

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ ҒЫЛЫМ ЖӘНЕ ЖОҒАРЫ БІЛІМ МИНИСТРЛІГІ

«Л.Н. ГУМИЛЕВ АТЫНДАҒЫ ЕУРАЗИЯ ҰЛТТЫҚ УНИВЕРСИТЕТІ» КЕАҚ

**Студенттер мен жас ғалымдардың
«GYLYM JÁNE BILIM - 2023»
XVIII Халықаралық ғылыми конференциясының
БАЯНДАМАЛАР ЖИНАҒЫ**

**СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ
XVIII Международной научной конференции
студентов и молодых ученых
«GYLYM JÁNE BILIM - 2023»**

**PROCEEDINGS
of the XVIII International Scientific Conference
for students and young scholars
«GYLYM JÁNE BILIM - 2023»**

**2023
Астана**

УДК 001+37
ББК 72+74
G99

«GYLYM JÁNE BILIM – 2023» студенттер мен жас ғалымдардың XVIII Халықаралық ғылыми конференциясы = XVIII Международная научная конференция студентов и молодых ученых «GYLYM JÁNE BILIM – 2023» = The XVIII International Scientific Conference for students and young scholars «GYLYM JÁNE BILIM – 2023». – Астана: – 6865 б. - қазақша, орысша, ағылшынша.

ISBN 978-601-337-871-8

Жинаққа студенттердің, магистранттардың, докторанттардың және жас ғалымдардың жаратылыстану-техникалық және гуманитарлық ғылымдардың өзекті мәселелері бойынша баяндамалары енгізілген.

The proceedings are the papers of students, undergraduates, doctoral students and young researchers on topical issues of natural and technical sciences and humanities.

В сборник вошли доклады студентов, магистрантов, докторантов и молодых ученых по актуальным вопросам естественно-технических и гуманитарных наук.

УДК 001+37
ББК 72+74

ISBN 978-601-337-871-8

**©Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия
ұлттық университеті, 2023**

Подводя итоги анализа используемых методов оценки остатка топлива, наиболее перспективным считается использование датчиков масс, ввиду высокой точности измерения, надежности и отсутствия ошибок, связанных с человеческим фактором.

Список литературы

1. <https://patentscope.wipo.int/search/en/detail.jsf?docId=WO2014058503>
2. Soria-Salinas A., Zorzano M.-P., Martín-Torres J., Sánchez-García-Casarrubios J., Pérez-Díaz J.-L., Vakkada-Ramachandran A., A Xenon Mass Gauging through Heat Transfer Modeling for Electric Propulsion Thrusters// International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering Vol:11, No:1, 2017, с. 98
3. https://en.wikipedia.org/wiki/Cubic_equations_of_state#Peng%E2%80%93Robinson_equation_of_state
4. Walas S.M., Phase equilibria in chemical engineering. Lawrence: University of Kansas, 1985, с.18,27

УДК 629.783

СПУСК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НИЗКОЙ ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЫ В КОНЦЕ СРОКА СЛУЖБЫ

Сарина Айгерим Ерболовна
rabbitsarinal8@gmail.com

Студент бакалавриата 4 курса кафедры «Космическая техника и технологии» Евразийского национального университета им. Л. Н. Гумилева, Астана, Казахстан
Научный руководитель – к.ф.-м.н., доцент Ашуров А.Е.

Каждый год развитие космической отрасли приносит нам новую партию спутников, отправляемых на орбиты Земли. Самым используемым пространством в космосе около Земли считается низкая околоземная орбита, чья высота варьируется от 160 км до 2000 км над поверхностью Земли [1].

