

На правах рукописи

Петухов Роман Андреевич

**УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ НАНОСПУТНИКА
НА ОСНОВЕ КОМПЛЕКСА
ГРАВИТАЦИОННЫЙ СТАБИЛИЗАТОР –
МИКРОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ**

Специальность 05.13.01 –
Системный анализ, управление и обработка информации
(в технических системах)

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2015

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана» (ФГБОУ ВПО «МГТУ им. Н.Э. Баумана»).

Научный руководитель: **Фомичев Алексей Викторович**
кандидат технических наук, доцент
ФГБОУ ВПО «МГТУ им. Н.Э. Баумана»

Официальные оппоненты: **Тарасов Евгений Николаевич**
доктор технических наук, доцент, начальник
отдела ФГУП «Научно-производственный
центр автоматики и приборостроения имени
академика Н.А. Пилюгина»

Руденко Евгений Александрович
кандидат физико-математических
наук, доцент ФГБОУ ВПО «Московский
авиационный институт (национальный
исследовательский университет)»

Ведущая организация: **ФГУП «Московское опытно-
конструкторское бюро «Марс»,
г. Москва, 1-й Щемиловский пер., д. 16**

Защита состоится «8» сентября 2015 г. в 14 час. 30 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.141.02 при ФГБОУ ВПО «МГТУ им. Н.Э. Баумана» по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный пер., д. 10, ауд. 613м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВПО «МГТУ им. Н.Э. Баумана» и на сайте <http://www.bmstu.ru>.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный пер., д. 10, ФГБОУ ВПО «МГТУ им. Н.Э. Баумана», ученому секретарю диссертационного совета Д 212.141.02.

Автореферат разослан «___» _____ 2015 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.141.02
кандидат технических наук, доцент



Муратов И.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. В последние годы значительное внимание уделяется малым космическим аппаратам (КА) массой до 10 кг (так называемым наноспутникам) различного целевого назначения. Это связано как с возможностью снизить стоимость КА при сохранении эффективности выполнения миссии за счет уменьшения массо-габаритных характеристик аппаратного состава КА – развития технологий микро-электро-механических систем (МЭМС), так и с перспективами применения орбитальных группировок (кластеров) таких аппаратов, выводимых на рабочую орбиту одним носителем.

В настоящее время в разработке, создании и летной отработке наноспутников активно продвигаются вперед европейские страны (аппараты Nanosat 01, UWE-1, Compass-1, Rubin-8-AIS, Delfi-C3, AAUSAT-II, NCube-2), США (аппараты SPHERES), Канада (аппараты CanX-2/4/5, BRITE, NLS-5), Япония (аппараты HITSAT, SEEDS, CUTE 1.7, CubeSat XI-V) и некоторые другие (аппараты LENS, Pehuensat-1). Заметных же отечественных работ по этой тематике пока не наблюдается.

В современной литературе признается, что группировки таких аппаратов в будущем позволят решить ряд перспективных научно-технических и оборонных задач, которые силами традиционных одиночных спутников трудно или вовсе не реализуемы. Это, например, создание и развертывание на околоземных орбитах: сверхапертурных космических комплексов наблюдения; систем долгоживущих ложных целей; распределенных систем мониторинга транспортных средств; группировок КА космической рекламы и другое.

При этом необходимо организовать групповое координированное орбитальное движение наноспутников (один из возможных способов [2] приведен в диссертационной работе).

Помимо рациональной организации относительного движения КА в составе орбитальной группировки для достижения поставленных целей **актуальной научно-технической задачей** является управление угловым движением каждого наноспутника. Причем это важно как на этапе разделения КА с ракетой-носителем (РН) или разгонным блоком (РБ) – это задача предварительного успокоения наноспутника, – так и на протяжении орбитального полета и выполнения целевой программы КА – это задачи ориентации (переориентации) и стабилизации.

Для решения приведенных выше целевых задач необходимо обеспечить длительную угловую ориентацию наноспутника в орбитальной системе координат (СК) таким образом, чтобы соответствующая ось каждого КА группы была направлена на притягивающий центр (планету). При этом, с целью минимизации энергетических затрат на выполнение целевых задач наноспутником, а также увеличения срока его активного существования, целесообразно реализовать пассивную или комбинированную (активно-пассивную) систему управления (СУ) угловым движением КА.

Системы управления угловым движением современных зарубежных наноспутников являются преимущественно активными, использующими в качестве органов управления моментные магнитопроводы, двигатели-маховики и миниатюрные реактивные двигатели.

Для решения задач управления угловым движением КА в диссертационной работе предлагается использовать активно-пассивный (комбинированный) комплекс [1, 3-10] гравитационный стабилизатор (ГС) – микрореактивные двигатели (мРД) (далее комплекс ГС – мРД), **не имеющий прямых аналогов** в классе наноспутников, длительно сохраняющих угловую ориентацию в орбитальной СК. При этом в качестве пассивной части комплекса выступает гравитационный стабилизатор, а в качестве активной – микрореактивные двигатели. Следует отметить, что в настоящее время мРД считают наиболее инновационными разработками в области двигательных МЭМС космического назначения.

Преимущества предлагаемого активно-пассивного комплекса заключаются в малых массо- и энергозатратах при процессах предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации КА, длительном времени его штатной работы (за счет пассивной части), эффективности применения мРД (активной части) для наноспутников, малой стоимости и повышенной надежности относительно традиционных активных решений.

