

ПОДХОД К СНИЖЕНИЮ ВИБРОАКТИВНОСТИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

М.В. Бирюкова

А. Туфан

В.Ю. Ермаков

mar_601_24@mail.ru

anttufan@gmail.com

v_ermakov2003@mail.ru

МАИ, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Безотказное функционирование космических аппаратов и успешное выполнение проводимых ими исследований на орбите в основном зависят от технических и эксплуатационных характеристик систем управления их ориентацией и стабилизацией в пространстве относительно осей базовой системы координат за счет использования стабилизирующих свойств внешних и внутренних возмущающих факторов. При исследованиях для определения статического и динамического дисбалансов проанализированы уровни воздействий сил и моментов, создаваемых бесконтактным двигателем-маховиком постоянного тока при работе на различных скоростях вращения ротора, выполнена их обработка и идентификация. В целях уменьшения статического и динамического дисбалансов бесконтактного двигателя-маховика, получаемых в результате проводимых экспериментальных исследований, предложено использовать виброизолятор с собственной частотой, существенно меньшей, чем в обычных системах, чтобы статически удерживать двигатель-маховик при его наземной и летной эксплуатации. Виброизолятор должен иметь малые массу и жесткость, а также широкий диапазон рабочих температур и др. Определены моменты внешних возмущающих сил, действующих на малый космический аппарат типа «Искра-5» в зависимости от высоты орбиты. Выполнен анализ использования двигателей-маховиков постоянного тока различных типов. Показано, что использование бесконтактных двигателей-маховиков постоянного тока в качестве исполнительных органов систем управления ориентацией и стабилизацией на малых космических аппаратах повышает точ-

Ключевые слова

Двигатель-маховик, бесконтактный двигатель-маховик, виброизолятор, дисбаланс, возмущающие факторы, виброактивность

ность ориентации. Рассмотрены пути уменьшения действия вибрационных возмущений на конструкцию космического аппарата от бесконтактного двигателя-маховика

Поступила 05.07.2022

Принята 21.07.2022

© Автор(ы), 2023

Введение. Успешное выполнение исследований космическими аппаратами (КА), а также их безотказность на орбите зависят от технических и эксплуатационных характеристик систем управления ориентацией и стабилизацией (СУОС), которые определяют положение КА в пространстве относительно заданных направлений и обеспечивают управление ориентацией.

Стабилизация и ориентация КА в пространстве относительно осей базовой системы координат (СК) достигается благодаря использованию стабилизирующих свойств некоторых внешних и внутренних возмущающих факторов [1, 2]. Внешними воздействиями на КА, как правило, являются аэродинамическое сопротивление, давление солнечного излучения, магнитное и гравитационное поля и др. Внутренние возмущения возникают в результате относительного движения отдельных частей КА, таких, как шторки оборудования, двигатели-маховики (ДМ), солнечные батареи, а также из-за истечения с борта КА газов и жидкостей [3]. В случае нежесткого КА появляется влияние упругих составляющих колебаний частей КА относительно друг друга, например, колебания гравитационных штанг, солнечных батарей и других нежестких выносных конструкций [1–20].

В зависимости от определения положения КА в пространстве СУОС можно разделить на две группы [1]: пассивные и активные.

Пассивные системы создают управляющие моменты за счет внешних возмущающих моментов, действующих на КА, и при этом не требуют специальных управляющих устройств. Они конструктивно просты, имеют неограниченный срок службы, но обеспечивают низкую точность и поэтому в современных КА практически не используются.

В настоящее время в большинстве КА используются активные системы высокой точности, высокой надежности, которые способны создавать большие управляющие моменты по сравнению с пассивными системами [1]. При этом активные системы должны быть быстродействующими, т. е. способными ориентировать КА в заданное положение за короткий интервал времени.

Активные системы можно разделить на несколько подгрупп, основными из которых являются реактивные системы (реактивные двигатели, газовые сопла и др.), используемые для создания реактивного управля-

щего момента, и системы с подвижными элементами конструкции (ДМ, силовые гироскопические устройства и др.), создающие управляющий момент за счет инерционных вращающихся масс [4].

Для оценки порядков величин моментов от внешних возмущающих сил в качестве примера предлагается использовать малый КА типа «Искра-5», высота орбиты которого 500...1000 км.

Взаимодействие между КА и магнитным полем Земли обуславливает магнитные возмущения, зависящие от величины магнитного поля, создаваемого КА, и его напряженности в точке нахождения КА.

Возмущающий момент T_m от магнитного поля Земли определяется по формуле

$$T_m = DB, \quad (1)$$

где D — остаточный дипольный момент КА;

$$B = \frac{2M}{R^3} \quad (2)$$

— магнитное поле Земли (M — магнитный момент Земли; R — радиус орбиты КА).

Аэродинамические возмущения, возникающие в результате взаимодействия КА с потоками свободных молекул, составляющих верхние (более 130 км) слои атмосферы Земли, не везде одинаковы по траектории полета КА и сильно зависят от плотности атмосферы, уменьшающейся по мере увеличения высоты полета. Плотность атмосферы Земли подвержена вариациям, наиболее сильно выражены вариации в результате изменения солнечной активности. Для упрощенного расчета использована модель плотности атмосферы Земли Харриса — Пристера, в расчетном случае индекс солнечной активности $F_{10,7} = 275$ [17].

