

https://doi.org/10.51885/3134-8009_IJS_2026_2_2

MPNТИ 89.57.21

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ДЕОРБИТАЦИИ В РАЗЛИЧНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СЦЕНАРИЯХ

ДЕОРБИТАЦИЯНЫҢ АТМОСФЕРАЛЫҚ КЕЗЕҢІНДЕ ҒАРЫШ АППАРАТЫНЫҢ ДИНАМИКАСЫН ӘРТҮРЛІ АЭРОДИНАМИКАЛЫҚ ЖАҒДАЙЛАРДА МОДЕЛЬДЕУ

MODELING THE DYNAMICS OF A SPACECRAFT DURING THE ATMOSPHERIC PHASE OF DEORBETING UNDER VARIOUS AERODYNAMIC CONDITIONS

А.Е. Ашуров ^{1,3}, Б.Р. Жумажанов ¹, А.Е. Кулакаева ^{1,2*}, А. Зылғара ⁴

¹ТОО «Ghalam», Астана, Казахстан

²Международный университет информационных технологий, г. Алматы, Казахстан

³Евразийский национальный университет имени Л.Н. Гумилева, г. Астана, Казахстан

⁴АО «НК «Қазақстан Ғарыш Сапары», Астана, Казахстан

*Автор-корреспондент: Кулакаева Айгуль Ергалиевна, e-mail: a.kulakayeva@iitu.edu.kz

Ключевые слова:

деорбитация,
атмосферный вход,
космический аппарат,
моделирование, ДЗЗ,
траектория,
аэродинамическое
сопротивление

АННОТАЦИЯ

В статье рассматривается модель входа спускаемого с орбиты космического аппарата (КА) в атмосферу, где параметры КА зависят от высоты. Это касается массы, коэффициента лобового сопротивления и площади поперечного сечения. Такой подход позволяет учитывать основные изменения, происходящие с КА при снижении в плотных слоях атмосферы. Эти изменения связаны с нагревом, абляцией и частичной потерей элементов конструкции.

В исследовании анализируются два варианта входа. Первый вариант предполагает, что КА сохраняет свою форму, а второй вариант учитывает разрушение внешних элементов. Для каждого случая выполнены расчеты дальности падения при различных скоростях и углах входа. В результате получены тепловые карты дальности падения КА.

Моделирование показало, что разрушение конструкции приводит к увеличению дальности падения на 25-27 км. Такая закономерность сохраняется во всех рассмотренных случаях. Полученные результаты подтверждают, что даже относительно простая модель учета разрушения КА в атмосфере способна дать существенную разницу в поведении КА при входе в атмосферу. Такая модель может быть использована для прогнозирования зоны возможного падения и при планировании деорбитации.

Түйінді сөздер:

деорбитация,
атмосфераға кіру,

ТҮЙІНДЕМЕ

Мақалада орбитадан түсірілетін ғарыш аппаратының (ҒА) атмосфераға кіру моделі қарастырылады, мұнда ҒА параметрлері биіктікке



© 2026 А.Е. Ашуров, Б.Р. Жумажанов, А.Е. Кулакаева, А. Зылғара

Данная работа распространяется на условиях лицензии

Creative Commons «С указанием авторства» 4.0 Международная (CC BY 4.0).

<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

ғарыш аппараты,
модельдеу, ЖҚЗ,
траектория,
аэродинамикалық
кедергі

тәуелді түрде өзгереді. Бұл, ең алдымен, массаның, тікелей аэродинамикалық коэффициенттің және көлденең қимасының өзгеруін қамтиды. Мұндай тәсіл ҒА тығыз атмосфера қабаттарына кірген кезде орын алатын негізгі өзгерістерді ескеруге мүмкіндік береді. Бұл өзгерістер қызу, абляция және конструкция элементтерінің бір бөлігінің жоғалуы сияқты процестермен байланысты.

Зерттеуде кірудің екі нұсқасы талданады. Бірінші нұсқада ҒА өзінің геометриялық пішінін сақтайды деп болжанылады, ал екінші нұсқада сыртқы элементтердің бұзылуы есепке алынады. Әрбір жағдай үшін әртүрлі жылдамдықтар мен кіру бұрыштарында құлау қашықтығы есептелді. Нәтижесінде ҒА құлау қашықтығының жылулық карталары алынды.

Модельдеу нәтижелері конструкцияның бұзылуы құлау қашықтығын орта есеппен 25–27 км-ге ұлғайтатынын көрсетті. Бұл заңдылық барлық қарастырылған сценарийлерде сақталады. Алынған деректер атмосферада ҒА бұзылуын қарапайым деңгейде ескеретін модельдің өзі де кіру кезіндегі динамикада елеулі айырмашылық тудыратынын дәлелдейді. Мұндай модель ықтимал құлау аймағын болжауда және деорбитацияны жоспарлауда қолдануға жарамды.

keywords:

deorbiting, atmospheric
entry, spacecraft,
modeling, EO (Earth
Observation), trajectory,
aerodynamic drag

ABSTRACT

The article examines a model of atmospheric entry for a deorbiting spacecraft (SC), in which key parameters mass, aerodynamic drag coefficient, and cross-sectional area vary with altitude. This allows the model to capture the main changes occurring as the SC descends into denser atmospheric layers, including heating, ablation, and partial structural loss.

Two entry scenarios are considered. The first assumes that the SC preserves its external shape, while the second includes the destruction of outer components. For both cases, downrange distances were calculated at different entry velocities and flight-path angles, resulting in thermal maps of the predicted impact range.

The modeling shows that structural breakup increases the downrange distance by about 25–27 km, a trend observed in all scenarios. The results demonstrate that even a simplified breakup model can significantly affect entry dynamics and may be used to predict impact footprints and support deorbiting planning.

ВВЕДЕНИЕ

Процесс деорбитации космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли требует точного моделирования фаз атмосферного входа, поскольку в этот момент движение аппарата значительно изменяется под воздействием аэродинамических сил и тепловых нагрузок. Важно понимать, как КА будет вести себя при входе в плотные слои атмосферы. На этом этапе увеличиваются аэродинамические нагрузки и температура, что приведет к частичному или полному разрушению конструкции. Эти факторы влияют на траекторию спуска и, соответственно, на место падения обломков. Поэтому возможность более точно прогнозировать движение КА является важной практической задачей.