Целью диссертационной работы является формирование облика наноспутника на основе активно-пассивного (комбинированного) комплекса ГС – мРД и исследование процессов предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации КА, осуществляющих длительную угловую ориентацию в орбитальной системе координат, в том числе в составе орбитальной группировки.

Для достижения поставленной цели требуется решить следующие **основные задачи**:

- формирование облика наноспутника на основе предлагаемого активно-пассивного (комбинированного) комплекса ГС – мРД;
- разработка способов [1] предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации наноспутника на основе комплекса ГС – мРД;
- разработка нелинейной математической модели углового и орбитального движения наноспутника на основе комплекса ГС – мРД и соответствующей компьютерной модели;
- разработка функциональной схемы системы управления угловым движением наноспутника на основе комплекса ГС – мРД и алгоритмов работы блока управления мРД;
- разработка методики оценки количества мРД, необходимого для реализации процессов предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации наноспутника на основе комплекса ГС – мРД;
- проведение компьютерного моделирования процессов предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации

КА на основе комплекса ГС – мРД для типовых параметров наноспутников и выбранных параметров управления;

– определение целесообразности применения комплекса ГС – мРД для наноспутников, осуществляющих длительную угловую ориентацию в орбитальной системе координат, в том числе в составе орбитальной группировки.

Методы исследований. Проведенные в диссертационной работе разработки и исследования базируются на современных методах математического моделирования, теории нелинейных дискретных и непрерывных систем автоматического управления, классических представлениях теоретической физики о движении твердого тела, математической логике.

Научная новизна. К числу новых научных результатов относятся:

1. Разработка способов [1] предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации наноспутника на основе комплекса ГС – мРД.
2. Разработка методики оценки количества мРД, необходимого для реализации процессов предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации наноспутника на основе комплекса ГС – мРД.
3. Разработка функциональной схемы системы управления угловым движением наноспутника на основе комплекса ГС – мРД и алгоритмов работы блока управления мРД.
4. Разработка нелинейной математической модели углового и орбитального движения наноспутника на основе комплекса ГС – мРД и соответствующей компьютерной модели.
5. Результаты компьютерного моделирования процессов управления угловым движением наноспутника на основе комплекса ГС – мРД.

Практическая ценность работы заключается в том, что предложенные способы [1], модели и методики могут применяться (и применяются) при разработке и проектировании перспективных наноспутников на основе комплекса ГС – мРД, осуществляющих длительную угловую ориентацию в орбитальной системе координат, в том числе в составе орбитальной группировки.

Внедрение результатов работы. Результаты диссертационных исследований нашли применение при проектировании перспективных малых КА ОАО «ВПК «НПО машиностроения» (темы «Опыт» и «Отблеск»). Также, основные положения и результаты диссертационной работы были использованы в НИР «Многоуровневая авиационно-космическая система» [6], выполненную ОАО «ВПК «НПО машиностроения» по ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» (госконтракт № П 608 от 06.08.2009).

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на ряде конференций: Вторая международная научно-техническая конференция Аэрокосмические технологии (Реутов, 2009); XXXIV академические чтения по космонавтике (Москва, 2010); XXXV

академические чтения по космонавтике (Москва, 2011); Десятый международный симпозиум Интеллектуальные системы (Вологда, 2012).

Публикации. По материалам диссертационной работы получен патент [1] Российской Федерации и подана заявка [2] на изобретение. Опубликовано 10 научных работ, из них 3 работы – в ведущих рецензируемых журналах и изданиях, рекомендованных ВАК РФ.

Структура и объем диссертационной работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, общих выводов по работе, списка используемой литературы и приложения. Общий объем 168 страниц, в том числе 90 рисунков и 13 таблиц.

Основные положения, выносимые на защиту.

1. Для осуществления процессов предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации наноспутника в орбитальной системе координат применяется активно-пассивный комплекс, представляющий собой комбинацию в виде гравитационного стабилизатора (пассивная часть) и микрореактивных двигателей (активная часть), задействуемый разработанным и запатентованным способом [1].

2. Для наноспутников на основе комплекса ГС – мРД, движущихся по планетоцентрическим орбитам и осуществляющих длительную угловую ориентацию в орбитальной системе координат (в том числе в составе орбитальной группировки), задействование мРД в процессах предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации КА осуществляется блоком управления мРД в соответствующем режиме функционирования СУ угловым движением наноспутника по разработанным алгоритмам.

3. Расчет количества мРД, необходимого для реализации процессов предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации наноспутника на основе комплекса ГС – мРД, осуществляется по разработанной методике.

4. За счет задействования мРД достигается существенное увеличение точности и быстродействия управления угловым движением наноспутника (по сравнению с пассивной СУ).

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность и важность темы диссертационной работы, для чего проведен анализ современных тенденций в области разработки наноспутников, указаны перспективы их применения. Определена цель и сформулированы основные задачи диссертационной работы. Указаны методы проведения исследований, представлены полученные в ходе выполнения работы основные научные результаты. Показана практическая значимость, сформулированы основные положения, выносимые на защиту. Указывается количество публикаций, структура и объем диссертационной работы.