Формула возмущающего момента T_a от атмосферы Земли имеет вид

$$T_a = F(c_{a.c} - c_{ц.м}); \quad (3)$$

здесь

$$F = 0,5\rho c_{л.с}A V^2 \quad (4)$$

— сила лобового сопротивления КА (ρ — плотность атмосферы Земли; $c_{л.с}$ — коэффициент лобового сопротивления КА; A — площадь поперечного сечения КА; V — скорость полета КА); $c_{a.c} - c_{ц.м}$ — разность координат центра аэродинамического сопротивления и центра масс КА.

Для малого КА типа «Искра-5»: $c_{л.с} = 2,2$; $A = 1,65 \text{ м}^2$; $V = 7,5 \cdot 10^3 \text{ м/с}$; $c_{a.c} - c_{ц.м} = 0,3 \text{ м}$.

Причиной возникновения гравитационных возмущений является взаимодействие КА, имеющего протяженную форму, с гравитационным полем Земли. Максимальный возмущающий момент от гравитационного поля, действующего на КА, определяется по формуле

$$T_{\Gamma} = \frac{3\mu}{2R^3} (I_Z - I_Y) \sin(2\theta), \quad (5)$$

где μ — гравитационная постоянная Земли; R — радиус орбиты; $I_Z - I_Y$ — разность максимального и минимального моментов инерции КА; θ — максимальное отклонение оси Z от местной вертикали.

Для малого КА типа «Искра-5» максимальный и минимальный моменты составляют 77 и 25 кг · м².

Оценочное возмущение от солнечного излучения определяется по формуле

$$T_c = F(c_{ц,д} - c_{ц,м}); \quad (6)$$

здесь

$$F = \frac{F_M}{c} S_{\Pi}(1+q) \cos I \quad (7)$$

— давление света (F_M — плотность мощности солнечного излучения; c — скорость света; S_{Π} — площадь облучаемой поверхности КА; q — коэффициент отражения; I — угол падения потока солнечного излучения относительно нормали к поверхности КА); $c_{ц,д} - c_{ц,м}$ — разность координат центра давления и центра масс КА.

Зависимости внешних возмущающих моментов от различных значений высоты орбиты малого КА типа «Искра-5» приведены на рис. 1.

При функционировании КА, на борту которого располагаются работающие электромеханические системы с подвижными массами, возникают вибрационные возмущения [19]. Кинематическая схема электромеханической системы приведена на рис. 2.

Принцип работы СУОС основан на законе сохранения количества движения замкнутой системы материальных точек и описывается векторным уравнением

$$\frac{dH}{dt} + \vec{\Omega} \times \vec{H} = \vec{M}, \quad (8)$$

где $\vec{\Omega}$ — вектор абсолютной угловой скорости; \vec{H} — вектор кинетического момента; \vec{M} — вектор момента внешних сил.

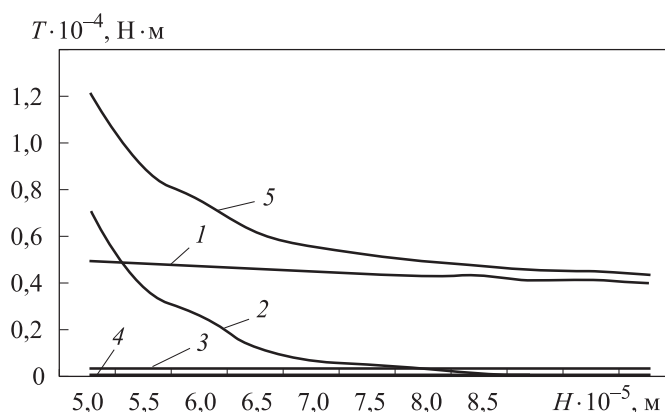


Рис. 1. Зависимости внешних возмущающих моментов от высоты орбиты малого КА типа «Искра-5»:

1 — магнитные; 2 — аэродинамические; 3 — солнечные; 4 — гравитационные;
5 — суммарные

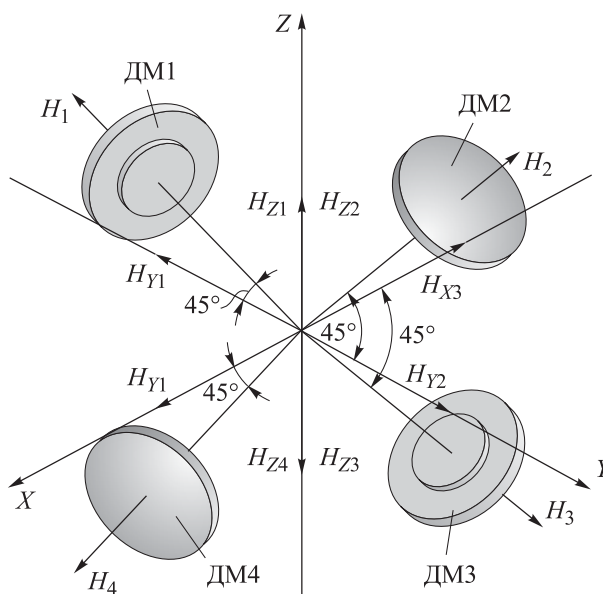


Рис. 2. Кинематическая схема электромеханической системы КА

Если $\vec{\Omega} \times \vec{H} = 0$, то $\vec{M} = dH / dt$, что соответствует одностепенному гиросtabilизатору. Если кинетический момент $dH / dt = 0$, то из (8) получим уравнение двухстепенного гиросtabilизатора. Полное уравнение описывает трехстепенной гиросtabilизатор. Принципы функционирования гиросtabilизаторов существенно различны. Одностепенные гиросtabilизаторы называют ДМ, а прочие — силовыми гироскопическими устройствами.