Казахстан активно развивает космические технологии и намерен укрепить свои позиции в мировой космической отрасли к 2030 году (Стратегия «Казахстан-2050», 2024). Спутники KazEOSat-1 и KazEOSat-2 достигли предела своего расчетного срока службы. Несмотря на продление срока их эксплуатации, в будущем необходимо будет организовать их утилизацию в соответствии с международными стандартами по снижению космического мусора (International Organization for Standardization, 2023).

Существует множество аэродинамических методов деорбитации, включая мембранные и квадратные паруса, а также пирамидальные конструкции (Ruonan et al., 2024; Niccolai L et al., 2024; Zhang et al., 2022). Эти подходы увеличивают площадь КА и усиливают воздействие с атмосферой, однако их применение связано с проблемами обеспечения устойчивой ориентации, надежности материалов и ограниченным числом орбитальных экспериментов. Надувные конструкции являются еще одним вариантом для увеличения аэродинамического сопротивления (Xu et al., 2024; Olave et al., 2023; Saqueo et al., 2024), но и они сталкиваются с вопросами устойчивости, разворачивания и защиты от микрометеоритов. Применение электродинамических тросов рассматривается как эффективный способ деорбитации без использования топлива (Xiao et al., 2020; Sarego et al., 2021), но такие системы требуют уточнения моделей взаимодействия троса с плазмой и космической средой.

Таким образом, становится ясно, что универсального решения для деорбитации нет. В работе (Janovsky et al., 2014) собраны базовые подходы, но на практике они не всегда работают для КА со своей спецификой. Опыт Iridium, описанный (Everetts et al., 2020), как раз показывает, что маленькие отклонения в конструкции или остаточном топливе сильно влияют на итоговую траекторию. Поэтому приходится ориентироваться не только на общие рекомендации, но и на реальные данные. Например, те, что публикует (NASA Orbital Debris Program Office). Европейские материалы (ESA Space Debris Office) тоже помогают понять, как могут оцениваться риски и зоны падения.

Анализ показывает, что существующие методы не всегда подходят для КА со специфическими характеристиками. Поэтому разработка собственного метода деорбитации является актуальной задачей. Такой подход обеспечивает управляемый и безопасный свод КА с учетом его технических параметров и доступного ресурса топлива. Создание национального метода способствует укреплению инженерных компетенций, повышает технологическую независимость и позволяет соответствовать международным стандартам по снижению космического мусора (IADC Space Debris Mitigation Guidelines, 2025; Manhire et al., 2020).

Во многих работах используются сложные модели, требующие большого объема данных и детального описания конструкции. Однако на практике часто необходимо более простое решение, позволяющее быстро получить основные параметры движения и оценить влияние изменений массы, площади и коэффициента сопротивления на траекторию при спуске.

В данной работе рассматривается упрощенная модель атмосферного входа, в которой основные параметры КА изменяются с высотой. Также сравниваются два варианта поведения: вход КА в атмосферу целиком (без разрушения) и с разрушением КА. На основе расчетов оценивается, как эти изменения влияют на дальность падения и насколько результаты чувствительны к начальному углу входа и скорости.

Актуальность исследования обусловлена участвовавшими случаями неконтролируемого схода космических аппаратов с орбиты. Подтверждением тому служит инцидент, произошедший в феврале 2022 года, когда компания SpaceX потеряла около 40 спутников Starlink из-за геомагнитной бури. Резкое увеличение плотности атмосферы привело к повышенным аэродинамическим нагрузкам, в результате чего аппараты не смогли выйти из безопасного режима и преждевременно вошли в плотные слои атмосферы. Этот случай демонстрирует, что даже прогнозируемые факторы окружающей среды способны существенно влиять на траекторию движения аппарата, что обуславливает необходимость максимально точного моделирования этапов входа в атмосферу. Крайне важно понимать, как изменение параметров аппарата, таких как масса, площадь поперечного сечения и коэффициент аэродинамического сопротивления, влияет на его траекторию для обеспечения безопасности полетов и соблюдения международных стандартов по минимизации космического мусора (Baruah et al., 2024).

МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

В исследовании использован метод численного моделирования движения КА в атмосфере Земли. Модель основана на системе дифференциальных уравнений, описывающих изменение скорости, высоты, угла движения и горизонтальной дальности со временем. Для расчетов использована Международная стандартная атмосфера, что позволяет учитывать изменение плотности воздуха в зависимости от высоты. В расчетной модели поперечное сечение КА принято прямоугольным. На его основе определялась эффективная площадь, используемая при расчете аэродинамического сопротивления. На каждом шаге вычислялись значения скорости, высоты, угла и горизонтальной дальности. Исходные данные для моделирования представлены в таблице 1. Рассматривается баллистический спуск КА ($C_y=0$), траектория которого определяется балансом силы тяжести и аэродинамического сопротивления. Скорость входа в плотные слои атмосферы (на высоте 100 км) варьируется в диапазоне 7780–7830 м/с. Направление входа задается углом θ_c между вектором скорости и местным горизонтом; границы вариации этого угла составляют от $-0,9^\circ$ до $-1,4^\circ$. Данные интервалы позволяют оценить влияние неопределенностей начальных условий на конечную дальность падения L (рисунок 1).

Таблица 1. Исходные данные для моделирования

Параметр	Значение
Масса КА (m_0), кг	830
Площадь поперечного сечения (S_m), м ²	2
Аэродинамический коэффициент сопротивления (C_d)	2,2
Подъемный коэффициент (C_y)	0
Начальная скорость (V_0), м/с	7800
Начальный угол движения (θ_0), град	-1
Начальная высота (h), м	100 000
Начальная горизонтальная дальность (L_0), м	0
Ускорение свободного падения (g), м/с ²	9,81
Средний радиус Земли (R), м	6 371 000
Пороговая высота, ниже которой параметры начинают изменяться (h_0), км	70
Минимальная масса ($m_{min} = 0,4 \cdot m_0$), кг	332,5
Минимальная площадь S_{min} , м ²	1
Минимальный коэффициент сопротивления ($C_{d,min}$)	1,8

Примечание – составлено авторами



Рисунок 1. Схема траектории входа КА в атмосферу Земли

Примечание – составлено авторами

Значения минимальной массы и площади выбраны исходя из компоновочной схемы КА. Минимальная масса ($m_{min}=332,5\text{кг}$) соответствует массе наиболее прочного гермокорпуса и внутренних систем, которые сохраняются после абляции наружных покрытий. Минимальная площадь ($S_{min}=1\text{м}^2$) принята как площадь поперечного сечения центрального блока КА после разрушения солнечных панелей и антенн на высотах ниже 70 км.

