

ПРОЕКТ МАЛОРАЗМЕРНОГО КА – ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ДЕМОНСТРАТОРА ВОЗМОЖНОСТИ ДВИЖЕНИЯ НА СВЕРХНИЗКИХ ОРБИТАХ

И.В. Белоконов^{1,2}, Н.А. Елисов^{1,2}

¹Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

²Институт космических исследований РАН

elisov.na@ssau.ru

Полет на сверхнизких околоземных орбитах (Very Low Earth Orbit – VLEO) позволяет проводить исследования атмосферы на высотах, недоступных до настоящего времени ввиду кратковременного их прохождения космическими аппаратами на заключительном этапе жизненного цикла. Основными достоинствами таких орбит являются более высокое пространственное разрешение съемки Земли, меньшая вероятность столкновения с космическим мусором и более простая и быстрая утилизация космического аппарата [1]. Несмотря на это, полет на VLEO орбитах вызывает ряд проблем, связанных с большой по величине силой лобового сопротивления, которая значительно сокращает время существования космического аппарата на орбите.

В работе рассматривается возможность использования малоразмерного космического аппарата (МКА) стандарта CubeSat 12U, как технологического демонстратора (ТД) для отработки эксперимента с воздушно электрореактивным двигателем (ВЭРД) на сверхнизкой орбите 190 км. Немаловажным фактором успешного выполнения миссии МКА-ТД является поддержание его ориентации по отношению к вектору набегающего потока. Очевидно, что для достижения минимального электропотребления ВЭРД, продольная ось МКА-ТД должна быть ориентирована параллельно набегающему потоку. В работе управление ориентацией МКА-ТД предлагается осуществляться за счет отклоняющихся поверхностей – стабилизаторов.

В качестве ВЭРД был выбран двигатель RAM-EP [2], который был формально отмасштабирован под формат CubeSat 12U. Дальнейшая компоновка разрабатываемого МКА-ТД формируется геометрическими размерами принятого прототипа ВЭРД и принятым стандартизованным форматом CubeSat (рисунок 1). При формировании проектного облика МКА-ТД принято, что запас электрической энергии на борту невозобновляемый и ограничивается емкостью аккумуляторной батареи, что определяет общую продолжительность эксперимента.

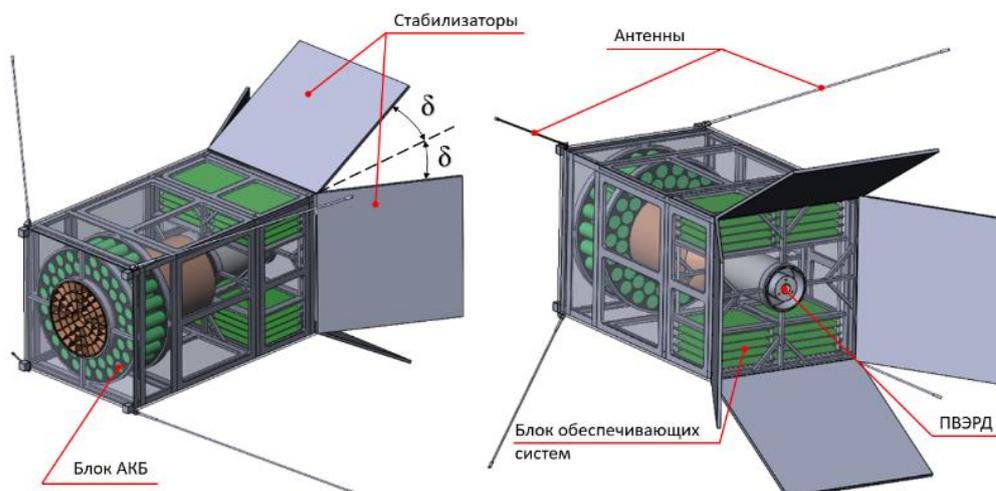


Рисунок 1 – Концептуальный проектный облик МКА-ТД

Предварительные проектные характеристики рассматриваемого концепта МКА-ТД приведены в таблице 1. Начало строительной системы координат располагается в носке МКА-ТД.