В первой главе проведен обзор существующих решений СУ угловым движением наноспутников, указаны их недостатки. Сформирован облик и

Аналогично решается задача поддержания заданного положения главной оси инерции наноспутника в пространстве – то есть его требуемая стабилизация. За счет использования мРД существенно уменьшается амплитуда либрационных угловых колебаний КА (относительно положения его устойчивого динамического равновесия – местной вертикали) и увеличивается быстродействие системы стабилизации. При этом, как правило, задействуется меньшее количество мРД (поскольку уровень возмущений обычно ниже, чем при предварительном успокоении).

При осуществлении операции ориентации (переориентации) наноспутника включение мРД производится в момент максимума отклонения продольной оси ГС от положения его динамического равновесия, совпадающего с местной вертикалью. В этом случае главная ось инерции КА переводится из одного гравитационно-устойчивого положения в другое гравитационно-устойчивое положение. При этом при пересечении ГС нового положения равновесия, для гашения угловой скорости наноспутника и его успокоения необходимо выдать тормозящий импульс мРД в направлении, противоположном первоначальному импульсу.

Для конкретного КА и конкретной программы его полета рассчитывается некоторое оптимальное количество мРД, что позволяет реализовать – как в штатных, так и в нештатных ситуациях – проведение серии активных манипуляций относительно центра масс наноспутника.

Во второй главе разработана нелинейная математическая модель углового и орбитального движения наноспутника на основе комплекса ГС – мРД. Разработаны математические модели гравитационного момента, момента от демпфера и управляющего момента от мРД. Указаны основные возмущающие моменты, действующие на КА в полете, и степень их влияния на наноспутник.

КА представлен как два твердых тела (собственно наноспутник и блок мРД), связанных невесомым абсолютно жестким ГС. При угловом движении КА рассматривается угловое положение связанной СК относительно орбитальной СК, задаваемое углами тангажа ϑ , курса ψ и крена γ . При рассмотрении орбитального движения центра масс наноспутника считается, что он движется по невозмущенной (кеплеровой) орбите.

Полная система уравнений движения КА представляется в следующем виде:

$$\begin{cases} \ddot{\vartheta} = T_y \frac{\sin \gamma}{\cos \psi} + T_z \frac{\cos \gamma}{\cos \psi} \\ \ddot{\psi} = T_y \cos \gamma - T_z \sin \gamma \\ \ddot{\gamma} = T_x + tg \psi (T_y \sin \gamma + T_z \cos \gamma) \end{cases} \quad \begin{cases} T_x = \frac{M_x}{J_x} - \frac{(J_z - J_y)}{J_x} \omega_z \omega_y - L_x \\ T_y = \frac{M_y}{J_y} - \frac{(J_x - J_z)}{J_y} \omega_x \omega_z - L_y \\ T_z = \frac{M_z}{J_z} - \frac{(J_y - J_x)}{J_z} \omega_x \omega_y - L_z \end{cases}$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\omega}_x = \dot{\gamma} - (\dot{\vartheta} - \omega_{\text{орб}}) \sin \psi \\ \dot{\omega}_y = \dot{\psi} \cos \gamma + (\dot{\vartheta} - \omega_{\text{орб}}) \sin \gamma \cos \psi \\ \dot{\omega}_z = (\dot{\vartheta} - \omega_{\text{орб}}) \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} L_x = \dot{\omega}_{\text{орб}} \sin \psi - (\dot{\vartheta} - \omega_{\text{орб}}) \cos \psi \dot{\psi} \\ L_y = -\dot{\psi} \sin \gamma \dot{\gamma} - \dot{\omega}_{\text{орб}} \sin \gamma \cos \psi + \\ + (\dot{\vartheta} - \omega_{\text{орб}}) (\dot{\gamma} \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi \dot{\psi}) \\ L_z = -\dot{\omega}_{\text{орб}} \cos \gamma \cos \psi + \\ + (\dot{\vartheta} - \omega_{\text{орб}}) (-\dot{\gamma} \sin \gamma \cos \psi - \\ - \cos \gamma \sin \psi \dot{\psi}) - \dot{\psi} \cos \gamma \dot{\gamma} \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{E} = -2 \frac{\sqrt{\mu}}{p^{3/2}} e \sin E (1 + e \cos E) \dot{E} \\ r = \frac{p}{1 + e \cos E} \quad \omega_{\text{орб}} = \dot{E} \end{array} \right.$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции угловой скорости наноспутника на оси связанной СК; $\omega_{\text{орб}}$ – орбитальная угловая скорость КА; E – угол истинной аномалии; μ – гравитационный параметр планеты; p – фокальный параметр орбиты; e – эксцентриситет орбиты; r – значение модуля радиус-вектора центра масс наноспутника; M_x, M_y, M_z – проекции моментов внешних сил на оси связанной СК; J_x, J_y, J_z – главные моменты инерции КА.

Проекции гравитационного момента на оси связанной СК представляются в следующем виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} (M_{\text{грав}})_x = -3\mu/r^3 (J_y - J_z) a_{22} a_{32} \\ (M_{\text{грав}})_y = -3\mu/r^3 (J_z - J_x) a_{32} a_{12} \\ (M_{\text{грав}})_z = -3\mu/r^3 (J_x - J_y) a_{12} a_{22} \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} a_{12} = \sin \vartheta \cos \psi \\ a_{22} = \cos \gamma \cos \vartheta + \sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta \\ a_{32} = \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta - \sin \gamma \cos \vartheta \end{array} \right.$$

Импульс типовых твердотопливных мРД составляет $p_{\text{мРД}} = 0,1$ мН·с (время работы $t_{\text{раб}} = 1$ мс, тяга $F_{\text{мРД}} = 0,1$ Н). Габарит поперечного сечения единичного мРД ~ 1 мм².