При входе КА в плотные слои атмосферы его масса, аэродинамический коэффициент сопротивления и площадь поперечного сечения могут изменяться. Это связано с абляцией, термическим разрушением и деформацией конструкции. Ниже представлены математические модели зависимости этих параметров от высоты.

1. Масса космического аппарата моделируется как функция высоты. Выше пороговой высоты h_0 масса считается постоянной, а ниже нее уменьшается по экспоненциальному закону с коэффициентом затухания λ_m :

$$m(h) = \begin{cases} m_0, & h > h_0 \\ m_0 - (m_0 - m_{min}) \cdot (1 - e^{-\lambda_m(h_0-h)}), & h \leq h_0 \end{cases} \quad (1)$$

2. Коэффициент сопротивления принимается постоянным на разреженных высотах и уменьшается после входа в плотные слои атмосферы. Ниже пороговой высоты h_0 изменение $C_d(h)$ описывается экспоненциальным законом с коэффициентом затухания λ_{Cd} :

$$C_d(h) = \begin{cases} C_{d,0}, & h > h_0 \\ C_{d,0} - (C_{d,0} - C_{d,min}) \cdot (1 - e^{-\lambda_{Cd}(h_0-h)}), & h \leq h_0 \end{cases} \quad (2)$$

3. Площадь лобовой поверхности моделируется как кусочно-непрерывная функция. На высотах выше h_0 площадь остается постоянной $S(h)=S_0$, ниже, h_0 экспоненциально стремится к S_{min} с коэффициентом λ_s :

$$S(h) = \begin{cases} S_0, & h > h_0 \\ S_0 - (S_0 - S_{min}) \cdot (1 - e^{-\lambda_s(h_0-h)}), & h \leq h_0 \end{cases} \quad (3)$$

4. Баллистический коэффициент показывает, насколько хорошо аппарат пробивает атмосферу. Он уменьшается при снижении высоты, потому что масса убывает, а коэффициент сопротивления и эффективная площадь меняются. Поскольку все параметры задаются как функции высоты, $B(h)$ также рассчитывается как функция высоты:

$$B(h) = \frac{m(h)}{C_d(h) \cdot S(h)} \quad (4)$$

Параметры λ_m , λ_{Cd} , λ_s являются коэффициентами затухания, определяющими скорость перехода соответствующих характеристик от их номинальных значений (m_0 , $C_{d,0}$, S_0) к минимальным значениям (m_{min} , $C_{d,min}$, S_{min}) при снижении ниже пороговой высоты h_0 . Чем больше значение коэффициента λ , тем быстрее происходит изменение параметра в плотных слоях атмосферы. Типичное значение $\lambda = 0,2$ соответствует изменению параметра примерно на 95% за 15 км снижения.

Так как это модельные расчеты, а не анализ конкретного случая из практики, минимальная масса и минимальная площадь взяты в качестве примера. Они для разных КА разные, и нельзя их заранее определить для всех типов КА. При применении предлагаемого здесь подхода к конкретному КА необходимо будет принимать соответствующие значения этих величин.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

После определения границ этапов деорбитации и установления начальной высоты КА необходимо перейти к расчетам для атмосферного участка деорбитации. Данный этап можно разделить на несколько частей в зависимости от характеристик КА. Например, деорбитация может осуществляться постепенно с использованием двигательной установки малой тяги на борту или разделена на активные и пассивные фазы. Последний вариант определяется количеством топлива, необходимым для обеспечения активной деорбитации КА на внеатмосферном участке.

Система уравнений, описывающих движение КА в атмосфере Земли, в общем случае выглядит следующим образом:

$$m \frac{dV}{dt} = -C_d S_M \frac{\rho V^2}{2} - mg \cdot \sin \theta \quad (5)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = -C_y S_M \frac{\rho V^2}{2} + \frac{mV^2}{R+h} \cos \theta - mg \cdot \cos \theta \quad (6)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \theta \quad (7)$$

$$\frac{dL}{dt} = \frac{VR \cos \theta}{R+h}. \quad (8)$$

где m – масса КА (кг), V – скорость (м/с), C_d , C_y – аэродинамический коэффициент сопротивления вдоль движения и подъемный коэффициент в перпендикулярном направлении, S_M – площадь поперечного сечения КА (м²), ρ – плотность воздуха (кг/м³), g – ускорение свободного падения (м/с²), θ – угол между горизонтом и вектором скорости (рад), h – высота над поверхностью Земли (м), L – горизонтальная дальность с точки входа в атмосферу Земли (м), R – средний радиус Земли (м). Используемые обозначения и система уравнений соответствуют классической баллистической модели атмосферного входа [Allen et al., 1958] и приведены, в частности, в работе [Иванов et al., 2016].

Система уравнений, описывающая динамику КА на атмосферном участке, имеет следующий вид:

$$\dot{V} = -\frac{1}{m} X - g \sin \theta; \quad (9)$$

$$\dot{\theta} = -\frac{1}{Vm} Y + \frac{V}{R+h} \cos \theta - \frac{g \cdot \cos \theta}{V}; \quad (10)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \theta; \quad (11)$$

$$\frac{dL}{dt} = \frac{VR \cos \theta}{R+h}, \quad (12)$$

где $X = C_d \frac{\rho V^2}{2} S$ – аэродинамическая сила сопротивления, $Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$ – подъемная сила.

Для вычисления плотности на высоте h использована Международная стандартная атмосфера Земли. На уровне Земли плотность $\rho_0 = 1,225$ кг/м³.

На рисунке 2 показана зависимость массы КА от высоты во время атмосферного входа. В модели предполагается, что до достижения высоты около 70 км конструкция КА остается практически неизменной, и его масса сохраняется на уровне примерно 830 кг.

После входа в более плотные слои атмосферы начинается интенсивное аэродинамическое нагревание и абляция наружных элементов, что приводит к постепенной потере материала и снижению массы. В результате масса КА экспоненциально уменьшается и к нулевой высоте достигает значения примерно 332,5 кг, что отражает характерные физические процессы разрушения и сгорания конструктивных компонентов при высокотемпературном входе в атмосферу.

