

УДК 629.78

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377131201686964>

**В. И. Шинкарук**<sup>1</sup>, студент, **Д. В. Щербак**<sup>2</sup>, студент,  
**Н. М. Дронь**<sup>3</sup>, профессор

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ВРЕМЕНИ СУЩЕСТВОВАНИЯ ИСЗ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СИСТЕМ УВОДА С ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

**En**

This article is devoted to the development of calculation's method of trajectory parameters of the spacecraft, going to Low Earth Orbits (LEO) with altitudes ranging from 600 km to 1200 km. Its aim is to reduce man-made space pollution.

The following problems are solved in this article:

1. The analysis of a possibility to use an artificial satellite life time calculation on LEO at problem solving of de-orbit of spacecraft systems projection in which the necessary value of speed increment of descent during the given time period is defined.
2. Creation of speed increment necessary value and heights value of LEO in the given range of 600 - 1200 km relation.
3. Development of recommendations about necessary stocks of the designed systems working body of spacecraft de-orbit from LEO.

The issue of the trajectory choice of the spacecraft de-orbit in the context of requirements of the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee to limit stay of non-functional spacecraft on LEO to the period in 25 years is considered.

The necessary speed increment for de-orbit non-functional spacecraft on the considered is calculated and the stock of a working body, required for de-orbit, is determined trajectory. The system relative mass of de-orbit and the dry mass of spacecraft relation is defined.

As a result of the carried-out calculations it is found out that the technique of determination of an artificial satellite life time in circular orbits in the range of heights from 600 km to 1200 km allows to receive values of the necessary increment of speed and a working body mass for exercise of the spacecraft de-orbit.

The offered approach can be used both at projection of means of the injectable spacecraft de-orbit and at de-orbit system development of non-functional spacecraft from LEO.

**Ua**

Розроблена методика розрахунку траєкторних параметрів космічних апаратів, що відводяться з низьких навколосемних кругових орбіт з висотами діапазоном від 600 км до 1200 км з метою боротьби з антропогенним засміченням навколосемного космічного простору. Побудовані залежності значень необхідного приросту швидкості та маси робочого тіла, котрі можуть бути використані при проектуванні систем відводу космічних апаратів.

<sup>1</sup> Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

<sup>2</sup> Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

<sup>3</sup> Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

**Введение**

Космический мусор (КМ) – это все искусственно созданные объекты, включая их фрагменты и элементы, которые не выполняют поставленных целевых функций и находятся на околоземных орбитах или движутся к плотным слоям атмосферы Земли. [1]

Основную часть КМ, существующего на околоземных орбитах, составляют космические аппараты (КА), которые завершили свое функционирование и остались на орбите. Такие достаточно крупные предметы несут существенную угрозу для активных аппаратов, что может привести к серьезным авариям. Примером такой аварии является столкновение спутника «Хитоми», японского аэрокосмического агентства, который был запущен на низкую околоземную орбиту 17 февраля 2016 года и не завершил свою космическую программу из-за столкновения с фрагментом КМ 26 марта того же года. Таким образом, к решению проблемы борьбы с антропогенным засорением околоземного космического пространства необходимо подходить еще на этапе зного проектирования аппаратов, предусматривая разработку системы увода с низких околоземных орбит (НОО) после окончания выполнения КА своей целевой миссии.

Согласно [2], вопрос динамики спуска аппаратов тесно связан с принятой техникой осуществления спуска на поверхность Земли. Важную роль при этом играет конструктивная схема, метод торможения, выбор траектории снижения и способ конечного приземления. Это указывает на важность учета систем увода на этапе эскизного проектирования.

Требование [3] международного агентского комитета по космическому мусору ограничить пребывание КА на НОО периодом в 25 лет обуславливает актуальность задач по минимизации энергетических затрат.

**Постановка задачи**

Целью данной работы является разработка методики расчета траекторных параметров для систем увода КА с НОО.

