой полуоси орбиты KazEOSat-2 в течение примерно 5000 суток (~13,7 лет). Наблюдается медленное и монотонное уменьшение полуоси с 7000 км до 6980 км. Это явление свидетельствует о действии крайне слабого атмосферного сопротивления на высотах, характерных для КА KazEOSat-2. Процесс падения орбиты происходит очень медленно, что соответствует ожиданиям: время естественного схода с изначальной орбиты может составлять десятки лет.

Высокочастотные колебания связаны с изменениями орбитальных параметров при движении по орбите и солнечно-синхронным узловым режимом. Медленный нисходящий процесс является результатом долгосрочного действия аэродинамического торможения, которое усиливается в периоды повышенной солнечной активности.

Эксцентриситет остается очень малым (примерно 5×10^{-3}) и испытывает периодические колебания. Это предсказуемо для спутника, находящегося на почти круговой солнечно-синхронной орбите. Колебания вызываются гравитационными гармониками, в основном J_2 , а также небольшим влиянием атмосферного сопротивления, которое сильнее проявляется в перигентре.

Устойчивое поведение эксцентриситета указывает на то, что деорбитация происходит медленно, и форма орбиты остается «квази-круговой» на протяжении всего периода. График демонстрирует характерные долгосрочные колебания наклонения в диапазоне около $98-98,5^\circ$. Эти колебания обусловлены воздействием гравитационных гармоник Земли и солнечно-синхронной природой орбиты, которая поддерживает суточное смещение узла. На таких высотах аэродинамическое сопротивление практически не влияет на наклонение.

Увеличение наклонения в период около 3000-4000 дней связано с циклами солнечной активности, которые изменяют высотный профиль плотности атмосферы, однако их влияние все равно остается небольшим. На рисунке 3 представлены графики зависимости плотности атмосферы от высоты и ее вариации по годам.

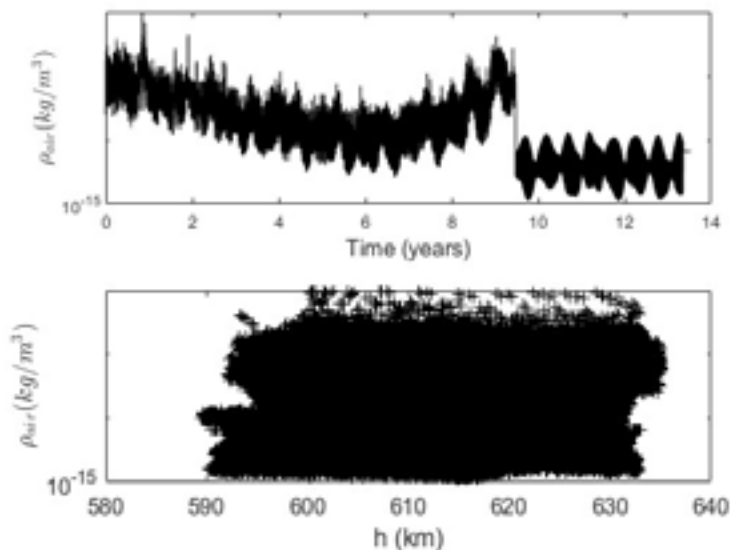


Рисунок 3 – График плотности атмосферы в зависимости от высоты и вариация по годам

Верхний график показывает изменение плотности атмосферы $\rho(t)$ во времени (в годах). Плотность изменяется на порядки величин, что свидетельствует о многолетних циклах солнечной активности. В первые 8–10 лет наблюдается постепенное снижение плотности, за которым следует резкий рост и новые колебательные режимы, вероятно, соответствующие максимуму следующего солнечного цикла.

Нижний график показывает зависимость плотности от высоты в диапазоне примерно 585–640 км. Черное «облако» точек показывает, как изменения плотности зависят от суточных, сезонных и солнечных факторов. Этот рисунок подчеркивает, что атмосферное торможение на высоте 700 км крайне слабое и подвержено значительным колебаниям, что делает предсказание атмосферного схода на таких высотах весьма сложным. На рисунке 4 показана зависимость мощности сил Лоренца, аэродинамического сопротивления и резистивных потерь при естественном сходе (без троса).