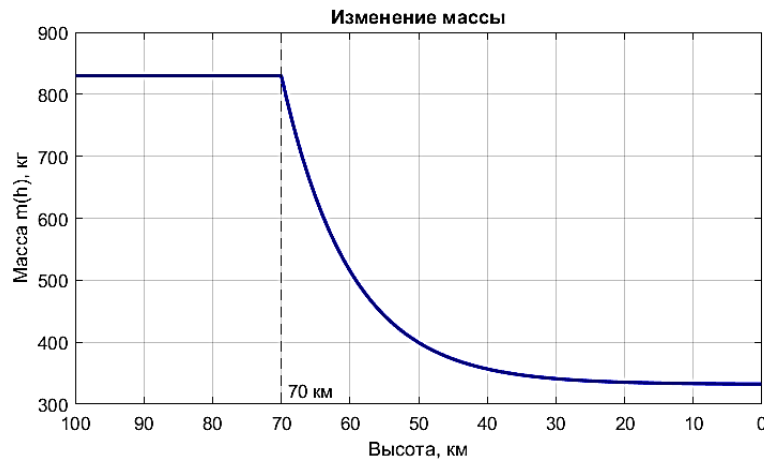


Рисунок 2. Зависимость массы КА от высоты при входе в атмосферу

Примечание – составлено на основе моделирования в MatLab

Представленная зависимость показывает, в рамках принятой модели на высотах выше 70 км масса КА остается постоянной. Однако по мере входа в более плотные слои атмосферы начинается интенсивное тепловое и аэродинамическое воздействие, что приводит к постепенному выгоранию покрытия, оплавлению наружных элементов и потере конструктивных деталей. Эти процессы проявляются в виде экспоненциального снижения массы, которое продолжается до достижения нулевой высоты. Такой характер изменения массы соответствует типичному поведению КА при неконтролируемом входе и является важным фактором, влияющим на дальнейшую динамику траектории и эффективность торможения в атмосфере.

На рисунке 3 представлена зависимость коэффициента лобового сопротивления $C_d(h)$ КА от высоты в процессе входа в атмосферу. В модели предполагается, что до достижения высоты около 70 км аэродинамическая конфигурация КА остается неизменной, и коэффициент сопротивления соответствует исходному значению. Однако при снижении ниже этой высоты форма КА начинает изменяться из-за нагрева, разрушения выступающих элементов и изменения ориентации в потоке.

График показывает, что на участке от 100 до 70 км коэффициент лобового сопротивления остается постоянным и равным $C_d=2,2$. Это связано с неизменной геометрией и ориентацией КА в условиях разреженной атмосферы. На высоте примерно 70 км начинается интенсивное аэродинамическое воздействие, которое приводит к деформации внешних элементов конструкции, их частичному отделению и изменению направления потоков вокруг корпуса. В результате коэффициент сопротивления быстро снижается и стабилизируется на уровне $C_d \approx 1,8$. Такое поведение полностью соответствует типичным процессам разрушения и «уплотнения» формы КА при входе в плотные слои атмосферы. Снижение коэффициента сопротивления свидетельствует о переходе к более обтекаемой конфигурации, что влияет на характер торможения и увеличивает чувствительность дальности падения к изменениям геометрических параметров.

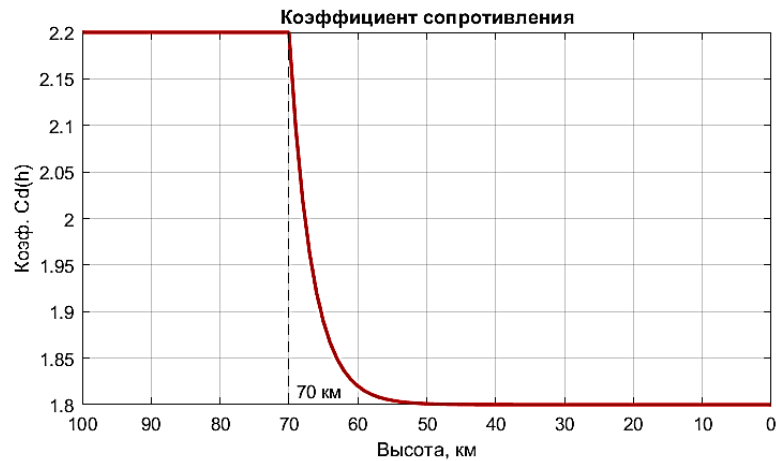


Рисунок 3. Зависимость коэффициента лобового сопротивления КА от высоты при входе в атмосферу

Примечание – составлено на основе моделирования в MatLab.

На рисунке 4 представлена модельная зависимость площади поперечного сечения КА от высоты в процессе атмосферного входа. Предполагается, что до высоты около 70 км геометрическая конфигурация КА остается неизменной, и его эффективная аэродинамическая площадь остается постоянной. Ниже этой высоты начинается интенсивное воздействие аэродинамических нагрузок и тепловых потоков, что приводит к разрушению выступающих конструктивных элементов и уменьшению фронтальной площади корпуса.

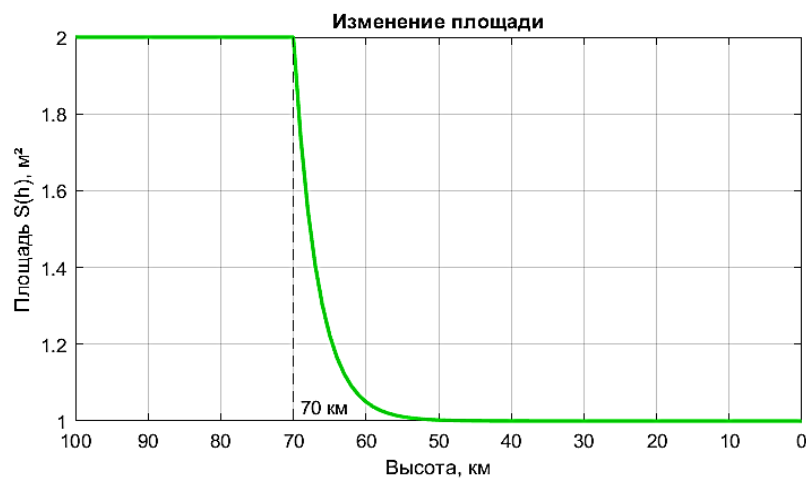


Рисунок 4. Зависимость площади поперечного сечения КА от высоты при атмосферном входе

Примечание – составлено на основе моделирования в MatLab

График показывает, что до высоты 70 км площадь поперечного сечения КА остается почти неизменной на уровне $S_m=2 \text{ м}^2$. Это соответствует этапу движения в разреженной атмосфере, где аэродинамические нагрузки малы и не оказывают значительного влияния на форму и конфигурацию КА.

