УДК 629.192.3

М. П. КАЛАЕВ, В. В. ЛЮБИМОВ, Н. Д. СЁМКИН

ПОЛУНАТУРНОЕ И ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ МИКРОСПУТНИКА

Рассматриваются методика и аппаратура для наземной отработки процесса отделения малого спутника от базового космического аппарата. Приводятся результаты численного и полунатурного моделирования, проводимого в целях нахождения угловых скоростей макета микроспутника при его отделении на испытательном стенде.

Введение

В последние десятилетия в мировой космонавтике наблюдается тенденция по разработке и запуску малых спутников, применяемых для решения широкого круга задач в ближнем космосе. Дальнейшему развитию данного направления исследований космического пространства способствует возможность использования малых спутников в качестве сопутствующих грузов на борту ракетоносителей различного типа. Активное использование малых спутников требует разработки и внедрения в практическую космонавтику новых устройств сближения, стыковки и отделения между малыми спутниками и базовыми космическими аппаратами. В настоящее время производятся испытания ряда новых систем стыковки и отделения для малых спутников [1, 2]. Кроме того, проводятся исследования по формированию конфигурации нескольких космических аппаратов с возможностью их стыковки и расстыковки [3].

Как правило, при разработке малых спутников осуществляются численное и полунатурное моделирование процессов обеспечения требуемой ориентации и стабилизации их вращательного движения [4–7]. Обеспечение эффективного управления пространственной ориентацией микроспутника требует решения ряда технических задач. Например, при отделении микроспутника от базового космического аппарата необходимо не только иметь информацию о величинах его угловых скоростей, но и принять эффективные меры для уменьшения угловых скоростей до заданного уровня значений [8–9].

Постановка задачи

Для надежного и безударного отделения микроспутника от базового комплекса на околоземной орбите, сопровождающегося нахождением значений угловых скоростей в ограниченном малом диапазоне, предполагается провести следующие мероприятия:

Калаев Михаил Павлович. Кандидат технических наук, доцент кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств Самарского государственного аэрокосмического университета (СГАУ).

Любимов Владислав Васильевич. Доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой высшей математики СГАУ. Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Сёмкин Николай Данилович. Доктор технических наук, профессор, директор Института космического приборостроения СГАУ. Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

- произвести имитационное моделирование вращательного движения микроспутника,
- осуществить наземные стендовые испытания процесса отделения макета микроспутника с определением его линейных и угловых скоростей,
- по результатам моделирования разработать предложения по внесению конструкционных изменений в систему отделения и изменить параметры макета,
- после внесения всех конструкционных изменений произвести повторное полунатурное моделирование процесса отделения.

Массогабаритные параметры макета микроспутника, имеющего форму прямоугольного параллелепипеда, в процессе моделирования принимают следующие значения: масса 46 кг, габариты 470×560×480 мм.

Описание экспериментального стенда

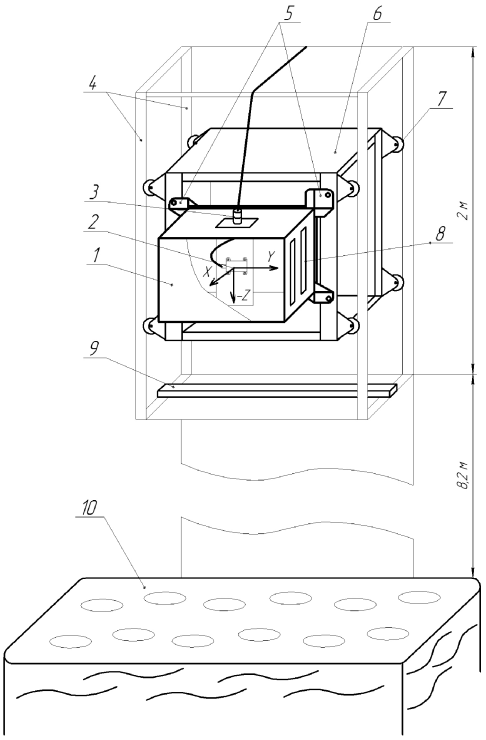

Рис. 1. Стенд для исследования процесса отделения микроспутников: *1* – макет микроспутника; *2* – устройство регистрации; *3* – разрывной разъем; *4* – направляющая рама; *5* – замки устройства отделения; *6* – адаптер (имитатор базового космического аппарата); *7* – ролики; *8* – балансировочные грузы; *9* – демпфер для остановки адаптера; *10* – система улавливания макета

