



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

**Иванов Д. С., Карпенко С.О.,
Овчинников М. Ю., Ролдугин Д.С.,
Ткачев С. С.**

Лабораторные испытания
алгоритмов управления
ориентацией микроспутника
'Чибис-М'

Рекомендуемая форма библиографической ссылки

Лабораторные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника 'Чибис-М' /
Д.С.Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2011. № 40. 29 с.
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2011-40>

Публикации по материалам препринта

Д.С. Иванов, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев, Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника "Чибис-М" на лабораторном стенде // Известия РАН. Теория и системы управления, 2012, № 1, с. 118-137 (D.S. Ivanov, S.O. Karpenko, M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Roldugin, S.S. Tkachev, Testing of attitude control algorithms for microsatellite "Chibis-M" at laboratory facility // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2012, V. 51, №. 1, pp. 106-125)
DOI: [10.1134/S1064230711060104](https://doi.org/10.1134/S1064230711060104)
URL: <http://link.springer.com/article/10.1134%2FS1064230711060104>

ОРДЕНА ЛЕНИНА
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ им.М.В.КЕЛДЫША
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

Д.С. Иванов, С.О. Карпенко, М.Ю.Овчинников,
Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев

**ЛАБОРАТОРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ
АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ
МИКРОСПУТНИКА "ЧИБИС-М"**

Москва

2011

Лабораторные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника "Чибис-М". Д.С. Иванов, С.О. Карпенко, М.Ю.Овчинников, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев. Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, Москва, 29 страниц, 18 рисунков, библиография 19 наименований.

Дано описание стенда, разработанного в ИТЦ «СканЭкс», на котором производятся испытания алгоритмов определения ориентации и стабилизации макета системы ориентации микроспутника "Чибис-М". Приведены и проанализированы результаты экспериментов по демпфированию начальной угловой закрутки с помощью токовых катушек, по стабилизации макета с помощью маховиков, по разгрузке маховиков. Также исследуется работа алгоритма определения ориентации макета, основными характеристиками которого являются точность определения вектора состояния и время сходимости.

Ключевые слова: микроспутник, алгоритм управления ориентацией, токовая катушка, маховик, фильтр Калмана

"Chibis-M" Attitude Control Algorithm Laboratory Investigations, D.S. Ivanov, S.O. Karpenko, M.Yu.Ovchinnikov, D.S.Roldugin, S.S.Tkachev. Preprint of KIAM RAS, Moscow, 29 Pages, 18 Figures, 19 References.

A description of laboratory facility developed by RDC "ScanEx" for the microsatellite "Chibis-M" attitude control system verification is presented. Experimental results of initial angular velocity damping, stabilizing, and flywheel unloading algorithms and hardware are analyzed. Also, attitude determination algorithm is investigated, its precision and convergence time are studied.

Key words: microsatellite, attitude control algorithm, magnetorquer, flywheel, Kalman filter

Введение

Практически любой проект по созданию малого спутника требует минимизации расходов на его проектирование и эксплуатацию. Существенная экономия этих расходов имеет место при правильном выборе проектных характеристик спутника, а также оптимизации его систем на начальной стадии проектирования. При этом очень важно суметь правильно оценить состав и характеристики системы определения ориентации и стабилизации, а это, в свою очередь, трудно сделать без моделирования. Большую роль играет математическое и компьютерное моделирование, но очень важно на первых же этапах проверить их работу, реализуемость и эффективность на практике для конкретного аппаратного состава. Для этого требуется наземный испытательный стенд. Его целесообразно использовать, в частности, для функциональной отработки бортовой системы управления ориентацией на ранних стадиях проектирования. Он также может быть полезен для обучения студентов, занимающихся проблемами ориентации спутников.

Стенды для отработки систем управления ориентацией спутников появились в 60-х годах прошлого века. Использовались они как на промышленных предприятиях, так и в университетах. Как правило, они решали задачи отработки систем определения ориентации твердого тела, имеющего три степени свободы, т.е. способного вращаться вокруг закрепленной точки. На теле (макете) устанавливались датчики определения ориентации, исполнительные элементы и система, отвечающая за логику управления. Поворот вокруг точки обеспечивалась в подавляющем большинстве случаев, так называемым, воздушным или аэродинамическим подвесом. Воздушный подвес представляет собой сферический подшипник, в котором вместо смазки используется струя газа, подающаяся под давлением.