Ниже 70 км начинается быстрое и почти экспоненциальное уменьшение площади. К высоте около 55–50 км площадь снижается примерно в 2 раза с $S_m=2 \text{ м}^2$ до $S_m \approx 1 \text{ м}^2$, а при дальнейшем снижении стабилизируется на этом уровне. Такое резкое уменьшение связано

с разрушением внешних элементов конструкции, солнечных панелей, антенн, креплений и других выступающих частей, которые первыми теряют структурную целостность под воздействием теплового нагрева и высоких аэродинамических давлений.

Снижение площади имеет значение для моделирования траектории, так как приводит к уменьшению аэродинамического торможения, что в свою очередь влияет на скорость, высоту и дальность падения КА. Данный эффект в дальнейшем проявляется в формировании пика баллистического коэффициента и увеличении дальности для сценариев с разрушением корпуса.

На рисунке 5 представлена зависимость баллистического коэффициента $B(h)$ КА от высоты во время атмосферного входа. Поскольку баллистический коэффициент является интегральным показателем, который отражает влияние массы, аэродинамического сопротивления и площади поперечного сечения на торможение КА, изменение этого коэффициента играет важную роль в определении траектории и дальности падения. В модели учитывается сочетание экспоненциального уменьшения массы и резкого снижения коэффициента сопротивления и площади на высотах ниже 70 км.

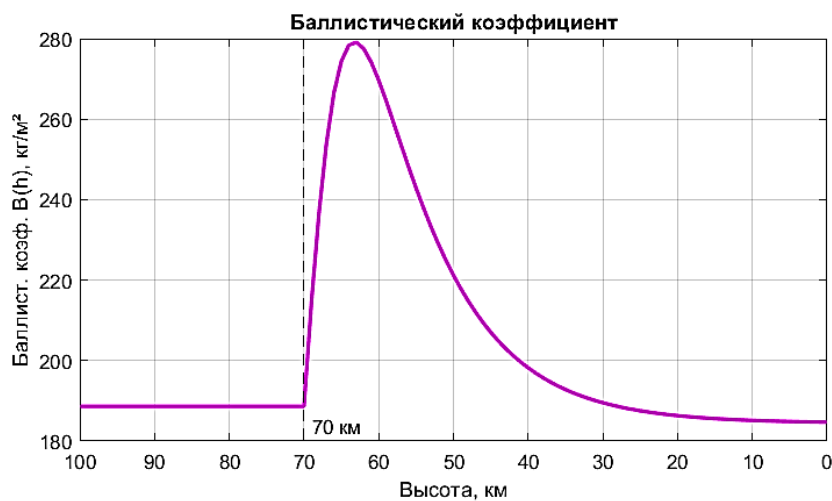


Рисунок 5. Баллистический коэффициент КА как функция
высоты при атмосферном входе

Примечание – составлено на основе моделирования в MatLab

График показывает, что в диапазоне высот от 100 до 70 км баллистический коэффициент остается практически неизменным, составляя около 190 кг/м². Это свидетельствует о стабильных аэродинамических параметрах КА в условиях разреженной атмосферы. Однако при снижении ниже 70 км начинается резкое перераспределение параметров. Масса уменьшается постепенно, в то время как коэффициент сопротивления и площадь поперечного сечения снижаются значительно быстрее.

В результате знаменатель выражения $C_d(h) S(h)$ уменьшается быстрее, чем масса, что приводит к резкому росту баллистического коэффициента и формированию выраженного пика в диапазоне 269–275 кг/м² на высоте примерно 60–63 км. Такой пик отражает кратковременное увеличение способности КА сохранять скорость и противостоять аэродинамическому торможению.

Ниже 60 км продолжающееся снижение массы начинает доминировать над изменениями площади и коэффициента сопротивления, в результате чего баллистический коэффициент постепенно снижается и стремится к значениям порядка 185–190 кг/м² у поверхности.

Такой профиль $B(h)$ играет важную роль в моделировании траектории: увеличение баллистического коэффициента приводит к уменьшению торможения и, следовательно, к увеличению дальности падения, особенно в сценариях с разрушением конструкции. Этот эффект затем проявляется в различиях дальности L между двумя моделями входа.

Таблица 2 демонстрирует изменение основных аэродинамических параметров КА во время его снижения в атмосферу. Как видно, до высоты 70 км параметры остаются постоянными: масса составляет 830 кг, коэффициент лобового сопротивления $C_d=2,2$, площадь поперечного сечения составляет $S_m=2\text{ м}^2$, а баллистический коэффициент поддерживается на уровне 188,6 кг/м². Это соответствует фазе движения в разреженной атмосфере, где аэродинамические нагрузки не оказывают значительного влияния на конструкцию КА.

Таблица 2. Параметры КА на различных высотах

h , км	m , кг	C_d	S_m , м ²	B , кг/м ²
100	830	2,2	2	188,6
70	830	2,2	2	188,6
60	515,2	1,82	1,05	269,7
50	399,4	1,8	1	221,9
40	356,8	1,8	1	198,2
30	341,1	1,8	1	189,5
20	335,4	1,8	1	186,3
10	333,2	1,8	1	185,1
0	332,5	1,8	1	184,7
Примечание – составлено авторами				

При снижении высоты ниже 70 км начинается фазовый переход параметров, вызванный увеличением плотности воздуха и ростом аэродинамического нагрева. Масса КА постепенно уменьшается вследствие абляции и разрушения наружных элементов корпуса, достигая 332–340 кг близко к поверхности. Коэффициент сопротивления снижается до значений 1,80–1,82, что отражает переход к более компактной и обтекаемой форме после потери выступающих элементов. Площадь поперечного сечения уменьшается до 1–1,05 м² по той же причине.