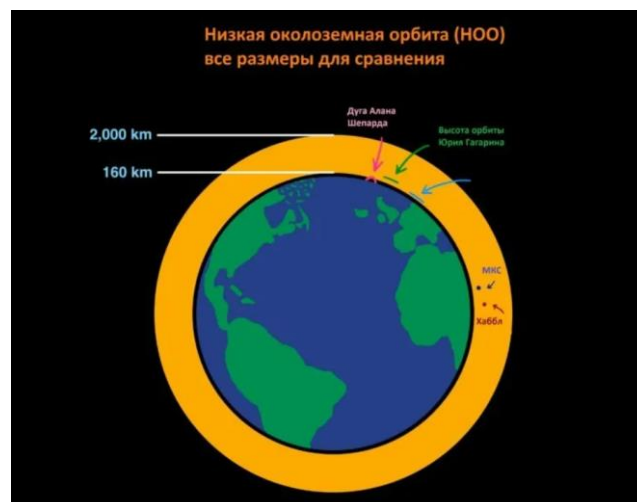


Рисунок 1. Низкая околоземная орбита

Резкая заполняемость орбит на этой высоте приводит к возникновению различных проблем – столкновению спутников и/или возникновению космического мусора.

Космический мусор – это либо КА, окончившие свой срок службы, либо обломки КА, столкнувшихся с различными препятствиями [2].

Для ликвидации такой проблемы как переполненность орбит используются различные методы утилизации КА [3], для НОО самым популярным считается спуск КА на поверхность Земли. Виды спуска могут различаться между собой согласно характеристикам КА и его орбиты. Если КА имеет двигатель, то это может быть активный спуск с различными маневрами, если их нет, то пассивный, который предполагает использование альтернативных методов для спуска КА [4].

В данной статье мы предлагаем метод расчета спуска КА среднего размера с орбиты. В качестве двигательной установки мы рассмотрим двигатели малой тяги [5] для исполнения маневров по спуску, а орбита КА будет считаться круговой.

При переходе участки спуска КА подразделяются на 2 вида в зависимости от высоты. Первый участок считается внеатмосферным его высота начинается от 100 км и выше. Второй участок атмосферный, он находится в плотных слоях атмосферы, а его высота варьируется от поверхности Земли до 100 км [2].

Для спуска во внеатмосферной части будем совершать маневр Гомана при котором импульсы по спуску совершаются в апогее на начальной орбите и перигее на конечной орбите, апогей и перигей в данном случае для переходной орбиты [6].



Рисунок 2. Переходная орбита Гомана

Для определения импульсов при переходе Гомана необходимо знать высоту орбиты, скорость движения КА, массу топлива на борту КА.

Высота орбиты КА определяется по следующей формуле:

$$h = \frac{a*(1-e^2)}{1+e*cosv} - R_E \quad (1)$$

здесь r – радиус орбиты КА, км, a – большая полуось орбиты, км, e – эксцентриситет, v – истинная аномалия орбиты. R_E – радиус Земли.

Скорость КА на начальной круговой орбите:

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{кр}}} \quad (2)$$

где μ – гравитационный параметр Земли, $R_{кр}$ – радиус круговой орбиты КА.

После определения круговой скорости определяется скорость КА в апогее переходной орбиты:

$$V_a = \sqrt{\frac{2}{R_{кр1}} - \frac{1}{a}} \quad (3)$$

и скорость в перигее:

$$V_{п} = \sqrt{\frac{2}{R_{кр2}} - \frac{1}{a}} \quad (4)$$

где V_a и $V_{п}$ – скорости КА в апогее и перигее переходной орбиты, км/с, a – большая полуось переходной орбиты, км.

Большая полуось переходной орбиты определяется так:

$$a = \frac{R_{кр1} + R_{кр2}}{2} \quad (5)$$

где $R_{кр1}$ и $R_{кр2}$ – радиусы начальной и конечной круговых орбит, км.

Первый импульс скорости:

$$\Delta V_1 = V_a - V_{кр1} \quad (6)$$

где ΔV_1 – первый импульс скорости при торможении, который является разницей между скоростями в апогее переходной орбиты и начальной круговой орбиты, м/с.