В работе [1] дано описание одной из первых систем полунатурного моделирования на аэродинамическом подвесе, используемой в Исследовательском центре Лэндли, США (Langley Research Center). На макете спутника имелись три маховика, магнитная система для разгрузки; система определения ориентации состояла из 12 фототранзисторов, а также тахометров, измеряющих скорость вращения маховиков; законы управления были реализованы в составе так называемого логического блока. Задачами, решаемыми на стенде, были демонстрация устойчивой работы системы управления и отработка алгоритмов стабилизации. Интересная особенность стенда заключалась в том, что система не была полностью автономной; питание на макет подавалось от внешнего источника с использованием очень тонких проводов длиной около трех метров, идущих сверху.

В Космическом центре им.Годдарда, США (Goddard Space Flight Center) существовала система имитационного натурального моделирования магнитного поля Земли [2], используемая для калибровки магнитометров. Она представляла из себя три пары ортогональных катушек Гельмгольца.

Имитатор трехосного движения и управления спутника [3], разработанный в 1995 г. в Научно-исследовательской лаборатории Высшей военно-морской школы США (Naval Postgraduate School (USNA), Optical Relay Spacecraft Laboratory), представляет собой платформу на аэродинамическом подвесе, в состав которой входят три маховика, двигатели на сжатом газе, гироскоп, магнитометр и оптический датчик ориентации. Масса платформы около 200 кг, поворот в горизонтальной плоскости может составлять 360° , по двум другим углам $\pm 45^\circ$. Цель создания стенда - отработка систем передачи данных между спутниками с использованием лазерного излучения. Кроме того, студенты USNA используют в лабораторной практике также макеты полунатурного моделирования для изучения основ проектирования систем управления ориентацией микроспутников. Для лабораторного практикума создано несколько специальных макетов (LAB-Sat), каждый из которых предназначен для экспериментов с одной конкретной системой [4]. Для исследования систем управления ориентацией имеются макет с магнитной системой стабилизации, системой стабилизации маховиками, системой управления микрореактивными двигателями.

В Политехническом университете штата Вирджиния (США) разработана на базе коммерчески доступных элементов аэродинамической подвески компании Space Electronics Inc. (Германия) система имитационного моделирования, состоящая из двух макетов [5]. Первый, меньший по размерам макет (Whorl-I) представляет собой платформу массой 135 кг, имеющую три степени свободы: вращение в горизонтальной плоскости не ограничено, отклонения по наклону ограничены углами $\pm 5^\circ$. Макет оснащен тремя маховиками, трехосным акселерометром и двухосным датчиком наклона; имеется система балансировки центра масс; питание осуществляется от аккумуляторных батарей. Большой макет (Whorl-II), разработанный чуть позже [6,7], чем Whorl-I, несет платформу массой 169 кг. Поворот в горизонтальной плоскости не ограничен, по наклону максимальное возможное отклонение составляет $\pm 30^\circ$. Аппаратный состав платформы практически не отличается от Whorl-I. Система, аналогичная Whorl-II, имеется также в Мичиганском университете, США [8].

Следует отметить стенды для имитации углового движения спутника с токовыми катушками, созданными в Технионе, Израиль для испытания алгоритмов управления микроспутника TechSat и в System Innovation Ltd, Великобритания.

Специально для тестирования магнитной системы ориентации микроспутника SMART был создан стенд в Университете Federico II в Неаполе, Италия (SMAFIS-Space Magnetic Field Simulator) [9]. Он предназначен для калибровки магнитных катушек и магнитометра, функциональной отработки магнитной системы стабилизации, изучение взаимодействия аппарата с магнитным полем. Движение вокруг центра масс обеспечивала система на воздушном подвесе MADS (Microsatellite Attitude Dynamics Simulator).

В Delft University of Technology в Нидерландах разработана платформа для тестирования наноспутников [10]. Стенд состоит из колец Геймгольца, создающих заданное магнитное поле, который позволяет тестировать активные и

пассивные системы управления ориентацией наноспутников и в частности кубсатов (спутников размером 10x10x10см и массой 1 кг).