Наиболее заметные изменения наблюдаются в динамике баллистического коэффициента B . На высоте около 60 км он достигает максимального значения примерно 269–275 кг/м², что связано с одновременным уменьшением площади и коэффициента сопротивления при достаточно большой массе КА. Затем B постепенно снижается по мере дальнейшей потери массы.

Трансформация параметров определяет характер аэродинамического торможения и влияет на дальность падения КА. Представленные данные служат основой для расчетов траектории входа и анализа различий между сценариями с разрушением и без него.

В таблицах 3 и 4 результаты расчетов разности дальности падения L без учета разрушения КА в атмосфере и с учетом.

На рисунке 6 представлена тепловая карта значений разности дальности падения КА, вычисленной для различных комбинаций начальной скорости V_0 и угла входа θ . Такой подход позволяет наглядно оценить, как траектория атмосферного входа реагирует на изменения аэродинамических параметров, а также определить, насколько существенно разрушение конструкции влияет на конечную дальность падения.

Таблица 3. Дальность падения L (км) без учета разрушения КА в атмосфере

θ	V_0	7780	7790	7800	7810	7820	7830
-0,9		1901,7	1915,9	1930,5	1945,4	1960,6	1976,3
-1,0		1825,2	1837,8	1850,8	1864,0	1877,4	1891,2
-1,1		1754,6	1765,9	1777,4	1789,1	1801,1	1813,3
-1,2		1689,3	1699,4	1709,7	1720,2	1730,9	1741,8
-1,3		1628,7	1637,9	1647,1	1656,5	1666,1	1675,8
-1,4		1572,4	1580,7	1589,0	1597,5	1606,1	1614,9

Примечание – составлено авторами

Таблица 4. Дальность падения L (км) с учетом разрушения КА в атмосфере

θ	V_0	7780	7790	7800	7810	7820	7830
-0,9		1927,5	1941,9	1956,6	1971,7	1987,2	2003,0
-1,0		1850,9	1863,8	1876,9	1890,3	1904,0	1917,9
-1,1		1780,3	1791,8	1803,5	1815,4	1827,6	1840,0
-1,2		1714,8	1725,1	1735,7	1746,4	1757,3	1768,3
-1,3		1654,0	1663,4	1672,8	1682,5	1692,3	1702,2
-1,4		1597,5	1605,9	1614,5	1623,2	1632,0	1641,0

Примечание – составлено авторами

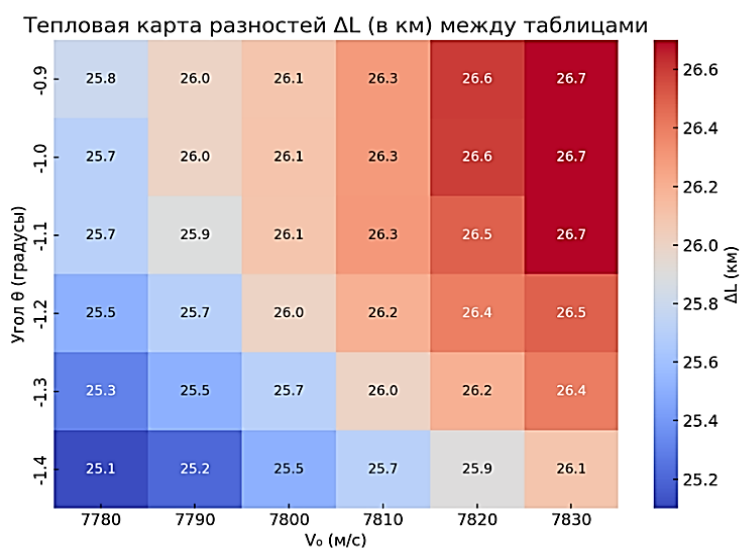


Рисунок 6. Тепловая карта разности дальности падения ΔL между сценариями с разрушением и без разрушения

Примечание – составлено на основе моделирования в MatLab

Тепловая карта показывает, что разность дальности падения ΔL находится в узком диапазоне от 25,1 до 26,7 км для всех сочетаний начальных условий. Независимо от начальной скорости V_0 (7780–7830 м/с) и угла входа θ (от $-0,9$ до $-1,4^\circ$), разрушение конструкции приводит к увеличению дальности падения примерно на 25–27 км. Такой стабильный характер указывает на то, что влияние разрушения проявляется одинаково для широкого диапазона условий входа.

Наибольшие значения $\Delta L \approx 26,6\text{--}26,7$ км наблюдаются при более высоких начальных скоростях ($V_0 \geq 7820$ м/с) и небольших углах входа ($-0,9 \dots -1,0^\circ$). В таких случаях замедление КА наиболее эффективно компенсируется уменьшением площади и коэффициента сопротивления после разрушения, что приводит к увеличению пройденной дальности.

Минимальные значения $\Delta L \approx 25,1\text{--}25,3$ км соответствуют более крутым углам входа и меньшим скоростям, когда у КА меньше времени для проявления эффекта уменьшенного торможения.

В целом карта демонстрирует, что разрушение корпуса систематически влияет на траекторию, увеличивая дальность падения почти на постоянную величину. Это подчеркивает необходимость учета подобных процессов при моделировании неконтролируемого входа КА и при оценке зон возможного падения фрагментов.

На рисунке 7 показаны зависимости дальности падения КА L от начальной скорости входа V_0 при различных углах наклона траектории θ . Для каждого угла показаны две кривые: одна отражает сценарий без разрушения конструкции, а другая сценарий с разрушением. Такое сопоставление позволяет оценить влияние изменений аэродинамических параметров на траекторию и выяснить, как модернизированная форма КА после разрушения влияет на его эффективное торможение в атмосфере.