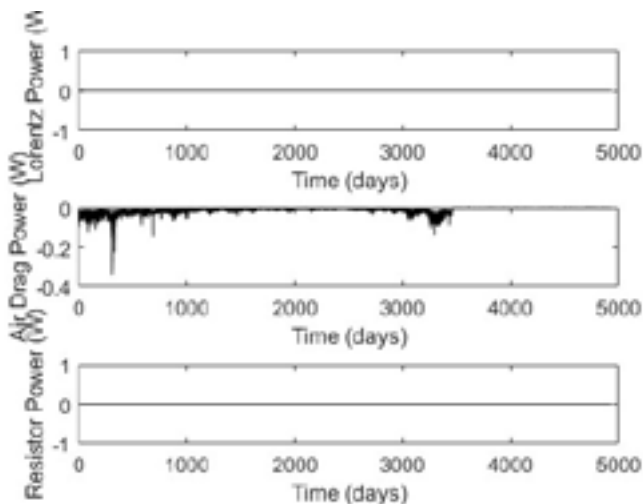


Рисунок 4 – Мощность сил Лоренца, аэродинамического сопротивления и резистивных потерь в случае естественного схода (без троса)

В данном случае трос не используется, поэтому мощность, связанная с силой Лоренца равна нулю (верхний график). Аэродинамическая мощность отрицательна и весьма мала (примерно от 0...–0.4 мВт), что свидетельствует об очень слабом торможении со стороны атмосферы на данной высоте. Резистивная мощность также равна нулю (нижний график), поскольку ток в тросе отсутствует.

Деорбитация КА ДЗЗ KazEOSat-2 с использованием вертикально направленного троса.

Для оценки условий работы электродинамического троса и аэродинамического сопротивления при деорбитации KazEOSat-2 была рассчитана плотность атмосферы вдоль орбиты КА. Плотность определялась с помощью программного комплекса BETsMA, который использует встроенную модель верхней атмосферы с учетом высоты полета, солнечной активности и положения КА на орбите. Полученные значения плотности ρ использовались для вычисления атмосферного сопротивления, тока в тросе и результирующей силы Лоренца. На рисунке 5 представлены рассчитанные значения плотности в зависимости от времени и высоты для сценария с вертикально ориентированным тросом.

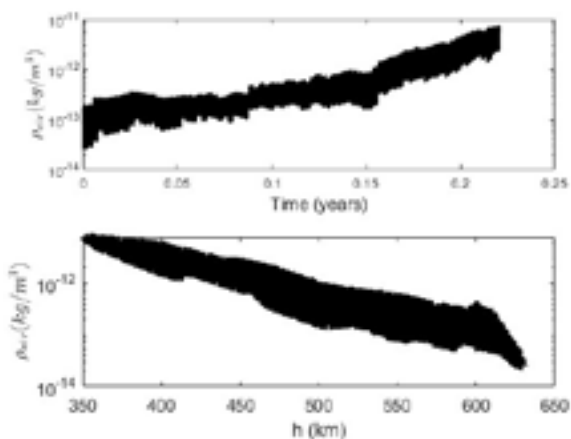


Рисунок 5 – Плотность атмосферы в зависимости от высоты и вариация по годам

На рисунке 6 показана зависимость длительности включения полого катода (по оси Y, в минутах) от номера активации катода (по оси X) для сценария деорбитации КА KazEOSat-2 при вертикальной ориентации электродинамического троса.

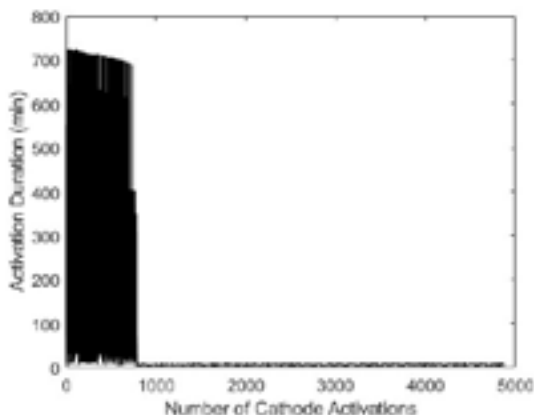


Рисунок 6 – Количество и длительность активаций катода

На представленном графике показана зависимость длительности включения полого катода (по оси Y, в минутах) от номера активации катода (по оси X) для сценария деорбитации КА KazEOSat-2 при вертикальной ориентации

электродинамического троса. Наблюдается, что в начале эксперимента, примерно до 800–900-й активации, длительность отдельных включений катода значительно велика и достигает 600–750 минут. Это соответствует начальному этапу работы системы, когда для обеспечения устойчивого тока в тросе и максимальной тормозящей силы Лоренца катод удерживается включенным в течение длительных интервалов, фактически работая почти постоянно в режиме «долгих сеансов» эмиссии электронов.