В настоящей работе приведено описание разработанного в ИТЦ «Скан-Экс» лабораторного оборудования и представлены результаты лабораторных испытаний алгоритмов управления ориентации и алгоритмов определения ориентации микроспутника "Чибис-М". Микроспутник "Чибис-М" предназначен для исследования атмосферных грозовых разрядов. Научная аппаратура спутника требует трехосной ориентации аппарата относительно орбитальной системы координат. Демпфирование начальной угловой скорости спутника после отделения от носителя производится с помощью электромагнитных катушек, взаимодействующих с геомагнитным полем. После этого осуществляется стабилизация аппарата в требуемом положении с помощью маховиков. В качестве датчиков определения ориентации используются: магнитометр, набор датчиков Солнца на ПЗС-линейках и три одноосных датчика угловой скорости. Испытания алгоритмов управления ориентацией спутника проводились на лабораторном стенде, разработанном в ИТЦ «СканЭкс» [11]. При создании стенда использовался опыт, приобретенный в ИПМ им.М.В.Келдыша РАН при исследовании динамики лабораторного прототипа системы ориентации [12]. В состав стенда входит макет системы ориентации, датчики и исполнительные органы которого идентичны тем, что используются на спутнике "Чибис-М". Ниже приводится краткое описание стенда.

1. Краткое описание лабораторного стенда

Общий вид стенда изображен на рис. 1. В состав стенда входят: макет системы ориентации, имитатор магнитного поля, имитатор Солнца, аэродинамический подвес, стационарный управляющий компьютер.



Рис. 1. Внешний вид стенда

Макет системы ориентации состоит из непосредственно самой системы ориентации и стабилизации, одноплатного компьютера с беспроводным каналом связи для передачи данных на стационарный компьютер, аккумуляторов, системы балансировки платформы, на которой установлены все элементы системы (рис.2). Масса макета составляет 14кг. Диагональные моменты инерции макета: $J_{xx} = 0.26 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$; $J_{yy} = 0.28 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$; $J_{zz} = 0.50 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$; недиагональные моменты инерции близки к нулю.

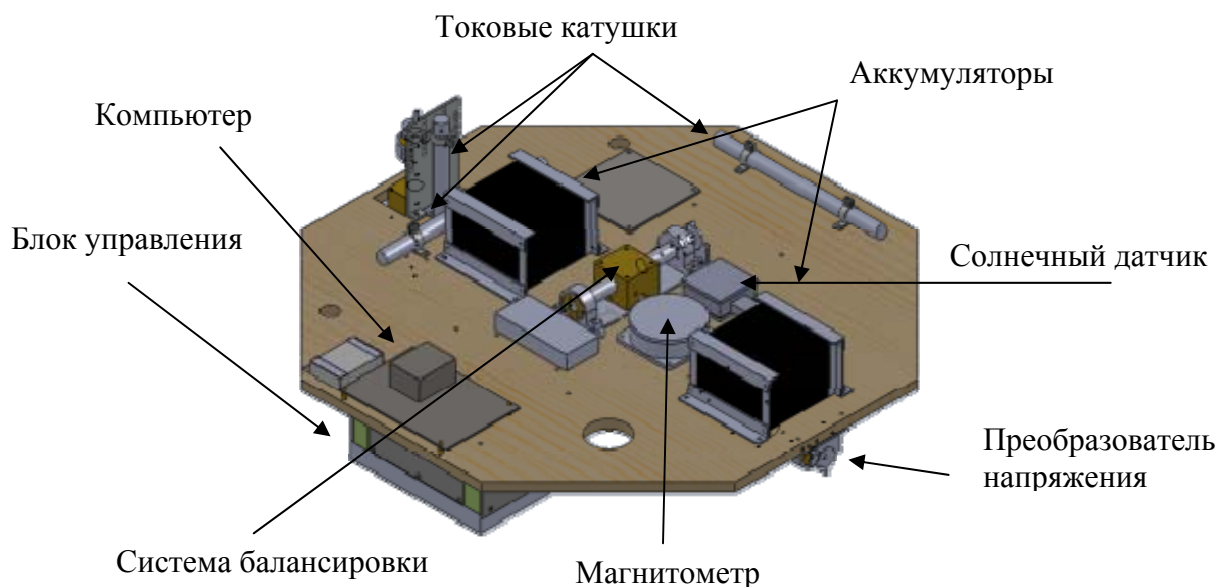


Рис.2. Макет системы ориентации в базовой конфигурации

Система ориентации и стабилизации состоит из датчиков определения ориентации, исполнительных органов и блока управления системой ориентации.

