

УДК 629.78

НЕОБХОДИМЫЕ УСЛОВИЯ СУЩЕСТВОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ЗАМКНУТЫХ УЛЬТРАНИЗКИХ ОРБИТАХ

© 2023 г. А. С. Филатьев^{1,2,*}, А. А. Голиков^{1,3}

Представлено академиком РАН С.Л. Чернышевым 04.07.2022 г.

Поступило 28.07.2022 г.

После доработки 28.07.2022 г.

Принято к публикации 10.10.2022 г.

Рассмотрена задача стабилизации космических аппаратов на ультранизких (для Земли 120–250 км) орбитах с помощью воздушного электрореактивного двигателя, использующего газы окружающей атмосферы в качестве рабочего тела. Выделяются качественные отличия воздушных электрореактивных двигателей от традиционных электроракетных двигателей и на основании фундаментальных законов механики и электродинамики обосновываются необходимые условия существования космических аппаратов с воздушным электрореактивным двигателем на замкнутых ультранизких орбитах.

Ключевые слова: космический аппарат, ультранизкие орбиты, воздушный электрореактивный двигатель, электроракетный двигатель, стабилизация орбиты

DOI: 10.31857/S2686740023010030, EDN: TKVMTU

Значительный интерес в мире к стабилизации космических аппаратов (КА) на ультранизких (для Земли 120–250 км) орбитах (УНО) обусловлен их значительными преимуществами по энергетике выведения и эффективности использования для связи и мониторинга поверхности планет [1]. Однако аэродинамическое сопротивление на этих высотах достаточно велико, что при пассивном полете не позволяет замкнуть орбиты, и время жизни КА исчисляется неделями и часами. Использование традиционных двигателей, в том числе электроракетных двигателей (ЭРД), принципиально не решает проблемы из-за необходимости запастись на борту большую массу топлива. Поэтому перспектива длительного существования КА на таких высотах связывается с воздушными электрореактивными двигателями (ВЭРД), для которых окружающая разреженная атмосфера является рабочим телом. Исследования ВЭРД в настоящее время проводятся во многих странах [2–4], но до практической реализации они не до-

ведены. Одной из причин этого может являться представление о ВЭРД как о простом сопряжении традиционных ЭРД с воздухозаборником. Вместе с тем имеются качественные отличия ВЭРД от традиционных ЭРД, которые определяют условия существования КА с ВЭРД на замкнутых УНО.

1. ПРЕИМУЩЕСТВА УЛЬТРАНИЗКИХ ОРБИТ

Рассмотрим основные объективные преимущества УНО.

Снижение высоты полета КА h при одинаковой апертуре системы наблюдения поверхности планеты приводит к уменьшению предельно разрешимого на изображении размера объекта наблюдения Δ (улучшению разрешения изображения) пропорционально высоте:

$$\Delta \sim h. \quad (1)$$

При том же разрешении необходимый линейный размер (апертура) системы наблюдения также сокращается пропорционально высоте:

$$l \sim h. \quad (2)$$

Как правило, размеры КА определяются размерами размещаемой на нем целевой аппаратуры. В таком случае для выполнения задач наблюдения объем V и, следовательно, масса КА $m_{\text{КА}}$

¹ Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, Москва, Россия

² Московский авиационный институт, Москва, Россия

³ Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская область, Россия

*E-mail: filatyev@yandex.ru

Таблица 1

Характеристика	Выигрыш
Разрешение изображения земной поверхности при заданной апертуре	3–6 раз
Требуемый объем и масса КА при том же разрешении	22–200 раз
Энергетика выведения КА для решения той же задачи наблюдения	25–300 раз
Масса и объем приемника спутниковой связи при той же передающей аппаратуре	8–35 раз
Масса и объем передатчика спутниковой связи при той же принимающей аппаратуре	8–35 раз
Срок службы электронных комплектующих из-за снижения радиационного фона	~8–16 раз
Снижение вероятности столкновения с космическим мусором [1, 6]	более 70 раз

пропорциональны кубу линейного размера системы наблюдения и с учетом (2):

$$V \sim l^3 \sim h^3, \quad m_{\text{КА}} \sim V \sim h^3. \quad (3)$$

Для КА связи оценим изменение потока мощности W_c передающей/принимающей аппаратуры при снижении высоты. Поскольку площадь пропорциональна квадрату линейного размера, то в соответствии с законом сохранения энергии излучения и предположением, что масса m_c такой аппаратуры пропорциональна потоку мощности, получим:

$$W_c \sim h^2, \quad m_c \sim W_c \sim h^2. \quad (4)$$

Для околоземных орбит УНО лежат ниже пояса высокого радиационного фона, что существенно снижает радиационное воздействие на электронные комплектующие, увеличивая их срок службы (по оценке [5], примерно в 8–16 раз).