Проекции управляющего момента от мРД и момента от демпфера на оси связанной СК представляются в следующем виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} (M_{\text{мРД}})_x = -l_{\text{мРД}} F_{\text{мРД}} N_\gamma [1(t - t_{\text{вкл}}^\gamma) - 1(t - t_{\text{вкл}}^\gamma - t_{\text{раб}})] \\ (M_{\text{мРД}})_y = -l_{\text{мРД}}^\psi F_{\text{мРД}} N_\psi [1(t - t_{\text{вкл}}^\psi) - 1(t - t_{\text{вкл}}^\psi - t_{\text{раб}})] \\ (M_{\text{мРД}})_z = -l_{\text{мРД}} F_{\text{мРД}} N_\vartheta [1(t - t_{\text{вкл}}^\vartheta) - 1(t - t_{\text{вкл}}^\vartheta - t_{\text{раб}})] \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} (M_{\text{демф}})_x = -c\omega_x \\ (M_{\text{демф}})_y = -c\omega_y \\ (M_{\text{демф}})_z = -c\omega_z \end{array} \right.$$

где $l_{\text{мРД}}$ – плечо силы по каналам тангажа и крена; $l_{\text{мРД}}^\psi$ – плечо силы по каналу курса; $N_\gamma, N_\psi, N_\vartheta$ – рассчитанное в блоке управления мРД количество задействуемых микрореактивных двигателей в каждом из каналов; $t_{\text{вкл}}^\gamma, t_{\text{вкл}}^\psi, t_{\text{вкл}}^\vartheta$ – рассчитанные в блоке управления мРД моменты времени включения микрореактивных двигателей по каждому из каналов; $1(t - \tau)$ – единичная функция; c – коэффициент вязкости демпфера.

Приведенные выше проекции моментов составляют в совокупности проекции момента внешних сил, действующего на наноспутник в полете.

В третьей главе сформирован облик и требования к СУ угловым движением наноспутника на основе активно-пассивного комплекса ГС – мРД, разработана функциональная схема СУ, предложен ее возможный аппаратный состав. Описаны основные режимы функционирования СУ угловым движением КА и разработаны алгоритмы работы блока управления мРД. Разработана методика оценки количества мРД, необходимого для реализации процессов предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации наноспутника на основе комплекса ГС – мРД.

На Рис. 2 приведена функциональная схема СУ угловым движением КА. Для измерения параметров движения наноспутника необходимы датчики угла (ДУ), датчики угловой скорости (ДУС) и приемник глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС). Блок управления мРД может задавать четыре основных режима функционирования СУ угловым движением наноспутника: пассивный режим; режим предварительного успокоения КА; режим ориентации (переориентации) КА; режим стабилизации КА. В каждом из режимов функционирования задействуются соответствующие алгоритмы работы блока управления мРД. Команды на переход СУ в тот или иной режим функционирования передаются по радиолинии от головного КА группировки или с наземного командного пункта.

Пассивный режим применяется в случаях, когда не требуется активного управления угловым движением наноспутника вокруг его центра масс. При этом задействуется лишь пассивная часть комплекса ГС – мРД с диссипацией энергии углового движения КА демпфером. Данный режим может применяться, например, при длительной грубой ориентации КА на планету с минимальными энергозатратами.

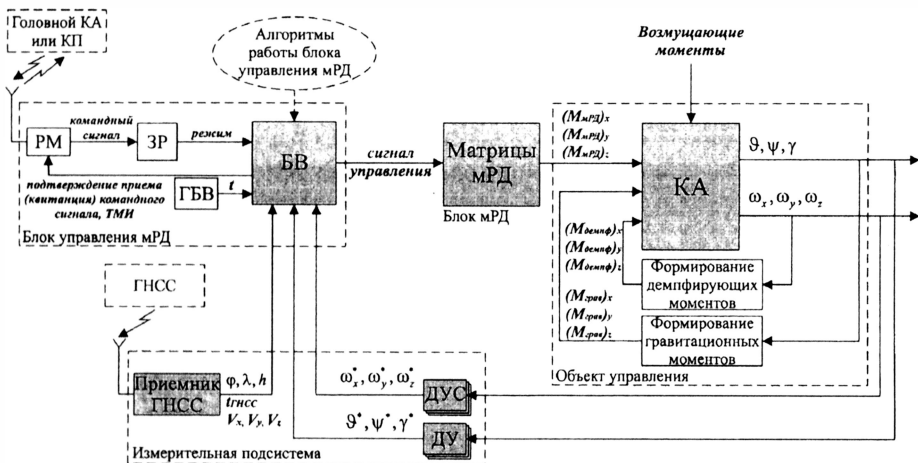


Рис. 2. Функциональная схема СУ

Режим предварительного успокоения задействуется после отделения наноспутника от РН (РБ). При этом, в первую очередь, осуществляется развертывание ГС. Затем блок измерителей отслеживает момент пересечения продольной осью ГС местной вертикали, и в этот момент блок управления мРД задействует потребное для предварительного успокоения КА количество микрореактивных двигателей, рассчитываемое по следующим уравнениям:

$$N_{\gamma} = \frac{J_x \omega_x^*}{I_{\text{мРД}} P_{\text{мРД}}} \quad N_{\psi} = \frac{J_y \omega_y^*}{I_{\text{мРД}}^{\psi} P_{\text{мРД}}} \quad N_z = \frac{J_z (\omega_z^* + \omega_{\text{орб}}^*)}{I_{\text{мРД}} P_{\text{мРД}}} \quad (1)$$

где ω_x^* , ω_y^* , ω_z^* – величины проекций угловой скорости наноспутника на оси связанной СК, измеряемые ДУС.