В качестве датчиков определения ориентации в составе макета используются магнитометр HMR 2300R, солнечный датчик DSS3 и три одноосных датчика угловой скорости ADIS 16130. Основные характеристики датчиков приведены в табл.№1 [13].

Таблица № 1. Измерительные характеристики датчиков

Характеристика \ датчик	Магнитометр	Солнечный датчик	Датчик угловой скорости
Диапазон измерения	$\pm 200\ 000$ нТл	$\pm 45^\circ$	± 250 °/с
Случайное отклонение σ (шум)	50 нТл	0.1°	0.01 °/с

В качестве исполнительных элементов системы управления ориентацией на макете используются электромагнитные токовые катушки и управляющие двигатели-маховики. Токовые катушки индуцируют управляемый магнитный момент, который при взаимодействии с внешним магнитным полем создаёт управляющий механический момент. Катушка представляет собой соленоид с

обмоткой из медной проволоки и пермалловым сердечником. Максимальный магнитный момент катушек составляет $3.2 \text{ А} \cdot \text{м}^2$.

Двигатели-маховики выполнены на основе бесконтактного двигателя постоянного тока с управляемым моментом (рис.3) и предназначены для использования в качестве исполнительного органа в системах ориентации и стабилизации малых космических аппаратов. Электродвигатель обеспечивает вращение ротора-маховика с заданной частотой. Величина создаваемого им вращающего (управляющего) момента может плавно меняться в заданном диапазоне в соответствии с сигналом управления, подаваемым на вход двигателя-маховика. Механический момент от управляющих двигателей маховиков создаётся при изменении скорости их вращения и изменяется в диапазоне $[-0.40, +0.40] \text{ мН} \cdot \text{м}$ в лабораторных условиях. Скорость вращения маховиков при этом изменяется в диапазоне $[-20000, +20000] \text{ об/мин}$ в лабораторных условиях.

Блок управления системой ориентации и стабилизации является связующим элементом между датчиками и органами управления, а также между системой ориентации и стабилизации и внешними устройствами управления. Основными функциями блока являются сбор и обработка показаний датчиков системы с помощью алгоритмов определения ориентации, выработка с помощью алгоритмов управления команд для элементов системы стабилизации, приём команд от внешнего бортового контроллера управления МКА, передача данных в каналы телеметрии спутника.



Рис. 3. Внешний вид блока управления системой ориентации, в состав которого входят двигатели-маховики

Для имитации геомагнитного поля в составе стенда используется система из трёх пар установленных взаимно перпендикулярно квадратных катушек (кольца Гельмгольца) (рис.1). Стороны квадратов пар катушек – 2м, 1.9м, 1.8м. Данная система способна создавать практически однородное магнитное поле до 200 мТл в заданной области, которая представляет собой шар с диаметром 650 мм.

Имитатор солнца создает постоянный параллельный световой поток на расстоянии до 1.5 м, мощностью не менее 80000 лк. В качестве имитатора Солнца был выбран прожектор PAR-64 с лампой Philips 1000W230V.

Аэродинамический подвес обеспечивает движению макета 3 степени свободы, а именно вращение вокруг трёх осей с минимальным трением. По вертикальной оси существует возможность поворота на 360° , по двум горизонтальным – на $\pm 30^\circ$. Аэродинамический подвес состоит из пьедестала и подшипника в виде полусферы (рис.4). Подшипник крепится к макету системы ориентации.



