

УДК 629.783

DOI 10.52167/1609-1817-2025-140-5-263-274

А.Е. Ашуров<sup>1</sup>, О. Абдирашев<sup>1</sup>, А.Б. Байманова<sup>1</sup>, Ж. Кадирбек<sup>2</sup>, Х. Молдамурат<sup>1</sup>

<sup>1</sup>L.N. Gumilyov Eurasian National University, Астана, Казахстан

<sup>2</sup>Kazmedia Ortalygy LLP, Астана, Казахстан

E-mail: moldamurat@yandex.kz

## МОДЕЛИРОВАНИЕ НИЗКОТЯГОВЫХ СХЕМ УВОДА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ

**Аннотация.** Представлены результаты численного моделирования низкотяговых схем увода космического аппарата с геостационарной орбиты на орбиту захоронения высотой около 280 км. Расчёты проводились для спутника с параметрами, весьма близкими к параметрам казахстанского геостационарного спутника KazSat-2. Расчёты показали, что при использовании стационарного плазменного двигателя спутник достигает орбиты захоронения за двое суток. При использовании газового двигателя – за восемь суток. При этом расход топлива примерно на 60 кг больше, чем у СПТ-70, и составил 61,826 кг. Учёт этого фактора весьма важен при планировании увода спутника на орбиту захоронения. Хотя повышение орбиты спутника приведёт к дрейфу на запад, изменение долготы за весь период увода не превысит 0,3 градуса.

**Ключевые слова:** геостационарный спутник, KazSat-2, космический аппарат, увод, манёвры, численное моделирование, параметры орбиты.

### Введение.

Вопросы управления космическим мусором и обеспечения безопасности спутниковых полетов всегда были одними из наиболее актуальных в современной астродинамике. В частности, вывод спутника с геостационарной орбиты по окончании срока службы путем перевода его на так называемую «орбиту захоронения», стал условием устойчивости орбитальной среды и соблюдением международных норм. Утилизация космических аппаратов с геостационарной орбиты регулируется международными правовыми актами. Хотя они носят рекомендательный характер, фактически они обязательны к исполнению. В качестве обзора последних работ по этой теме можно привести [1–9]. В этих работах рассматриваются такие вопросы, как требования к системам утилизации космических объектов, утилизация геостационарных спутников в конце срока службы, новые представления об опасности столкновения с орбитальным мусором на геостационарных орбитах, и др.

Одной из наиболее полных недавних работ, посвященных проблеме снятия космического аппарата с геостационарной орбиты, является [10]. Авторы исследовали орбитальную динамику спутников Земли около геосинхронной высоты с главной целью оценить текущие рекомендации по смягчению последствий, а также обсудить будущее использование этого региона. Было проведено тщательное динамическое картирование в сетке орбитальных элементов высокой четкости с помощью быстрого и точного полуаналитического пропагатора, который учитывал все соответствующие возмущения. Более того, авторы подтвердили существование эффективного механизма очистки для наклонных геосинхронных спутников и обсудили его последствия с точки зрения текущих рекомендаций, а также альтернативных проектов миссий, которые

могли бы привести к устойчивому использованию геосинхронной орбитальной области.

Вместе с тем современная стратегия вывода геостационарных аппаратов кроется в связке активного «буксирования» для неуправляемых спутников и правильного выбора утилизирующей орбиты, учитывающего долговременную динамику. На уровне технологий наиболее продвинута линия контактно-бесконтактного удаления: сервис-КА формирует на цели реактивную силу ионным лучом, оставаясь на безопасной дистанции. При этом попутно компенсирующий двигатель нивелирует реакцию струи на сам «буксир» [11]. Детальная проработка технологии для ГСО показывает, что при реалистичных тягах, мощностях и запасах ксенона одна платформа способна последовательно перевести несколько массивных «мертвых» КА за пределы ГСО с соблюдением требований по высоте и долговременной устойчивости.

Другой современной технологией увода является многолучевая IBS-схема: массив из нескольких ионных источников даёт большую результирующую тягу и гибкость в управлении моментами, что снижает время перевода и делает устойчивее подавление вращения цели без физического захвата [12]. Для ГСО это означает более короткие «окна воздействия» у апогея и меньшие требования к общему времени процесса удаления, при умеренном росте энергопотребления. Гибридные схемы управления зарядом цели и параметрами луча показывают минимизацию расхода и улучшение компенсации вращения КА при переводе на орбиту захоронения, что повышает энергетическую эффективность IBS-миссий и их устойчивость к возмущениям [13].

Однако один лишь перевод за ГСО не гарантирует долговременную безопасность: важно рассчитать высоту орбиты увода так, чтобы орбита не возвращалась в защищённую зону под воздействием различных возмущений. Здесь полезна переоценка и обобщение классической формулы апогея. В работе [14] предлагаются условия для более широкой области параметров (включая случаи слабой эксцентриситетной «накачки») и показываются границы надёжности стандартизированной схемы для разных площадей-на-массу [14]. Его практический смысл в том, чтобы избежать «ложной экономии»  $\Delta V$ . Оптимально это - не минимально возможная высота, а стабильная с точки зрения многолетней динамики зона, подтверждаемая анализом возмущений [14].