В качестве исполнительных органов СУОС используются ДМ постоянного тока различных типов, однако наиболее распространенными среди них являются асинхронные, контактные и бесконтактные [5].

Основным преимуществом асинхронного ДМ постоянного тока является возможность обеспечения постоянства электромагнитного момента в широком диапазоне изменения скорости вращения, и при этом КПД ДМ равен $\sim 30\%$.

Вследствие больших значений массовых характеристик и высокого электропотребления асинхронные ДМ постоянного тока в основном используются в качестве исполнительных органов СУОС на больших КА, таких как пилотируемые орбитальные станции.

Двигатели-маховики работают на основе управляемого момента бесконтактного электродвигателя постоянного тока и используются в качестве исполнительных органов СУОС на малых и средних КА с длительным сроком активного существования, например, в серии малых КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) типа «Монитор» и средних КА навигации типа ГЛОНАСС [6].

Бесконтактные ДМ постоянного тока имеют ряд преимуществ по сравнению с обычными контактными ДМ постоянного тока — хорошие регулировочные характеристики, высокий КПД, низкую пульсацию момента, малые массовые и габаритные характеристики и отсутствие коллектора, являющегося основным источником вибрационных возмущений. Использование бесконтактного ДМ постоянного тока увеличивает срок службы и повышает точность ориентации КА [7, 8], но приводит к удорожанию СУОС.

Бесконтактные ДМ постоянного тока состоят из постоянных магнитов на роторе и обмотки, установленной на статоре. Для включения и отключения секций обмотки по сигналам датчика положения, выполняющего роль коллектора контактного ДМ, в соответствии со знаком временного интервала сигнала управления $+t$, $-t$ используется электронный коммутатор. Элементы датчика положения, генерирующие выходные сигналы, устанавливаются на статоре, а с валом бесконтактного ДМ связывается статор датчика положения, форма которого определяется длительностью сигналов элементов датчика [5, 9]. Принципиальная схема бесконтактного ДМ постоянного тока приведена на рис. 3.

В зависимости от метода обеспечения бесконтактной коммутации и определения положения вращающегося элемента маховика (ротора) бесконтактные ДМ постоянного тока делятся на три основные группы [5]: с датчиками положения ротора (датчиками Холла), с индуктивным и фотоэлектронным коммутаторами.

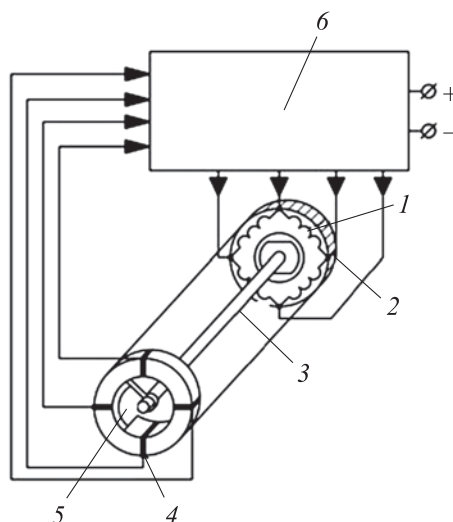


Рис. 3. Принципиальная схема бесконтактного ДМ постоянного тока:

1 — обмотка; 2 — статор; 3 — ротор; 4 — датчик положения;
5 — статор датчика положения; 6 — электронный коммутатор

В бесконтактном ДМ с датчиками Холла положение ротора определяется с помощью магнитодиодов или датчиков Холла, которые усложняют конструкцию бесконтактного ДМ, обуславливая их особое расположение с отдельным магнитом для создания крутого фронта импульсов (переход импульсных сигналов). Однако датчики Холла имеют некоторые преимущества по сравнению с магнитодиодами. К таким преимуществам относятся высокая долговечность и широкий диапазон рабочих температур.

Конструктивная схема бесконтактного ДМ с датчиками Холла, используемого в качестве исполнительного органа СУОС на малых КА ДЗЗ [7], приведена на рис. 4. Он состоит из ротора, статора с двумя взаимно перпендикулярными обмотками, двух датчиков Холла, установленных в воздушном зазоре между ротором и статором, и двух усилителей мощности (напряжения) постоянного тока, чтобы обеспечить питание обмоток статора. Такие напряжения уменьшаются с помощью датчиков Холла [5, 9].