После активации под номером порядка 900–1000 происходит резкий переход к режиму, при котором длительность каждого последующего включения катода сокращается до единиц–десятков минут и сохраняется вплоть до 5000-й активации. Это свидетельствует о смене стратегии управления. На более поздних этапах деорбитации для поддержания необходимого тока в тросе и, соответственно, тормозящего момента уже не требуется длительной непрерывной работы катода. К этому моменту орбита частично снижена, условия в плазме и конфигурация орбиты изменились, и система переходит в режим частых коротких включений, что позволяет уменьшить суммарный ресурсный износ катода и энергетическую нагрузку на борт. Таким образом, график демонстрирует характерную эволюцию режима работы плазменного контактора: от длительных стартовых включений в начале миссии до оптимизированного режима коротких активаций по мере продвижения процесса деорбитации KazEOSat-2 с использованием электродинамического троса, ориентированного по локальной вертикали. На рисунке 7 представлены графики изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты КА KazEOSat-2 при вертикально направленном тросе.

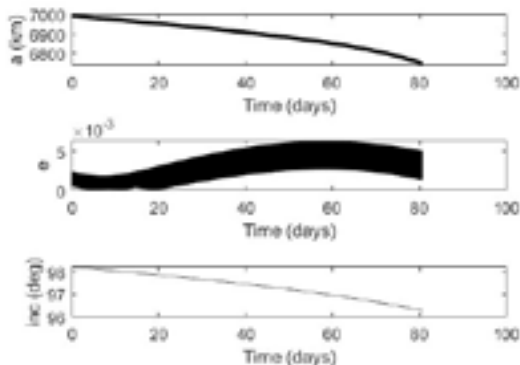


Рисунок 7 – Изменения большой полуоси, эксцентритета и наклона орбиты КА KazEOSat-2 при вертикально направленном тросе

График изменения большой полуоси демонстрирует резкое сокращение ее значения для орбиты KazEOSat-2 в течение примерно 80 суток после активации электродинамического троса. Такое быстрое снижение высоты связано с тем, что при вертикальной ориентации троса индукция ЭДС достигает максимума, ток в цепи стабилен, а результирующая сила Лоренца направлена почти строго противоположно вектору орбитальной скорости. Это создает мощный тормозящий момент, который приводит к значительному уменьшению орбитальной энергии. В отличие от естественного схода, который может занимать десятки лет, работа троса значительно ускоряет процесс деорбитации, за несколько месяцев большая полуось уменьшается более чем на 100 км, что подтверждает эффективность данного метода.

На графике изменения эксцентриситета видно плавное увеличение эксцентриситета в первой половине периода (до примерно 60 дней), за которым следует снижение ближе к окончанию моделирования. Это явление объясняется тем, что сила Лоренца действует неодинаково в различных точках орбиты. Трос создает максимальную тормозящую силу в тех фазах, где геомагнитная структура обеспечивает наибольший угол между векторами скорости и магнитного поля. В результате возникает характерный эффект «накачки эксцентриситета», особенно заметный при вертикально ориентированном тросе. Увеличение эксцентриситета приводит к более выраженному воздействию атмосферного сопротивления в перигентре, что дополнительно ускоряет процесс деорбитации КА. После достижения максимума (примерно через 60 дней) начинается обратный процесс, связанный с уменьшением высоты орбиты и ростом аэродинамических возмущений.

Таким образом, график демонстрирует согласованную работу двух механизмов: силы Лоренца и аэродинамического сопротивления.

График изменения наклона орбиты показывает уверенное снижение с примерно 98° до 96° за 80 суток. Это снижение наклона является прямым следствием поперечной составляющей силы Лоренца. При вертикальной ориентации троса проекция тока на направление геомагнитного поля создает компоненту силы Лоренца, действующую в направлении, противоположном векторам, поддерживающим солнечно-синхронное положение плоскости орбиты. Таким образом, электродинамический трос в вертикальном положении нарушает устойчивость солнечно-синхронной конфигурации орбиты, что приводит к постепенному падению наклона. Отказ от контроля ориентации троса вызывает разбалансировку плоскости орбиты, что является ожидаемым физическим эффектом. Снижение наклона также подтверждает активное демпфирование орбиты за счет электромагнитной силы.