Параллельно набирает обороты подход, снижающий время пребывания объекта в окрестности ГСО без больших затрат  $\Delta V$  - метод повышенного эксцентриситета. Он реализует небольшие манёвры вблизи апогея, чтобы ускорить дрейф и уйти из плотной окрестности слотов: для операторов это удобный компромисс, особенно при ограниченном остаточном топливе и нестрогих требованиях к «географии» конечного положения объекта [15].

В совокупности, общая схема выглядит так: 1) на ранней стадии миссии резервируется  $\Delta V$  и закладываются интерфейсы под IBS-совместимость; 2) к концу службы оцениваются ориентация/вращение и остатки топлива, выбирается сценарий: управляемый перевод IBS либо самоудаление с подъёмом на орбиту захоронения (для управляемых КА); 3) высота и элементы орбиты захоронения валидируются не по «правилу из таблицы», а через расчёт долгосрочной устойчивости (в т.ч. по уточнённой апогеевой формуле [14]); 4) при дефиците ресурсов допустим временный режим повышенного  $e$  для сокращения времени в «плотной» зоне [15]; 5) по возможности организуется независимый мониторинг (радиолокация и определение орбиты) для документального подтверждения ухода (требование соответствия). Ключевые инженерные параметры это - требуемые тяги и мощности IBS, безопасные дистанции, суммарный  $\Delta V$  и энергетика перевода, а также стабильность орбиты захоронения на

горизонтах 25–100 лет. Публикации последних лет дают как технологическую базу (IBS-схемы, учёт электростатики) [11–13], так и методические критерии выбора целевой орбиты [14] и переходные манёвры для снижения рисков [15], что вместе образует практичный набор рецептов для вывода ГСО-объектов из защищённой зоны с доказуемой долговременной безопасностью.

В [16] рассмотрена задача моделирования увода космического аппарата с квазигеостационарной орбиты, где рассчитаны необходимые импульсы, расход топлива на маневры, необходимое время подъёма орбиты до 300 км, изменение большой полуоси, эксцентриситет орбиты и дрейф спутника по долготе. Процесс подъёма орбиты рассматривался как последовательные запуски газовых двигателей (ГД). В [16] показано, что в пределах максимальной продолжительности работы двигателей ГД продолжительность их отдельных запусков не оказывает существенного влияния на конечные результаты увода. Тогда параметры спутника были близки к параметрам первого казахстанского геостационарного спутника Kazsat-1. При этом, как упоминалось выше, орбита рассматривалась только как квазигеостационарная.

Цель данной работы - моделирование процесса увода геостационарного спутника, аналогичного казахстанскому геостационарному спутнику Kazsat-2, который в настоящее время успешно функционирует на орбите. Причем в отличие от работы [16] мы попытаемся решить эту задачу в более общем случае.

#### **Материалы и методы.**

Для управления движением спутников могут использоваться двигатели большой и малой тяги [17, 18]. В случае двигателей большой тяги предполагается, что время создания необходимого приращения скорости  $\Delta V$  пренебрежимо мало по сравнению с периодом обращения спутника. Такое управление называется импульсным. В этом случае действие силы тяги сводится к скачкообразному изменению скорости космического аппарата без изменения координат за время работы двигателя. Учитывая, что это время, как правило, значительно меньше времени орбитального перехода, такое предположение оправдано.

В случае двигателей малой тяги время работы двигателя становится порядка периода обращения спутника. В этом случае влияние тяги на орбиту можно вычислить интегрированием уравнения движения с учетом ускорения, обусловленного тягой двигателя [17, 19]. На этой основе в [20] решена задача управления планарными параметрами орбиты геостационарного космического аппарата с помощью двигателя малой тяги. Поскольку все манёвры должны осуществляться из условия оптимальности, в [21] рассмотрена задача оптимизации геостационарной орбиты с использованием ионного двигателя малой тяги.

В [16] рассмотрен случай  $e \neq 0, i = 0$  (эксцентриситет и наклонение орбиты) и  $T_s \neq T_E$ , где  $T_s$  - сидерический период обращения спутника,  $T_E$  - продолжительность звёздных суток.

Теперь рассмотрим случай  $e \neq 0, i \neq 0$  и  $T_s \neq T_E$ . Таким образом, элементы орбиты отличаются от элементов идеальной орбиты, то есть они более реальны. В этом случае спутник смещается относительно поверхности Земли как по широте, так и по долготе [19]. Однако, поскольку мы рассматриваем активное движение спутника под действием тяги двигателей, мы не учитываем различные возмущающие факторы, которые играют существенную роль в его пассивном движении.