В бесконтактном ДМ с индуктивным коммутатором, который состоит из статора и ротора, установлены сердечник индуктивного коммутатора, постоянный магнит и маховики. На сердечнике коммутатора имеется три пары обмоток, смещенных на 120° . Каждая пара состоит из обмотки возбуждения и сигнальной обмотки. Обмотки возбуждения питаются переменным током (напряжением) стабильной частоты, а в сигнальной обмотке наводится ЭДС с частотой, равной частоте напряжения возбужде-

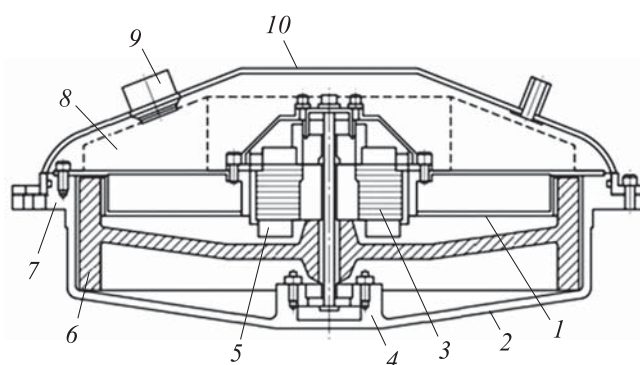


Рис. 4. Конструктивная схема бесконтактного ДМ с датчиками Холла:
 1 — узел крепления; 2 — корпус; 3 — датчики Холла; 4 — ротор; 5 — статор;
 6 — маховик; 7 — установочная плоскость; 8 — электронный блок с приборами;
 9 — разъем; 10 — крышка

ния. В сигнальных обмотках ЭДС модулируется по амплитуде, а частота модуляции определяется угловой скоростью вращения ротора. После демодуляции напряжения каждой сигнальной обмотки получается трехфазная система напряжений со сдвигом 120° . Эта система напряжений определяет положение постоянного магнита относительно ротора и управляет переключающей схемой, которая коммутирует статорные обмотки. При этом переключающая схема выполняет роль коммутатора, а индуктивный датчик с трехфазным демодулятором — коллектора обычного электродвигателя постоянного тока [5, 9]. Конструктивная схема бесконтактного ДМ с индуктивным коммутатором приведена на рис. 5.

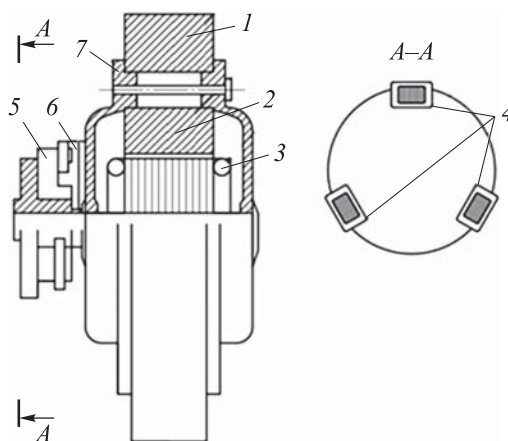


Рис. 5. Конструктивная схема бесконтактного ДМ с индуктивным коммутатором:

1 — маховик; 2 — постоянный магнит; 3 — статор; 4 — коммутирующие обмотки;
 5 — сердечник коммутатора; 6 — сердечник; 7 — ротор

В ДМ с фотоэлектронным коммутатором, в отличие от бесконтактного ДМ с индуктивным коммутатором, для обеспечения бесконтактной коммутации используется фотоэлектронный коммутатор в виде цилиндрического экрана, связанного с ротором и являющегося источником света. При вращении экрана образуется луч света, падающий на фотоэлектронные преобразователи, чтобы наработать управляющие сигналы, поступающие на схему коммутации [5]. Блок-схема функционирования таких ДМ приведена на рис. 6.

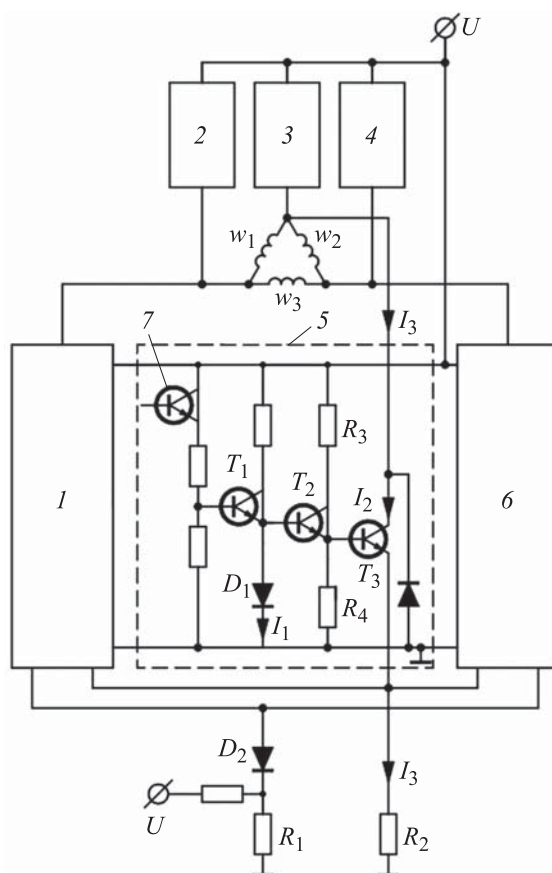


Рис. 6. Блок-схема функционирования бесконтактного ДМ с фотоэлектронным коммутатором:

1, 5, 6 и 2, 3, 4 — переключатели первой и второй групп соответственно;
7 — фотодатчик

В качестве фотоэлектронных преобразователей могут быть использованы фотодиоды или фотосопротивления. Переключение в бесконтактном ДМ с фотоэлектронным коммутатором обеспечивается фотодатчиками, которые установлены по окружности и являются отдельными ис-

точниками света [5]. Таким образом, датчики устанавливаются на предельном диаметре, чтобы обеспечить коммутацию на большой скорости.

