

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТИПА АИСТ-2 ДЛЯ ЗАДАЧИ МОНИТОРИНГА ТЕРРИТОРИИ МЬЯНМЫ

© 2025

Т. А. Мью аспирант кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
myohtetaung163847@gmail.com

В. И. Абрашкин кандидат технических наук, доцент кафедры космического
машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
abrashkin.vi@ssau.ru

Представлен анализ факторов, влияющих на целевые характеристики и требуемую характеристическую скорость при выполнении манёвра орбиты для улучшения целевых характеристик малых космических аппаратов. Анализ проведён для малого космического аппарата типа АИСТ-2 на орбитах с высотой в диапазоне от 350 до 700 км с учётом угла отклонения оптической оси космического аппарата. Для оценки срока активного существования космического аппарата АИСТ-2Д учитываются изменения плотности воздуха, обусловленные солнечной активностью при движении космического аппарата по орбите. Чтобы обеспечить срок активного существования малого космического аппарата типа АИСТ-2 более 10 лет, и с учётом того, что целевые характеристики являются наиболее стабильными, как только космический аппарат снижается до определённой высоты, включаются двигатели для маневрирования космического аппарата до его начальной высоты. Требуемая характеристическая скорость получается из разницы высот орбиты, которую необходимо повторно поднять для решения задачи мониторинга Мьянмы, и на основе этого значения определяются необходимая масса топлива, масса двигательной установки и наиболее подходящий тип двигателя.

Малый космический аппарат; целевые характеристики; срок активного существования; характеристическая скорость; двигательная установка; дистанционное зондирование Земли; Мьянма

Цитирование: Мью Т.А., Абрашкин В.И. Методы и средства повышения эффективности космического аппарата типа АИСТ-2 для задачи мониторинга территории Мьянмы // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 31-44. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-31-44

Введение

В настоящее время заказчики космических аппаратов (КА) хотят получать спутниковые снимки с максимально возможными целевыми характеристиками. Кроме того, необходимо, чтобы КА служили дольше при минимальных затратах. Вопросы снижения затрат решаются за счёт использования малых космических аппаратов (МКА) (например, АИСТ-2Д) и продления срока активного существования КА за счёт применения двигательных установок. На КА используются разные типы двигателей для устранения ошибок выведения, выполнения манёвров и коррекции возмущений орбиты.

Линейное разрешение на местности, ширина полосы обзора, время активного существования являются качественными и количественными целевыми характеристиками КА. Для улучшения целевых характеристик КА в течение срока активного существования необходимо выполнить поддержание орбиты или осуществление манёвров на орбите. Поддержание высоты орбиты улучшает целевые характеристики, а также продлевает

срок активного существования КА. Однако только маневрирование на орбите обеспечивает возможность восстановления целевых характеристик КА во время полёта над определённой территорией.

МКА АИСТ-2Д находился в полёте 8 лет и получал разрешение 1,4 м на высоте орбиты 490 км. Однако МКА типа АИСТ-2 не был оснащён двигателями, которые могли бы корректировать целевые характеристики МКА во время полёта и продлевать срок его активного существования.

Основными характеристиками двигательной установки (ДУ) являются тяга двигателя, удельный импульс, скорость истечения рабочего тела, масса топлива и время работы ДУ. В данной статье определены основные характеристики двигательных установок, которые можно установить на МКА типа АИСТ-2 для решения конкретной задачи.

Анализ факторов, влияющих на целевые характеристики малых космических аппаратов

Линейное разрешение на местности

Зависимость величины линейного разрешения на местности (ЛРМ) от рабочей длины световой волны λ_p , диаметра апертуры оптической системы $D_{зз}$, высоты полёта космического аппарата H и нормированной пространственной частоты k_0 описывается выражением [1]:

$$L_{ЛРМ} = \frac{\lambda_p H}{2k_0 D_{зз}}, \quad (1)$$

где $k_0 = 0,3 \pm 0,03$ – нормированная пространственная частота; H – высота полёта космического аппарата; $\lambda_p = 0,6 \cdot 10^{-6}$ м – рабочая длина волны (средняя из анализируемого диапазона); $D_{зз}$ – минимальный потребный диаметр главного зеркала.

Для космического аппарата типа АИСТ-2 принимаются следующие параметры: высота полёта космического аппарата (350...700) км; рабочая длина волны для панхроматического диапазона (ПХ) $0,6 \cdot 10^{-6}$ м и минимальный потребный диаметр главного зеркала 0,36 м.

Линейное разрешение изменяется, когда оптическая ось КА отклоняет от надира. Линейное разрешение $L_{ЛРМ}$ при заданном угле отклонения можно рассчитать по зависимости:

$$L_{ЛРМ} = \frac{\lambda_p \left((R_з + H) \cos \gamma - \sqrt{(R_з + H)^2 \cos^2 \gamma - H(2R_з + H)} \right)}{2k_0 D_{зз} \cos \gamma}, \quad (2)$$

где $R_з$ – средний радиус Земли; γ – угол отклонения оптической оси КА от надира.

Как правило, угол γ задаётся и по статистике составляет от 40° до 65° [2].