Представленные зависимости показывают следующее:

- вертикальная ориентация электродинамического троса создает максимальное тормозящее воздействие, значительно сокращающее время деорбитации;
- эксцентриситет возрастает из-за неодинаковой эффективности силы Лоренца по орбите, что ускоряет аэродинамическое падение;
- наклонение орбиты уменьшается, что является неизбежным следствием действия боковой компоненты силы Лоренца;
- за примерно 80 дней орбита значительно деградирует, что подтверждает высокую эффективность тросовой системы при данной конфигурации.

Изменение высоты орбиты КА ДЗЗ KazEOSat-2 при вертикально направленном тросе приведено на рисунке 8.

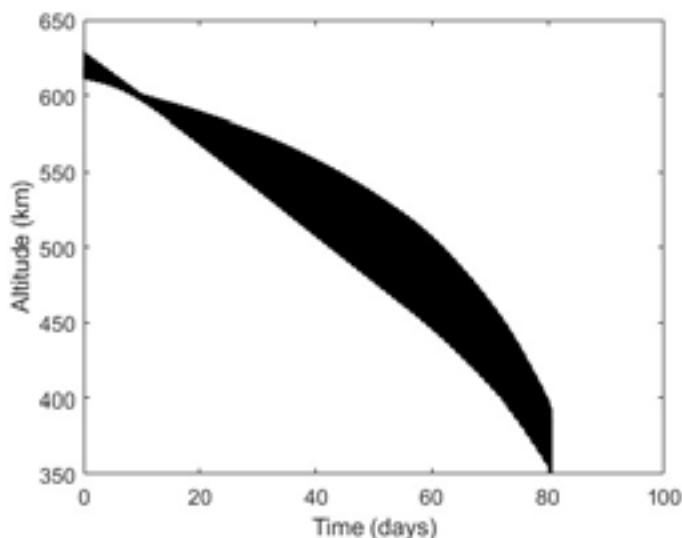


Рисунок 8 – Изменения высоты орбиты КА KazEOSat-2 при вертикально направленном тросе

Данный график показывает изменение высоты орбиты KazEOSat-2 в зависимости от времени при работе вертикально ориентированного электродинамического троса. По оси Y указана текущая высота орбиты (в км), а по оси X – время, прошедшее с начала функционирования троса (в сутках).

В начале моделирования высота составляет 636 км, что соответствует характерной орбите KazEOSat-2. Далее наблюдается устойчивое, быстрое и практически монотонное снижение высоты в течение примерно 80 суток. Такой стремительный спад объясняется тем, что при вертикальной ориентации троса электродвижущая сила индуцируется наиболее эффективно, создавая максимальный ток в тросе и, соответственно, силу Лоренца, направленную против орбитальной скорости. Эта сила действует как мощный тормозящий момент, значительно превосходящий естественное атмосферное торможение на данной высоте.

Широкая черная область на графике показывает суточные колебания высоты орбиты, вызванные изменениями плотности воздуха, вариациями параметров плазмы и различиями в сопротивлении атмосферы в перигентре и апоцентре орбиты. На начальном этапе (0–15 суток) колебания относительно узкие, поскольку высота орбиты все еще значительна. По мере снижения высоты колебания усиливаются. Это связано с более выраженным влиянием атмосферы и увеличением эксцентриситета, что также ускоряет темп снижения. График показывает характерную кривизну в нижней части, указывая на ускорение процесса ближе к завершению. С уменьшением высоты плотность атмосферы растет экспоненциально, и воздушное сопротивление начинает играть все более важную роль. В результате электродинамическое торможение и аэродинамическое сопротивление начинают работать совместно, значительно увеличивая скорость снижения орбиты.

Завершение траектории на высоте около 380 км через примерно 80 дней означает, что КА попадает в зону, где происходит быстрое аэродинамическое разрушение орбиты. Ниже этого уровня дальнейшее снижение происходит практически автоматически без значительного электромагнитного влияния. Изменения компонент радиус-вектора r_x , r_y , r_z КА KazEOSat-2 при демонстрации с вертикально направленным электродинамическим тросом приведены на рисунке 9.

