

2. Петухов, В. Г. Квазиоптимальное управление с обратной связью для многовиткового перелёта с малой тягой между некомпланарными эллиптической и круговой орбитами / В.Г. Петухов // Космические исследования. – 2011. – Т. 49. – №2. – С. 128–137.

3. Петрухина, К.В., Салмин, В.В. Оптимизация баллистических схем перелётов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги / К.В. Петрухина, В.В. Салмин // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2010. – Т. 12. – №4. – С. 186–201.

4. Салмин, В.В., Петрухина, К.В., Кветкин, А.А. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // Космическая техника и технологии. – 2019. – №4(27). – С. 94–108.

5. Fadeenkov, P. Low thrust spacecraft motion control with simultaneous changes in main orbital elements / P. Fadeenkov, S. Ishkov // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. – 2019. – Vol. 10. – №4. – P. 733–738.

УДК 629.783

Кветкин А.А.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Введение. Схемы управления межорбитальными космическими аппаратами (КА), использующими электроракетные двигательные установки, отличаются сложностью и динамичностью программ изменения направления вектора тяги. Поэтому одной из важных задач формирования проектного облика электроракетного транспортного модуля является выбор способа управления углом отклонения вектора тяги.

Определяющими параметрами системы управления вектором тяги являются динамические характеристики КА при реализации программы управления, к

которым относят меняющиеся во времени угловые скорости и ускорения и их максимальные значения, а также массово-центровочные и инерционные характеристики КА с полезной нагрузкой (ПН).

Способы управления вектором тяги. Существуют несколько различных способов управления вектором тяги, среди которых можно выделить три основных [1]: разворот корпуса КА, а, следовательно, и вектора тяги; создание составляющих от тяги по осям орбитальной системы координат с помощью специальных двигателей; разворот блока маршевых двигателей относительно центра масс без создания управляющего момента. Данные схемы можно реализовать различными способами, которые будут рассмотрены ниже.

Закрепление ЭРД в карданный подвес. ЭРД помещается в карданный подвес (рис. 1), который позволяет изменять отклонение вектора тяги в одной плоскости, причём максимальный угол отклонения от оси ограничивается углом в 10–15 град. Преимуществом данного способа является относительная простота реализации, однако при отклонении ЭРД часть тяги теряется за счёт создания управляющего момента, что может приводить к дополнительным затратам рабочего тела, а также к усложнению оптимизации программы управления вектором тяги за счёт переменной тяги.

Применение дополнительных ЭРД, создающих тягу в бинормальном направлении. Данный способ позволяет осуществлять управление вектором тяги без реализации программных разворотов за счёт наличия дополнительных ЭРД, создающих тягу в бинормальном направлении (рис. 2). При этом тяга двигателей должна изменяться для поддержания оптимального направления результирующей вектора силы тяги, что может являться достаточно сложной задачей за счёт ограничений на управление силой тяги двигателей. Ограниченность свободного пространства на внешней поверхности КА может привести к ухудшению характеристик по выработке электроэнергии из-за того, что панели солнечных батарей попадут в зону влияния ЭРД.

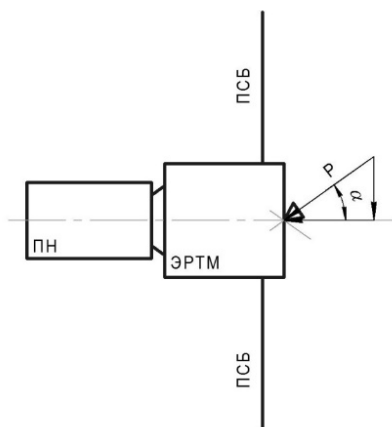


Рис. 1. Отклонение двигателя в карданном подвесе

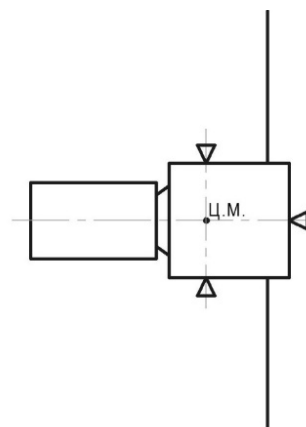


Рис. 2. Управление с помощью дополнительных двигателей

Вынесение блоков ЭРД с поверхности КА с помощью поворотных балок. Одним из перспективных способов является размещение блока ЭРД на специальной поворотной балке (рис. 3), обеспечивающей нужную ориентацию вектора тяги. При этом должно обеспечиваться прохождение вектора через центр масс, что позволяет реализовать программу управления вектором тяги без поворотов КА, что может привести к значительной экономии ресурсов. Недостатками для этого способа являются ограничения на углы отклонения балки за счёт компоновки КА, ПН и солнечных батарей, а также сложность создания и применения крупных подвижных механизмов такого рода. Таким образом, использование поворотных балок наиболее оправдано для высокомоментных КА, которые обладают большими моментами инерции.