Второй импульс для перехода с переходной орбиты на финальную определяется так:

$$\Delta V_2 = V_{кр2} - V_p \quad (7)$$

где ΔV_2 – второй импульс скорости при торможении, который является разницей между скоростями в перигее переходной орбиты и конечной круговой орбиты, м/с.

Полный импульс скорости определяется через суммирование двух импульсов:

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 \quad (8)$$

Однако так как КА имеет двигатель малой тяги резкий переход с одной орбиты на другую невозможен, необходим лишь суммарный переход с постепенным уменьшением высоты орбиты [5]. В этом случае формулы преобразуются так:

$$\Delta V_{1n} = V_{a_n} - V_{кр1n} \quad (9)$$

где ΔV_{1n} – первый импульс скорости при торможении, который является разницей между скоростями в апогее переходной орбиты и начальной круговой орбиты n -ного порядка, м/с.

Второй импульс для перехода с переходной орбиты на финальную определяется так:

$$\Delta V_{2n} = V_{кр2n} - V_{p_n} \quad (10)$$

где ΔV_{2n} – второй импульс скорости при торможении, который является разницей между скоростями в перигее переходной орбиты и конечной круговой орбиты n -ного порядка, м/с.

Полный импульс скорости определяется через суммирование всех прилагаемых импульсов для спуска:

$$\sum_0^n \Delta V_n = \Delta V_{1n} + \Delta V_{2n} \quad (11)$$

После определения активной фазы спуска для уменьшения высоты орбиты КА на внеатмосферном участке следует фаза пассивного спуска при входе в атмосферу Земли. Эта фаза начинается при входе в линию Кармана высотой около 100 км над поверхностью Земли [2].

При входе в атмосферу изменение скорости КА рассчитывается так:

$$\dot{V} = -C_{x_a} S_M \frac{\rho V^2}{2m} - g \sin \theta \quad (12)$$

где

$$\dot{\theta} = -C_{y_a} S_M \frac{\rho V^2}{2Vm} + \frac{v}{R_E+h} \cos \theta - \frac{g \cos \theta}{V} \quad (13)$$

здесь C_{x_a} и C_{y_a} – коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы КА. S_M – площадь КА с лобовой части при падении, ρ – плотность атмосферы при падении КА, m – масса КА, g – ускорение свободного падения равное $9,81 \text{ м/с}^2$. θ – угол входа КА в атмосферу. R_E – средний радиус Земли, равный 6371 км и h – изменяющаяся высота орбиты КА.

Для более простого решения задачи, мы будем рассчитывать, что КА будет иметь подъемную силу C_{y_a} равную нулю [2].

Изменение высоты КА над поверхностью Земли можно определить по формуле:

$$\dot{h} = V \sin \theta \quad (14)$$

где \dot{h} – изменение высоты орбиты КА, V – скорость КА при падении, θ – угол входа КА при падении.

Изменение дальности полета КА при падении измеряется по формуле:

$$\dot{L} = \frac{VR \cos \theta}{R_E + h} \quad (15)$$

где \dot{L} – изменение дальности полета КА, V – скорость КА, R_E – средний радиус Земли, h – высота КА.

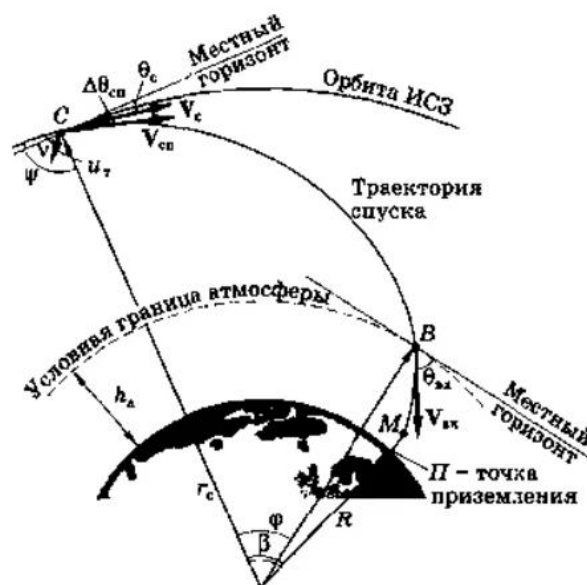


Рисунок 3. Траектория спуска КА в конце срока службы.