Рис. 4. Аэродинамический подвес

Суммарная максимальная погрешность определения положения макета с помощью датчиков ориентации составляет до 5° . Однако, когда все приборы на макете работают непрерывно (именно при включении и выключении они могут создавать возмущения магнитного поля), нет магнитных бурь, то вектор магнитного поля определяется с точностью до $0.1-0.2^\circ$. А при стабилизации макета, когда солнечный датчик практически не перемещается по конусу луча имитатора Солнца, точность определения доходит до 0.1° . И, таким образом, в режиме стабилизации, например, может достигаться точность определения ориентации до $0.1^\circ-0.2^\circ$.

В табл. №2 сведены оценки всех возмущающих моментов, действующих на макет. Следует отметить, что оценка возмущающих моментов производилась сверху, то есть рассматривался худший случай: из возможных значений параметров макета (угловая скорость, отражающие свойства поверхности макета, нежелательный магнитный момент и т.д.) выбирались те, которые дадут наибольшее значение возмущающего момента.

Таблица 2. Сводная таблица возмущающих моментов

Источник возмущающего момента	Значение максимального момента, Н·м
Вязкость при движении подшипника	$3 \cdot 10^{-7}$
Неидеальность поверхностей чаши и подшипника	$3 \cdot 10^{-5}$
Вязкость при движении платформы макета	$1 \cdot 10^{-6}$
Лобовое сопротивление элементов макета о воздух	$2 \cdot 10^{-6}$
Возмущающий магнитный момент на макете	$2 \cdot 10^{-5}$
Давление потока света от имитатора Солнца	$2 \cdot 10^{-8}$
Влияние вращения Земли (гироскопический момент)	$6 \cdot 10^{-6}$
Несбалансированность макета	$4 \cdot 10^{-4}$
Нагрев элементов макета, вызывающий разбалансировку	$4 \cdot 10^{-4}$

В случае отсутствия больших воздушных потоков в лаборатории и при стабильно работающей аппаратуре макета, которая не создает больших магнитных моментов, основным возмущением является несбалансированность макета (смещение центра масс от точки подвеса), которая может быть вызвана также нагревом элементов макета (вследствие чего центр масс макета может сместиться). При этом суммарный возмущающий момент может достигать максимального управляющего момента со стороны маховиков - $4 \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{м}$, при этом он направлен перпендикулярно местной вертикали.

2. Алгоритм управления макета системы ориентации с помощью маховиков

В настоящем разделе приводится исследование управляемого движения макета системы ориентации с помощью маховиков.

Для описания динамики объекта используются следующие системы координат:

$OXYZ$ - лабораторная система координат. Ось OX направлена по вектору магнитного поля, которое во время экспериментов задается постоянным по направлению в горизонтальной плоскости, OY вертикально вниз, а OZ достраивает эту систему до правой ортогональной системы координат.

$Oxyz$ - связанная система координат. Её оси являются главными центральными осями инерции макета системы ориентации микроспутника.

Переход между системами координат осуществляется с помощью матрицы направляющих косинусов A : $R_{Oxyz} = AR_{OXYZ}$, где R_{Oxyz} - вектор, записанный в связанной системе координат, а R_{OXYZ} - в лабораторной.

Для описания движения вблизи положения равновесия используются самолетные углы α, β, γ (последовательность поворотов 2-3-1 показана на рис. 5). Связь между матрицей \mathbf{A} и углами следующая:

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta & -\sin \alpha \cos \beta \\ -\cos \alpha \sin \beta \cos \gamma + \sin \alpha \sin \gamma & \cos \beta \cos \gamma & \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma + \cos \alpha \sin \gamma \\ \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma + \sin \alpha \cos \gamma & -\cos \beta \sin \gamma & -\sin \alpha \sin \beta \sin \gamma + \cos \alpha \cos \gamma \end{pmatrix}$$