Фотоэлектронный коммутатор состоит из переключателей первой и второй групп. Переключатели первой группы обеспечивают переключение тока и токового ограничения для создания вращающего момента, а переключатели второй группы обеспечивают переключение тока в обмотках статора во всем рабочем диапазоне скоростей.

Переключатели первой группы работают следующим образом. При нулевом управляющем входном сигнале U ток I_1 протекает через диоды D_1 и D_2 и резистор R_1 , величина которого выбирается достаточно малой. При этом значения результирующего напряжения на базе транзистора T_2 (или T_3) недостаточно, чтобы включить транзистор T_3 , хотя некоторый ток и может протекать через резистор R_4 .

Основными недостатками бесконтактных ДМ с фотоэлектронными коммутаторами являются относительно небольшое число соединяемых элементов, невысокое быстродействие, невозможность одновременной и независимой коммутации, низкий диапазон рабочих температур и высокое электропотребление.

Ввиду множества недостатков бесконтактные ДМ с фотоэлектронными коммутаторами нецелесообразно использовать в качестве исполнительных органов СУОС на малых КА, требующих высокой точности [10].

Среди рассмотренных бесконтактных ДМ чаще всего используют бесконтактные ДМ с датчиками Холла, поскольку они более компактны, имеют малую массу и низкое электропотребление, высокий КПД.

Основным элементом бесконтактного ДМ является маховик, подвешенный на бесконтактном электродвигателе постоянного тока с датчиками Холла и подшипниках [6]. На основе принципа сохранения углового момента создается управляющий момент в режимах ускорения и торможения ротора. В процессе работы, кроме требуемого управляющего момента, также генерируются нежелательные вибрации из-за электромагнитных сил, дисбаланса ротора и некачественно изготовленных подшипников [11, 12]. В общем случае вибрация ввиду дисбаланса ротора является самой большой и ее амплитуда пропорциональна квадрату скорости вращения ротора, а его частота равна частоте вращения ротора.

Проблему уменьшения виброактивности на КА от конструкций с подвижными массами можно решить несколькими способами, например, изменяя конструкцию бесконтактного ДМ, а также используя виброизолирующие устройства (виброизоляторы) [12].

Уменьшить возмущающие силы от щеточно-коллекторного узла в контактных ДМ можно, уменьшая диаметр коллектора (пропорционально квадрату уменьшения вращательной скорости щетки) и массу щетки (пропорционально значению возмущающей силы) [18].

Эффективным способом уменьшения возмущающих сил от подшипникового узла является выбор шарикоподшипников с наименьшими отклонениями беговых дорожек колец от окружности. При этом сумма отклонений на беговых дорожках и отклонений в результате перекоса и несоосностей посадочных мест не должны превышать $1,5 \cdot 10^{-6}$ м.

Увеличение воздушного зазора между статором и ротором бесконтактного ДМ приводит к уменьшению магнитной возмущающей силы. Однако увеличение зазора неприемлемо, поскольку может привести к изменению рассчитанных оптимальных значений электромагнитных параметров, зависящих от частоты вращения, технологических дефектов изготовления и сборки магнитной системы.

Данная проблема может быть решена путем исследования, разработки и создания виброизолирующих устройств от подвижных масс бесконтактного ДМ. Например, при проектировании и конструировании КА ДЗЗ особое внимание уделяется уровням микроперемещений чувствительных элементов СУОС и взаимных перемещений элементов оптического тракта.

Эти микроперемещения могут быть вызваны как статическими и квазистатическими деформациями конструкции, обусловленными технологией сборки, температурными и силовыми нагрузками, так и динамическими факторами (воздействием на конструкцию микровибраций, вызванных работой бесконтактных ДМ, имеющих в своем составе несбалансированные движущиеся массы). В процессе работы таких ДМ на конструкцию изделия передаются вибрации малой амплитуды, лежащие в области средних и низких частот микровозмущений.

В современных малых КА различного целевого назначения используются системы с подвижными массами, в которых управляющий момент создается за счет инерционных вращающихся масс. Система такого типа должна иметь инерциальные устройства с одинаковыми моментами инерции J_M , каждый из которых вращается относительно одной из трех осей инерции некоторого твердого тела с угловой скоростью $\bar{\omega}$. Кроме того, они должны иметь систему ориентации $O_{хуз}$ относительно базовой СК $O_{x_0y_0z_0}$ (как вращение твердого тела вокруг центра масс с требуемыми углами ориентации).

Если осевые моменты инерции системы (корпус КА и система с вращающимися массами) относительно осей связанной СК Ox, Oy, Oz не совпадают, а моменты инерции J_x, J_y, J_z фиктивного твердого тела получены из параметров системы, это означает отсутствие системы с вращающимися массами. Тогда требуется определить моменты инерции $J_1 = J_x - J_M; J_2 = J_y - J_M; J_3 = J_z - J_M$ при условии выполнения динамических требований в зависимости от вектора $\bar{\omega}$ угловых скоростей КА, минимизировать микровибрации при функционировании бесконтактного ДМ $J(J_1, J_2, J_3) = F(\bar{\omega}, J) \rightarrow \min F(\bar{\omega}, \bar{\Omega})$ ($\bar{\Omega}$ — вектор угловых скоростей системы с инерциальными вращающимися массами) и минимизировать функции статического и динамического дисбалансов.