Таблица 1 – Предварительные проектные характеристики МКА-ТД

Параметр	Значение
Формат КА	12U
Масса m , кг	20
Количество аккумуляторов n	50
Емкость аккумуляторов $W_{зан}$, Втч	600
Удельный импульс двигателя $I_{уд}$, с	3800
Длина раскрывающегося стабилизатора l , м	0,2
Продольный момент инерции I_x , кгм ²	0,08
Поперечный момент инерции I_n , кгм ²	0,24
Координаты центра масс в строительной системе координат OXYZ, м	[0,208; 0; 0]

Знание аэродинамических характеристик космических аппаратов, двигающихся по сверхнизким орбитам, играет важную роль при их проектировании. Погрешность определения аэродинамических характеристик напрямую влияет на оценку существования космических аппаратов, а также на качество выполнения ими целевых задач, которые зависят от управления движением. С целью повышения достоверности определения аэродинамических характеристик в работе используется численный метод прямого моделирования Монте-Карло (Direct Simulation Monte Carlo – DSMC) [3]. DSMC позволяет учесть такие особенности разреженного газа, как тепловая скорость частиц, химический состав атмосферы, реальную форму космического аппарата и межмолекулярное взаимодействие. На VLEO орбитах предлагаемый МКА-ТД имеет число Кнудсена $Kn > 10$, поэтому межмолекулярным взаимодействием можно пренебречь. Взаимодействие частицы с поверхностью МКА-ТД описывается моделью Черчиньянни-Ламписалорда (CLL) [4]. Основными параметрами модели CLL являются коэффициенты аккомодации кинетической энергии α_n , α_τ , связанные с нормальной и касательной составляющими скорости частиц по отношению к элементарной площадке МКА-ТД.

Расчет аэродинамических характеристик предлагаемого МКА-ТД проводился для высоты полета $H = 190$ км с коэффициентами аккомодации $\alpha_n = 0,9$ и $\alpha_\tau = 0,99$ для диапазона углов атаки $\alpha = -30^\circ..30^\circ$ с дискретностью изменения 5° и набора значений углов раскрытия стабилизатора $\delta = (0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 70^\circ, 180^\circ)$. Под углом раскрытия $\delta = 180^\circ$ понимается конфигурация МКА-ТД с нераскрытым стабилизатором, а при $\delta = 0^\circ$ – полностью раскрытый стабилизатор. Параметры набегающего потока на рассматриваемой высоте принимались в соответствии с ГОСТ 4401-81. Значения молярных долей веществ приняты следующие: $\chi(N_2) = 48,67\%$, $\chi(O_2) = 2,15\%$, $\chi(N) = 0,39\%$, $\chi(O) = 48,67\%$, $\chi(He) = 0,07\%$, $\chi(H) = 0,002\%$ и $\chi(Ar) = 0,04\%$.

Моделирование проводилось при следующих допущениях: температура поверхности МКА-ТД распределена равномерно и равна $T_w = 300$ К; процесс соударения частиц о поверхность МКА-ТД является адиабатическим.

Зависимость коэффициента лобового сопротивления C_{xa} от угла атаки и угла стабилизаторов приведена на рисунке 2(а). Коэффициент C_{xa} рассчитывался относительно поперечной площади корпуса МКА-ТД (площади мидели, равной $0,04$ м²), т.к. она не изменяется в процессе раскрытия. Несмотря на наименьшее значение коэффициента лобового сопротивления при $\delta = 180^\circ$, условие статической устойчивости МКА-ТД не выполняется (рисунок 2(б)). В связи с этим, для обеспечения необходимой ориентации ВЭРД МКА-ТД за счет аэродинамических сил, стабилизатор должен быть раскрыт.