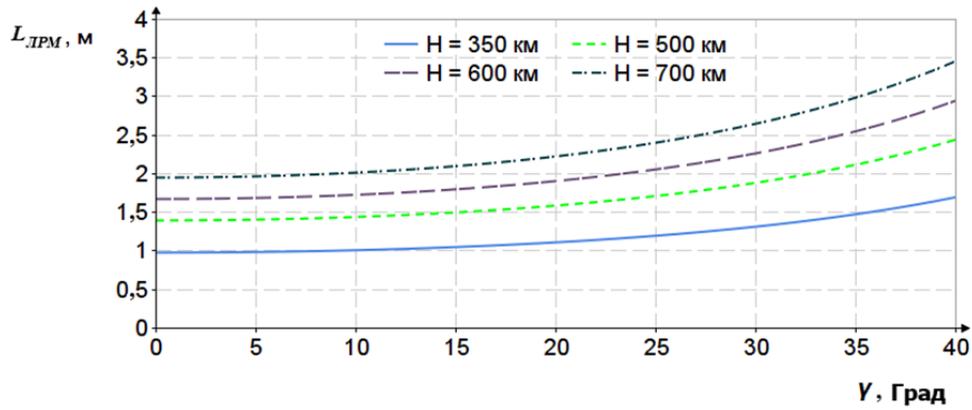


Рис. 1. Линейное разрешение на местности в зависимости от угла отклонения оптической оси космического аппарата

В данном случае принимается $\gamma_{\max} = 40^\circ$ и вычисляются значения ЛРМ для разных высот орбит (рис. 2).

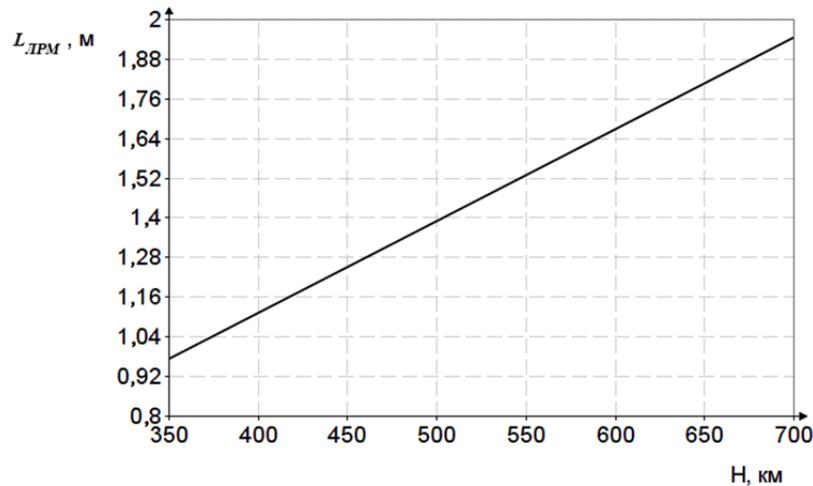


Рис. 2. Линейное разрешение на местности в зависимости от высоты полёта космического аппарата типа АИСТ-2

Анализируя зависимость на рис. 1, можно сделать вывод, что ЛРМ при угле отклонения в 40 градусов в 1,75 раза хуже, чем при 0 градусах.

Ширина полосы обзора

Ширина полосы обзора L для круговых орбит постоянна при заданных углах отклонения оптической оси КА от надира. Ширина полосы обзора без учёта кривизны поверхности Земли определяется по зависимости [2]:

$$L = 2H \operatorname{tg}(\gamma_{\max}), \quad (3)$$

где γ_{\max} – максимальный угол отклонения оптической оси КА от надира (рис. 3).

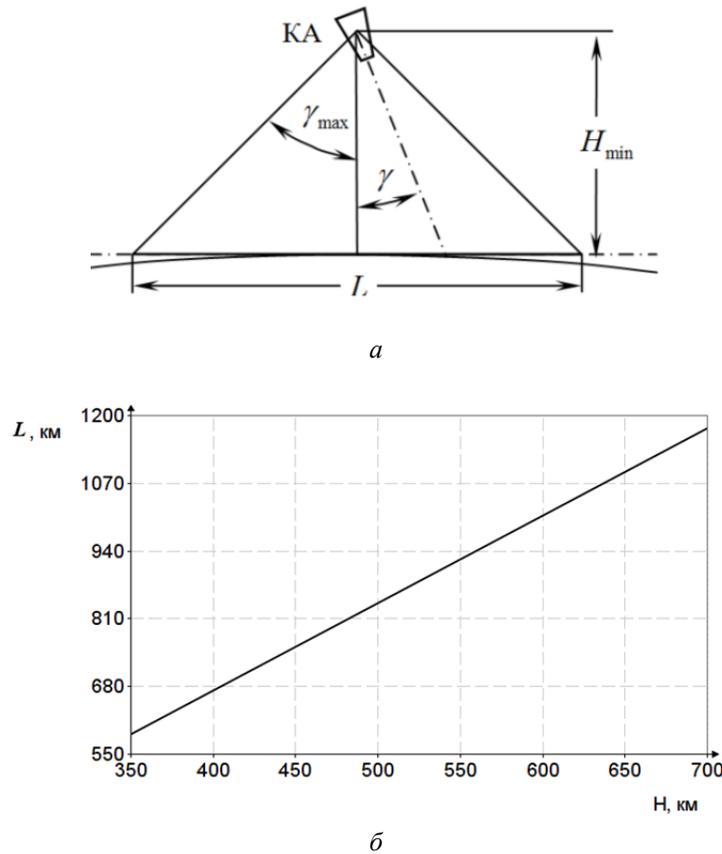


Рис. 3. Схема определения ширины полосы обзора (а) и зависимость ширины полосы обзора от высоты полёта космического аппарата при угле крена 40 градусов (б)