Из трёх видов импульсов (тангенциальных, нормальных и боковых, или бинормальных) тангенциальный импульс используется для изменения большой полуоси орбиты, скорости дрейфа по долготе и вектора эксцентриситета. Учитывая, что

в рассматриваемой нами задаче в результате одного малого импульса ( $\Delta V \ll V$ ) большая полуось изменяется на малую величину ( $\Delta a \ll a$ ), можно показать, что [17-19]:

$$\Delta a = \frac{2a^2V}{\mu} \Delta V, \quad (2)$$

где  $\mu=fM$  - гравитационный параметр Земли.

Изменение большой полуоси одновременно сопровождается изменением эксцентриситета  $e$  [17]:

$$\Delta e = \frac{2(e+\cos v)}{v} \Delta V, \quad (3)$$

где  $v$  истинная аномалия КА.

Тангенциальный импульс  $\Delta V$  можно вычислить в виде:

$$\Delta V = \frac{F \cdot \cos \alpha}{m} \Delta t, \quad (4)$$

где  $F$  – величина тяги,  $m$  – масса КА,  $\alpha$  – угол между направлениями маневрирования и тяги двигателя, а  $\Delta t$  – время работы двигателя. Хотя масса космического аппарата является функцией времени, при работе двигателя её можно считать постоянной.

Предполагаем, что элементы орбиты на начальный момент времени (большая полуось  $a_0$ , эксцентриситет  $e_0$ , наклонение  $i_0$ , аргумент перигея  $\omega_0$ , истинная аномалия  $v_0$ , средняя аномалия  $M_0$  и период обращения  $T_0$ ) известны.

Процесс подъёма орбиты будем рассматривать как результат последовательных включений двигателей и соответствующих изменений указанных элементов орбиты. Поэтому численное моделирование проводится в следующей последовательности.

- 1) Вычисление средней аномалии:  $M = M_0 + \frac{2\pi}{T}t$ ;
- 2) Вычисление истинной аномалии из уравнения Кеплера:  $M = E - e \sin E$  и

$$\operatorname{tg} \frac{v}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2};$$

3) Вычисление прироста скорости  $\Delta V$  по формуле (4). В этом случае для каждого отдельного маневра за массу космического аппарата берется ее среднее значение  $m_m = (m_{i-1} + m_i)/2$ , где  $m_{i-1}$  и  $m_i$  – массы КА в начале и конце маневра. Масса КА в конце маневра определяется в виде  $m_i = m_{i-1} - dm = m_{i-1} - \dot{m} \cdot \Delta t$ , где  $\dot{m}$  секундный расход топлива.

4) Вычисление изменения большой полуоси  $\Delta a$  по формуле (2). При этом в качестве большой полуоси  $a$  и скорости  $V$  принимаются значения, соответствующие началу маневра.

5) Вычисление изменения эксцентриситета  $\Delta e$  по формуле (3). Как и в предыдущем случае, в качестве скорости  $V$  берутся значения, соответствующие началу манёвра. После манёвра скорость, большая полуось и эксцентриситет будут соответственно  $V = V_0 + \Delta V$ ,  $a_i = a_{i-1} + \Delta a$ , and  $e_i = e_{i-1} + \Delta e$ . Поскольку манёвр спутника осуществляется только под действием тангенциального импульса, остальные элементы орбиты остаются неизменными.

6) Вычисление координат спутника в геоцентрической инерциальной системе координат (ECI) по элементам орбиты.

7) Вычисление координат спутника в геоцентрической, связанной с Землей системе координат.

8) Вычисление геодезической долготы ( $\lambda$ ), широты ( $\varphi$ ) и геодезической высоты ( $H$ ).

### Результаты и обсуждения.

Для моделирования процесса утилизации были приняты следующие исходные параметры, близкие к параметрам спутника Kazsat-2:

- начальная долгота  $\lambda_0=86^{\circ}28'58''$  Е и широта  $\varphi_0=0^{\circ}03'05''$  N;
- большая полуось орбиты  $a_0 = 42166.2$  км;
- эксцентриситет  $e_0 = 0.0000440$ ;
- наклонение  $i_0=0.0541^{\circ}$ ;
- аргумент перигея  $\omega_0=199.7178^{\circ}$ ;
- истинная аномалия  $\nu_0=231.7646^{\circ}$ ;
- средняя аномалия  $M_0=231.7685^{\circ}$ ;
- масса спутника  $m_0 = 1271$  kg;
- угол между направлением маневра и направлением тяги  $\alpha = 60^{\circ}$ ;
- число одновременно включенных двигателей  $N = 4$ .

Как известно, на спутнике Kazsat-2 установлены два типа двигателей: стационарные плазменные двигатели СПТ-70 и двигатели на холодном газе. Соответственно, тяга  $F$  для них составляет 0,039 Н и 0,009 Н.