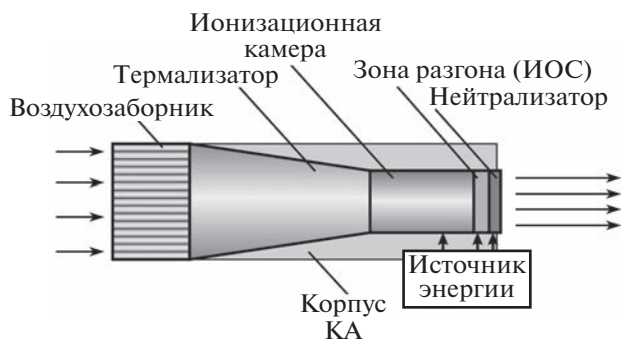


Рис. 1. Схема ВЭРД.

В табл. 1 показана в соответствии с (1)–(4) оценка выигрыша в массо-габаритных характеристиках при замене низкой околоземной орбиты высотой 700 км на УНО (нижняя граница выигрыша — для 250 км, верхняя — 120 км).

2. КАЧЕСТВЕННЫЕ ОТЛИЧИЯ ВОЗДУШНОГО ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ОТ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Схема ВЭРД показана на рис. 1. Свободномолекулярный поток с орбитальной скоростью КА (для Земли ~7.8 км/с) поступает через сотовый воздухозаборник в термализационную камеру, где после диффузного отражения от стенок частицы газа приобретают сравнительно небольшие тепловые скорости с хаотическим направлением. При этом концентрация газа значительно возрастает (на один-два порядка). Термализованный газ частично перераспределяется в ионизационную камеру (ИК), где происходит его ионизация, например, электронами, эмитируемыми с нагревательного катода [7]. Далее в ионно-оптической системе (ИОС) плазма ускоряется электростатическим полем до требуемых скоростей и, наконец, реактивная плазменная струя нейтрализуется за счет притока свободных электронов. Ионизация и ускорение, в принципе, могут быть организованы разными способами и средствами, в том числе без катода и ИОС [8].

Такая схема ВЭРД дает формальные основания считать, что он состоит из традиционного ЭРД, в котором изменена схема подачи рабочего тела: из окружающей атмосферы через воздухозаборник и термализатор, а не из резервуара на борту КА. Вместе с тем, несмотря на схожие общие черты, КА с ВЭРД и КА с ЭРД имеют принципиальные отличия.

В ЭРД используется топливо с заранее заданными плотностью и химическим составом (часто это ксенон), оптимальным по удельным энергетическим затратам на единицу тяги. В то время как ВЭРД использует заборный газ, состав и плотность которого сильно варьируется в зависимости от состояния атмосферы. При этом средняя молекулярная масса атмосферных газов значительно меньше, а энергия ионизации выше, чем у ксенона и других традиционных рабочих газов ЭРД. Длительная эксплуатация элементов ВЭРД в среде со значительной долей активного атомарного кислорода является дополнительной проблемой.

Возможность ионизации топлива при концентрации, зависящей от внешних атмосферных условий, является фундаментальной проблемой для ВЭРД. Если не рассматривать использование хранящегося на борту топлива, то концентрация

молекул газа в ИК n , определяемая конфигурацией воздухозаборника, термализатора и характеристиками внешней атмосферы, должна превышать допустимый пороговый уровень [9]:

$$n \geq n_{\text{adm}}, \quad (5)$$

что ограничивает сверху допустимую высоту полета.