Для определения зависимости возможной снимаемой площади от высоты полёта КА требуется определить время нахождения КА на освещённой части орбиты. Угол полураствора конуса тени [3]:

$$\alpha_T = \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right). \quad (4)$$

Период обращения КА по круговой орбите можно вычислить как

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{\mu_3}}, \quad (5)$$

где $\mu_3 = 398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли.

Время пребывания КА в тени определится по формуле [3]:

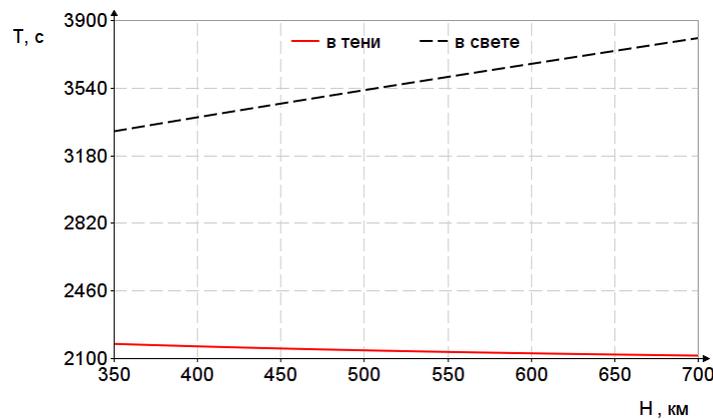
$$t_T = \frac{\alpha_T T}{\pi} = 2\sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{\mu_3}} \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right). \quad (6)$$

Тогда время пребывания КА в свете:

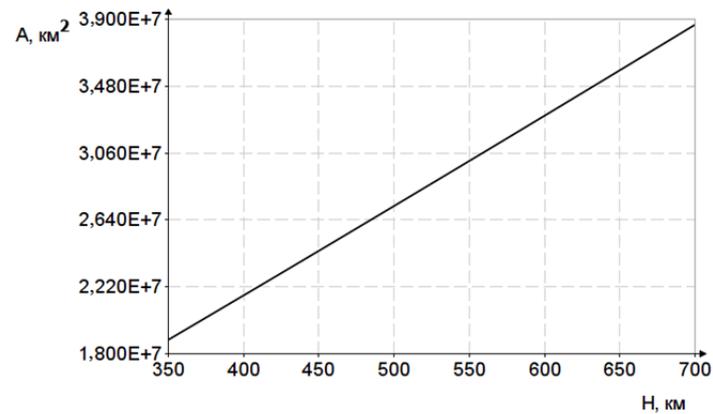
$$t_{\text{СП}} = T - t_T = 2\pi \sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{\mu_3}} \left(1 - \frac{\arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right)}{\pi} \right). \quad (7)$$

Возможную снимаемую площадь в зависимости от высоты полёта КА можно вычислить по формуле:

$$A = R_3 (2\pi - \alpha_T) L = R_3 L \left(2\pi - \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right) \right). \quad (8)$$



а



б

Рис. 4. Время полёта в тени и в свете (а) и возможная снимаемая площадь (б) в зависимости от высоты полёта космического аппарата

На рис. 4 показаны время полёта в тени и в свете, а также возможная снимаемая площадь в зависимости от высоты полёта КА на одном витке. Только время нахождения КА в свете даёт возможность получить снимаемую площадь, при этом нет необходимости делать снимки в течение всего этого времени. Согласно статистике, время съёмки КА на одном витке не может превышать 300 секунд из-за ограничения по электроэнергии.

Время активного существования космического аппарата

Время активного существования КА зависит от его баллистического коэффициента и значения вспомогательной функции. Баллистический коэффициент КА определяется как [1]:

$$\sigma = \frac{c_x S_m}{2m_{КА}}, \quad (9)$$

где c_x – коэффициент аэродинамического сопротивления; S_m – площадь мидела КА; $m_{КА}$ – масса КА.

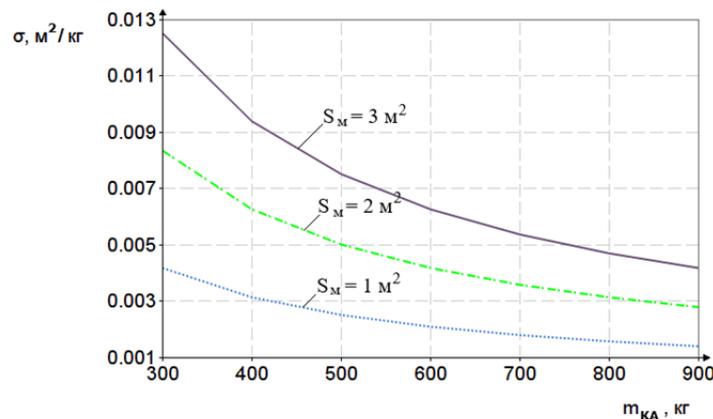


Рис. 5. Баллистический коэффициент космического аппарата в зависимости от его массы и площади мидела

Для КА АИСТ-2Д принимаются: масса $m_{КА} = 530$ кг, площадь мидела $S_m = 2$ м² и коэффициент аэродинамического сопротивления $c_x = 2,5$.