Для тестирования безотказной работы системы отделения был построен массогабаритный макет (МГМ) микроспутника, внутри которого расположено устройство регистрации линейных и угловых ускорений (УР). Макет установлен на стенде с платформой для сброса МГМ с высоты 8,2 м (рис. 1). В верхней части платформы закреплена рама с вертикальными направляющими адаптера, имитирующими КА с устройством отделения [10].

Балансировочные грузы обеспечивают горизонтальное положение макета перед процессом его отделения. Совпадение осей Oz и Oz_o макета на стенде достигается смещением четырех грузов на верхней и нижней гранях соответственно. Система координат макета $Oxyz$ является главной центральной. Горизонтальное положение осей Oy и Oy_o макета на стенде формируется смещением четырех грузов на боковых гранях. Перемещение грузов производится симметричным образом (два симметричных груза смещаются на одно расстояние).

При подаче команды с пульта управления срабатывает пирочека, и адаптер с установленным на него макетом под действием силы тяжести начинает равноускоренное движение вниз по направляющим. При этом отсоединение разрывного разъема, расположенного на верхней части макета, инициирует включение записи в устройстве регистрации.

Через 0,2 – 0,3 с срабатывает вторая пирочека, расположенная в устройстве отделения. Пирочека освобождает пружину, приводящую в действие рычажные замки, а они в свою очередь открывают два пружинных толкателя. Макет отделяется от адаптера и продолжает свободное падение, а адаптер с устройством отделения через некоторое время останавливается демпфером и остается в направляющих. Макет пролетает 8,2 м и падает на поверхность системы улавливания, представляющего собой демпфер из пенополиуретана. Система улавливания обеспечивает перегрузку при торможении макета не более 10 g.

После приземления МГМ оператор производит подключение устройства регистрации к компьютеру и копирование результатов измерений. Координаты приземления МГМ регистрируются с помощью высокоскоростной камеры, установленной на стенде над системой улавливания макета. Камера ведет запись со скоростью 100 кадров в секунду.

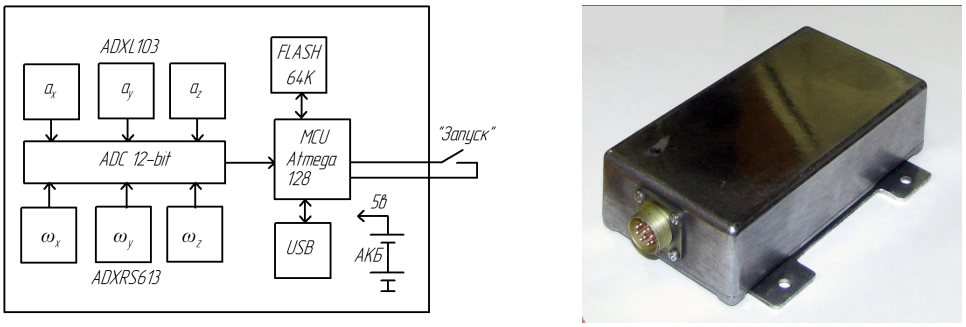

Рис. 2. Структурная схема и внешний вид устройства регистрации угловых и линейных микроускорений

В центре масс макета установлено спроектированное для данного эксперимента устройство регистрации угловых и линейных микроускорений. Устройство регистрации (рис. 2) состоит из трех твердотельных гироскопов ADXR613 и трех твердотельных акселерометров ADXl101, микроконтроллера Atmega128, энергонезависимой памяти с параллельной шиной адреса и данных AM29F080 и аккумуляторной батареи с напряжением 8,4 В. Выходы датчиков подключены к 12 – разрядному многоканальному АЦП AD7795.