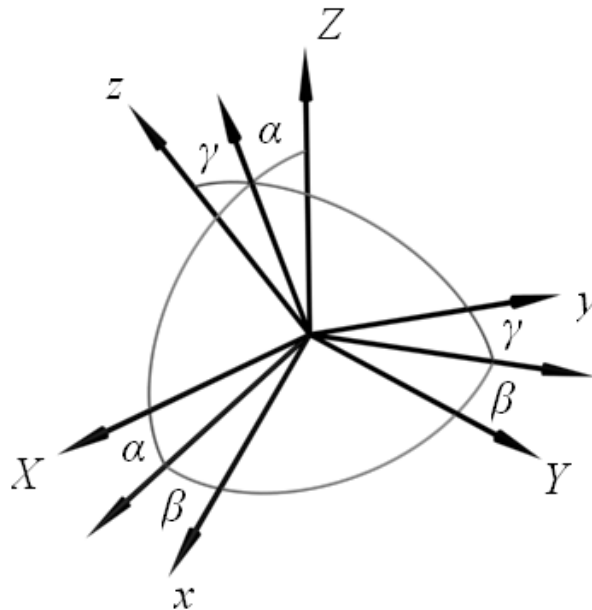


Рис.5. Самолетные углы

Динамика объекта описывается уравнениями

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_{\text{вн}} - \dot{\mathbf{H}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}.$$

Здесь \mathbf{J} - тензор инерции, \mathbf{H} - вектор, компонентами которого являются проекции кинетических моментов маховиков на связанные оси, в качестве момента внешних сил $\mathbf{M}_{\text{вн}}$ выступает момент силы тяжести, связанный с неидеальной балансировкой макета (центр масс не совпадает с центром подвеса).

Закон управления, обеспечивающий асимптотическую устойчивость такого положения равновесия, когда $\boldsymbol{\omega} = 0$ и матрица \mathbf{A} - единичная, выглядит следующим образом [14]:

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = k_a \cdot \mathbf{S} + k_\omega \cdot \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}.$$

Здесь $\mathbf{S} = (a_{23} - a_{32} \quad a_{31} - a_{13} \quad a_{12} - a_{21})^T$, $k_\omega > 0$, $k_a > 0$ - параметры управления.

В этом случае система уравнений, описывающая движение макета примет вид

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + k_\omega \boldsymbol{\omega} + k_a \mathbf{S} = \mathbf{M},$$

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = k_a \cdot \mathbf{S} + k_\omega \cdot \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}, \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{A}} = \mathbf{W}\mathbf{A}.$$

Момент силы гравитации равен

$$\mathbf{M} = m\mathbf{r} \times \mathbf{A}\mathbf{g},$$

где \mathbf{g} - вектор ускорения свободного падения, \mathbf{r} - радиус вектор центра масс. То есть в этом случае будем считать, что оси системы координат $Oxyz$ не явля-

ются центральными, а просто главными. Учитывая, что ось OY направлена вертикально вниз, получим момент в проекциях на оси связанной системы координат

$$\mathbf{M} = mg \begin{pmatrix} -r_y \cos \beta \sin \gamma - r_z \cos \beta \cos \gamma \\ r_z \sin \beta + r_x \cos \beta \sin \gamma \\ r_x \cos \beta \cos \gamma - r_y \sin \beta \end{pmatrix}.$$

Отклонение положения равновесия определяется выражениями $\alpha = 0$,

$$\beta = \frac{mgr_x}{2k_a + mgr_y}, \quad (2)$$

$$\gamma = -\frac{mgr_z}{2k_a + mgr_y}.$$

Момент силы гравитации исключен из закона управления, так как он заранее неизвестен (а точнее, неизвестно смещение центра масс относительно точки подвеса) и рассматривается как возмущение. Таким образом, наличие такого момента будет влиять на отклонение оси Oy от вертикали (оси OY). При этом, чем меньше r_y ($r_y > 0$), тем больше будет это отклонение.

На рис. 6-8 представлены результаты экспериментов по развороту макета. На рис.6 приведена эволюция углов, задающих ориентацию макета. Рис.7 иллюстрирует эволюцию компонент угловой скорости. На рис.8 приведено изменение скорости вращения маховиков.