Решение сформулированной проблемы связано с достижением значений заданных параметров угловой стабилизации малых КА различного целевого назначения в условиях действия внутренних источников возмущений (класс задач обеспечения динамической точности). Необходимо также решить взаимосвязанные частные задачи:

- проанализировать требования, предъявляемые к современным КА в зависимости от назначения КА и установленных на них бесконтактных ДМ, с целью выделить наиболее виброактивные, чтобы включить их в режимы сеансов для повышения качества выходного эффекта;

- разработать экспериментальные методы, алгоритмы и средства определения воздействий, создаваемых приводами и исполнительными механизмами в рабочих режимах;

- разработать математические модели КА (для решения проблем смазки и микровозмущений) для анализа динамической точности неуправляемого КА как в низкочастотной, так и в среднечастотной областях спектра воздействия внутренних источников возмущений на стадии проектирования и изготовления макетов изделий;

- разработать практические рекомендации по парированию внутренних возмущающих воздействий в процессе решений целевых задач КА различного назначения.

При экспериментальных исследованиях анализируют измеряемые уровни силомоментных воздействий, создаваемых бесконтактным ДМ при работе на различных скоростях вращения ротора, их обрабатывают и идентифицируют [13]. Зная значения сил и моментов, рассчитывают статический $\sigma = F / (2\pi f)^2$ (F — амплитуда силы, действующей по направлению соответствующих осей; f — частота вращения ротора) и динамиче-

ский $I = M / (2\pi f)^2$ (M — амплитуда момента, действующего относительно соответствующих осей) дисбалансы. Далее оценивают эффективность каждого приведенного бесконтактного ДМ.

Для выявления статического и динамического дисбалансов таких ДМ учитывают амплитуды сил и моментов, фиксированных по результатам анализа экспериментальных исследований.

Рассмотрим силы и реакции от действия дисбалансов бесконтактных ДМ на посадочное место малого КА с прецизионной аппаратурой, без учета такта управления в составе СУОС. В общем случае имеем

$$F = M_p \ddot{q} + (Q_1 + Q_2) \dot{q} + \left(k + \mu \sum_{p=0}^n k_\theta \cos(p\theta t) \right) q, \quad (9)$$

где M_p — масса ротора бесконтактного ДМ (для простоты можно полагать, что массы роторов у всех бесконтактных ДМ комплекта СУОС КА одинаковы с допустимой точностью); Q_1 — матрица демпфирования; Q_2 — матрица, учитывающая гироскопические свойства бесконтактного ДМ; k , k_θ — коэффициенты линейной и угловой жесткости; μ — малый параметр; t — время; q — многомерный вектор, определяющий виброперемещения.

Одним из компонентов q является вектор силы механического дисбаланса, который в упрощенном виде можно рассматривать как основную составляющую и представить в виде

$$\bar{F}_i = M_{pi} \bar{e}_{cti} \omega_i^2, \quad (10)$$

где i — число бесконтактных ДМ в комплексе СУОС, которые одновременно используются при обработке заданного программного вращения КА, например при съемке заданной территории; \bar{e}_{cti} — уникальный вектор удельного статического дисбаланса ротора (эксцентриситет массы ротора относительно оси ротора i -го бесконтактного ДМ); ω_i^2 — угловая скорость вращения ротора i -го бесконтактного ДМ.

Малым КА с прецизионной аппаратурой могут предъявляться повышенные требования к механическим возмущениям бесконтактных ДМ, при этом статический дисбаланс может составить $\sim 7 \cdot 10^{-6}$ кг · м, а динамический дисбаланс — $1 \cdot 10^{-9}$ кг · м².

В целях уменьшения статического и динамического дисбалансов бесконтактного ДМ, полученных в результате проведенных экспериментальных исследований, предложено использовать виброизолятор. Он устанавли-

ливаются между корпусом КА и бесконтактным ДМ и позволяет уменьшить вибрационные возмущения, приходящие на корпус КА [14].

Далее предложено ввести требования к виброизолятору: минимальная масса, малая жесткость, собственная частота должна быть существенно меньше, чем в обычных системах ($\omega_b \leq 5 \dots 7 \text{ с}^{-1}$), и при этом статически удерживать бесконтактный ДМ при наземной и летной эксплуатациях; рабочий диапазон амплитуды $q_b \leq 1 \cdot 10^{-6}$ м и температуры $-100 \dots 150 \text{ }^\circ\text{C}$ и др. Схема функционирования виброизолятора приведена на рис. 7.

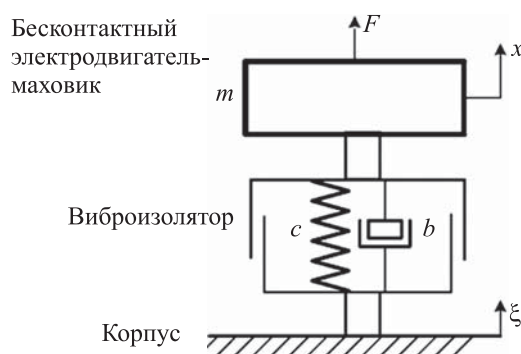


Рис. 7. Схема функционирования виброизолятора

Заключение. Определены моменты от внешних возмущающих сил, действующие на малый КА типа «Искра-5» в зависимости от высоты орбиты.