Запись каждого параметра в память ведется с частотой 100 измерений в секунду и прекращается после заполнения памяти, при этом устройство переходит в режим низкого энергопотребления. Диапазон измерения угловой скорости для каждой оси ±150 град/с, погрешность не более 0,2 град/с. Диапазон измерения линейных ускорений ±1,7 g, погрешность не более 0,02 g. Габариты устройства 120×70×30мм, масса не более 0,2 кг. Конструкция устройства выдерживает перегрузки до 100 g.

Результаты стендовых испытаний

По описанной выше методике проведена серия стендовых испытаний, основной целью которых являлась проверка работоспособности системы отстыковки МГМ микроспутника. На рис.3 линией *1* показаны экспериментальные значения составляющих угловой скорости МГМ в зависимости от времени, полученные в ходе первого эксперимента. Из рис.3 следует, что отделение произошло в момент 0,28 с от срабатывания первой пирочеки, а падение на демпфер наблюдалось в момент времени 1,38 с. На начальном участке движения

МГМ, когда каретка движется по направляющим (0 – 0,28 с), на графике наблюдается шум, обусловленный вибрацией конструкции стенда при прохождении по направляющим МГМ.

Угловые скорости вращения МГМ в момент отстыковки (0,28 с) составили ωx = 2 град/с, ωy = 8 град/с и ωz = 6 град/с. При дальнейших экспериментах удалось добиться лучшей центровки МГМ и уменьшить величины составляющих угловой скорости МГМ посредством перемещений балансировочных грузов и доработкой системы отделения, путем коррекции длины одной из тяг замков пружинных толкателей на 2 мм.

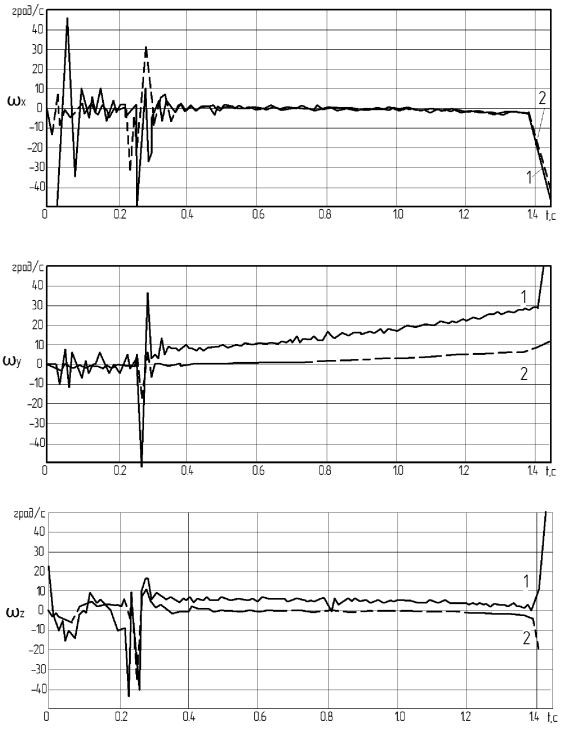

Рис. 3. Экспериментальные значения угловой скорости макета

Экспериментальные значения составляющих угловой скорости МГМ после указанных мероприятий показаны линией 2 на рис. 3. Угловые скорости вращения МГМ в момент отстыковки макета составили ωx=1 град/с, ωy=3 град/с и ωz=1 град/с.

Испытательный стенд позволяет моделировать поведение микроспутника в интервале времени от 0 до 1,2 с (после отделения микроспутника) в условиях, приближенных к реальным условиям при нахождении спутника на орбите. Доработка макета и системы отделения позволили снизить начальную угловую скорость вращения макета при полунатурном моделировании с 15 – 20 до 2 – 5 град/с. Зарегистрированная с помощью высокоскоростной камеры линейная скорость отделения составила 0,59 м/с.

Имитационное моделирование вращательного движения микроспутника

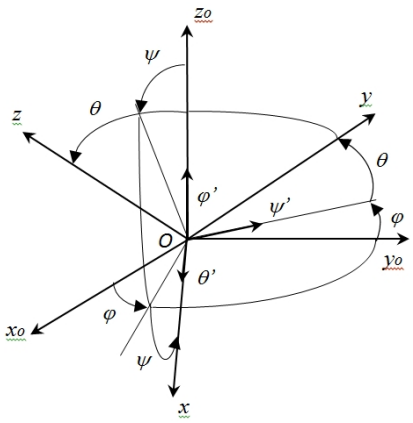

Рис. 4. Углы Эйлера – Крылова

Положение главной центральной системы координат макета *Oxyz* относительно центральной системы координат связанной с кареткой стенда $Ox_0y_0z_0$ задается посредством трех углов Эйлера – Крылова [11]: угла тангажа θ, угла крена ψ и угла курса φ. На рис. 4 представлены углы Эйлера – Крылова, которые используются в алгоритмах ориентации при построении современных навигационных систем [12].