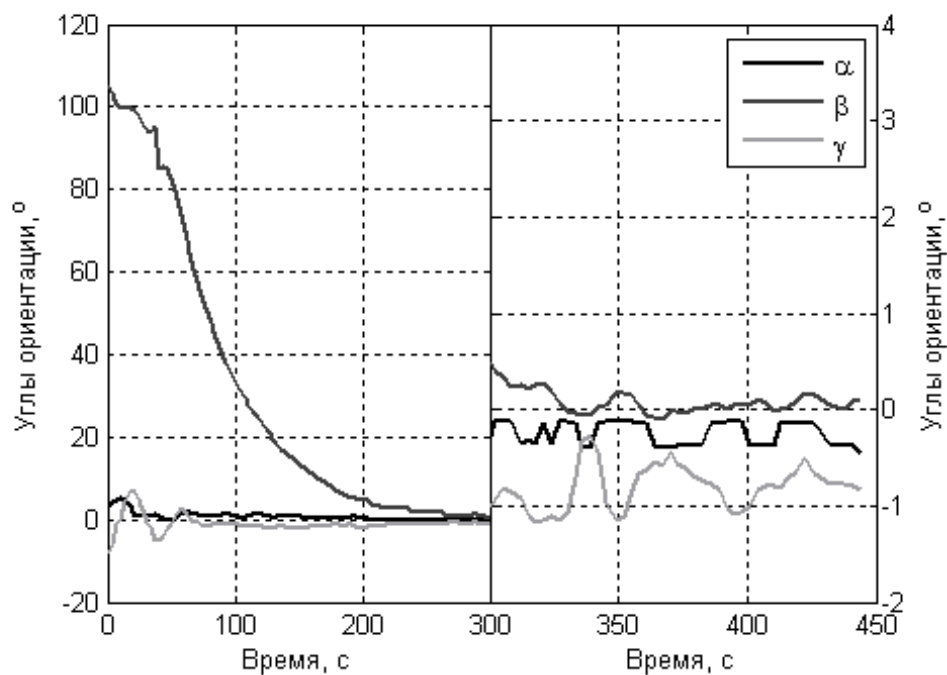


Рис. 6. График изменения ориентации макета при развороте

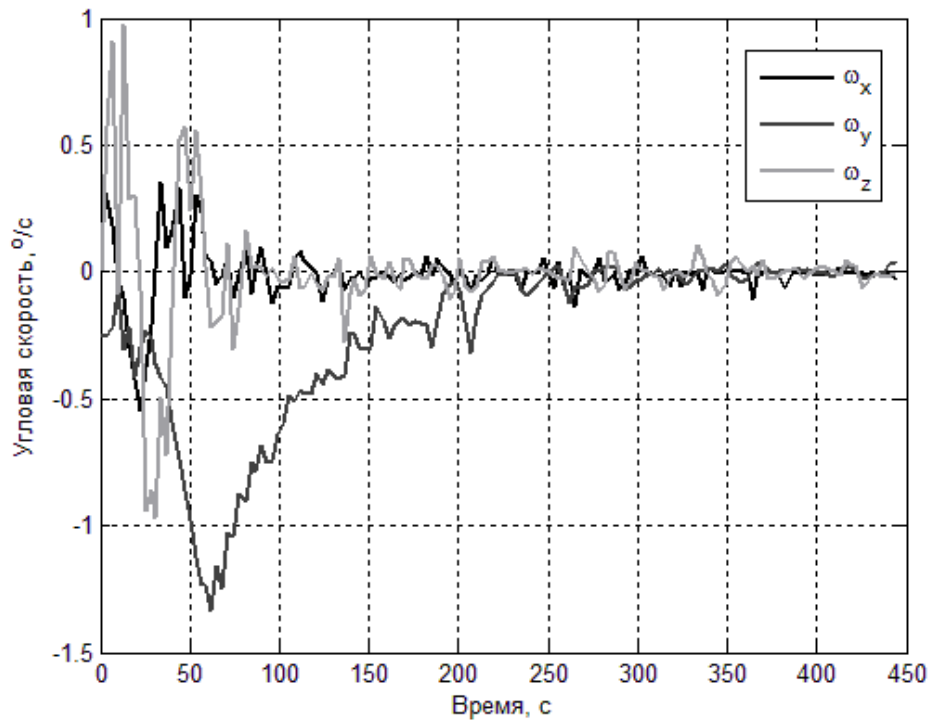


Рис. 7. График изменения угловой скорости макета при развороте

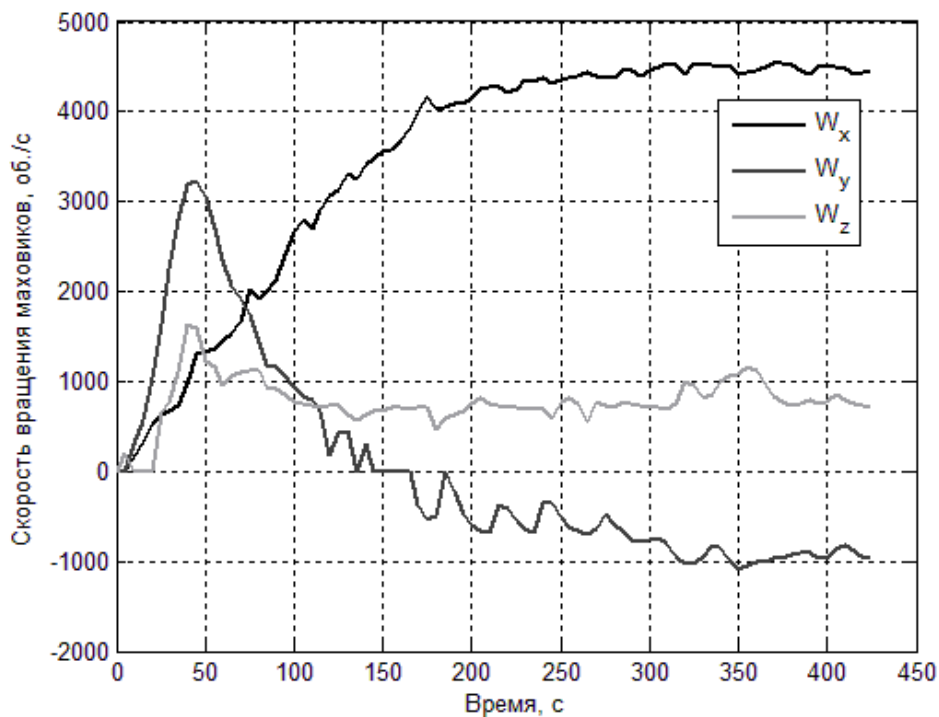


Рис. 8. График изменения скорости вращения маховиков при развороте макета

Из графиков видно, что происходит стабилизация аппарата в положении, близком к $\alpha = \beta = \gamma = 0$. Отклонение от требуемого положения связано с внешними возмущениями, а именно, с моментом силы тяжести. Это отклонение определяется выражениями (2). Наличие остаточного кинетического момента маховиков связано с ненулевой начальной угловой скоростью макета и неидеальной балансировкой макета.

3. Алгоритм разгрузки маховиков

Если система находится в положении равновесия, то управление, определяемое вторым уравнением системы (1), примет вид

$$\dot{\mathbf{H}} = k_a \mathbf{S}.$$