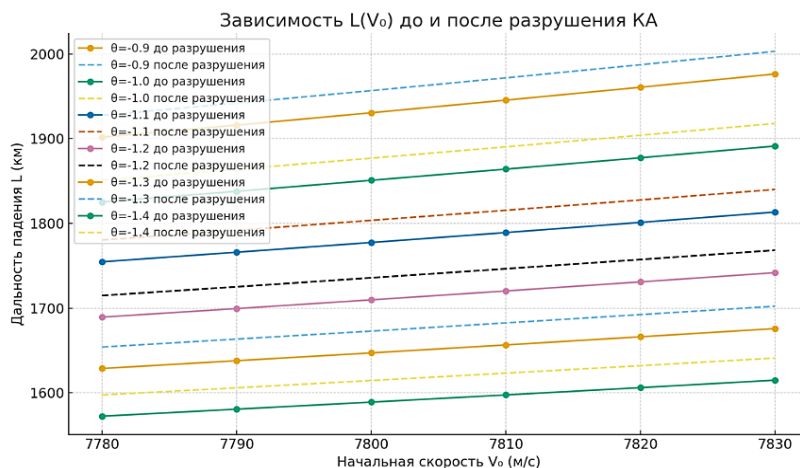


Рисунок 7. Зависимость дальности падения $L(V_0)$ от начальной скорости до и после разрушения КА

Примечание – составлено на основе моделирования в MatLab

График показывает четкую линейную зависимость дальности падения L от начальной скорости входа V_0 для всех рассматриваемых углов $\theta = -0,9 \dots -1,4^\circ$. С увеличением скорости дальность падает практически равномерно, что свидетельствует о росте кинетической энергии КА и сокращении времени, в течение которого аэродинамические силы могут его затормозить.

Для каждого угла входа видно, что кривые, соответствующие сценарию с разрушением конструкции (пунктирные линии), находятся выше кривых без разрушения (сплошные линии). Это свидетельствует о том, что после разрушения корпуса КА проходит на 25–27 км дальше, чем при сохранении исходной геометрии. Такой результат согласуется с наблюдаемым увеличением баллистического коэффициента и снижением аэродинамического сопротивления после разрушения внешних элементов.

Разница между двумя сценариями остается практически постоянной на всех скоростях, что подтверждает выводы, основанные на тепловой карте ΔL . При более пологих углах входа (например, $\theta = -0,9^\circ$) дальность достигает максимальных значений,

выше 1950–2000 км. В то же время при более крутых углах ($\theta = -1,4^\circ$) дальность снижается до 1600–1700 км. Это связано с усилением вертикального компонента скорости и более быстрым входом в плотные слои атмосферы.

Зависимость $L(V_0)$ подчеркивает важность учета постразрушительных аэродинамических параметров при моделировании неконтролируемого входа. Даже незначительные изменения в геометрии корпуса могут приводить к значительным различиям в конечной точке падения.

Таблица 5 показывает, что разность дальности падения ΔL для всех сочетаний угла входа и начальной скорости остается практически постоянной и составляет 25–27 км. Это указывает на то, что разрушение конструкции стабильно увеличивает дальность падения, независимо от исходных условий входа. Максимальные значения ΔL зафиксированы при более высоких скоростях V_0 , однако общий разброс остается незначительным, что подтверждает устойчивость этого эффекта.

Таблица 5. Разность дальности падения ΔL для различных углов входа и начальных скоростей V_0

θ°/V_0 (м/с)	7780	7790	7800	7810	7820	7830
-0,9	25,8	26,0	26,1	26,3	26,6	26,7
-1,0	25,7	26,0	26,1	26,3	26,6	26,7
-1,1	25,7	25,9	26,1	26,3	26,5	26,7
-1,2	25,5	25,7	26,0	26,2	26,4	26,5
-1,3	25,3	25,5	25,7	26,0	26,2	26,4
-1,4	25,1	25,2	25,5	25,7	25,9	26,1

Примечание – составлено авторами

Полученные результаты показывают, что основные изменения в движении КА происходят после входа в плотные слои атмосферы. На этом этапе масса, коэффициент лобового сопротивления и площадь поперечного сечения начинают быстро уменьшаться, что приводит к увеличению баллистического коэффициента. Этот рост временно снижает эффективность аэродинамического торможения и влияет на дальнейшую траекторию спуска.

Важно отметить, что, несмотря на упрощенный характер модели, зависимость дальности падения от начальных условий остается линейной и предсказуемой. Это подтверждает, что даже простая высотно-зависимая модель параметров может быть использована для оценки зоны падения в практических задачах деорбитации. Результаты также подчеркивают необходимость учета возможного разрушения конструкции, так как оно оказывает заметное влияние на конечную точку падения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе была рассмотрена модель атмосферного входа КА, в которой масса, коэффициент лобового сопротивления и площадь поперечного сечения изменяются в зависимости от высоты. Такой подход наглядно показывает, как трансформация аэродинамических параметров влияет на процесс торможения и дальность падения КА.

Результаты расчетов показали, что основные изменения происходят при высоте около 70 км. Масса КА начинает уменьшаться, его форма становится более обтекаемой, а площадь поперечного сечения значительно сокращается. В совокупности это приводит к временному увеличению баллистического коэффициента, что существенно влияет на траекторию спуска.

Сравнение двух сценариев без разрушения и с разрушением конструкции показало, что разрушение стабильно увеличивает дальность падения на 25–27 км независимо от скорости входа и угла траектории. Такой устойчивый эффект свидетельствует о том, что изменение аэродинамических параметров имеет решающее значение для прогноза зоны падения.

В целом проведенный анализ подтверждает, что даже при использовании относительно простой модели можно получить важные оценки поведения спутника при входе в атмосферу. Такой подход может быть полезен в практических задачах деорбитации, когда необходимо быстро и надежно оценить параметры движения и возможные районы падения КА.

КОНФЛИКТ ИНТЕРЕСОВ: Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

ФИНАНСИРОВАНИЕ: Данное исследование финансировалось Комитетом науки Министерства науки и высшего образования Республики Казахстан (BR27198365 «Разработка оптикоэлектронной системы в коротковолновой инфракрасной области спектра в контексте развития космических систем ДЗЗ Казахстана»).