Режим ориентации (переориентации) задействуется в случае необходимости перевода КА из одного гравитационно-устойчивого положения в другое гравитационно-устойчивое положение (при обоих этих положениях продольная ось ГС – ось минимального момента инерции – проходит вдоль местной вертикали). Это необходимо, например, при перенацеливании бортовой аппаратуры или в случае нештатной ориентации наноспутника после его отделения от РН (РБ). При этом, с целью минимизации энергетических затрат на рассматриваемый процесс, включение мРД осуществляется в момент максимума отклонения продольной оси ГС от положения ее динамического равновесия – местной вертикали.

Потребное для переориентации КА количество мРД по каналам тангажа и крена рассчитывается по следующим уравнениям:

$$N_z = \frac{J_z \left[\sqrt{\frac{3\mu}{2r^3} \frac{(J_x - J_y)}{J_z} (1 + \cos 2\vartheta^*)} + \omega_{\text{орб}}^* \right]}{I_{\text{мРД}} P_{\text{мРД}}} \quad N_{\gamma} = \frac{\sqrt{\frac{3\mu}{2r^3} J_x (J_z - J_y) (1 + \cos 2\gamma^*)}}{I_{\text{мРД}} P_{\text{мРД}}} \quad (2)$$

где ϑ^* , γ^* – величины углов поворота связанной СК относительно орбитальной СК, измеряемые ДУ.

В момент прохождения ГС нового гравитационно-устойчивого положения необходимо успокоить наноспутник, выдав импульс мРД против угловой скорости КА. Этот импульс рассчитывается по уравнениям (1).

Стабилизация наноспутника может осуществляться как в пассивном режиме, так и в активно-пассивном. Режим стабилизации с задействованием мРД применяется, когда критично время переходных процессов углового движения КА, поскольку только пассивная стабилизация за счет гравитационных моментов и диссипации энергии углового движения наноспутника демпфером может длиться недопустимо долго (особенно на орбитах с большим эксцентриситетом). Задействуя мРД, можно быстро уменьшить амплитуду либрационных угловых колебаний КА (относительно положения его устойчивого динамического равновесия – местной вертикали) и тем самым минимизировать время переходных процессов при стабилизации наноспутника.

Как и в режиме предварительного успокоения, включение микрореактивных двигателей блоком управления мРД происходит в момент пересечения продольной осью ГС местной вертикали. При этом, поскольку угловая скорость КА, как правило, значительно меньше, чем в процессе его предварительного успокоения, задействуется меньшее количество мРД:

$$N_{\gamma} = \frac{J_x (\omega_x^* - \omega_x^{\text{TP}})}{I_{\text{мРД}} \rho_{\text{мРД}}} \quad N_{\psi} = \frac{J_y (\omega_y^* - \omega_y^{\text{TP}})}{I_{\text{мРД}}^{\psi} \rho_{\text{мРД}}} \quad N_{\vartheta} = \frac{J_z (\omega_z^* - \omega_z^{\text{TP}})}{I_{\text{мРД}} \rho_{\text{мРД}}} \quad (3)$$

где ω_x^{TP} , ω_y^{TP} , ω_z^{TP} – требуемые значения проекций угловой скорости наноспутника на оси связанной системы координат.

Уравнения (1) являются частным случаем уравнений (3) при условии, что $\omega_x^{\text{TP}} = 0$, $\omega_y^{\text{TP}} = 0$, $\omega_z^{\text{TP}} = -\omega_{\text{орб}}^*$.

В четвертой главе произведено преобразование разработанной математической модели углового и орбитального движения наноспутника на основе комплекса ГС – мРД к удобному для компьютерного моделирования виду – форме Коши. Для этого вводится следующая замена переменных:

$$\begin{cases} \vartheta = X_1, \dot{\vartheta} = \dot{X}_1 = X_2, \ddot{\vartheta} = \dot{X}_2 \\ \psi = X_3, \dot{\psi} = \dot{X}_3 = X_4, \ddot{\psi} = \dot{X}_4 \\ \gamma = X_5, \dot{\gamma} = \dot{X}_5 = X_6, \ddot{\gamma} = \dot{X}_6 \end{cases} \begin{cases} E = X_7, \dot{E} = \dot{X}_7 = X_8, \ddot{E} = \dot{X}_8 \\ t_{\text{вкл}}^{\vartheta} = U_1, N_{\vartheta} = U_2, t_{\text{вкл}}^{\psi} = U_3 \\ N_{\psi} = U_4, t_{\text{вкл}}^{\gamma} = U_5, N_{\gamma} = U_6 \end{cases}$$

где $X_1, X_2, X_3, X_4, X_5, X_6, X_7, X_8$ – параметры состояния динамической системы; $U_1, U_2, U_3, U_4, U_5, U_6$ – параметры управления.

Таким образом, математическая модель преобразуется к системе нелинейных дифференциальных уравнений в форме Коши 8-го порядка. На основе полученной математической модели разработана компьютерная модель, позволяющая осуществлять моделирование нелинейной системы при различных начальных условиях, характеристиках наноспутника и параметрах управления.