Результаты моделирования представлены в таблице 1. Моделирование проводилось до высоты орбиты увода, т.е. примерно 280 км.

Таблица 1 - Результаты моделирования

Двигатель	Продолжительность увода, сутки	Высота подъема ( $h$ ), км	Расход топлива ( $\Delta m$ ), кг	Пределы изменения долготы ( $\lambda_{\min} - \lambda_{\max}$ ), град	Пределы изменения широты ( $\pm\Delta\varphi$ ), град	Максимальное изменение эксцентриситета ( $\Delta e$ )
СПТ-70	2	284	1.903	86.42 – 86.60	$\pm 0.054$	0.001095
Газовый	8	279.6	61.826	86.28 - 86.50	$\pm 0.054$	0.000271

Как видно из таблицы, время, необходимое для вывода спутника на орбиту захоронения, зависит от типа используемых двигателей, которые различаются по величине тяги. Примерно четырёхкратное преимущество в тяге двигателя СПТ-70 обеспечивает соответственно четырёхкратное сокращение времени выполнения этой операции. Однако расход топлива газового двигателя в 32,5 раза выше, чем у СПТ-70. Это обусловлено высокой эффективностью последнего. Другие параметры манёвра, такие как изменение долготы, широты и эксцентриситета, различаются незначительно, поскольку их изменение в большей степени зависит не от характеристик двигателей, а от начальных элементов орбиты и особенностей геостационарной орбиты. На рисунках 1 и 2 показаны графики долготы, широты, эксцентриситета, большой полуоси орбиты, высоты над геостационарной орбитой в зависимости от времени, а также график зависимости широты от долготы для случаев с двигателем СПТ-70 и газовым двигателем.

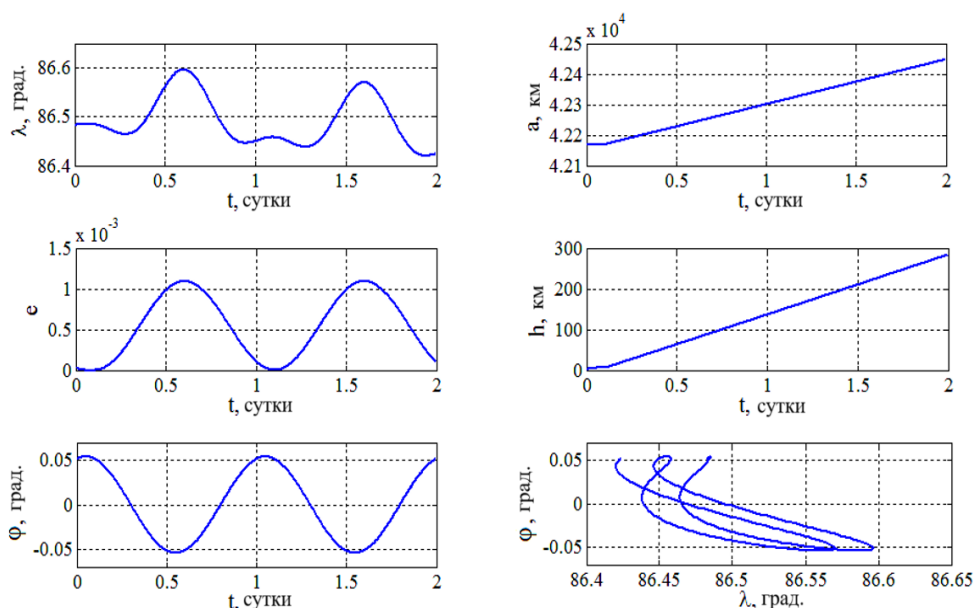


Рисунок 1 - Изменения долготы, эксцентриситета, широты, большой полуоси орбиты, высоты над геостационарной орбитой со временем, а также широты и долготы для случая двигателя СПТ-70