При имитационном моделировании наземных стендовых испытаний системы отделения вращательное движение макета

микроспутника относительно центра масс после отделения описывается системой уравнений, состоящей из трех динамических уравнений и трех кинематических уравнений Эйлера. Динамические уравнения Эйлера служат для определения угловых скоростей в координат O*xyz:*

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z = M_{xg} + M_{ax} + M_x^d, \quad (1)$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z = M_{yg} + M_{ay} + M_y^d,$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y = M_{zg} + M_{az} + M_z^d.$$

Здесь I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции макета микроспутника относительно осей главной центральной системы координат, полученные с учетом положения центра масс параллелепипеда и положений центров масс балансировочных грузов; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости макета микроспутника в связанной системе координат; M_{gx}, M_{gy}, M_{gz} – гравитационные моменты, действующие на макет микроспутника после отделения, имеют вид:

[13]: $$M_{gx} = 3\frac{\mu}{r^3}(I_z - I_y)\eta_2\eta_3,$$

$$M_{gy} = 3\frac{\mu}{r^3}(I_x - I_z)\eta_1\eta_3,$$

$$M_{gz} = 3\frac{\mu}{r^3}(I_y - I_x)\eta_1\eta_2,$$

где μ – гравитационная постоянная Земли, η_1, η_2, η_3 – косинусы углов между радиусом-вектором положения микроспутника $\boldsymbol{r}$ и ортами осей *x,y,z;* M_{ax}, M_{ay}, M_{az} – аэродинамические моменты, обусловленные смещением центра масс,

$$M_{ax} = \Delta r_y F_a \cos\psi\cos\theta - \Delta r_z F_a \cos\psi\sin\theta,$$

$$M_{ay} = \Delta r_z F_a \sin\psi - \Delta r_x F_a \cos\psi\cos\theta,$$

$$M_{az} = \Delta r_x F_a \cos\psi\sin\theta + \Delta r_y F_a \sin\psi,$$

$F_a = C_p qS$ – сила лобового сопротивления макета; C_p – коэффициент лобового сопротивления [14], S – характерная площадь макета в плоскости, перпендикулярной оси *z*, q – скоростной напор; $q = \frac{\rho_0 V^2}{2}$, где ρ_0 =1,225 кг/м^3 – плотность атмосферы на уровне мирового океана, V – скорость центра масс макета при свободном падении, $\Delta r_x, \Delta r_y, \Delta r_z$ – смещения центра масс макета микроспутника относительно осей *x,y,z;* M_x^d, M_y^d, M_z^d – малые демпфирующие аэродинамические моменты, $M_x^d = m_x^{\bar{\omega}}\omega_x L^2 S\rho_0 V$, $M_y^d = m_y^{\bar{\omega}}\omega_y L^2 S\rho_0 V$, $M_z^d = m_z^{\bar{\omega}}\omega_z L^2 S\rho_0 V$, $m_x^{\varpi}, m_y^{\varpi}, m_z^{\varpi}$ – безразмерные аэродинамические коэффициенты [14], *L*-длина макета по оси *z.*

Кинематические уравнения, позволяющие вычислить величины трех углов Эйлера – Крылова, записываются в традиционном виде [11]:

$$\frac{d\psi}{dt} = \omega_2 \cos\theta - \omega_3 \sin\theta, \qquad (2)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega_1 + \omega_2 \sin\theta tg\psi + \omega_3 \cos\theta tg\psi,$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \omega_3 \cos\theta / \cos\psi + \omega_2 \sin\theta / \cos\psi.$$

Представленная системами динамических и кинематических дифференциальных уравнений математическая модель учитывает действие двух факторов, оказывающих основное влияние на величину угловой скорости макета микроспутника при отделении от стенда и в течение первых секунд свободного от связей полета:

- величину смещения центра масс макета от геометрического центра параллелепипеда,
- отличные от нуля начальные угловые скорости при отделении макета $\omega_x(0), \omega_y(0), \omega_z(0)$.