Выполнен анализ использования различных типов ДМ постоянного тока, выявлено, что использование бесконтактных ДМ в качестве исполнительных органов СУОС на малых КА повышает точность ориентации.

Приведены пути решения сформулированной проблемы, снижающие вибрационные возмущения, действующие на конструкцию КА от бесконтактного ДМ.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. М., Машиностроение, 1986.
- [2] Васильев В.Н. Системы ориентации космических аппаратов. М., ВНИИЭМ, 2009.
- [3] Авдудевский В.С., ред. Научные основы космического производства. М., Мир, 1984.
- [4] Каргу Л.И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М., Машиностроение, 1980.

- [5] Солодовников В.В., ред. Техническая кибернетика. Устройства и элементы систем автоматического регулирования и управления. Кн. 3. Исполнительные устройства и сервомеханизмы. М., Машиностроение, 1976.
- [6] Сыров А.С., ред. Бортовые системы управления космическими аппаратами. М., Изд-во МАИ, 2010.
- [7] Донсков А.В., Мишурова Н.В., Соловьев С.В. Автоматизированная система контроля состояния космического аппарата. *Вестник Московского авиационного института*, 2018, т. 25, № 3, с. 151–160.
- [8] Донсков А.В. Анализ современных методов оценки и моделирования рисков возникновения нештатных ситуаций на борту космического аппарата. *Вестник Московского авиационного института*, 2018, т. 25, № 4, с. 163–169.
- [9] Алексеев К.Б., Бебедин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. М., Машиностроение, 1974.
- [10] Бритова Ю.А., Андросов В.Я., Дмитриев В.С. Вибрационный анализ динамических характеристик двигателей-маховиков. *Известия Томского политехнического университета*, 2009, № 2, с. 167–172.
- [11] Шубов И.Г. Шум и вибрация электрических машин. Л., Энергия, 1973.
- [12] Волков Л.К., Ковалев Р.В., Никифорова Г.Н. и др. Вибрация и шум электрических машин малой мощности. Л., Энергия, 1979.
- [13] Денисова А.А., Тверяков О.В. Измерительный модуль для определения силомоментных характеристик управляемых двигателей-маховиков. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2014, № 1-2, с. 390–393.
- [14] Ермаков В.Ю. Применение магнитожидкостного эффекта для снижения статического и динамического дисбаланса от подвижных масс приводных устройств. *Труды МАИ*, 2019, № 106.
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=105679>
- [15] Ермаков В.Ю. Исследование влияния алгоритмов управления приводом остронаправленной антенны на его виброактивность на борту космического аппарата. *Вестник Московского авиационного института*, 2019, т. 26, № 2, с. 175–181.
- [16] Ермаков В.Ю. Метод испытаний магнитожидкостной системы виброзащиты длинномерных пространственных конструкций. *Космонавтика и ракетостроение*, 2019, № 4, с. 80–88.
- [17] Lee D.O., Yoon J.S., Han J.H. Development of integrated simulation tool for jitter analysis. *IJASS*, 2012, vol. 13, no. 1, pp. 64–73.
DOI: <https://doi.org/10.5139/IJASS.2012.13.1.64>
- [18] Ley W., Wittmann K., Hallmann W., eds. Handbook of space technology. New York, AIAA, 2009.
- [19] Larson W.J., Wertz J.R. Space mission analysis and design. El Segundo, Microcosm, 1992.

[20] Goddard trajectory determination system (GTDS). Mathematical theory. Greenbelt, Goddard Space Flight Center NASA, 1989.

Бирюкова Мария Васильевна — старший преподаватель кафедры «Космические системы и ракетостроение» МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4).

Туфан Ант — инженер кафедры «Космические системы и ракетостроение» МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4).

Ермаков Владимир Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические системы и ракетостроение» МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Бирюкова М.В., Туфан А., Ермаков В.Ю. Подход к снижению виброактивности малых космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2023, № 1 (144), с. 4–21.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2023-1-4-21>

**APPROACH TO REDUCING VIBROACTIVITY
OF SMALL SPACECRAFT**

M.V. Biryukova

mar_601_24@mail.ru

A. Tufan

anttufan@gmail.com

V.Yu. Ermakov

v_ermakov2003@mail.ru

Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

Abstract

Flawless spacecraft operation and successful implementation of their research in orbit mainly depend on technical and operational characteristics of the spacecraft orientation and stabilization control systems in space relative to the base frame of reference axes achieved through stabilizing properties of certain external and internal perturbations. The research was aimed at determining static and dynamic imbalances and analyzed the levels of influence of forces and moments created by non-contact electric motor-flywheel operating at the various rotor speeds. In order to reduce the static and dynamic imbalance of the non-contact electric motor-flywheel obtained as a result of ongoing experimental studies, it was proposed to introduce a vibration isolator with natural frequency significantly lower than that in the conventional systems in order to statically hold the non-contact electric motor-flywheel during ground and