Еще одно отличие ВЭРД от ЭРД связано с ролью атмосферы. Для КА с ЭРД атмосфера является однозначно вредным фактором, а топливо — ценным невозобновляемым ресурсом. Тяга ЭРД не зависит от высоты, а сопротивление экспоненциально растет при ее снижении, поэтому возможность компенсации аэродинамического сопротивления тягой ЭРД определяет ограничение снизу допустимой высоты полета.

Для КА с ВЭРД атмосферные газы являются источником одновременно и сопротивления, и тяги. Как будет показано ниже, условие их баланса не содержит плотности атмосферы и, следовательно, непосредственно не накладывает ограничения снизу на допустимую высоту полета. Для ВЭРД такое ограничение обусловлено только энергетическими возможностями.

В ЭРД, которые на практике используются в системах ориентации или как маршевые двигатели в открытом космосе, главная задача — минимизировать тягу на единицу располагаемой мощности. Для этого используют рабочее тело с максимально возможной молекулярной массой (например, ксенон), а скорость истечения, как правило, постоянна и равна максимально достижимой при располагаемой мощности.

В ВЭРД нет возможности выбирать молекулярную массу и массовый расход рабочего тела. Поэтому для компенсации непрерывно меняющегося аэродинамического сопротивления имеется единственная возможность — управление скоростью истечения.

Разница между рассматриваемыми типами двигателей проявляется и при оптимизации компоновки КА. Поскольку тяга ЭРД задана, то оптимизация компоновки КА с ЭРД сводится к минимизации его аэродинамического сопротивления. Для оптимизации же КА с ВЭРД корректна только интегральная постановка, т.е. одновременное рассмотрение в едином взаимозависимом комплексе задач формирования тяги, снижения аэродинамического сопротивления, энергообеспечения и управления полетом. Тем самым постановка задачи оптимизации КА с ВЭРД приближается к аналогичной задаче для высокоскоростного самолета.

3. НЕОБХОДИМЫЕ УСЛОВИЯ СУЩЕСТВОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ВОЗДУШНЫМ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ НА ЗАМКНУТЫХ УЛЬТРАНИЗКИХ ОРБИТАХ

Учитывая перечисленные выше особенности ВЭРД, сформулируем три необходимых условия для возможности стабилизации замкнутой УНО для КА с ВЭРД.

При исследовании и разработке КА с ВЭРД следует учитывать общие требования, обеспечивающие возможность длительного удержания КА на орбите. Выполнение этих требований может зависеть от взаимного влияния характеристик ВЭРД, аэродинамической формы и траектории КА.

Во-первых, для возможности инициации плазмы и ее стабильного горения требуется выполнение условия (5), которое перепишем в форме критерия для концентрации газа в ИК:

$$\varphi_n = \frac{n}{n_{\text{adm}}} \geq 1. \quad (6)$$

Экспериментальная оценка n_{adm} для плазменно-ионного двигателя (ПИД) ЦАГИ [10]:

$$n_{\text{adm}} \approx (1-2) \times 10^{18} \text{ м}^{-3}, \quad (7)$$

что близко к данным других авторов для такого типа двигателей [11, 12].

Концентрация атмосферного газа n_∞ на высотах УНО в соответствии со стандартом [13] при среднем уровне солнечной и геомагнитной активности:

$$\begin{aligned} n_\infty(h = 120 \text{ км}) &= 4.7 \times 10^{17} \text{ м}^{-3}, \\ n_\infty(h = 250 \text{ км}) &= 1.5 \times 10^{15} \text{ м}^{-3}. \end{aligned} \quad (8)$$

Сравнение (7) и (8) показывает, что требуется повышение концентрации газа в ИК ВЭРД по сравнению с окружающей атмосферой. Для этих целей служат воздухозаборники. Пассивные соотопы воздухозаборники способны увеличить концентрацию газа в 300–400 раз [12, 17] и, тем самым, обеспечить выполнение условия (6) в некотором диапазоне высот.