Управление вектором тяги с помощью разворотов КА вокруг центра масс. Развороты КА могут быть выполнены различными способами, среди которых можно выделить два наиболее приемлемых: разворот с помощью специальных двигателей ориентации (рис. 4); разворот при помощи силового гироскопического комплекса или маховиков. Применение **двигателей ориентации** на традиционных химических компонентах топлива является наиболее простым, но требует наличия на борту запаса дополнительного топлива. Кроме того, реализация программы управления потребует большого числа циклов включения-выключения двигателей, что может выходить за рамки заложенных ресурсных и технических ограничений. Относительно небольшие размеры, достижимая высокая точность ориентации, а также возможность реализации динамичных разворотов относительно центра масс делает **силовой гироскопический комплекс**

(СГК) привлекательным для использования на борту КА с ЭРД. Существенным недостатком СГК является необходимость в системе сброса кинетического момента, который неизбежно накапливается в процессе работы.

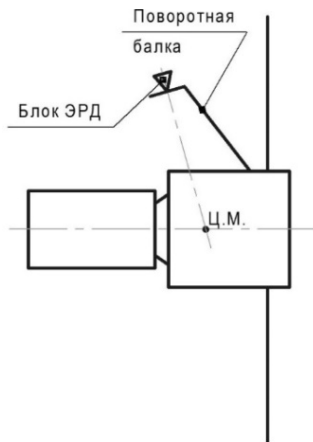


Рис. 3. Схема расположения блока ЭРД на поворотной балке

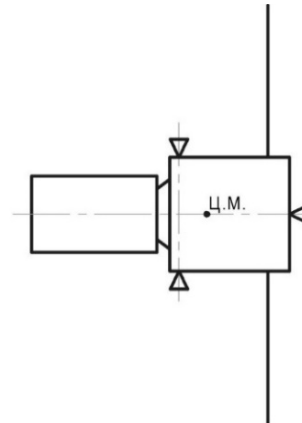


Рис. 4. Схема расположения дополнительных двигателей ориентации

Результаты сравнительного анализа способов реализации управления вектором тяги. По результатам оценки рассмотренных способов управления отклонением вектора тяги наиболее применимыми для среднеразмерных КА являются схема с помещением ЭРД в карданный подвес, а также управление вектором тяги с помощью разворотов космического аппарата вокруг центра масс с помощью СГК.

В данном подразделе проведена оценка реализуемости двух способов управления на примере КА с проектными характеристиками, приведёнными в табл. 1. Динамическая задача оптимизации решается в программном комплексе «NEOS» [2].

Таблица 1 – Основные характеристики ЭРТМ

Общая тяга ЭРДУ, мН	870
Удельный импульс, с	1770
Масса полезной нагрузки, кг	2110
Масса рабочего тела ЭРДУ, кг	460
Масса ЭРТМ (сухая), кг	930
Осевые моменты инерции в главной центральной системе координат, кг×м ²	$J_x = 11597$
	$J_y = 12312$
	$J_z = 6571$

Рассматриваются два перелёта, исходные данные для которых приведены в табл. 2. Расчётный случай №1 соответствует перелёту с круговой орбиты высотой 1 850 км на орбиту ССН Глонасс, расчётный случай №2 – с высокоэллиптической на геостационарную орбиту.

Таблица 2 – Расчётные случаи

	Расчётный случай №1	Расчётный случай №2
Параметры начальной орбиты		
H_a	1850	80000
H_p	1850	185
i	51,8	28
Параметры конечной орбиты		
$R_{орб.}$	25771	42156
i	64,8	0

Оценочный расчёт будет вестись по наибольшим совокупным угловым ускорениям, которые можно вычислить по формуле:

$$\varepsilon = \sqrt{\varepsilon_\lambda^2 + \varepsilon_\psi^2}, \quad (1)$$

где $\varepsilon_\lambda, \varepsilon_\psi$ – угловые ускорения изменения для углов λ и ψ соответственно.

Результаты оценки совокупных угловых ускорений приведены в табл. 3.