В работе решаются задачи:

1. Анализ возможности использования расчета времени существования ИСЗ на НОО при решении задач проектирования систем увода КА, в которых определяется необходимая величина приращения скорости для осуществления спуска в течении заданного промежутка времени.
2. Построение зависимости необходимой величины приращения скорости от значения высот НОО, в заданном диапазоне 600 – 1200 км.
3. Разработка рекомендаций по необходимым запасам рабочего тела проектируемых систем увода КА с низких околоземных орбит.

**Анализ и выбор траектории**

В работе [2] приведены разные варианты достижения снижения скорости в атмосфере, такие как: многоразовый вход в плотные слои, использование тормозных двигательных установок и аэродинамических поверхностей. При этом выбор необходимых траекторий напрямую зависит от первоначальной скорости аппарата, высоты орбиты и выбранной техники спуска. Автор использовал ограничения, связанные с недопущением больших перегрузок, большого теплового влияния на аппарат при спуске, сохранением его груза и т. д.

В [4] разработана методика, по которой рассчитывается время существования спутников на различных эллиптических орбитах с учетом аэродинамических характеристик летательных аппаратов. Полученные данные справедливы абсолютно для любых спутников и зависят лишь от распределения плотности атмосферы по высоте. Результаты приведены в графиках и таблицах и дают возможность определить время существования любого спутника на различных орбитах.

Для достижения поставленных целей нет необходимости сохранять полную работоспособность функционирования аппарата при осуществлении приземления, поэтому ограничения, связанные с перегрузками и тепловыми воздействиями намного меньше. В соответствии с вышеуказанным решаемая задача значительно упрощается и имеет гораздо меньшую потребность в ресурсах.

В настоящей работе рассматриваются траектории, полученные в 2 этапа следующим образом:

1. подается импульс, обеспечивающий необходимое приращение скорости для перехода с круговой на эллиптическую орбиту, которая характеризуется временем существования ИСЗ на ней меньшим или равным 25 годам.
2. последующее торможение происходит благодаря использованию аэродинамического торможения по нисходящей спирали.

Такой способ позволяет нам обеспечить приземление аппарата за большое количество витков вокруг Земли. При минимизации энергозатрат, по сравнению с техниками спуска, представленными в [2].

Аэродинамическое торможение реализуется при помощи использования аэродинамических систем увода (АСУ). Проблематика АСУ и основные их виды рассмотрены в работе [5], исходя из которой могут применяться:

- АСУ разворачиваемые за счет наддува.
- АСУ использующие твердые аэродинамические поверхности.

Для спутников с низкой орбитой массовая часть АСУ в КА значительно ниже аналогичных активных систем увода. Суть данных

систем в максимальном увеличении баллистического коэффициента КА путем повышения миделевого сечения по окончанию его срока службы.

Особенностью данных систем является их работа в свободномолекулярном потоке, что обуславливает определяющее значение миделевого сечения, а не формы.

Кроме того, целесообразно закладывать систему увода в компоновочную схему аппарата еще на начальных стадиях его проектирования. Примером такой реализации есть увеличение площади миделевого сечения аппарата после выполнения его целевой миссии с помощью разрыва пирозарядов, заложенных в корпусе спутника. В результате этого можно образовать парусную систему связанных между собой и ориентированных элементов обшивки. При реализации данной системы, масса КА повышается весьма незначительно за счет малого веса пирозарядов и системы нитей, связывающих части обшивки, что говорит о массовой эффективности данного способа.

Рассмотрим изложенный выше подход для осуществления спуска отработанных летательных аппаратов.

### **Методика расчета и определение необходимых параметров системы увода**

Воспользуемся изложенной в работе методикой определения времени существования ИСЗ на орбите с учетом сопротивления атмосферы, приводящего к рассеиванию энергии и постепенному снижению спутника [4]. Рассмотрим данную методику для определения требуемого приращения скорости, позволяющего совершить переход с круговой орбиты на эллиптическую, с последующим снижением в атмосфере в заданный период времени. Необходимо решить обратную задачу той, что решается в [4], а именно: определить орбиту, на которую нужно перевести аппарат, зная временные рамки пребывания спутника в околоземном космическом пространстве и рассчитать приращение скорости для выполнения перехода.