Только часть молекул набегающего потока может быть использована для создания тяги. Введем эффективность забора газа, определяемую как отношение массы газа, прошедшего через зону разгона, к массе газа, поступающего в воздухозаборник в единицу времени: $\eta_c = \mu_{\text{out}} / \mu_{\text{in}}$. Другая часть газового потока μ_{back} выходит из воздухозаборника навстречу набегающему потоку, так что закон сохранения массы дает: $\mu_{\text{in}} = \mu_{\text{out}} + \mu_{\text{back}}$. В силу термализации молекул при отражении от стенок, средняя скорость обратного потока равна средней тепловой скорости молекул u при температуре

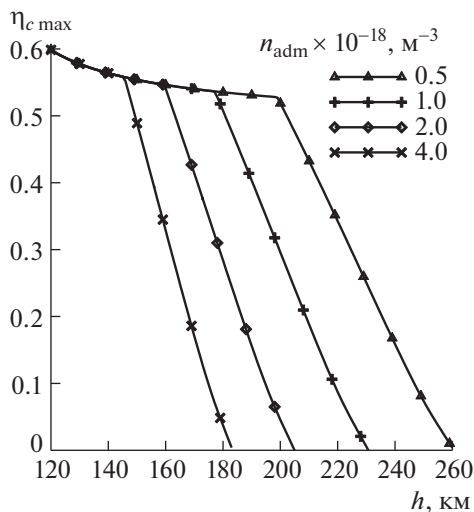


Рис. 2. Зависимость максимальной эффективности забора газа $\eta_{c \max}$ от высоты полета h при различном допустимом пороговом уровне концентрации газа в ИК.

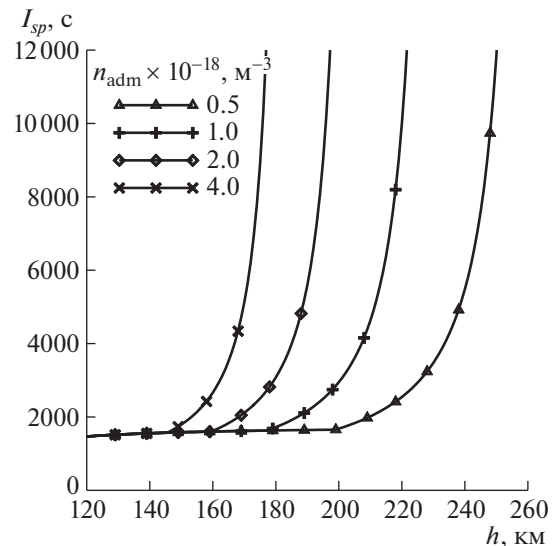


Рис. 3. Зависимость требуемого удельного импульса двигателя I_{sp} от высоты полета h при различном допустимом пороговом уровне концентрации газа в ИК.

внутренней поверхности воздухозаборника и термализатора, которая значительно меньше как орбитальной скорости V космического аппарата, так и скорости истечения c :

$$u \ll V, \quad u \ll c. \quad (9)$$

Из условия баланса импульсов входящего и исходящего потоков ВЭРД получаем второе необходимое условие поддержания КА с ВЭРД на УНО: $\mu_{in} \cdot V \leq \mu_{out} \cdot c - \mu_{back} \cdot u$, что с учетом (9) приводит к критерию, подобному впервые введенному в [14]:

$$\varphi_m = \frac{c\eta_c}{V} \geq 1. \quad (10)$$

Например, для ПИД ЦАГИ ($c \approx 140$ км/с [14]) критерий (10) выполняется при $\eta_c > 0.06$. Критерий (10) допускает обобщение на случай произвольного соотношения площадей поперечных сечений входных каналов воздухозаборника A_{in} и всего КА A_{ref} , включая панели солнечных батарей:

$$\varphi_m = \frac{c\eta_c^*}{V} \geq 1, \quad (11)$$

где $\eta_c^* = \eta_c \cdot k \cdot \frac{2}{C_{xa}}$, $k = \frac{A_{in}}{A_{ref}}$, C_{xa} — коэффициент аэродинамического сопротивления КА.

Условие (11) баланса сопротивления и тяги КА инвариантно к плотности атмосферы. Это принципиально важное отличие и преимущество

ВЭРД в сравнении с ЭРД, так как плотность атмосферы даже при движении КА по одной круговой орбите может изменяться многократно.

Для пассивных воздухозаборников критерий (11) связан с критерием (6) в силу зависимости между повышением концентрации газа в ИК по сравнению с окружающей атмосферой n/n_∞ и эффективностью забора газа η_c . В общем случае при вариации компоновочных параметров воздухозаборника и термализатора увеличение максимального значения n/n_∞ сопровождается уменьшением максимального значения η_c .