Для типовых параметров наноспутников (масса КА 10 кг, длина ГС 4 м) проведено компьютерное моделирование основных режимов функционирования СУ угловым движением КА.

Моделирование пассивного режима выявило, что за счет лишь пассивной стабилизации наноспутник успокаивается за ~1 сутки, при этом статическая ошибка по углу тангажа равна ~2,5°, а по каналам крена и курса – отсутствует.

По результатам моделирования режима предварительного успокоения наноспутника выявлено, что за счет разворачивания ГС и выдачи управляющих импульсов мРД можно погасить начальную угловую скорость КА (приобретенную после отделения от РН) до ~270°/с. При этом в наихудшем варианте расход мРД составит 626 шт., что соответствует площади матрицы мРД ~(2,5×2,5) см².

Моделирование режима ориентации (переориентации) КА произведено по углу тангажа (Рис. 3, 4). При этом сначала выдается импульс мРД (222 шт.) для переворота наноспутника в новое гравитационно-устойчивое положение, соответствующее углу тангажа 180° , а затем тормозящий импульс (210 шт. мРД) на 1350 секунде от момента выдачи первого импульса.

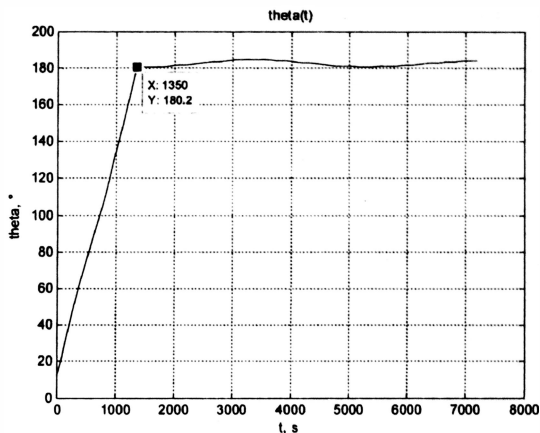


Рис. 3. Переворот КА по углу тангажа

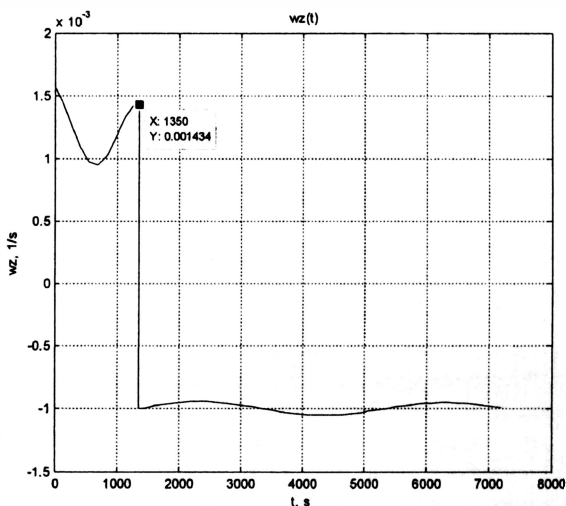


Рис. 4. Изменение угловой скорости КА при перевороте по углу тангажа

Общее время переориентации наноспутника $\sim 22,5$ мин. При этом расход мРД составит 432 шт., что соответствует площади матрицы мРД $\sim (2,1 \times 2,1) \text{ см}^2$.

На Рис. 5 – 7 приведены результаты моделирования режима стабилизации КА.