Вспомогательная функция $F(H)$, описывающая время снижения КА с орбиты, определяется как [2]:

$$F(H) = \frac{1}{2\sqrt{\mu_3}} \int_0^H \frac{dH}{\rho(H) \sqrt{R_3 + H}}, \quad (10)$$

где $\rho(H)$ – плотность атмосферы в зависимости от высоты.

В этом случае время Δt снижения орбиты КА с высоты H_1 до высоты H_2 :

$$\Delta t = \frac{F(H_1) - F(H_2)}{\sigma}. \quad (11)$$

Чтобы рассчитать срок активного существования КА АИСТ-2Д, рассчитывается шаг за шагом время, которое потребуется для снижения на каждые 10 км. Каждый раз, когда один шаг высоты снижается, учитывается изменение солнечной активности. В итоге получается суммарное время снижения КА с одной высоты до другой или время срока существования КА на данной орбите. Изменения солнечной активности описаны в [4] (рис. 6), значения вспомогательной функции для разных высот берутся по ГОСТ 25645.101-83 [5].

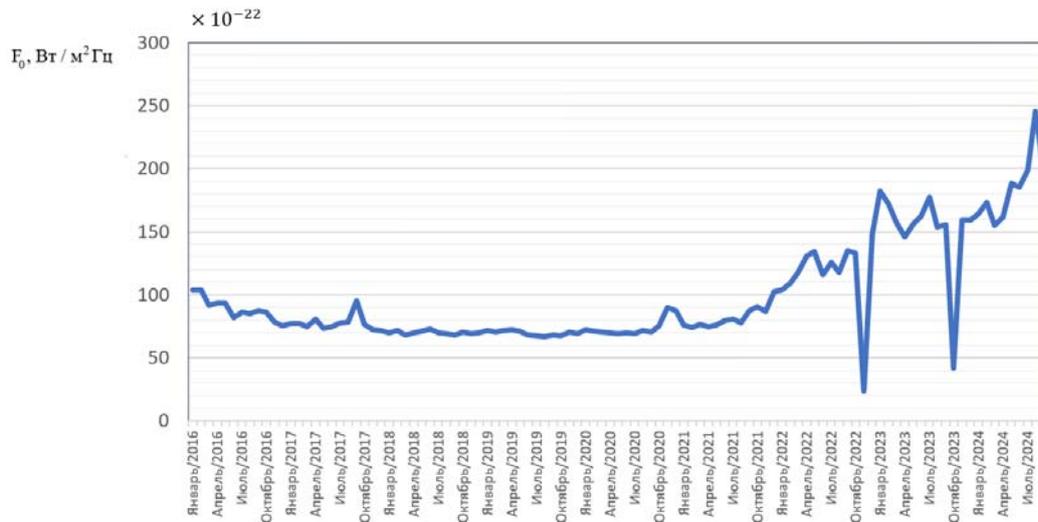
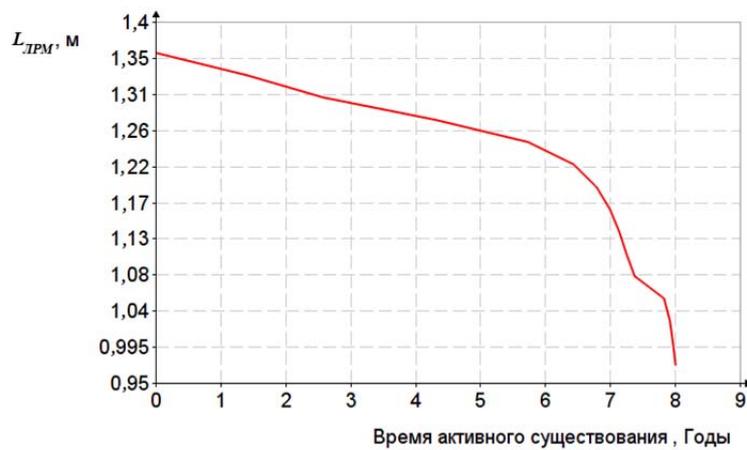


Рис. 6. Солнечная активность F_0 с 2016 по 2024 гг. [4]



а



б

Рис. 7. Высота полёта космического аппарата АИСТ-2Д (а) и линейное разрешение получаемое космическим аппаратом АИСТ-2Д (б) в зависимости от времени его активного существования

На рис. 6 показан график изменения солнечной активности F_0 с 2016 по 2024 гг. С учётом солнечной активности получен график изменения высоты полёта КА АИСТ-2Д в зависимости от времени его полёта (рис. 7, а). Исходя из значения высоты получены значения разрешения с течением времени активного существования (рис. 7, б). Существует лишь небольшая допустимая разница между значением срока активного существования, полученным с учётом солнечной активности, и значением, полученным в результате фактического полёта.