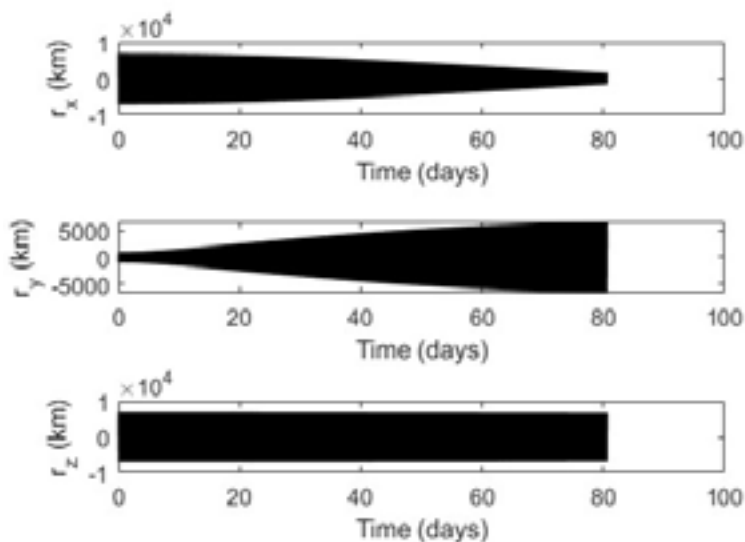


Рисунок 9 – Изменения компонент радиус-вектора r_x , r_y , r_z КА KazEOSat-2 при демонстрации с вертикально направленным электродинамическим тросом

Графики показывают изменение координат спутника в геоцентрической системе в течение примерно 80 дней. В этот период наблюдается активное снижение орбиты с высоты 636 км до 380 км, что вызвано действием силы Лоренца и увеличением аэродинамического сопротивления.

1. Компонента $r_x(t)$. Верхний график демонстрирует сужение амплитуды колебаний компоненты $r_x(t)$.

Изначально значения $r_x(t)$ находятся в пределах $\pm 1 \times 10^4$ км, что соответствует нормальному орбитальному движению. При снижении орбиты амплитуда уменьшается из-за уменьшения радиуса орбиты. Заметное «сужение» черной области на графике визуально отражает постепенное сокращение длины радиус-вектора в процессе падения орбиты.

2. Компонента $r_y(t)$.

Средний график показывает похожее поведение, в диапазоне примерно $\pm 5 \times 10^3$ км. Однако на этом графике наблюдается более выраженное «треугольное» сужение, что указывает на изменение ориентации и периодическую прецессию орбиты. Геометрия движения изменяется

из-за воздействия силы Лоренца, которая нарушает солнечно-синхронный характер орбиты, вызывая небольшое смещение плоскости орбиты и изменение угловой скорости фазы.

3. Компонента $r_z(t)$. Нижний график остается почти постоянным по амплитуде в диапазоне $\pm 1 \times 10^4$ км, что связано с тем, что движение по оси Z в основном зависит от наклона орбиты. Хотя наклонение уменьшается (как показано на других графиках), изменения происходят медленно, и амплитуда компоненты остается практически неизменной.

Три графика радиус-вектора показывают, как орбита постепенно сжимается с понижением высоты и как под воздействием силы Лоренца изменяется пространственная геометрия орбиты. Изменения компонентов вектора скорости v_x , v_y , v_z КА KazEOSat-2 во время демонстрации с вертикально направленным электродинамическим тросом показаны на рисунке 10.

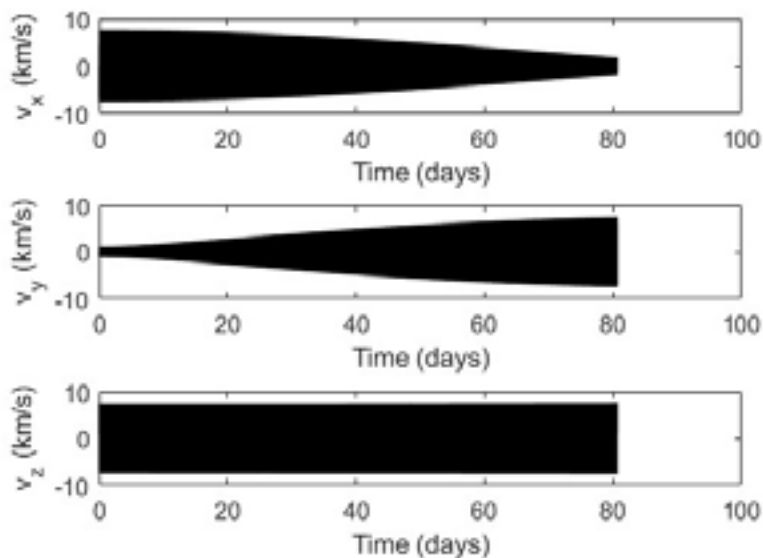


Рисунок 10 – Изменения компонент вектора скорости v_x , v_y , v_z КА KazEOSat-2 при демонстрации с вертикально направленным электродинамическим тросом