Рассмотрим низкие круговые орбиты высотой от 600 до 1200 км и рассчитаем для них необходимые минимальные изменения скоростей для перехода на орбиту, на которой срок существования спутника будет соответствовать 25 годам.

Для расчета необходимого изменения скорости будем пользоваться следующей формулой:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{2 \times \mu}{r_a}} \times \left( \sqrt{\frac{r_n + \Delta r_n}{r_a + r_n + \Delta r_n}} - \sqrt{\frac{r_n}{r_a + r_n}} \right), \quad (1)$$

## С и с т е м и т а п р о ц е с и к е р у в а н н я

где  $r_a$  – величина апогея исходной орбиты;  $r_n$  – величина перигея исходной орбиты;  $\Delta r_n$  – высота, на которую необходимо понизить перигей;  $\mu$  – гравитационный параметр Земли.

Баллистический коэффициент  $C$ , характеризующий ЛА, рассчитывается по следующей формуле:

$$C = \frac{C_x \times S_m}{M}, \quad (2)$$

где  $C_x$  – коэффициент лобового сопротивления;  $S_m$  – площадь миделя;  $M$  – масса аппарата.

В работе [4] каждая орбита, в зависимости от высот перигея и апогея, характеризуется числом  $\nu$ , которое также можно вычислить по формуле:

$$\nu = N \times C \quad (3)$$

$C$  – баллистический коэффициент;

Количество оборотов аппарата вокруг Земли за время спуска  $N$  определяется посредством использования следующей формулы:

$$N = t_{\text{сущ.сут.}} \times 16, \quad (4)$$

где  $t_{\text{сущ.сут.}}$  – время существования спутника на орбите в сутках.

Расчет величины приращения скорости, необходимого для осуществления спуска, рассчитываем по следующему алгоритму:

1. вычисляется значение баллистического коэффициента для КА при помощи формулы (2);
2. находится количество оборотов вокруг Земли на орбите за время спуска ИСЗ, формула (4);
3. определяется число  $\nu$ , которое характеризует орбиту, из формулы (3);
4. исходя из полученного числа  $\nu$ , находятся параметры орбиты, на которую необходимо перевести КА, используя табл. 2, представленную в [4];
5. зная параметры исходной и полученной орбит, по формуле (1) рассчитываются необходимые приращения скорости для совершения перехода.

В качестве примера рассмотрим КА мини-класса с усредненными геометрическими параметрами и проведем расчет по представленному алгоритму для получения значений необходимого приращения скоростей. Для оценки возможности применения данного подхода выбраны два варианта периода спуска: 25 и 5 лет.

Примем приблизительные усредненные параметры ЛА мини-класса с развернутой аэродинамической системой увода:

- масса КА 300 кг;
- коэффициент лобового сопротивления  $C_x = 2,2$ ;
- площадь сечения миделя КА  $S_m = 2-2,5 \text{ м}^2$ ;

- предполагаем, что период одного оборота ИСЗ вокруг Земли равен 90 минутам.

После расчета получаем следующие результаты:

- Баллистический коэффициент  $C=0,016$ ;
- Количество оборотов  $N=146000$ ;
- Число, характеризующее орбиту  $v=2336$ ;
- Высота перигея и апогея орбиты, на которую осуществляется переход:  
 $h_a = 1000$  км;  $h_r = 320$  км;

В табл. 1 приведена зависимость необходимого приращения скорости от высоты исходной орбиты и временных рамок осуществления увода в соответствии с выбранными нами диапазонами.