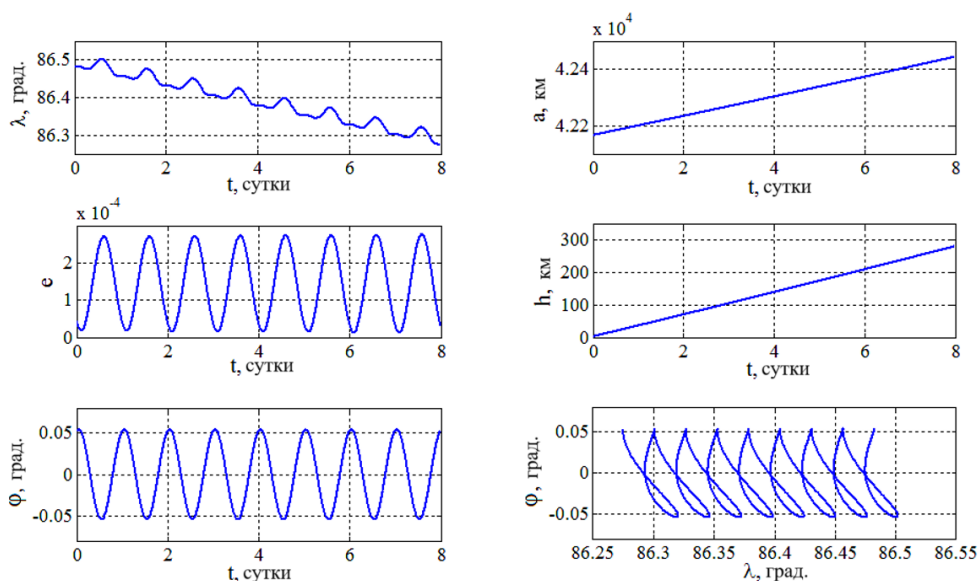


Рисунок 2 -Изменения долготы, эксцентриситета, широты, большой полуоси орбиты, высоты над геостационарной орбитой со временем, а также широты и долготы для случая газового двигателя

Эти данные показывают, что уменьшение тяги приведёт к уменьшению амплитуды изменения долготы. Однако это приведёт к увеличению дрейфа положения спутника в западном направлении. Кроме того, это приведёт к уменьшению амплитуды изменения эксцентриситета примерно в четыре раза. Из этого можно сделать вывод, что если манёвр необходимо выполнить с минимальным эксцентриситетом, то использование газового подруливающего устройства предпочтительнее. Однако это приведёт к увеличению времени увода спутника на орбиту захоронения.

Характер изменения широты в обоих случаях одинаков. Более того, как эксцентриситет, так и широта имеют одинаковый период изменения, равный суткам.

Большая полуось и высота над геостационарной орбитой меняются линейно со временем.

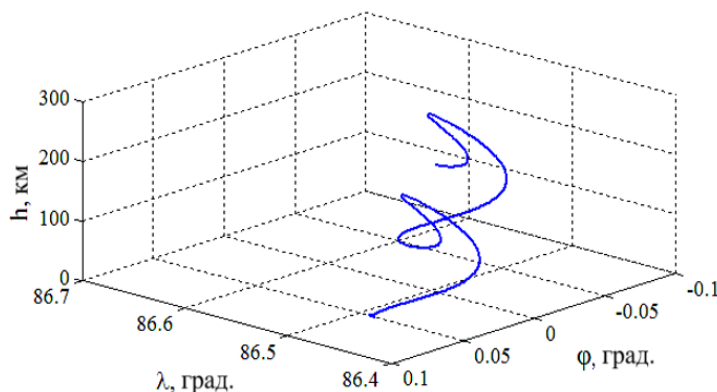


Рисунок 3 - Траектория спутника в пространстве долготы, широты и высоты для случая двигателя СПД-70

На рисунках 1 и 2 показано, что графики зависимости широты от долготы представляют собой определённые, повторяющиеся закономерности. Ещё более интересную картину можно увидеть на трёхмерных рисунках 3 и 4, где высота над геостационарной орбитой суммируется по вертикали. Фактически, это траектория спутника в космосе во время манёвра.

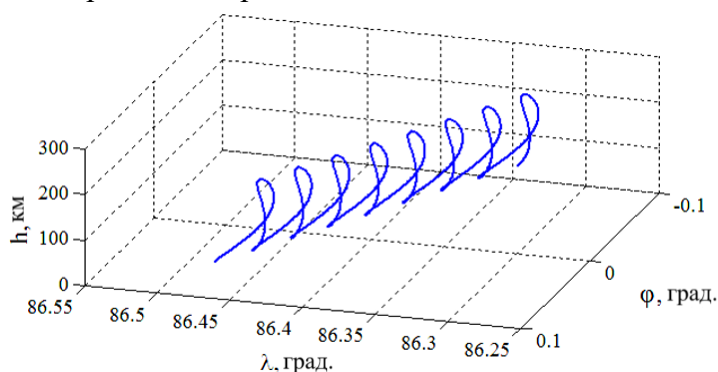


Рисунок 4 - Траектория спутника в пространстве долготы, широты и высоты для случая газового двигателя

Таким образом, мы представили достаточно подробную картину процесса увода геостационарного спутника с параметрами, близкими к Kazsat-2. Мы полагаем, что учёт возмущающих факторов Солнца и Луны, а также несферичности гравитационного потенциала Земли не сильно изменит картину. Оценка их влияния на данный тип манёвра – наша долгосрочная задача.