Анализ изменений компонент вектора скорости KazEOSat-2 показывает, что при работе вертикально ориентированного электродинамического троса происходит перераспределение скоростного вектора между осями

248

из-за изменения ориентации орбиты под действием силы Лоренца. Хотя орбитальная скорость увеличивается при снижении высоты, на графиках представлены проекции скорости, поэтому их амплитуда уменьшается при сокращении радиуса орбиты. Изменения наклона и прецессии орбитальной плоскости приводят к увеличению проекции скорости по оси v_y , в то время как компонента v_z сохраняет почти постоянное значение из-за высоких значений наклона.

Полученные результаты подтверждают, что электродинамический трос существенно влияет не только на снижение орбиты, но и на геометрию орбитального движения, ускоряя деорбитацию KazEOSat-2 по сравнению с естественным сходом.

Информация о финансировании. Работа выполнена при финансовой поддержке КН МНВО РК по программе грантового финансирования научных исследований на 2025-2027 гг., грант №AP26103099.

Выводы

Моделирование показало, что естественное схождение KazEOSat-2 происходит очень медленно: примерно за 13,7 лет орбитальная высота уменьшается лишь незначительно, поскольку атмосферное сопротивление на высотах около 600-650 км остается слишком слабым для обеспечения своевременной деорбитации. В то же время вертикально ориентированный электродинамический трос позволяет существенно ускорить снижение орбиты до 80 суток, что подтверждает высокую теоретическую эффективность данного метода.

Несмотря на это, использование электродинамического троса на действующем казахстанском КА ДЗЗ KazEOSat-2 невозможно. Платформа не оснащена механизмами для развертывания троса, высоковольтными цепями, силовыми интерфейсами и конструктивными зонами для установки необходимого оборудования. Внедрение данной системы потребовало бы значительной переработки КА, что не было предусмотрено при его проектировании.

Тем не менее проведенные исследования имеют важное практическое значение. Они позволяют количественно оценить потенциал электродинамических тросов, сравнить их эффективность с естественным сходом и обосновать необходимость внедрения подобных технологий в будущие казахстанские спутниковые платформы уже на этапе проектирования. Результаты моделирования служат основой для разработки требований к перспективным КА, которые должны соответствовать современным международным нормам по контролируемому сведению с орбиты и снижению рисков образования космического мусора.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 **Larsen, M. B., Blanke, M.** Passivity-Based Control of Rigid Electrodynamic Tether // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2011. – Vol. 34, No. 1. – P. 118–127.
- 2 **Pardini, C., Hanada, T., Krisko, P. H.** Benefits and risks of using electrodynamic tethers to de-orbit spacecraft // *Acta Astronautica*. – 2009. – Vol. 64, No. 5–6. – P. 571–588.
- 3 **Lu, H., Zabolotnov, Y. M., Li, A.** Application of spinning electrodynamic tether system in changing system orbital parameters // *Journal of Physics: Conference Series*. – 2019. – Vol. 1368, No. 4. – P. 042002.
- 4 **Petchetti, S. C.** Potential Applications of Electrodynamic Tethers // *arXiv*. – 2021. – arXiv:2109.02623.
- 5 **Valmorbida, A., Olivieri, L., Brunello, A., Sarego, G., Sánchez-Arriaga, G., Lorenzini, E. C.** Validation of enabling technologies for deorbiting devices based on electrodynamic tethers // *Acta Astronautica*. – 2022. – Vol. 198. – P. 707–719.
- 6 **Li, Y., Li, A., Wang, C., Tian, H.** Dynamic analysis and libration control of electrodynamic tether for reboost applications // *IEEE Access*. – 2021. – Vol. 9. – P. 77894–77904.
- 7 **Sanmartin, J. R.** A review of electrodynamic tethers for science applications // *Plasma Sources Science and Technology*. – 2010. – Vol. 19, No. 3. – P. 034022.
- 8 **Johnson, L., Estes, R., Lorenzini, E., Martinez-Sanchez, M., Sanmartin, J., Vas, I.** Electrodynamic tethers for spacecraft propulsion // *Proceedings of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. – 1998. – P. 983.
- 9 **Sanmartin, J. R., Charro, M., Lorenzini, E. C., Garrett, H. B., Bombardelli, C., Bramanti, C.** Electrodynamic tether at Jupiter – I: Capture operation and constraints // *IEEE Transactions on Plasma Science*. – 2008. – Vol. 36, No. 5. – P. 2450–2458.
- 10 **Yao, P., Sands, T.** Micro satellite orbital boost by electrodynamic tethers // *Micromachines*. – 2021. – Vol. 12, No. 8. – P. 916.
- 11 **Bilen, S., McTernan, J., Gilchrist, B., Bell, I., Voronka, N., Hoyt, R.** Electrodynamic tethers for energy harvesting and propulsion on space platforms // *Proceedings of the AIAA Space 2010 Conference & Exposition*. – 2010. – P. 8844.
- 12 **Sarego, G., Olivieri, L., Valmorbida, A., Bettanini, C., Colombatti, G., Pertile, M., Lorenzini, E. C.** Deorbiting performance of electrodynamic tethers to mitigate space debris // *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*. – 2021. – Vol. 15. – P. 258–265.