В данной статье в модели спуска КА не учитывается ряд факторов, которые могли бы повлиять на спуск – притяжение Луны и Солнца, уклонение КА от мусора и активных КА при

спуске, подъемная сила КА. Начальная орбита считается круговой, траектория спуска КА считается идеальной – без погрешностей.

По формулам (1-11) рассчитываются величины характеристик по спуску КА на внеатмосферном участке спуска, а по формулам (12-15) делается расчет на спуск КА при входе в плотные слои атмосферы. Таким образом, по предложенным выражениям можно смоделировать спуск КА с орбиты и вхождение в атмосферу Земли. Результаты численного расчета будут предоставлены в наших следующих работах.

Список литературы

1. Низкая околоземная орбита — Википедия (wikipedia.org)
2. Баллистика и навигация космических аппаратов: учебник для вузов / Н. М. Иванов, Л. Н. Лысенко. - 3-е изд. перераб. и доп. - Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. - 523, [5] с.
3. Правила утилизации космических объектов и технических средств, выведенных из эксплуатации – Приложение к приказу Министра цифрового развития, инноваций и аэрокосмической промышленности Республики Казахстан от 27 января 2023 года № 30/НҚ. – 30 стр.
4. Comparison of Technologies for deorbiting spacecraft from Low-Earth-orbit at End-of-life. G. Sánchez-Arriagal¹, J. R. Sanmartín², E. C. Lorenzini - Bioengineering and Aerospace Department, Universidad Carlos III de Madrid, Leganés, 28911, Spain, 2021.
5. DE-ORBIT STRATEGIES WITH LOW-THRUST PROPULSION, A. Gaudel, C. Hourtolle, J.F. Goester, and M. Ottaviani, 2015. – 17 p.
6. С.А. Мирер МЕХАНИКА КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА ОРБИТАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ, Учебно-методическое пособие. — М.: МФТИ, 2013. — 106 с.

УДК 629.784

СИСТЕМА ЗАПРАВКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ТРЕХКОМПОНЕНТНЫМИ ЖИДКОСТНЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Еркен Бауыржан Елтайулы¹, Курбанов Диас Аскарлович²

¹bauyrzhan.erken.00@mail.ru, ²diasxan54@gmail.com

¹Магистрант кафедры «Космическая техника и технологии» ЕНУ имени Л. Н. Гумилева,

²студент кафедры «Транспорт, транспортная техника и технологии» Астана, Казахстан

Научный руководитель – Д. М. Калманова

Системы заправки в классическом виде представляют собой сложный комплекс, обеспечивающий подачу горючего и окислителя в топливные баки ракеты-носителя. Наибольшее распространение получили системы заправки ракет-носителей с двухкомпонентными жидкостными ракетными двигателями.

ЖРД – химический ракетный двигатель, использующий в качестве ракетного топлива жидкости, в том числе сжиженные газы. По количеству используемых компонентов различаются одно-, двух- и трехкомпонентные ЖРД. Ракеты-носители и двигательные установки различных космических аппаратов являются преимущественной областью применения ЖРД.

К преимуществам ЖРД относятся:

- самый высокий удельный импульс в классе химических ракетных двигателей (свыше 4 500 м/с для пары кислород-водород, для пары керосин-кислород – 3 500 м/с);

- управляемость по тяге: регулируя расход топлива, можно изменять величину тяги в большом диапазоне и полностью прекращать работу двигателя с последующим повторным запуском. Это необходимо при маневрировании аппарата в космическом пространстве.