**Таблица 1.**

Значение необходимого приращения скорости

Высота круговой орбиты, км	600	700	800	900	1000	1100	1200
$\Delta V$ для $t_{\text{сущ}}=25$ лет, м/с	74,07	97,60	119,76	140,66	160,37	179,00	196,60
$\Delta V$ для $t_{\text{сущ}}=5$ лет, м/с	89,45	112,43	134,06	154,45	173,69	191,87	209,04

Для данных, полученных выше, рассчитаем запасы рабочего тела, исходя из формулы:

$$m_{\text{рт}} = m_{\text{ка}} \cdot \left(1 - e^{\frac{-\Delta V}{\omega}}\right), \quad (5)$$

где  $m_{\text{рт}}$  – гарантированный запас рабочего тела для совершения маневра;

$m_{\text{ка}}$  – масса конструкции космического аппарата;

$\Delta V$  – приращение скорости;

$\omega$  – скорость истечения рабочего вещества.

Полученные результаты по массе топлива приведены в табл. 2.

**Таблица 2.**

Зависимость необходимых запасов рабочего тела от высоты исходной орбиты

Высота круговой орбиты, км	600	700	800	900	1000	1100	1200
Запас рабочего тела для $t_{\text{сущ}}=25$ лет, кг	10,40	13,62	16,63	19,44	22,06	24,51	26,81
Запас рабочего тела для $t_{\text{сущ}}=25$ лет, кг	12,51	15,64	18,56	21,27	23,81	26,19	28,43



## **Системи та процеси керування**

Так как запасы топлива на совершение маневра являются параметром, который задается на этапе проектирования спутника, они есть основополагающим фактором при оценке массы системы увода.

Учитывая то, что основную массовую часть при данном способе увода имеет запас рабочего тела, определим коэффициент относительной массы системы увода:

$$\xi = \frac{m_{СУ}}{m_{ка}}, \quad (6)$$

где,  $m_{СУ}$  — масса системы увода.

Исходя из расчета, можно определить зависимость данного коэффициента от высоты, что отображено в табл. 3:

**Таблица 3.**

Коэффициент использования массы системы увода относительно массы спутника в зависимости от высоты

Высота орбиты, км	600	700	800	900	1000	1100	1200
$\xi$ для 25 лет, %	3,5	4,5	5,5	6,5	7,4	8,2	8,9
$\xi$ для 5 лет, %	4,2	5,2	6,2	7,1	7,9	8,7	9,5

На основании результатов, приведенных в табл. 3, можно давать рекомендации по рациональному использованию массы системы увода КА относительно массы спутника.

### **Выводы**

В результате проведенных расчетов мы выяснили, что методика определения времени существования ИСЗ на круговых орбитах в диапазоне высот от 600 км до 1200 км позволяет получить значения необходимого приращения скорости и массы рабочего тела для осуществления увода КА.

Предлагаемый подход может быть использован как при проектировании средств увода выводимых КА, так и при разработке системы увода космических объектов с НОО.

### **Список использованной литературы**

1. Кушніренко С. І. Рекомендації щодо розробки конструктивно-компонувальних схем космічних апаратів та ракет-носіїв для запобігання утворенню космічного сміття / С. І. Кушніренко, В. Ю. Шевцов// Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2013. – с.69-74.

2. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю / В. В. Андреевский— М.: Машиностроение, 1970. – 235 с.
3. IADC Space Debris Mitigation Guidelines. IADC-02-01. Revision 1/Issued Steering Group and Working Group 4. — 2007. — September. — 10 p.
4. Охоцимский Д. Е. Определение времени существования искусственного спутника земли и исследование вековых возмущений его орбиты / Д. Е. Охоцимский, Т. М. Энеев, Г. П. Таратынова // Успехи физических наук. – 1957. — С. 33-50.
5. Палий А. С. Разработка методики проектирования аэродинамических систем увода космических аппаратов с околоземных орбит / А. С. Палий// Информационно-управляющие системы – 2015. – С. 11-15.