Для наиболее изученного типа воздухозаборников с системой узких каналов-сот (рис. 1), использующих принцип “молекулярной ловушки” [3, 15], известные модели и результаты [12, 15–17] позволяют при заданных характеристиках атмосферы определить оптимальные компоновочные параметры воздухозаборника и термализатора, обеспечивающие максимальное η_c (далее $\eta_{c \max}$) с учетом ограничения (6). Для конкретной модели атмосферы могут быть получены зависимости $\eta_{c \max}(h, n_{adm})$. При $n = n_{adm}$ с ростом высоты полета h и, соответственно, падением n_∞ уменьшается $\eta_{c \max}$.

На рис. 2 приведены зависимости $\eta_{c \max}$ от высоты полета h и n_{adm} для модели атмосферы [13] при средней солнечной активности. Меньший наклон кривых при малых высотах определяется выходом на ограничение по отношению площади выходного сечения ВЭРД A_{out} к площади входно-

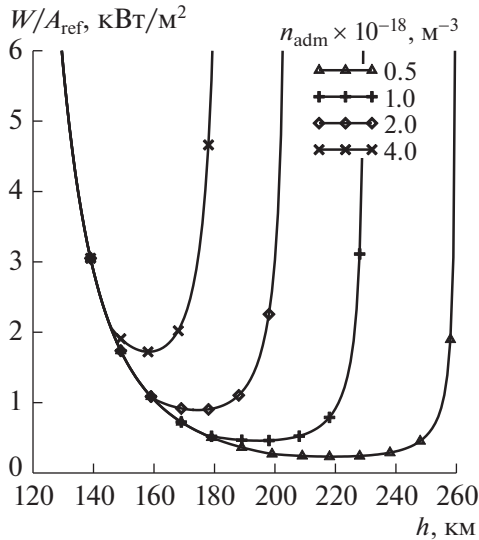


Рис. 4. Зависимость требуемой удельной энерговооруженности КА W/A_{ref} от высоты полета h при различном допустимом пороговом уровне концентрации газа в ИК; $\eta_T = 0.6$.

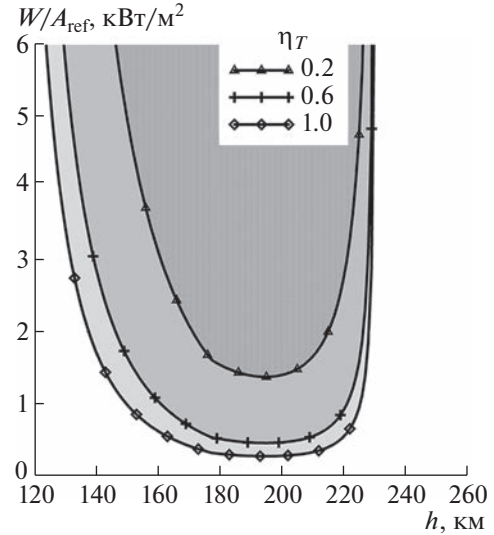


Рис. 5. Область высот орбит h для длительного существования КА с ВЭРД в зависимости от располагаемой удельной энерговооруженности W/A_{ref} и полного КПД двигателя η_T ; $n_{\text{adm}} = 10^{18} \text{ м}^{-3}$.

го сечения A_{in} , которое устанавливается компоновочными требованиями размещения ВЭРД в корпусе КА (на рис. 2 принято $A_{\text{out}}/A_{\text{in}} \leq 0.5$).

Представленные на рис. 2 зависимости позволяют определить максимальную высоту, на которой возможно выполнение критерия (6), а также условия выполнения критерия (11). На рис. 3 представлены зависимости требуемого удельного импульса двигателя $I_{\text{sp}} = c/g_0$ (g_0 — ускорение свободного падения) от высоты полета h и n_{adm} . Здесь было принято $k = 1$ и традиционное для оценки сопротивления КА значение $C_{xa} = 2.2$ [18]. Полученные результаты позволяют оценить возможность применения в ВЭРД различных типов систем ионизации и разгона (технологий ЭРД) и определить максимальную высоту, на которой возможна компенсация сопротивления.