Величины смещений центра масс задаются при каждом численном интегрировании системы уравнений. Эксперименты по отделению макета, проводимые на испытательном стенде показывают, что начальные значения угловых скоростей макета можно с достаточной степенью достоверности рассчитывать как случайные величины, распределенные в интервалах своих значений согласно нормальному закону распределения. Ненулевые значения начальных угловых скоростей обусловлены целым рядом факторов: разностью усилий от действия пружинных толкателей, погрешностью изготовления размеров деталей пружин, использованием пиропатронов, вибрациями в конструкции, смещениями центра масс и т.п. Статистический анализ экспериментальных данных показывает, что на величину оценок математических ожиданий начальных угловых скоростей определяющее влияние оказывают величины смещения центра масс и разности сил в пружинных толкателях. В тоже время, оценки среднеквадратического отклонения, доверительные интервалы неизвестного математического ожидания и неизвестной математической дисперсии при заданном уровне значимости 0,05 изменяются в меньшей степени, чем оценки математических ожиданий. Расчет статистических характеристик производится традиционным способом [15]. В частности, увеличение смещений центра масс при построении рис. 5 приводит к росту оценки математического ожидания $\omega_x(0)$ от 2 до 7 град/с. Оценка среднеквадратического отклонения в этом случае увеличивается менее существенно: от 1,83 до 2,37 (град/с).

Результаты численного моделирования угловых скоростей макета микроспутника после отделения в зависимости от времени показаны на рис. 5. Численное моделирование основывается на интегрировании системы дифференциальных уравнений движения макета стандартным четырехэтапным методом Рунге – Кутта с переменным шагом. В процессе моделирования принималось два случая смещения центра масс. Первый случай: Δr_{x1}= – 2 мм, Δr_{y1} = 3 мм, Δr_{z1}= – 6 мм (значения получены по результатам контрольного взвешивания макета перед началом эксперимента). Эти результаты приближенно соответствуют результатам полунатурного моделирования, приведенным на рис. 3. Во

втором случае смещения по осям Оу и *Oz* увеличены в 2 раза: Δr_{x2}= – 2 мм, Δr_{y2}= 6 мм, Δr_{z2}= – 12 мм. Численное моделирование угловых скоростей макета микроспутника показывает, что под действием моментов от смещения центра масс наблюдается постепенное увеличение трех составляющих угловой скорости.

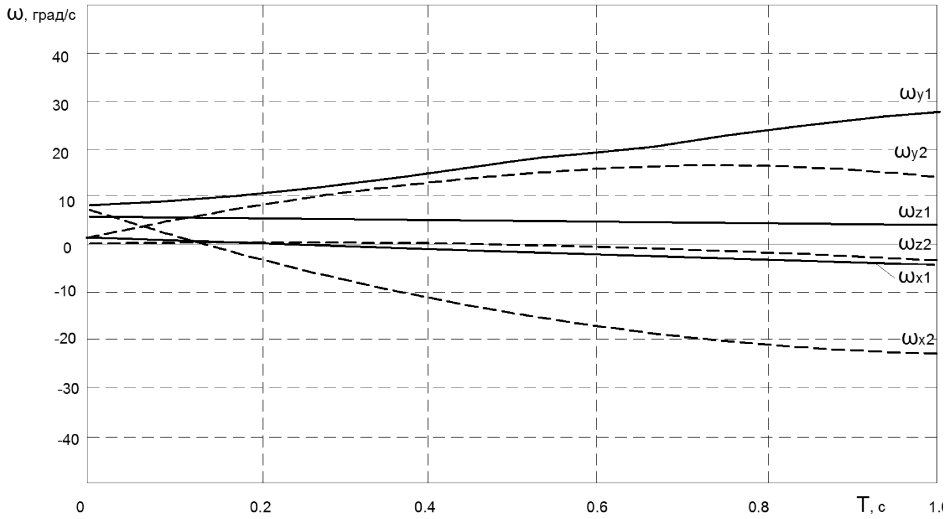

Рис. 5. Результаты имитационного моделирования
угловых скоростей макета в течение первой секунды полета