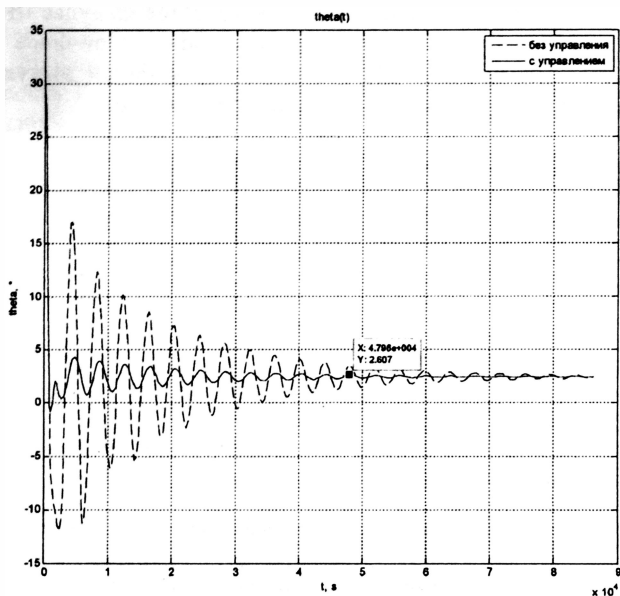


Рис. 5. Стабилизация КА по углу тангажа

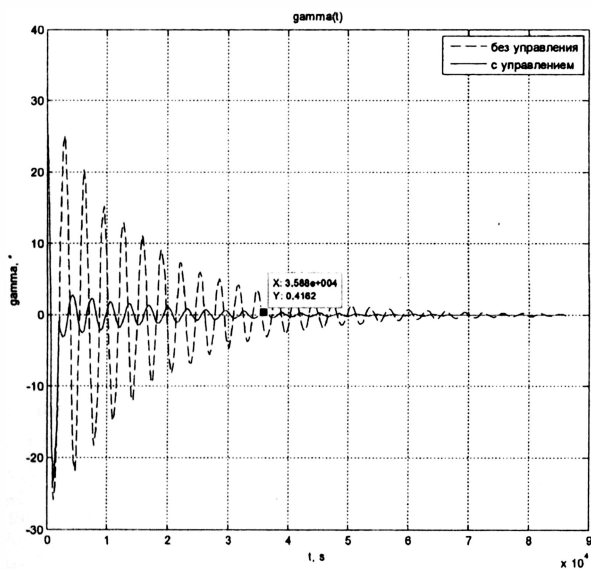


Рис. 6. Стабилизация КА по углу крена

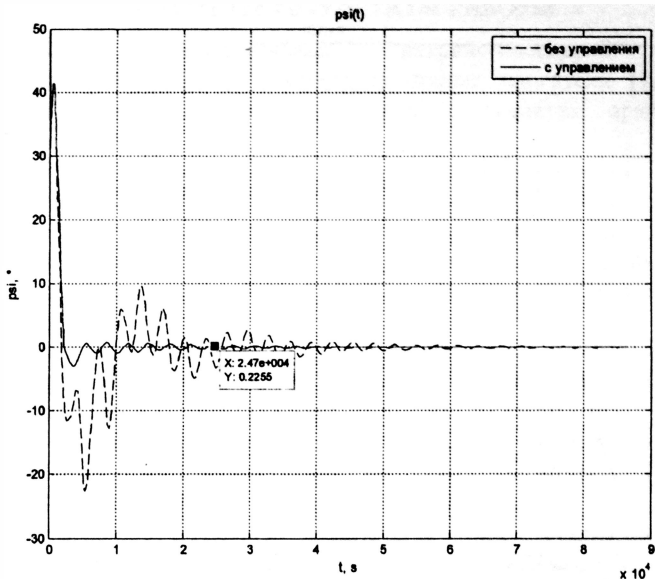


Рис. 7. Стабилизация КА по углу курса

По результатам моделирования режима стабилизации наноспутника выявлено, что путем **однократного** задействования мРД по каждому из каналов (тангажа, крена, курса) за $\sim 0,5$ суток можно уменьшить амплитуду либрационных угловых колебаний и время переходных процессов при стабилизации КА по всем каналам в ~ 2 раза по сравнению с пассивным режимом. При этом расход мРД составит 105 шт., что соответствует площади матрицы мРД $\sim (1 \times 1) \text{ см}^2$.

В том случае, когда требуются наилучшие показатели быстродействия и точности управления угловым движением наноспутника, в алгоритмах работы блока управления мРД реализуется их многократное задействование по каждому из каналов.

На Рис. 8 приведены результаты моделирования многоимпульсного цикла управления по каналу тангажа для поддержания ориентации оси ГС КА с точностью 1° . По результатам моделирования выявлено, что требуемая точность ориентации обеспечивается за счет задействования 3 шт. мРД каждые 8 мин. При общем времени точной ориентации наноспутника, равном 52 мин, необходимо произвести пять управляющих импульсов, суммарно равных 18 шт. мРД. При этом измерительная подсистема должна обеспечивать необходимую для алгоритмов работы блока управления мРД точность определения углового положения КА (не хуже $0,1^\circ$).

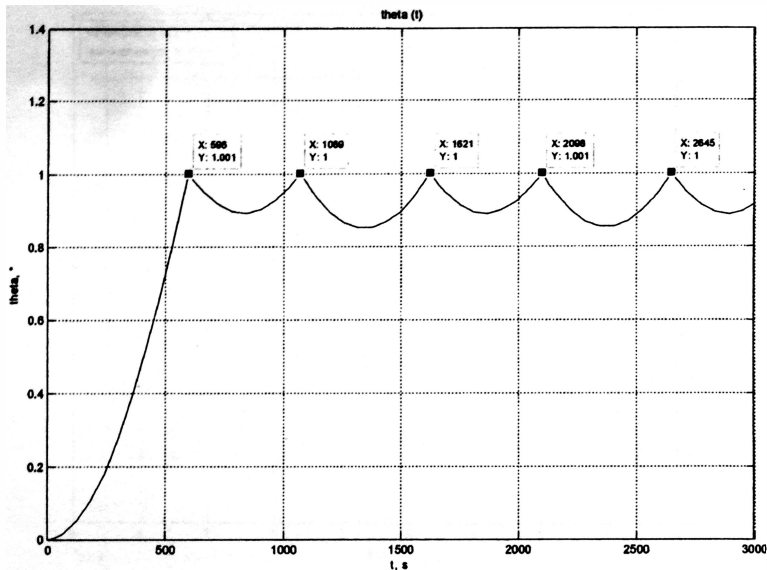


Рис. 8. Изменение угла тангажа во времени

Проведенный в диссертационной работе анализ многоимпульсных циклов управления показал, что более частое задействование мРД с меньшим единовременным их количеством приводит к меньшим затратам энергии (в данном случае – до 22%) и более благоприятным условиям (меньшим угловым скоростям) для работы целевой аппаратуры наноспутника.

Следует отметить, что предельные значения точности ориентации оси ГС КА зависят от параметров конкретного наноспутника и характеристик его бортовой аппаратуры.