Третье необходимое условие существования КА на замкнутых УНО обусловлено энергетическим балансом. Мощность W_T , необходимая для работы ВЭРД:

$$W_T = \mu_{\text{out}} \frac{c^2}{2\eta_T} = A_{\text{in}} \rho V \eta_c \frac{c^2}{2\eta_T},$$

где ρ — плотность атмосферы, η_T — полный КПД двигателя [9]. С учетом (11) можно определить требование к располагаемой мощности электропитания КА W из условия $W \geq W_T$,

$$W \geq A_{\text{ref}} \rho V^3 \frac{C_{xa}^2}{8k\eta_{c\text{max}}\eta_T},$$

откуда получаем третий критерий:

$$\Phi_W = \frac{W \cdot 8k\eta_{c\text{max}}\eta_T}{A_{\text{ref}} C_{xa}^2 \rho V^3} \geq 1. \quad (12)$$

Используя результаты, приведенные на рис. 2, можно на основе (12) построить зависимость требуемой удельной энерговооруженности КА W/A_{ref} от высоты. На рис. 4 приведены зависимости $W/A_{\text{ref}}(h)$ для серии значений n_{adm} при $\eta_T = 0.6$ и указанных выше C_{xa} и k . На рис. 5 представлены области высот орбит h для длительного существования КА с ВЭРД в зависимости от располагаемой удельной энерговооруженности W/A_{ref} для нескольких значений η_T (у ПИД ЦАГИ $\eta_T > 0.6$) при $n_{\text{adm}} = 10^{18} \text{ м}^{-3}$. Анализ результатов показывает, что при заданном W/A_{ref} критерий (12) удовлетворяется в некотором диапазоне высот. На нижнюю границу диапазона в наибольшей степени влияет зависимость $\rho(h)$, на верхнюю границу — зависимость $\eta_{c\text{max}}(h)$. Существует высота с наименьшим требуемым значением W/A_{ref} , которое практически пропорционально n_{adm} и составляет 0.45 кВт/м^2 при $n_{\text{adm}} = 1 \times 10^{18} \text{ м}^{-3}$ и 0.9 кВт/м^2 при $n_{\text{adm}} = 2 \times 10^{18} \text{ м}^{-3}$.

Таким образом, возможность существования КА с ВЭРД на замкнутых УНО определяется совокупностью взаимосвязанных условий (6), (11), (12), которые зависят от характеристик двигателя,