Известно, что при движении по средней околоземной орбите на микроспутник действуют разнообразные механические моменты: аэродинамические моменты, магнитные моменты от взаимодействия магнитного поля микроспутника с геомагнитным полем, и т.д. Результаты моделирования показывают, что в случае выключенных активных электромагнитных органов управления ориентацией микроспутника силовые факторы от действия аэродинамических и магнитных взаимодействий можно не учитывать (при моделировании вращательного движения на интервалах времени в несколько первых секунд после отделения). Согласно результатам моделирования величины перечисленных силовых факторов по крайней мере на порядок меньше гравитационных механических моментов, учитывающих массово – инерционную асимметрию микроспутника. Данный вывод согласуется с результатами, полученными на испытательном стенде, имитирующем вращательное движение спутника в наземных условиях [7].

Выводы и рекомендации к проектированию микроспутников

Проведены наземные стендовые испытания, в ходе которых производилась отработка процесса отделения макета микроспутника от базового космического аппарата. В процессе полунатурного моделирования удалось существенно снизить угловую скорость макета микроспутника при отделении, обусловленную смещением положения его центра масс. Показано, что начальная угловая скорость имеет случайную составляющую, обусловленную принципом действия устройства отделения. Статистический анализ экспериментальных данных показывает, что балансировка макета позволяет существенно уменьшить математическое ожидание угловой скорости отделения. Вторым фактором, оказываю-

щим значительное влияние на величину угловой скорости при отделении макета, является разность в усилиях пружинных толкателей, которая может быть уменьшена регулировкой длин тяг замков толкателей.

Основными рекомендациями по проектированию микроспутников с рассматриваемой системой отделения являются следующие:

- обеспечение одновременности срабатывания двух пиропатронов, входящих в состав пирочеки;
- обеспечение одновременности срабатывания двух рычажных замков крепления микроспутника;
- обеспечение эквивалентности и одновременности усилий, создаваемых четырьмя пружинными толкателями при отделении макета;
- доработка конструкции микроспутника в целях уменьшения механических моментов от смещения центра масс.

В частности, для обеспечения одновременности срабатывания пиропатронов следует провести статистические испытания процесса срабатывания пиропатрона, которые позволят выявить процент бракованных патронов в рассматриваемой партии.

Одновременность срабатывания рычажных замков можно реализовать за счет регулировки длин тяг данных замков.

В целях определения процента непригодных пружинных толкателей в партии, из которой осуществляется выбор четырех толкателей, требуется выполнить необходимые статистических испытания габаритных размеров толкателей и величины усилия в толкателе. Кроме того, для безотказной работы системы отделения требуется учитывать большую разницу температур поверхности реального микроспутника на освещенной стороне и в тени планеты или базового аппарата. Значительные изменения температуры при вращении спутника могут привести к образованию неодинаковых по величине температурных деформаций в пружинных толкателях. Данный сценарий развития ситуации может привести к нарушениям при расстыковке электрических соединений или к образованию нерасчетных значений угловой скорости. Следовательно, при негерметичном исполнении блока системы отделения необходимо уменьшить диапазон изменения температур, например, расположив указанный блок внутри контейнера.

Доработка микроспутника для уменьшения механических моментов от смещения центра масс производится традиционным способом, основанным на его балансировке посредством изменения положений балансировочных грузов.

Описываемое в работе оборудование испытательного стенда может использоваться при наземных экспериментах по имитации отстыковки различных малых спутников от базовых космических аппаратов на орбите. Конструкция устройства отделения обеспечивает минимизацию последствий возникающего при отстыковке удара адаптера в демпфирующее устройство. Однако, как это видно из рис. 3, полностью не удается компенсировать последствия удара, которые приводят к вибрациям в конструкции и являются причиной скачкообразных изменений угловой скорости. Анализ деформации элементов системы отделения при ударе адаптера в демпфирующее устройство выходит за рамки данной статьи и требует отдельного подробного рассмотрения.