Keywords

Electric motor-flywheel, non-contact electric motor-flywheel, vibration isolator, imbalance, disturbing factors, vibration activity

flight operation. The vibration isolator should have small mass and rigidity, as well as a wide range of operating temperatures, etc. Depending on the orbit altitude, the moments of external disturbing forces acting on the *Iskra-5* spacecraft were determined. Electric DC motor-flywheels of various types were analyzed. It was shown that introduction of the non-contact electric motor-flywheel as the executive element of the orientation and stabilization control systems on small spacecraft improved the orientation accuracy. Ways to reduce the effect of vibration disturbances on the spacecraft structure from the non-contact electric motor-flywheel were considered

Received 05.07.2022

Accepted 21.07.2022

© Author(s), 2023

REFERENCES

- [1] Popov V.I. *Sistemy orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft orientation and stabilization systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986.
- [2] Vasilyev V.N. *Sistemy orientatsii kosmicheskikh apparatov* [Orientation systems of space vehicles]. Moscow, VNIIEP Publ., 2009.
- [3] Avduevskiy V.S., ed. *Nauchnye osnovy kosmicheskogo proizvodstva* [Scientific basics of the space production]. Moscow, Mir Publ., 1984.
- [4] Kargu L.I. *Sistemy uglovoy stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft angular stabilization systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980.
- [5] Solodovnikov V.V., ed. *Tekhnicheskaya kibernetika. Ustroystva i elementy sistem avtomaticheskogo regulirovaniya i upravleniya. Kn. 3. Iсполнителные устроystva i servomekhanizmy* [Technical cybernetics. Devices and elements of automatic regulation and control systems. Vol. 3. Actuators and servomechanisms]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976.
- [6] Syrov A.S., ed. *Bortovye sistemy upravleniya kosmicheskimi apparatami* [Spacecraft onboard control systems]. Moscow, MAI Publ., 2010.
- [7] Donskov A.V., Mishurova N.V., Solovyev S.V. Automated system for space vehicle status monitoring. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta* [Aerospace MAI Journal], 2018, vol. 25, no. 3, pp. 151–160 (in Russ.).
- [8] Donskov A.V. Analysis of modern evaluation and modeling methods of contingencies occurrence risks onboard a spacecraft. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta* [Aerospace MAI Journal], 2018, vol. 25, no. 4, pp. 163–169 (in Russ.).
- [9] Alekseev K.B., Bebedin G.G. *Upravlenie kosmicheskimi letatelnyimi apparatami* [Spacecraft control]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974.
- [10] Britova Yu.A., Androsov V.Ya., Dmitriev V.S. Vibration analysis of motor-flywheel dynamic characteristics. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta* [Bulletin of the Tomsk Polytechnic University], 2009, no. 2, pp. 167–172 (in Russ.).

- [11] Shubov I.G. Shum i vibratsiya elektricheskikh mashin [Noise and vibration of electrical machines]. Leningrad, Energiya Publ., 1973.
- [12] Volkov L.K., Kovalev R.V., Nikiforova G.N., et al. Vibratsiya i shum elektricheskikh mashin maloy moshchnosti [Vibration and noise of low power electrical machines]. Leningrad, Energiya Publ., 1979.
- [13] Denisova A.A., Tveryakov O.V. The measuring module for definition the force and moment characteristics of operated engine flywheels. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN* [Izvestia RAS SamSC], 2014, no. 1-2, pp. 390–393 (in Russ.).
- [14] Ermakov V.Yu. The use of the magnetic-liquid effect to reduce static and dynamic imbalance from the moving masses of drive devices. *Trudy MAI*, 2019, no. 106 (in Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=105679>
- [15] Ermakov V.Yu. Studying the effect of the beam aerial drive control algorithm on its vibration activity onboard a spacecraft. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta* [Aerospace MAI Journal], 2019, vol. 26, no. 2, pp. 175–181 (in Russ.).
- [16] Ermakov V.Yu. Magnetic liquid system of vibration protection of long-dimensional spatial structures and the method of its tests. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2019, no. 4, pp. 80–88 (in Russ.).
- [17] Lee D.O., Yoon J.S., Han J.H. Development of integrated simulation tool for jitter analysis. *IJASS*, 2012, vol. 13, no. 1, pp. 64–73.
DOI: <https://doi.org/10.5139/IJASS.2012.13.1.64>
- [18] Ley W., Wittmann K., Hallmann W., eds. Handbook of space technology. New York, AIAA, 2009.
- [19] Larson W.J., Wertz J.R. Space mission analysis and design. El Segundo, Microcosm, 1992.
- [20] Goddard trajectory determination system (GTDS). Mathematical theory. Greenbelt, Goddard Space Flight Center NASA, 1989.

Biryukova M.V. — Senior Lecturer, Department of Space Systems and Rocket Engineering, Moscow Aviation Institute (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

Tufan A. — Engineer, Department of Space Systems and Rocket Engineering, Moscow Aviation Institute (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

Ermakov V.Yu. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Space Systems and Rocket Engineering, Moscow Aviation Institute (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Biryukova M.V., Tufan A., Ermakov V.Yu. Approach to reducing vibroactivity of small spacecraft. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2023, no. 1 (144), pp. 4–21 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2023-1-4-21>