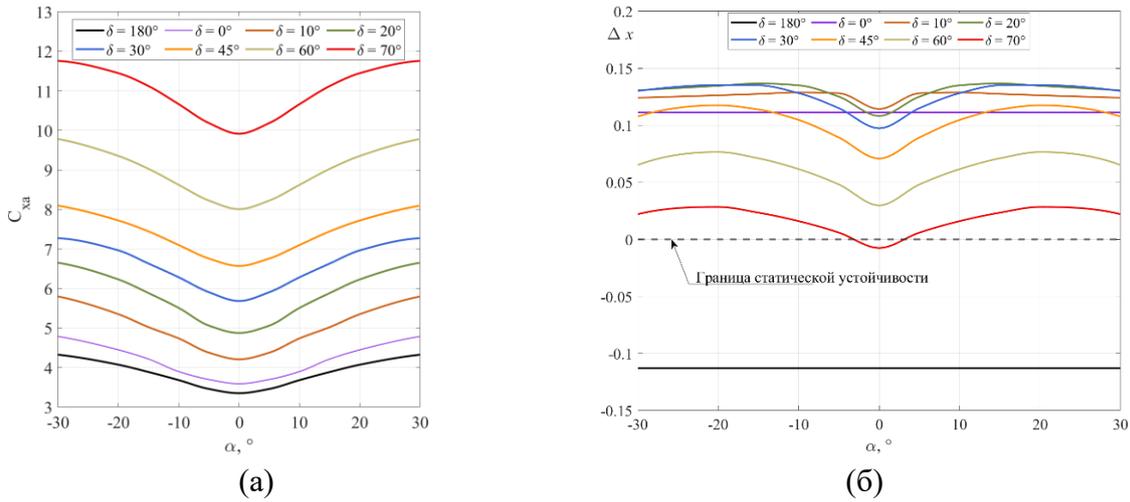


Рисунок 2 – Зависимость (а) $C_{xa}(\alpha, \delta)$ и (б) $\Delta x(\alpha, \delta)$

Оценка продолжительности проведения эксперимента зависит от тяги ВЭРД P , которая должна компенсировать силу лобового сопротивления X_a . Таким образом, время проведения эксперимента можно оценить по формуле:

$$t_{\text{эксп}}(\alpha, \delta) = \frac{2\eta W_{\text{зап}}}{P(\alpha, \delta) V_{\text{ист}}}, \quad (1)$$

где η – коэффициент преобразования энергии, равный 0,4 [5]; $W_{\text{зап}}$ – емкость аккумуляторов; $V_{\text{ист}}$ – скорость истечения газов.

При отделении от платформы выведения МКА-ТД будет иметь ненулевые угол атаки и угловую скорость, в связи с чем уменьшается время проведения эксперимента $t_{\text{эксп}}$. Очевидно, что оно может быть увеличено за счет снижения амплитуды колебаний угла атаки, которая уменьшает силу лобового сопротивления и, следовательно, приводит к экономному расходу энергии аккумуляторных батарей. Таким образом, задача управления угловым движением может быть сформулирована следующим образом:

$$\delta_{\text{opt}}(t) = \arg \min f\{\delta(t) | \mathbf{X}(t_0 = 0) = \mathbf{X}_0\},$$

$$F(\delta(t, T)) = \int_{t_0}^T \alpha^2 dt, \quad (2)$$

где \mathbf{X}_0 – вектор фазовых переменных углового движения МКА-ТД (начальные угол атаки и угловая скорость); $\delta(t)$ – программа управления стабилизатором; T – конечный момент моделирования, равный $t_{\text{эксп}}$.

В работе рассматривается плоское угловое движение. При решении поставленной задачи массой стабилизатора пренебрегается. Система дифференциальных уравнений, описывающих угловое движение динамически симметричного МКА-ТД с учетом аэродинамического и гравитационного моментов, имеет вид [6]:

$$\dot{\alpha} = \omega_{\alpha},$$

$$\omega_{\alpha} = [-C_{xa} S_m L q_{\infty} \Delta \bar{x} \sin(\alpha) + 1,5(I_{\text{п}} - I_x) \omega_{\text{орб}}^2 \sin(2\alpha)] I_{\text{п}}^{-1} \quad (3)$$

где S_m – площадь мидела; L – длина МКА-ТД; q_{∞} – скоростной напор; $I_x, I_{\text{п}}$ – продольный и поперечный моменты инерции; $\omega_{\text{орб}}$ – орбитальная угловая скорость.

В работе предполагается, что все стабилизаторы отклоняются одновременно на одинаковый угол. Отклонение происходит на три значения угла: $\delta_{\min} = 0^\circ$, $\delta_{\text{mid}} = 35^\circ$ и $\delta_{\max} = 70^\circ$ (по принципу работы закрылок на самолетах) Модель отклонения стабилизатора во времени задается с помощью аппроксимированной функции Хевисайда:

$$\delta_n(t) = \frac{\Delta_n}{1 + \exp[-2k(t - t_{0n})]} - \frac{\Delta_n}{1 + \exp[-2k(t - t_{0n} - t_{kn})]} \quad (1)$$

Δ_n – угол отклонения стабилизатора на n -ом участке; t_{0n} , t_{kn} – время начала и окончания изменения угла стабилизатора на n -ом участке.

Для простоты управления углом отклонения стабилизатором в работе принято три участка отклонения с последовательностью $\delta_{\max} = 70^\circ \rightarrow \delta_{\max} = 35 \rightarrow \delta_{\max} = 70^\circ$. Таким образом, управление формируется за счет отыскания шести параметров t_{0n} и t_{kn} .