Определение потребной характеристической скорости для выполнения манёвра орбиты

Если задаётся требуемый диапазон разрешения на местности, то можно получить диапазон высот орбиты для размещения КА. Поскольку рабочий диапазон высот телескопа, размещённого на КА типа АИСТ-2, составляет от 350 до 700 км, то начиная с 360 км, рассчитываются характеристические скорости, необходимые для изменения орбиты (рис. 8).

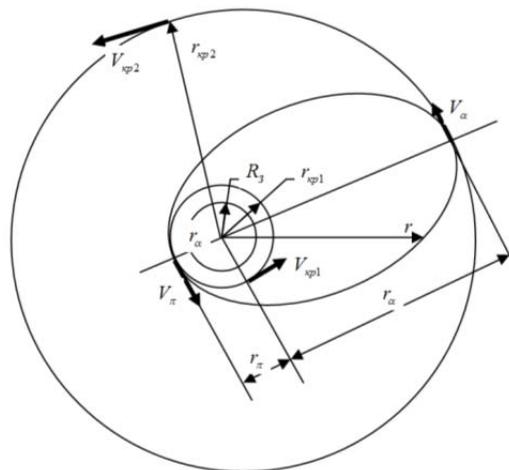


Рис. 8. Схема перелёта космического аппарата на высокую круговую орбиту

Приращение скорости ΔV_1 для перевода КА с низкой круговой орбиты на эллиптическую определяется как [2]:

$$\Delta V_1 = V_{п} - V_{кр1} = V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r_{п}} - \frac{1}{a} \right)} - V_1 \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр1}}}, \quad (12)$$

где $V_{п}$ – скорость в перигее переходной эллиптической орбиты; $V_{кр1}$ – скорость на низкой круговой орбите; V_1 – первая космическая скорость (7910 м/с); R_3 – средний радиус Земли; $r_{п}$ – радиус перигея переходной эллиптической орбиты; a – большая полуось эллиптической переходной орбиты.

В (12) большая полуось эллиптической переходной орбиты определяется по формуле:

$$a = \frac{r_{а} + r_{п}}{2}, \quad (13)$$

где $r_{п} = r_{кр1}$; $r_{а} = r_{кр2}$.

Приращение скорости ΔV_2 для перехода КА с эллиптической орбиты на высокую круговую орбиту определяется по формуле [2]:

$$\Delta V_2 = V_{кр2} - V_a = V_1 \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр2}}} - V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r_a} - \frac{1}{a} \right)}, \quad (14)$$

где $V_{кр2}$ – скорость КА на высокой круговой орбите; V_a – скорость КА в апогее переходной эллиптической орбиты.

Суммарная потребная характеристическая скорость для выполнения манёвра:

$$V_x = \Sigma V = \Delta V_1 + \Delta V_2. \quad (15)$$

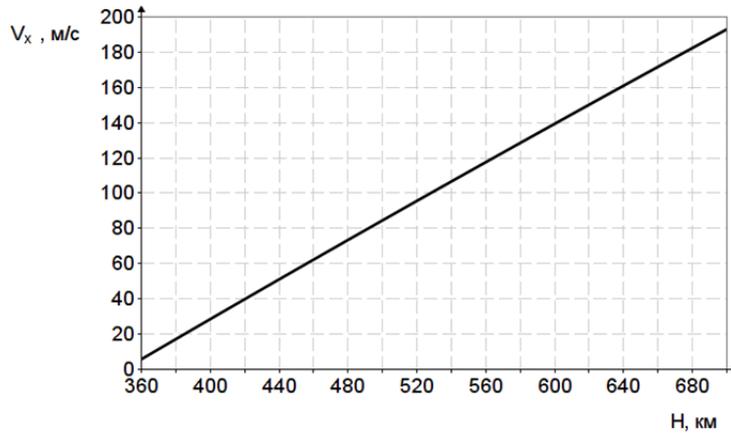


Рис. 9. Потребная суммарная характеристическая скорость для перехода с высоты 350 км до заданной высоты

На рис. 9 представлены значения потребной суммарной характеристической скорости для перехода с высоты 350 км до заданной высоты.

Расчёт двигательной установки на базе однокомпонентного, двухкомпонентного жидкостного ракетного двигателя и электроракетного двигателя

Из формулы Циолковского определяется необходимая масса топлива для выполнения манёвров [6]. Характеристическая скорость определяется как:

$$V_x = J_{y\delta} \ln z, \quad (16)$$

где $J_{y\delta}$ – удельный импульс топлива (м/с); z – число Циолковского:

$$z = \frac{m_{КА0}}{m_{КА0} - m_{топл}}, \quad (17)$$

где $m_{топл}$ – масса топлива, необходимая для обеспечения запланированной характеристической скорости КА; $m_{КА0}$ – масса КА, полностью заправленного топливом.

Отсюда:

$$m_{топл} = m_{КА0} \left(1 - e^{-\frac{V_x}{J_{y\delta}}} \right). \quad (18)$$

Для обеспечения гарантированного запаса топлива, учитывающего «незабор» топлива, непроизводительные выбросы и др., учитывается коэффициент ($k_{нт} \approx 1,05 \dots 1,10$). Тогда масса топлива в баках:

$$m_T = k_{нт} m_{топл} \quad (19)$$

По статистике отношение s массы заправленной ДУ $m_{ДУ}$ к массе ДУ без топлива составляет $s = 2,5$. Тогда

$$m_{ДУ} = \frac{s}{s-1} m_T \quad (20)$$

Масса ДУ, полностью заправленного топливом $m_{ДУ0}$:

$$m_{ДУ0} = m_T + m_{ДУ} \quad (21)$$

В таблице показаны существующие типы ДУ для МКА, и на рис. 10 соответствующие массы заправленных ДУ.