13 **Sánchez-Arriaga, G., Borderes-Motta, G., Chiabó, L.** A code for the analysis of missions with electrodynamic tethers // Acta Astronautica. – 2022. – <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.06.021>.

14 **Borderes-Motta, G., de Haro-Pizarroso, G., Li, G., Yu, H., Zhu, Z. H., Sarego, G., ... & Sánchez-Arriaga, G.** Cross-verification and benchmarking analysis of electrodynamic tether simulators // Acta Astronautica. – 2023. – Vol. 208. – P. 381-388. – <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.04.015>.

15 **García, Ortiz J. J., Sánchez-Arriaga, G.** A severing rate model for tape tethers based on experimental ballistic equations // Advances in Space Research. – 2025. – <https://doi.org/10.1016/j.asr.2025.03.014>.

Поступило в редакцию 02.12.25.

Поступило с исправлениями 11.02.26.

Принято в печать 03.06.26.

*А. Е. Кулакаева¹, Б. Р. Жумажанов²,
Ж. Ж. Онгенбаева³, *Б. А. Кожахметова⁴*

^{1,3,4}Халықаралық ақпараттық технологиялар университеті,
Қазақстан Республикасы, Алматы қ.

²Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті,
Қазақстан Республикасы, Астана қ.

²«Ghalam» ЖШС, Қазақстан Республикасы, Астана қ.

02.12.25 ж. баспаға түсті.

11.02.26 ж. түзетулерімен түсті.

03.06.26 ж. басып шығаруға қабылданды.

KAZEOSAT-2 ҚАЗАҚСТАНДЫҚ ЖЕРСЕРІКТІҢ ДЕОРБИТАЦИЯЛАУ ҮШІН ЭЛЕКТРОДИНАМИКАЛЫҚ АРҚАНДЫ ҚОЛДАНУ МҮМКІНДІКТЕРІН ТАЛДАУ

Бұл мақалада Жерді қашықтан зондтау гарыш аппараты KazEOSat-2-нің деорбитация динамикасына жүргізілген цифрлық зерттеу ұсынылған. Зерттеу орбитадан табиғи түрде төмендеу үдерісін (деорбитация) модельдеуге және осы үдерісті жеделдету үшін электродинамикалық арқанды қолдануға негізделген. Электродинамикалық арқандар гарыш аппараттарының орбитасын басқару және оларды деорбитациялау үшін перспективалы әрі энергия тиімді технология болып табылады. Бұл технологияның тиімділігі