системы энергообеспечения, аэродинамической формы и траектории полета КА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Необходимые условия стабилизации КА с ВЭРД на замкнутых ультранизких орбитах позволяют определить наилучшие параметры орбит КА и требования к характеристикам систем КА для реализации длительного существования КА на таких орбитах, дающих колоссальные преимущества в экономичности доставки, эффективности наблюдения и связи, снижении естественного радиационного фона и др.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда в Московском государственном университете имени М.В. Ломоносова, проект № 20-69-46034.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Crisp N.H., et al.* The benefits of very low earth orbit for earth observation missions // *Progress in Aerospace Sciences*. 2020. V. 117. № 100169. P. 1–18. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100619>
2. *Tisaev M., Ferrato E., Giannetti V., Pissoni C., Baresi N., Lucca Fabris A., Andreussi T.* Air-breathing electric propulsion: Flight envelope identification and development of control for long-term orbital stability // *Acta Astronautica*. 2022. V. 191. P. 374–393. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.11.011>
3. *Romano F., et al.* Intake design for an Atmosphere-Breathing Electric Propulsion System (ABEP) // *Acta Astronautica*. 2021. V. 187. P. 225–235. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.06.033>
4. *Golikov A.A., Filatyev A.S.* Integrated optimization of trajectories and layout parameters of spacecraft with air-breathing electric propulsion // *Acta Astronautica*. 2022. V. 193. P. 644–652. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.06.052>
5. *Bertolucci G., Barato F., Toson E., Pavarin D.* Impact of propulsion system characteristics on the potential for cost reduction of earth observation missions at very low altitudes // *Acta Astronautica*. 2020. V. 176. P. 173–191. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.018>
6. *Somma G.L., Lewis H.G., Colombo C.* Sensitivity analysis of launch activities in Low Earth Orbit // *Acta Astronautica*. 2019. V. 158. P. 129–139. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.05.043>
7. *Чернышев С.Л., Локтионов Е.Ю., Сагалаков А.Э., Скворцов В.В., Филатьев А.С., Успенский А.А.* О перспективах инфракрасных лазеров в воздушных электрореактивных двигателях // *Доклады РАН. Физика, технические науки*. 2021. Т. 501. С. 19–22. <https://doi.org/10.31857/S2686740021060079>
8. *Romano F., et al.* RF Helicon-based Inductive Plasma Thruster (IPT) Design for an Atmosphere-Breathing Electric Propulsion system (ABEP) // *Acta Astronautica*. 2020. V. 176. P. 476–483. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.07.008>
9. *Goebel D.M., Katz I.* Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, NJ, USA, 2008. <https://doi.org/10.1002/9780470436448>
10. *Filatyev A.S., Golikov A.A., Nosachev L.V., Padalitsa D.I., Skvortsov V.V.* Spacecraft with air-breathing electric propulsion as the future ultra-speed aircraft / 71th International Astronautical Congress. The CyberSpace Edition. 01–05 October 2020. IAC-20-C4.6.8.
11. *Fujita K.* Air intake performance of air breathing ion engines // *J. of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. 2004. V. 52. № 610. P. 514–521. <https://doi.org/10.2322/jjsass.52.514>
12. *Barral S., Cifali G., Albertoni R., Andrenucci M., Walpot L.* Conceptual Design of an Air-Breathing Electric Propulsion System / Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium. Hyogo-Kobe, Japan. July 4–10. 2015. IEPC-2015-271/ISTS-2015-b-271.
13. *Space environment (natural and artificial) — Earth upper atmosphere.* ISO/FDIS 14222. International Organisation for Standardization. Geneva, Switzerland. 2013. 38 p.
14. *Маров М.Я., Филатьев А.С.* Комплексные исследования электрореактивных двигателей при полетах в ионосфере Земли: К 50-летию Государственной программы “Янтарь” // *Космические исследования*. 2018. Т. 56. № 2. С. 137–144. <https://doi.org/10.7868/S0023420618020061>
15. *Binder T., Boldini P., Romano F., Herdrich G., Fasoulas S.* Transmission probabilities of rarefied flows in the application of atmosphere-breathing electric propulsion / AIP Conference Proc. 2016. V. 1786. № 190011. <https://doi.org/10.1063/1.4967689>
16. *Romano F., Binder T., Herdrich G., Fasoulas S., Schönherr T.* Air-Intake Design Investigation for an Air-Breathing Electric Propulsion System / Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium. Hyogo-Kobe, Japan. July 4–10. 2015. IEPC-2015-269/ISTS-2015-b-269.
17. *Filatyev A.S., Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Golikov A.A., Yanova O.V.* Comparative evaluation of the applicability of electrical ramjets / The 58th Israel Annual Conference on Aerospace Science. WeLIT4.3. Tel-Aviv & Haifa. Israel. 14–15 March 2018. P. 503–519.
18. *Prieto D.M., Graziano B.P., Roberts P.C.E.* Spacecraft drag modelling // *Progress in Aerospace Sciences*. 2014. V. 64. P. 56–65. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2013.09.001>

NECESSARY CONDITIONS FOR THE EXISTENCE OF SPACECRAFT IN CLOSED ULTRA-LOW ORBITS

A. S. Filatyev^{a,b} and A. A. Golikov^{a,c}

^a *Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia*

^b *Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia*

^c *Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow Region, Russia*

Presented by Academician of the RAS S.L. Chernyshev

The problem of spacecraft stabilization in ultra-low (120–250 km for the Earth) orbits with the help of air-breathing electric propulsion (ABEP), which uses the gases of the surrounding atmosphere as a propellant, is considered. Qualitative differences of ABEP from traditional electric propulsion are emphasized and, on the basis of the fundamental laws of mechanics and electrodynamics, the necessary conditions for the existence of spacecraft with ABEP in closed ultra-low orbits are substantiated.

Keywords: spacecraft, ultra-low orbits, air-breathing electric propulsion, electric propulsion, orbit stabilization