Таблица. Существующие типы двигательной установки для малых космических аппаратов [8]

№	Рабочее тело	Параметры (тяга и удельный импульс)
1.	ДУ на монотопливе (гидразин, нитрат гидроксил аммония)	МКА, $P \sim 0,1 \dots 25$ Н, $J_{y0} \sim 2140$ м/с
2.	Двухкомпонентные ДУ (азотный тетраоксид (АТ) + несимметричный диметилгидразин (НДМГ))	МКА, $P \sim 6 \dots 400$ Н, $J_{y0} \sim 2750$ м/с
3.	Электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) (ксенон)	МКА, $P \sim 0,014 \dots 0,1$ Н, $J_{y0} \sim 12000$ м/с

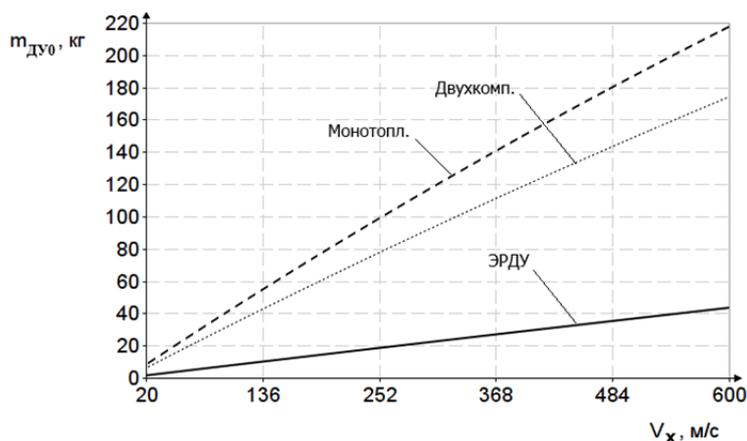


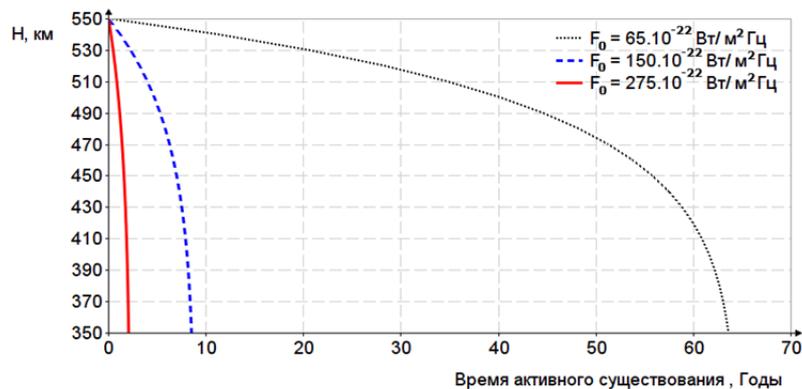
Рис. 10. Зависимость массы заправленных двигательных установок различных типов для малых космических аппаратов от требуемой суммарной характеристической скорости

Из рис. 10. видно, что наименьшая масса получается при использовании ЭРДУ, и средняя масса – при использовании двухкомпонентных ДУ. Энергопотребление однокомпонентных и двухкомпонентных ДУ значительно меньше, чем ЭРДУ. Чем больше времени потребуется для перехода орбиты с одной высоты на другую, тем больше будет

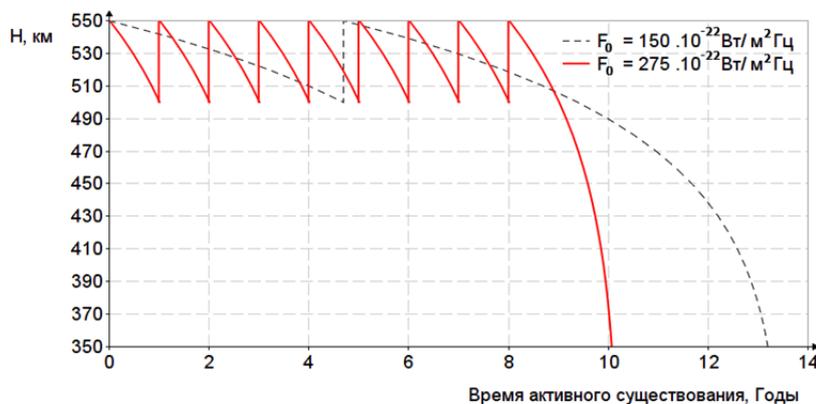
потери информации. Чтобы избежать этого и обеспечить наименьшее время перехода на более высокую орбиту, выбираются двухкомпонентные ДУ. На сегодняшний день наиболее широко используются следующие пары двухкомпонентных топлив: АТ + НДМГ, керосин + кислород и водород + кислород [8]. Из этих трёх топливных пар высокий удельный импульс и высокую плотность имеет АТ + НДМГ. Удельный импульс пары кислород + водород самый высокий из трёх. Однако его заправка и хранение очень сложны и опасны. В итоге для данной задачи предпочтительна топливная пара АТ + НДМГ.