Таблица 3 – Результаты оценки совокупных угловых ускорений

Расчётный случай №1		Расчётный случай №2	
$\varepsilon_\alpha, \text{ }^\circ/\text{с}^2$	0,00001	$\varepsilon_\alpha, \text{ }^\circ/\text{с}^2$	0,0051
$\varepsilon_\psi, \text{ }^\circ/\text{с}^2$	0,0049	$\varepsilon_\psi, \text{ }^\circ/\text{с}^2$	0,00001
$\varepsilon, \text{ }^\circ/\text{с}^2$	0,0049	$\varepsilon, \text{ }^\circ/\text{с}^2$	0,0051

Сопоставление результатов показывает, что значение углового ускорения схоже для обоих вариантов. Примем для расчётов случай №2. Сначала проведём расчёт потребного угла отклонения оси двигателя в кардановом подвесе для обеспечения потребного углового ускорения КА. В первую очередь рассчитывается потребный крутящий момент, для обеспечения максимального полётного углового ускорения:

$$M = I \cdot \varepsilon = 12312 \cdot 0,0051 = 1,095 \text{ Н} \times \text{м}. \quad (2)$$

При отклонении оси двигателя в карданном подвесе на угол α сила тяги P проецируется на две составляющих – продольную F_x и поперечную F_y . Сила F_y действует на плече 2,6 м от центра масс КА, необходимая составляющая F_y определяется:

$$F_y = \frac{M}{l} = \frac{1,095}{2,578} = 0,425 \text{ Н.} \quad (3)$$

Угол отклонения двигателя от продольной оси можно найти по формуле:

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{F_y}{P}\right) = \arcsin\left(\frac{0,425}{0,870}\right) = 29,25 \text{ град.} \quad (4)$$

Результаты анализа показывают, что падение тяги при реализации управления угловым движением КА при помещении двигателя в карданный подвес достигает 12,7%, однако средние значения могут быть значительно ниже. При этом максимальное отклонение оси двигателя достигает 29 град, что может превышать технические характеристики карданового подвеса.

Для второго способа управления движением КА проводится расчёт массогабаритных характеристик СГК, обеспечивающего потребные угловые скорости и ускорения, для проверки принципиальной возможности реализации этой системы КА. Результаты расчётов по методике, изложенной в [3], приведены в табл. 4.

Таблица 4 – Результаты расчёта характеристик СГК

Кинетический момент КА (Кка), Н·м·с	7,302
Максимальный момент силы (Мка), Н·м	1,095
Кинетический момент СГП (КСГП), Н·м·с	7,849
Момент инерции ротора гироскопа (IPГП), кг·м ²	0,010415
Радиус ротора R, мм	61,7
Диаметр гироскопа, мм	160,5
Масса ротора гироскопа, кг	4,8
Масса СГП, кг	5,8
Масса СГК, кг	23,2

Заключение. Результаты расчёта массогабаритных характеристик показывают, что СГК обладает сравнительно низкой массой, а его размеры являются адекватными и не являются определяющими при определении габаритных характеристик проектируемого КА.

Библиографический список

1. Салмин, В.В. Выбор основных проектных характеристик и конструктивно-го облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивными двигательными установками с использованием системы «Solid Works»: учебное пособие / В.В. Салмин, С. А. Ишков, О. Л. Старинова. – Самара: СГАУ, 2006. – 82 с.
2. Салмин, В.В. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту / В.В. Салмин, К.В. Петрухина, А.А. Кветкин // Космическая техника и технологии. – 2019. – №4(27). – С. 94–108.
3. Куренков, В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения / В.И. Куренков, В.В. Салмин, А.Г. Прохоров. – Самара: Издательство СГАУ, 2007. – 160 с.

УДК 629.783

Шапошников Н.Н., Ишков С.А.

ОБОСНОВАНИЕ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТОНОСИТЕЛЯ. ЭКОНОМИЧЕСКИЙ АСПЕКТ

Введение. Основной причиной возникновения интереса к многоразному (или частично многоразному) использованию объектов ракетно-космической техники является стремление снизить стоимость изготовления и эксплуатации этих изделий.

Необходимость минимизации стоимости производства ракет-носителей назревала давно и в целом может достигаться путём рационального сочетания применяемых конструкционных материалов и технологий, оптимизации характеристик комплектующих изделий, комплексирования бортовых систем. Немаловажным фактором удешевления является привлечение к производству деталей, узлов и агрегатов сторонних производителей, что снижает затраты на содержание собственных производственных площадей, рабочих, амортизацию оборудования. Однако, несмотря на активное использование всех этих мето-