### **Заключение.**

Проведено численное моделирование процесса перевода космического аппарата с квазигеостационарной орбиты на орбиту захоронения высотой около 280 км. Расчёты проводились для геостационарного спутника с техническими параметрами и элементами орбиты, близкими к параметрам спутника Kazsat-2. Рассмотрены два варианта манёвра: с использованием стационарного плазменного и газового двигателей. Расчёты показали, что выход на орбиту увода с использованием СПД-70

займёт 2 суток, а с использованием газового двигателя – 8 суток. Расход топлива в первом случае составил 1,903 кг, а в случае газового двигателя – 61,826 кг. Это означает, что выбор газового двигателя ведёт к увеличению расхода топлива для завершения процесса увода.

Подъём орбиты спутника приведёт к его дрейфу на запад. При этом изменение долготы происходит периодически. А наличие наклона орбиты приведёт к периодическому изменению широты и эксцентриситета. Период их изменения составляет одни сутки. Изменения большой полуоси и высоты с течением времени происходят по линейному закону.

Мы пока не учитывали влияние несферического потенциала Земли и влияние Солнца и Луны, поскольку ускорение от постоянно работающих двигателей значительно превышает ускорение от этих возмущений. Их учёт и более точные расчёты - цель наших будущих исследований.

### **Финансирование.**

Данная статья выполнена и опубликована в рамках научного проекта, финансируемого Комитетом науки Министерства науки и высшего образования Республики Казахстан: AP23486167 «Разработка геоинформационной системы мониторинга и прогнозирования распространения лесных пожаров с интеллектуальной обработкой аэрокосмических данных», по договору № 189ГФ/24-26 от «09» сентября 2024 г.

## **ЛИТЕРАТУРА**

[1] Дорошкевич В.К., Пироженко А.В., Хитько А.В., Хорольский П.Г. К определению требований к системам увода космических объектов//ААЕКС. – 2010. – №1. – С. 11-17.

[2] Jehn, R., Agapov, V., Hernández, C. End-Of Disposal of Geostationary Satellites. Proceedings of the 4<sup>th</sup> European Conference on Space Debris (ESA SP-587), ESA/ESOC, Darmstadt, Germany, pp. 373-378.

[3] Rosengren A.J., Scheeres D.J., McMahon J.W. The Classical Laplace Plane as a Stable Disposal Orbit for Geostationary Satellites. Advances in Space Research. 2014, Vol.53, No.8, pp.1219 – 1228.

[4] Gkolias, I., Colombo, C. End of life disposal of geosynchronous satellites. Proceedings of the 68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia, IAC-17-A6.4.3. 2017, pp.1 – 13.

[5] Mc Knight, D.S., Di Pentino, F. R. New insights on the orbital debris collision hazards at GEO. Acta Astronautica. 2013, Vol.85, pp.73 – 82.

[6] Anderson, P.V., Schaub, H. Local debris congestion in the geosynchronous environment with population augmentation. Acta Astronautica. 2014, Vol. 94, pp. 619 – 628.

[7] Tang, J., Hou, X., Liu, L. Long-term evolution of the inclined geosynchronous orbit in Beidou Navigation Satellite System. Advances in Space Research. 2017, Vol.59, No.3, pp. 762 – 774.

[8] Lücking, C., Colombo, C., McInne, C. R. Solar radiation pressure-augmented deorbiting: passive end-of-life disposal from high-altitude orbits//Journal of Spacecraft and Rockets. 2013, Vol. 50, pp. 1256 – 1267.

[9] Ашуров А.Е. Моделирование процесса увода космического аппарата с геостационарной орбиты//Вестник ЕНУ им. Л.Н. Гумилева. – Астана: ЕНУ, 2016. - №6. II Часть. С.241-246.

[10] Gkolias, I., Colombo, C. Towards a sustainable exploitation of the geosynchronous orbital region. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2019, 131, 19. <https://doi.org/10.1007/s10569-019-9895-3>

[11] Nikolichev I. A., Svitina V. V. Contactless space debris removal from the geostationary orbit protected region//*Acta Astronautica*. 2024, Vol. 215, P. 523–533. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.12.019> .

[12] Ledkov A. S., Aslanov V. S. Active space debris removal by ion multi-beam shepherd spacecraft // *Acta Astronautica*. 2023, Vol. 205, P. 247–257. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.02.003>

[13] Ledkov A. S., Aslanov V. S. Hybrid electrostatic ion beam shepherd schemes for active space debris removal from GEO to disposal orbit//*Astrodynamics*. 2025, Vol. 205, P. 273–288. DOI: <https://doi.org/10.1007/s42064-024-0235-3>

[14] Skoulidou D. K., et al. On a general apogee formula for the disposal of satellites and rocket bodies below the geosynchronous protected region//*Advances in Space Research*. 2024, Vol. 73, Issue 1, P. 237–253. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.10.021>

[15] Öz İ. Minimizing satellite residence time in the GEO region using elevated-eccentricity method//*Turkish Journal of Engineering*, 8 (3), 416-426. DOI: <https://doi.org/10.31127/tuje.1395250>

[16] Ashurov, A.E. Spacecraft disposal in quasi-geostationary orbit//*Eurasian Physical Technical Journal*. 2018, Vol. 15, №1(29), pp. 22-28.