Авторы выражают свою признательность д.ф-м.н., профессору В.Н.Бранцу и д.т.н., профессору Ю.М. Заболотнову за внимание к работе и ценные замечания.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Olivieri, L., Francesconi, A.,** Design of docking mechanism for small spacecraft, Proceedings of the International Astronautical Congress. IAC. Volume 10, 2012, pp.8192-8199.
2. **Mitchell, J.D., Cryan, S.P., et al.,** Integrated docking simulation and testing with the Johnson Space Center Six-Degree-of-Freedom Dynamic Test System, Space Technology and Applications International Forum: Enabling Space Exploration, AIP Conference Proceedings. Volume 969, 2008, pp. 709-716.
3. **Xia, C.Y., Wang, P.K.C., Hadaegh, F.Y.**, Optimal formation reconfiguration of multiple spacecraft with docking and undocking capability, Journal of Guidance, Control, and Dynamics. Volume 30, Issue 3, 2007, pp.694-702.
4. **Лебедев, А.С., Любимов, В.В., Сёмкин Н.Д.** Моделирование управляемого движения микроспутника с магнитными и гравитационными исполнительными органами // Полет. Общероссийский научно - технический журнал. - 2012. - №7. - С.39 - 44.
5. **Любимов, В.В., Малышев, В.И., Сёмкин, Н.Д.** Управление ориентацией малого спутника с учетом отказов в системе разгрузки кинетических моментов маховиков // Гироскопия и навигация. - 2013. - № 2. - С. 31 - 41. На англ: Lyubimov, V.V., Malyshev, V.I., Semkin, N.D. Attitude control of small spacecraft with allowance made for failures in the system for decreasing angular momentums of flywheels //Gyroscopy and Navigation// Volume 4, Issue 4, 2013, Pages 216 - 222.
6. **Иванов, Д.С.** Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис - М» на лабораторном стенде / Д.С. Иванов [и др.] // Известия РАН. Теория и системы управления. - 2012. - №1. - С.118 - 137.
7. **Ovchinnikov, M.Yu.a, Ivanov, D.S.a, Ivlev, N.A.** Development, integrated investigation, laboratory and in - flight testing of Chibis - M microsatellite ADCS./ Acta Astronautica Volume 93, 2014, Pages 23 - 33.
8. **Колесников К.С., Козлов В.И., Кокушкин В.В.** Динамика разделения ступеней летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1977. - С.211 - 212.
9. **Сёмкин, Н.Д., Брагин, В.В., Воронов, К.Е., Пияков А.В.,** Компенсация микроускорений малого космического аппарата «Аист» // Управление движением и навигация летательных аппаратов // Сборник трудов 16 Всероссийского семинара по управлению движением летательных аппаратов, часть 1, Самара 18 - 20 июня 2013. - Самара: Изд - во СНЦ РАН, 2013. - 246с.
10. **Патент РФ №2489331.** Бурназян С.Р., Ткач В.Е., Стародубцева Е.В., Круглов Г.Е. Стенд для испытаний устройств отделения космических аппаратов. ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ - Прогресс».
11. **Бранец, В.Н.** Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела / В.Н. Бранец, Н.П. Шмыглевский. - М.: Наука., 1973. - 320 с.
12. **Матвеев, В.В.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем/ В.В. Матвеев, В.Я. Распопов/ Под общ. ред. д.т.н. Распопова. - СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. - 280 с.
13. **Белецкий, В.В.** Движение искусственного спутника относительно центра масс / В.В. Белецкий. - М.: Наука., 1965. - 416 с.
14. **Петров, К.П.** Аэродинамика тел простейших форм. М.: Физматлит, 1998. - 428 с.
15. **Гмурман, В.Е.** Теория вероятностей и математическая статистика: Учебное пособие для вузов/ В.Е. Гмурман. - М.: Высшая школа. - 2003. - 479 с.

Abstract. The technique and equipment for ground tests of the small satellite separation from the base spacecraft are considered. Results from numerical simulations and seminatural modeling conducted in order to find the angular velocities of the microsatellite model during its separation at the test bench are provided.

Key words: scaled-down modeling, microsatellite, device registration, linear microaccelerations

Материал поступил 14.03.2014