УВЕДОМЛЕНИЕ ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ТЕХНОЛОГИЙ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА: В подготовке данной рукописи инструменты искусственного интеллекта не использовались.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Стратегия «Казахстан-2050»: новый политический курс состоявшегося государства. (2012). Информационно-правовая система нормативных правовых актов Республики Казахстан «Әділет»; по состоянию на 10.10.2024. <https://adilet.zan.kz/rus/docs/K1200002050> // Strategiya "Kazakhstan-2050": novyy politicheskiy kurs sostoyavshegosya gosudarstva [Strategy "Kazakhstan-2050": New political course of the established state]. (2012). Informatsionno-pravovaya sistema normativnykh pravovykh aktov Respubliki Kazakhstan "Adilet"; as of 10.10.2024. <https://adilet.zan.kz/rus/docs/K1200002050> (In Russ.)
- International Organization for Standardization. (2023). Space systems: Space debris mitigation requirements (ISO 24113:2023(E), 4th ed.). International Organization for Standardization.
- Zhang, R., Yang, K., Zhang, J., & Bi, S. (2024). Overview and key technology of the membrane drag sail for low Earth orbit satellite deorbit. *Space: Science & Technology*, 4, Article 0115. <https://doi.org/10.34133/space.0115>
- Niccolai, L., & Mengali, G. (2024). Performance estimate of a spin-stabilized drag sail for spacecraft deorbiting. *Applied Sciences*, 14(2), Article 612. <https://doi.org/10.3390/app14020612>
- Zhang, J., Zhang, R., & Yang, K. (2022). Attitude stability analysis and configuration design of pyramid drag sail for deorbit missions. *Journal of Aerospace Engineering*, 35(6), Article 04022084.
- Xu, Y., et al. (2024). Numerical simulation of rigid-flexible coupled dynamics for an inflatable sphere deorbiting device. *Advances in Space Research*, 74(1), 373–383.
- Olave, D. R., et al. (2023). Inflatable aerodynamic decelerator for CubeSat reentry and recovery: Altitude effects on the flowfield structure. *Aerospace Science and Technology*, 138, Article 108358.
- Caqueo, N., et al. (2024). Inflatable aerodynamic decelerators for CubeSat reentry and recovery: Surface properties. *Aerospace Science and Technology*, 149, Article 109151.
- Xiao, H., Huang, J., Liu, G., & Lv, Y. (2020). Space environment modeling and deorbiting efficiency analysis for electro-dynamic tether system. In 2020 Chinese Control and Decision

- Conference (CCDC) (pp. 5063–5067). IEEE.
<https://doi.org/10.1109/CCDC49329.2020.9164373>
- Sarego, G., Olivieri, L., Valmorbidia, A., et al. (2021). Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. CEAS Space Journal, 13, 567–581.
<https://doi.org/10.1007/s12567-021-00349-5>
- Janovsky, R., Kassebom, M., Lübberstedt, H., & Romberg, O. (2014). End-of-life de-orbiting strategies for satellites.
- Everetts, W., Rock, K., & Iovanov, M. (2020). Iridium deorbit strategy, execution, and results (pp. 351–357).
- NASA Orbital Debris Program Office. (n.d.). NASA orbital debris program office. Retrieved November 12, 2025, from <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>
- ESA Space Debris Office. (n.d.). Space debris. Retrieved February 1, 2025, from https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris
- Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. (2025). IADC space debris mitigation guidelines (IADC-02-01, Rev. 4). IADC Steering Group and Working Group 4.
- Manhire, V. (Ed.). (2019). United Nations handbook 2019–2020 (pp. 58–60). Ministry of Foreign Affairs and Trade of New Zealand. ISSN 0110-1951.
- Baruah, Y., Roy, S., Sinha, S., Palmerio, E., Pal, S., Oliveira, D. M., & Nandy, D. (2024). The loss of Starlink satellites in February 2022: How moderate geomagnetic storms can adversely affect assets in low-Earth orbit. Space Weather, 22(4), Article e2023SW003716.
- Allen, H. J., & Eggers, A. J., Jr. (1958). A study of the motion and aerodynamic heating of ballistic missiles entering the earth's atmosphere at high supersonic speeds (NACA-TR-1381). National Advisory Committee for Aeronautics.
- Иванов Н. М., & Лысенко Л. Н. (2016). Баллистика и навигация космических аппаратов. Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана. // Ivanov, N. M., & Lysenko, L. N. (2016). Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov [Ballistics and navigation of spacecraft]. Izdatel'stvo MGTU im. N. E. Bauman. (In Russ.)

Авторлар туралы мәліметтер
Информация об авторах
Information about authors



Ашуров Абдикул Еркулович – «Ғарыштық техника және технологиялар» кафедрасының профессоры, Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Астана қ., Қазақстан

Ашуров Абдикул Еркулович – профессор кафедрасы «Космическая техника и технологии», Евразийский национальный университет им. Л.Н. Гумилева, г. Астана, Казахстан.

Ashurov Abdikul – professor of the «Space Engineering and Technologies» department, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan

e-mail: ae_ashurov@yahoo.com,

ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-6044-5579>



Жумажанов Берик Рахымбекович – «Ghalam» ЖШС, пайдалы жүктеме және ғылыми әзірлемелер бөлімінің басшысы, Астана қ., Қазақстан

Жумажанов Берик Рахымбекович – руководитель отдела полезной нагрузки и научных разработок, ТОО «Ghalam», г. Астана, Казахстан

Zhumazhanov Berik – head of the Payload and R&D Department, «Ghalam» LLP, Astana, Kazakhstan

e-mail: b.zhumazhanov@ghalam.kz,

ORCID: <http://orcid.org/0000-0001-5926-9619>,



Кулакаева Айгуль Ергалиевна – «Радиотехника, электроника және телекоммуникациялар» кафедрасының қауымдастырылған профессоры, Халықаралық ақпараттық технологиялар университеті, Алматы қ., Қазақстан.

Кулакаева Айгуль Ергалиевна – ассоциированный профессор кафедры «Радиотехника, электроника и телекоммуникации», Международный университет информационных технологий, г. Алматы, Казахстан.

Kulakayeva Aigul – associate Professor of the «Radio Engineering, Electronics and Telecommunications» department, International Information University, Almaty, Kazakhstan.

e-mail: a.kulakayeva@iitu.edu.kz,

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



Зылғара Айгерим Ерболовна – «Қазақстан Ғарыш Сапары» Ұлттық компаниясы АҚ Ғарыштық жүйелер департаментінің инженері, Астана қ., Қазақстан

Зылғара Айгерим Ерболовна – инженер Департамента космических систем АО НК «Қазақстан Ғарыш Сапары», г. Астана, Казахстан

Zylgara Aigerim – engineer, Department of Space Systems, JSC “NC Kazakhstan Gharysh Sapary”, Astana, Kazakhstan.

E-mail: zylgara@gmail.com

ORCID: <https://orcid.org/0009-0008-9916-8685>.