[17] Чернявский Г.М., Бартнев В.А., Малышев В.А. Управление орбитой стационарного спутника. - М.: Машиностроение, 1984. – 144 с.

[18] Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. - М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. - 523 с.

[19] Soop, E. M. Introduction to Geostationary Orbits. European Space Agency, Scientific & Technical Information Branch, 1983. 143 p.

[20] Салмин В.В., Четвериков А.С. Управление плоскими параметрами орбиты геостационарного космического аппарата с помощью двигателя малой тяги//*Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. – 2015. – Т.14, № 4. – С. 92-101.

[21] Goodyear A.M. S, Spencer D.B. Optimal low-thrust geostationary transfer orbit using legendre-gauss-radau collocation//*Astrodynamics*. 2016, Vol. 156, pp. 3073 - 3088.

## REFERENCES

[1] Doroshkevich V.K., Pirozhenko A.V., Hit'ko A.V., Horol'skij P.G. K opredeleniju trebovanij k sistemam uvoda kosmicheskikh ob#ektov//*AAEKS*. – 2010. – №1. – S. 11-17.

[2] Jehn, R., Agapov, V., Hernández, C. End-Of Disposal of Geostationary Satellites. Proceedings of the 4th European Conference on Space Debris (ESA SP-587), ESA/ESOC, Darmstadt, Germany, pp. 373-378.

[3] Rosengren A.J., Scheeres D.J., McMahon J.W. The Classical Laplace Plane as a Stable Disposal Orbit for Geostationary Satellites. *Advances in Space Research*. 2014, Vol.53, No.8, pp.1219 – 1228.

[4] Gkolias, I., Colombo, C. End of life disposal of geosynchronous satellites. Proceedings of the 68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia, IAC–17–A6.4.3. 2017, pp.1 – 13.

[5] Mc Knight, D.S., Di Pentino, F. R. New insights on the orbital debris collision hazards at GEO. *Acta Astronautica*. 2013, Vol.85, pp.73 – 82.

- [6] Anderson, P.V., Schaub, H. Local debris congestion in the geosynchronous environment with population augmentation. *Acta Astronautica*. 2014, Vol. 94, pp. 619 – 628.
- [7] Tang, J., Hou, X., Liu, L. Long-term evolution of the inclined geosynchronous orbit in Beidou Navigation Satellite System. *Advances in Space Research*. 2017, Vol.59, No.3, pp. 762 – 774.
- [8] Lücking, C., Colombo, C., McInne, C. R. Solar radiation pressure-augmented deorbiting: passive end-of-life disposal from high-altitude orbits//*Journal of Spacecraft and Rockets*. 2013, Vol. 50, pp. 1256 – 1267.
- [9] Ashurov A.E. Modelirovanie processa uvoda kosmicheskogo apparata s geostacionarnoj orbity//*Vestnik ENU im. L.N. Gumileva*. – Astana: ENU, 2016. - №6. II Chast'. S.241-246.
- [10] Gkolias, I., Colombo, C. Towards a sustainable exploitation of the geosynchronous orbital region. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2019, 131, 19. <https://doi.org/10.1007/s10569-019-9895-3>
- [11] Nikolichiev I. A., Svtina V. V. Contactless space debris removal from the geostationary orbit protected region//*Acta Astronautica*. 2024, Vol. 215, P. 523–533. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.12.019> .
- [12] Ledkov A. S., Aslanov V. S. Active space debris removal by ion multi-beam shepherd spacecraft // *Acta Astronautica*. 2023, Vol. 205, P. 247–257. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.02.003>
- [13] Ledkov A. S., Aslanov V. S. Hybrid electrostatic ion beam shepherd schemes for active space debris removal from GEO to disposal orbit//*Astrodynamics*. 2025, Vol. 205, P. 273–288. DOI: <https://doi.org/10.1007/s42064-024-0235-3>
- [14] Skoulidou D. K., et al. On a general apogee formula for the disposal of satellites and rocket bodies below the geosynchronous protected region//*Advances in Space Research*. 2024, Vol. 73, Issue 1, P. 237–253. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.10.021>
- [15] Öz İ. Minimizing satellite residence time in the GEO region using elevated-eccentricity method//*Turkish Journal of Engineering*, 8 (3), 416-426. DOI: <https://doi.org/10.31127/tuje.1395250>
- [16] Ashurov, A.E. Spacecraft disposal in quasi-geostationary orbit//*Eurasian Physical Technical Journal*. 2018, Vol. 15, №1(29), pp. 22-28.
- [17] Chernjavskij G.M., Bartenev V.A., Malyshev V.A. Upravlenie orbitoj stacionarnogo sputnika. - M.: Mashinostroenie, 1984. – 144 s.
- [18] Ivanov N.M., Lysenko L.N. Ballistika i navigacija kosmicheskikh apparatov. - M.: Izdatel'stvo MGTU im. N.Je, Bauman, 2016. - 523 s.
- [19] Soop, E. M. Introduction to Geostationary Orbits. European Space Agency, Scientific & Technical Information Branch, 1983. 143 p.
- [20] Salmin V.V., Chetverikov A.S. Upravlenie ploskimi parametrami orbity geostacionarnogo kosmicheskogo apparata s pomoshh'ju dvigatelja maloj tjagi//*Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta*. – 2015. – T.14, № 4. – S. 92-101.
- [21] Goodyear A.M. S, Spencer D.B. Optimal low-thrust geostationary transfer orbit using legendre-gauss-radau collocation//*Astrodynamics*. 2016, Vol. 156, pp. 3073 - 3088.