Начальные условия по углу атаки $\alpha_0 = 20^\circ$ выбраны исходя из того, что МКА-ТД не должен мешать движению базовой платформы, а по угловой скорости $\omega_\alpha = 0,2^\circ/\text{с}$, как типичной при отделении попутной нагрузки.

На рисунке 3(а) приведена программа управления изменением угла стабилизатора и изменение угла атаки. Из рисунка 3(б) видно, что начало изменения угла стабилизатора приходится при минимальных значениях коэффициента C_{xa} , а окончание – при максимальных значениях.

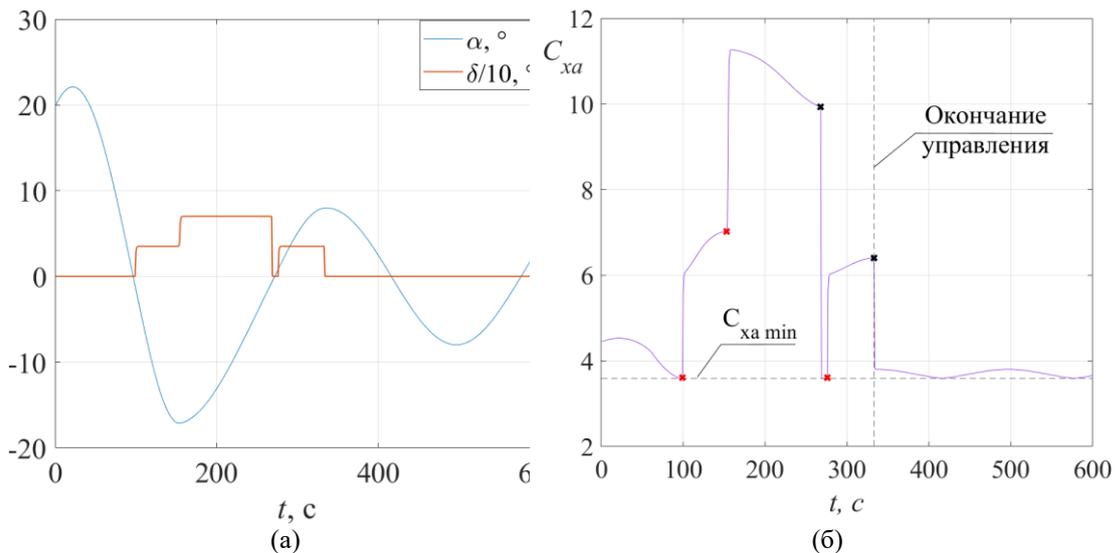


Рисунок 3 – Зависимости (а) $\alpha(t)$ и $\delta(t)$ и (б) $C_{xa}(t)$

Движение МКА-ТД по сформированной программе управления приводит к уменьшению амплитуды колебаний с $\alpha = 22,1^\circ$ до $\alpha = 8^\circ$ и уменьшению амплитуды угловой скорости с $\omega_\alpha = 0,45^\circ/\text{с}$ до $\omega_\alpha = 0,16^\circ/\text{с}$. Уменьшение амплитуды колебаний по углу атаки привело к увеличению времени проведения эксперимента на 46 минут по сравнению с пассивным полетом при полностью раскрытом стабилизаторе.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-72-30002, <https://rscf.ru/project/23-72-30002/>.

Список литературы:

1. The Benefits of Very Low Earth Orbit for Earth Observation Missions / N.H. Crisp, P.C.E. Roberts, S. Livadiotti [et al.] // Progress in Aerospace Science. 2020. V. 117. P. 100619. DOI: 10.1016/j.paerosci.2020.100619.

2. Development Status and Way Forward of SITAEL's Air-breathing Electric Propulsion Engine / T. Andreussi, E. Ferrato, V. Giannetti [et al.] // Proceedings of AIAA Propulsion and Energy Forum (19-22 August 2019, Indianapolis). AIAA, 2019. P. 1-22.
3. Bird G.A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows. Oxford: Clarendon Pressm 1994. 458 p.
4. Lord R.G. Some further extensions to the Cercignani-Lampis gas-surface interaction model // Physics of Fluids. 1995. V. 706. P. 1427-1433. DOI: 10.1063/1.858076.
5. 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. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.06.052.
6. Belokonov I.V., Kramlikh A.V., Timbai I.A. Low-orbital transformable nanosatellite: Research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization // Proceedings of 2nd IAA Conference on Dynamics and Control of Space System (24-26 March 2014, Rome). American Astronautical Society, 2014. IAA-ASS-DyCoSS2-14-04-10.