Решение задачи для территории Мьянмы

Для того, чтобы выполнить задачу максимального использования КА для контроля территории Мьянмы, необходимо КА находиться на высоте орбиты, которая даёт максимальную периодичность. Согласно анализу, время прохождения КА типа АИСТ-2 над территорией Мьянмы является максимальным на высоте 550 км. Поэтому КА типа АИСТ-2 должен быть запущен на высоту 550 км. Для расчёта срока активного существования КА, который получается при постепенном снижении шага высот (10 км за шаг), значение солнечной активности принимается как минимальное, среднее и максимальное, равные соответственно $(65/150/275) \cdot 10^{-22}$ Вт/м²Гц. Как только высота орбиты снизится до 500 км, включается ДУ для достижения начальной высоты в 550 км. Для изменения орбиты необходимо использовать два импульса: первый импульс $\Delta V_1 = 13,794$ м/с и второй импульс $\Delta V_2 = 13,769$ м/с.



а



б

Рис. 11. Зависимость высоты полёта космического аппарата типа АИСТ-2 от времени его полёта без двигательной установки (а) и с двигательной установкой (б) при различной величине солнечной активности

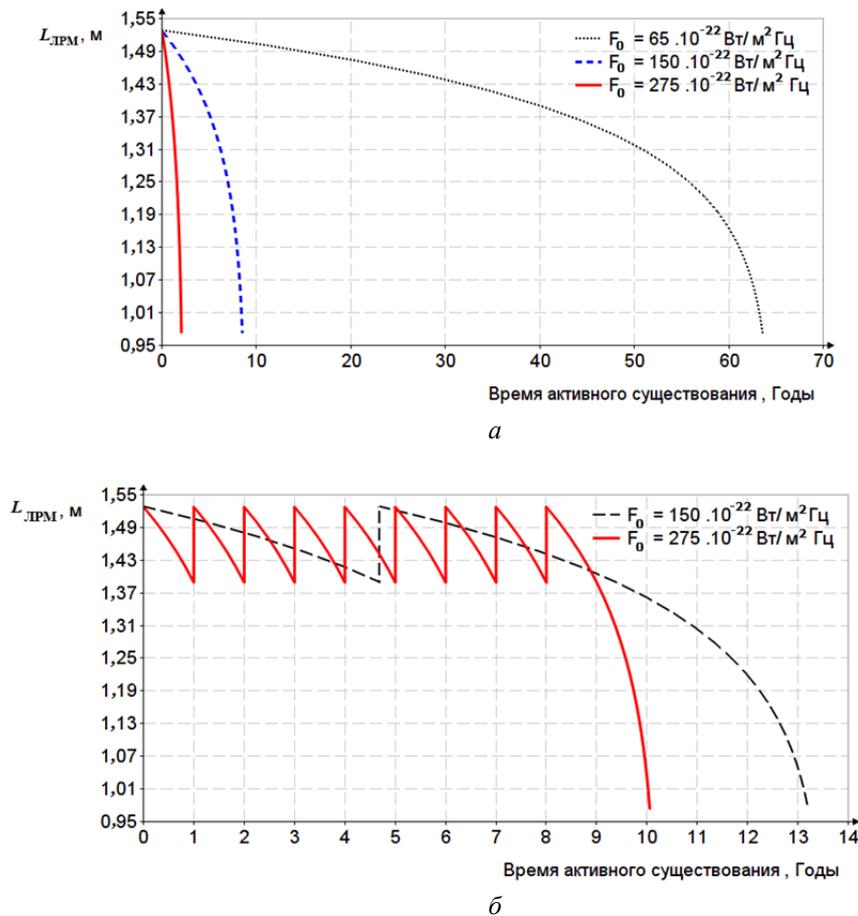


Рис. 12. Зависимость линейного разрешения на местности, получаемого космическим аппаратом типа АИСТ-2, от времени его полёта без двигательной установки (а) и с двигательной установкой (б) при различной величине солнечной активности

Тяга и удельный импульс двухкомпонентных ДУ (АГ + НДМГ) для МКА: $P \sim 6...400$ Н и $J_{уд} \sim 2750$ м/с соответственно [7]. При этом масса топлива (АГ + НДМГ) и масса ДУ для обеспечения двух импульсов равны 5,2 кг и 3,26 кг соответственно. Если используется ДУ тягой 6,6 Н, секундный расход топлива \dot{m} будет 0,002 кг/с и тогда потребное время для обеспечения двух суммарных импульсов равно 43 мин. На рис. 11 и 12 показаны зависимости высоты полёта КА и ЛРМ КА типа АИСТ-2 от времени его полёта без ДУ и с ДУ при различной величине солнечной активности.