бірқатар халықаралық ғарыштық миссиялар аясында жүргізілген теориялық және эксперименттік зерттеулермен расталған. Осы жұмыста есептеулерді жүргізу үшін Лоренц күшін, аэродинамикалық кедергіні және гравитациялық ауытқуларды ескеретін BETsMA бағдарламалық кешені қолданылды. Модельдеу нәтижелері KazEOSat-2 орбитасының табиғи деградациясы өте баяу жүретінін көрсетті. Үлкен жарты ось шамамен 13,7 жыл ішінде шамалы ғана азаяды, бұл 600–650 км биіктіктерде атмосфералық тежелудің әсері әлсіз екенін көрсетеді. Тік бағытталған электродинамикалық арқанды қолдану бұл үдерісті айтарлықтай жеделдетіп, орбита биіктігін шамамен 80 тәулік ішінде қарқынды аэродинамикалық тежелу аймағына дейін төмендетуге мүмкіндік береді. Электродинамикалық тросты KazEOSat-2 қолданыстағы платформасына практикалық тұрғыда интеграциялау мүмкін болмағанымен, алынған нәтижелер бұл технологияның әлеуетін бағалауға, деорбитацияның баламалы сценарийлерін салыстыруға және болашақ қазақстандық спутниктік миссияларға қойылатын талаптарды қалыптастыруға мүмкіндік береді. Бұл өз кезегінде орбитадан басқарылатын түрде шығару бойынша халықаралық талаптарға сәйкестікті қамтамасыз етіп, төмен орбиталық кеңістікте ғарыш қоқысының жиналуына байланысты тәуекелдерді азайтады.

Кілтті сөздер: деорбитация, KazEOSat-2, электродинамикалық арқан, Лоренц күші, сандық модельдеу, ғарыштық қалдықтар

*A. Ye. Kulakayeva¹, B. R. Zhumazhanov²,
Zh. Zh. Ongenbayeva³, *B. A. Kozhakhmetova⁴*

^{1,3,4}International University of Information Technology,
Republic of Kazakhstan, Almaty;

²L.N. Gumilyov Eurasian National University,
Kazakhstan, Astana;

²LLP «Ghalam», Republic of Kazakhstan, Astana.

Received 02.12.25.

Received in revised form 11.02.26.

Accepted for publication 03.06.26.

ANALYSIS OF THE POTENTIAL APPLICATION OF AN ELECTRODYNAMIC TETHER FOR THE DEORBITING OF THE KAZAKHSTANI SATELLITE KAZEOSAT-2

This paper presents a numerical study of the deorbiting dynamics of the Earth remote sensing spacecraft KazEOSat-2. The study is based on the modeling of natural orbital decay (deorbitation process) and the application of an electrodynamic tether to accelerate this process. Electrodynamic tethers represent a promising and energy-efficient technology for spacecraft orbit control and deorbitation. The effectiveness of this technology has been confirmed by theoretical and experimental studies conducted within several international space missions. In this work, the BETsMA software package was used for simulations, taking into account the Lorentz force, aerodynamic drag, and gravitational perturbations. The simulation results show that the natural orbital degradation of KazEOSat-2 occurs extremely slowly. The semi-major axis decreases only slightly over a period of approximately 13.7 years, indicating a weak influence of atmospheric drag at altitudes of 600–650 km. The application of a vertically oriented electrodynamic tether significantly accelerates the deorbitation process, making it possible to reduce the orbital altitude to the region of intense aerodynamic braking in approximately 80 days. Although the practical integration of the tether into the existing KazEOSat-2 platform is not feasible, the obtained results make it possible to assess the potential of electrodynamic tether technology, compare alternative deorbitation scenarios, and formulate requirements for future Kazakhstan satellite missions. This will ensure compliance with international requirements for controlled deorbiting and reduce the risks associated with the accumulation of space debris in low Earth orbit.

Keywords: deorbiting, KazEOSat-2, electrodynamic tether, Lorentz force, numerical simulation, space debris

Теруге 09.06.2026 ж. жіберілді. Басуға 30.06.2026 ж. қол қойылды.

Электронды баспа

5,86 Mb RAM

Шартты баспа табағы 34,4. Таралымы 300 дана. Бағасы келісім бойынша.

Компьютерде беттеген: А. Б. Шукитова

Корректор: А. Р. Омарова, Д. А. Кожас

Тапсырыс № 4557

Сдано в набор 09.06.2026 г. Подписано в печать 30.06.2026 г.

Электронное издание

5,86 Mb RAM

Усл. печ. л. 34,4. Тираж 300 экз. Цена договорная.

Компьютерная верстка: А. Б. Шукитова

Корректор: А. Р. Омарова, Д. А. Кожас

Заказ № 4557

«Toraighyrov University» баспасынан басылып шығарылған

Торайғыров университеті

140008, Павлодар қ., Ломов к., 64, 137 каб.

«Toraighyrov University» баспасы

Торайғыров университеті

140008, Павлодар қ., Ломов к., 64, 137 каб.

67-36-69

E-mail: kereku@tou.edu.kz

www.vestnik-energy.tou.edu.kz