**Абдикул Ашуров**, ф.-м.ғ.к., аға оқытушы, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Астана, Қазақстан, ashurov\_ae@enu.kz

**Омирзак Абдирашев**, PhD, доцент м.а., L.N. Gumilyov Eurasian National University, Астана, Қазақстан, abdirashev\_ok@enu.kz

**Ажар Байманова**, докторант, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Астана, Қазақстан, baimanova.azh@gmail.com

**Жансерик Кадирбек**, инженер, Kazmedia Ortalygy LLP, Астана, Қазақстан, Zhanserik.16@mail.ru

**Хуралай Молдамурат**, т.ғ.к., қауымдастырылған профессор, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Астана, Қазақстан, khuralay03@gmail.com

## ҒАРЫШ АППАРАТЫН ГЕОСТАЦИОНАРЛЫҚ ОРБИТАДАН ШЫҒАРУҒА АРНАЛҒАН ТӨМЕН ЕКПІНДІ СХЕМАЛАРЫН МОДЕЛЬДЕУ

**Андатпа.** Мақалада ғарыштық аппаратты геостационарлық орбитадан шамамен 280 км биіктіктегі қалдықтар орбитасына шығарудың төмен екпінді схемаларының сандық модельдеу нәтижелері ұсынылған. Есептеулер Қазақстанның KazSat-2 геостационарлық спутнигінің параметрлеріне өте ұқсас спутник үшін жүргізілді. Есептеулер көрсеткендей, стационарлық плазмалық қозғалтқышты пайдалану арқылы спутник қалдықтар орбитасына екі күнде жетеді. Газдық қозғалтқышты пайдалану арқылы сегіз күн қажет. Сонымен қатар, отын шығыны SPT-70-ке қарағанда шамамен 60 кг артық, яғни 61,826 кг құрайды. Спутникті қалдықтар орбитасына шығаруды жоспарлау кезінде осы факторды ескеру өте маңызды. Спутниктің орбитасының көтерілуі батысқа қарай ығысуына әкелсе де, бүкіл орбитадан шығару кезеңіндегі бойлықтың өзгеруі 0,3 градустан аспайды.

**Түйінді сөздер:** геостационарлық спутник, KazSat-2, ғарыш аппараты, орбитадан шығу, маневрлер, сандық модельдеу, орбиталық параметрлер.

**Abdikul Ashurov**, candidate of physical and mathematical sciences, senior lecturer, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, ashurov\_ae@enu.kz

**Omirzak Abdirashev**, PhD, acting associate professor, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, abdirashev\_ok@enu.kz

**Azhar Baimanova**, doctoral student, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, baimanova.azh@gmail.com

**Zhanserik Kadirbek**, engineer, Kazmedia Ortalygy LLP, Astana, Kazakhstan, Zhanserik.16@mail.ru

**Khuralay Moldamurat**, candidate of technical sciences, associate professor, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, khuralay03@gmail.com

## SIMULATION OF LOW-THRUST SCHEMES FOR DEORBITING A SPACECRAFT FROM A GEOSTATIONARY ORBIT

**Abstract.** The article presents the results of numerical simulations of low-thrust schemes for deorbiting a spacecraft from geostationary orbit to a disposal orbit at an altitude of approximately 280 km. The calculations were performed for a satellite with parameters very similar to those of Kazakhstan's geostationary satellite KazSat-2. The calculations showed that using a stationary plasma thruster, the satellite reaches disposal orbit in two days.

Using a gas thruster, it takes eight days. Moreover, fuel consumption is approximately 60 kg greater than that of the SPT-70, amounting to 61.826 kg. Taking this factor into account is crucial when planning the satellite's disposal to disposal orbit. Although raising the satellite's orbit will result in a westward drift, the change in longitude over the entire deorbit period will not exceed 0.3 degrees.

**Keywords:** geostationary satellite, KazSat-2, spacecraft, deorbit, maneuvers, numerical modeling, orbital parameters.

Дата принятия: 20 июля 2025 года

Дата рецензирования: 17 августа 2025 года

Дата утверждения: 03 октября 2025 года