Заключение

Проведён анализ качества (линейного разрешения) и количества информации (снимаемой площади) космического аппарата типа АИСТ-2 для задачи мониторинга территории Мьянмы. Чем выше высота полёта космического аппарата, тем больше значение снимаемой площади, но ниже качество изображения. И наоборот, чем ниже значение высоты, тем меньше значение снимаемой площади, но выше качество изображения. Космический аппарата типа АИСТ-2 будет запущен на высоту 550 км над территорией Мьянмы для получения максимальной периодичности, он рассчитан на 10-летний срок активного существования. Для обеспечения указанного срока активного

существования космического аппарата (10 лет), потребуется совершить восемь переходов (41,6 кг топлива АТ + НДМГ) при максимальной величине солнечной активности и один переход (5,2 кг топлива АТ + НДМГ) при средней величине солнечной активности. Чтобы иметь возможность установить двигательную установку, которая может быть использована на малом космическом аппарате типа АИСТ-2, необходимо учитывать оба вышеуказанных условия.

Библиографический список

1. Akhmetov R.N., Filatov A.V., Khalilov R.R., Raube S.S., Borisov M.V., Salmin V.V., Tkachenko I.S., Safronov S.L., Ivanushkin M.A. «AIST-2D»: Results of flight tests and application of earth remote sensing data for solving thematic problems // *Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences*. 2023. V. 26, Iss. 3. P. 427-454. DOI: 10.1016/j.ejrs.2023.06.003
2. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учеб. пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 461 с.
3. Никольский В.В. Проектирование сверхмалых космических аппаратов: учебное пособие. СПб: Балт. гос. техн. ун-т, 2012. 59 с.
4. Space weather prediction center: National oceanic and atmospheric administration. <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>
5. ГОСТ 25645.101-83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчётов искусственных спутников Земли. М.: Издательство стандартов, 1984. 172 с.
6. Салмин В.В., Волоцуев В.В., Никитин А.В. Анализ характеристик электрореактивных двигательных установок, применяемых для проведения манёвров поддержания низкой рабочей орбиты малых космических аппаратов // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2021. Т. 20, № 3. С. 65-76. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-65-76
7. Рыжков В.В., Сулинов А.В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2018. Т. 17, № 4. С. 115-128. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128
8. Егорычев В.С., Кондрусев В.С. Топлива химических ракетных двигателей: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 72 с.

METHODS AND MEANS OF INCREASING THE EFFICIENCY OF THE AIST-2 TYPE SPACECRAFT FOR THE TASK OF MONITORING THE TERRITORY OF MYANMAR

© 2025

Ht. A. Myo Postgraduate Student of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
myohtetaung163847@gmail.com

V. I. Abrashkin Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department
of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
abrashkin.vi@ssau.ru

An analysis of the factors influencing the target characteristics and the required characteristic velocity during an orbital maneuver to improve the target characteristics of small spacecraft is presented. The analysis was performed for the AIST-2 type small spacecraft in orbits with an altitude in the range from 350 to 700 km, taking into account the angle of deviation of the optical axis of the spacecraft. To estimate the active life of the AIST-2D spacecraft, changes in air density caused by solar activity during the spacecraft's orbiting are taken into account. In order to ensure the active life of the AIST-2 type small spacecraft for more than 10 years, and taking into account the fact that the target characteristics are the most stable as soon as the spacecraft descends to a certain height, the engines are started to maneuver the spacecraft to its initial height. The required characteristic speed is obtained from the height difference of the orbit that must be re-raised to solve the task of monitoring Myanmar's territory, and based on this value, the required fuel mass, the mass of the propulsion system and the most suitable engine type are determined.

Small spacecraft; target characteristics; period of active life; characteristic velocity; propulsion system; Earth remote sensing; Myanmar

Citation: Myo Ht.A., Abrashkin V.I. Methods and means of increasing the efficiency of the AIST-2 type spacecraft for the task of monitoring the territory of Myanmar. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 31-44. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-31-44

References

1. Akhmetov R.N., Filatov A.V., Khalilov R.R., Raube S.S., Borisov M.V., Salmin V.V., Tkachenko I.S., Safronov S.L., Ivanushkin M.A. «AIST-2D»: Results of flight tests and application of earth remote sensing data for solving thematic problems. *Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences*. 2023. V. 26, Iss. 3. P. 427-454. DOI: 10.1016/j.ejrs.2023.06.003
2. Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnogo nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovanie proektnogo oblika: ucheb. posobie* [Fundamentals of the design of spacecraft for optoelectronic observation of the Earth's surface. Calculation of the main characteristics and conceptual design: textbook]. Samara: Samara University Publ., 2020. 461 p.
3. Nikol'skiy V.V. *Proektirovanie sverkhmalykh kosmicheskikh apparatov: uchebnoe posobie* [Designing very small spacecraft]. SPb: Baltic State Technical University Publ., 2012. 59 p.
4. Space weather prediction center: National oceanic and atmospheric administration. Available at: <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>
5. GOST 25645.101-83. Earth upper atmosphere. Density model for project ballistic computations of artificial Earth satellites. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1984. 172 p.
6. Salmin V.V., Volotsuev V.V., Nikitin A.V. Analysis of characteristics of electric propulsion systems intended for carrying out maneuvers of maintenance of low Earth working orbit of small satellites. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 3. P. 65-76. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-65-76
7. Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Propulsion systems and low-thrust rocket engines based on various physical principles for control systems of small and micro-spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 115-128. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128
8. Egorychev B.C., Kondrusev B.C. *Topлива khimicheskikh raketnykh dvigateley: ucheb. posobie* [Chemical rocket engine fuels]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 72 p.