Таким образом, по результатам компьютерного моделирования основных режимов функционирования СУ угловым движением КА была подтверждена целесообразность применения предложенного активно-пассивного комплекса ГС – мРД для наноспутников, осуществляющих длительную угловую ориентацию в орбитальной СК. Также была подтверждена достоверность разработанной в диссертационной работе методики оценки количества мРД, необходимого для реализации процессов предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации КА.

В общих выводах по работе изложены основные результаты диссертационной работы, а также перспективы дальнейшей разработки темы.

В приложении разработан способ [2] группового орбитального движения КА, приведен пример аппаратного состава СУ. Разработаны основные алгоритмы работы блока управления мРД, приведена полная структура компьютерной модели.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Предложен перспективный активно-пассивный комплекс гравитационный стабилизатор – микрореактивные двигатели [1, 3-10] для наноспутников, осуществляющих длительную угловую ориентацию в орбитальной системе координат.

2. Разработаны способы [1] предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации наноспутника на основе комплекса ГС – мРД.

3. Разработана методика оценки количества микрореактивных двигателей, необходимого для реализации процессов предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации наноспутника на основе комплекса ГС – мРД.

4. Разработаны функциональная схема системы управления угловым движением наноспутника на основе комплекса ГС – мРД и алгоритмы работы блока управления микрореактивными двигателями.

5. Разработаны нелинейная математическая модель углового и орбитального движения наноспутника на основе комплекса ГС – мРД и соответствующая компьютерная модель.

6. Определены параметры управления для основных режимов функционирования системы управления угловым движением наноспутника на основе комплекса ГС – мРД.

7. Проведено компьютерное моделирование основных режимов функционирования системы управления угловым движением наноспутника на основе комплекса ГС – мРД. Подтверждена достоверность разработанной методики оценки количества микрореактивных двигателей, необходимого для реализации процессов предварительного успокоения, ориентации (переориентации) и стабилизации КА.

8. По результатам компьютерного моделирования подтверждена целесообразность применения предложенного комплекса ГС – мРД для наноспутников, осуществляющих длительную угловую ориентацию в орбитальной системе координат, в том числе в составе орбитальной группировки.

9. Показано, что благодаря предложенному активно-пассивному комплексу ГС – мРД повышаются точность и быстродействие управления угловым движением наноспутника минимум в 2 раза по сравнению с пассивной системой управления.

Перспективы дальнейшей разработки темы

1. Расширение и уточнение моделей автономного и группового движения наноспутников на основе предложенного комплекса ГС – мРД.

2. Разработка рациональных путей (способов, расчетных методик, технических устройств) решения задач управления орбитальной группировкой наноспутников на основе предложенного комплекса ГС – мРД.

РАБОТЫ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Способ активно-пассивного успокоения, ориентации и стабилизации космического аппарата: патент 2463221 РФ / Р.А. Петухов [и др.]; заявл. 21.02.2011; опубл. 10.10.2012. Бюл. № 28. (0,5 п.л. / 0,13 п.л.)

2. Способ группового орбитального движения искусственных спутников: заявка 2011153048 РФ / Р.А. Петухов [и др.]; заявл. 27.12.2011; опубл. 10.07.2013. Бюл. № 19. (0,63 п.л. / 0,13 п.л.)

3. Петухов Р.А., Евстифеев В.В., Палкин М.В. Комбинированная система управления угловым движением малого космического аппарата // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 4. С. 62-67. (1 п.л. / 0,33 п.л.)

4. Петухов Р.А., Евстифеев В.В. Перспективная комбинированная система стабилизации и ориентации малых космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Приборостроение. 2012. № 1. С. 60-72. (1,34 п.л. / 0,69 п.л.)

5. Петухов Р.А., Палкин М.В. Управление угловым движением малого космического аппарата // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. Журнал. 2013. № 10. Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/574636.html>. (0,69 п.л. / 0,35 п.л.)

6. Определение научно и технически обоснованного облика, состава и характеристик эффективной системы дистанционного зондирования Земли, объединяющей и использующей преимущества космических и беспилотных летательных аппаратов: отчет о НИР по теме «Многоуровневая авиационно-космическая система» / ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Руководитель темы Л.С. Точилев Исполнители Р.А. Петухов [и др.]. ГР 01200960478, Инв. № 127/12-6. Реутов, 2011. 306 с. (19,1 п.л. / 2,5 п.л.)

7. Петухов Р.А. Активно-пассивная система предварительного успокоения, ориентации и стабилизации наноспутника // Научные материалы Второй международной научно-технической конференции Аэрокосмические технологии, посвященной 95-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея. Москва. 2009. С. 210-211. (0,13 п.л. / 0,07 п.л.)

8. Петухов Р.А., Евстифеев В.В. Применение гравитационного стабилизатора и реактивных микродвигателей на космических аппаратах малой размерности // Актуальные проблемы Российской космонавтики: Труды XXXIV академических чтений по космонавтике. Москва. 2010. С. 471-472. (0,13 п.л. / 0,07 п.л.)

9. Петухов Р.А., Евстифеев В.В. Активно-пассивное управление наноспутником // Актуальные проблемы Российской космонавтики: Труды XXXV академических чтений по космонавтике. Москва. 2011. С. 487-488. (0,13 п.л. / 0,07 п.л.)

10. Равновесный арбитражный алгоритм сбалансированного управления спутником многообъектной спутниковой конфигурации / Р.А. Петухов [и др.] // Труды Десятого международного симпозиума Интеллектуальные системы. Москва. 2012. С. 374-377. (0,25 п.л. / 0,07 п.л.)