Вектор $\mathbf{S} = (2\gamma, 2\alpha, 2\beta)^T$, тогда, используя выражения (5), выпишем уравнения эволюции кинетических моментов маховиков

$$\dot{\mathbf{H}} = k_a \begin{pmatrix} -\frac{mgr_z}{2k_a + mgr_y} \\ 0 \\ \frac{mgr_x}{2k_a + mgr_y} \end{pmatrix}.$$

Отсюда

$$H_x = -\frac{2k_a mgr_z}{2k_a + mgr_y} t + H_{x0},$$

$$H_y = H_{y0},$$

$$H_z = \frac{2k_a mgr_x}{2k_a + mgr_y} t + H_{z0}.$$

Задавая отклонения центра масс от точки подвеса, по этим формулам можно оценить время насыщения маховиков. В настоящем разделе проведено исследование алгоритма разгрузки, предложенного в [15],

$$\mathbf{L} = -\frac{k}{B^2} \mathbf{B} \times \mathbf{H}.$$

Здесь \mathbf{L} - магнитный момент, создаваемый катушками, а \mathbf{B} - внешнее магнитное поле в связанной системе координат $Oxyz$, а $k > 0$ - некоторая положительная константа. Запишем уравнения движения

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + k_\omega \boldsymbol{\omega} + k_a \mathbf{S} = \mathbf{L} \times \mathbf{B} + \mathbf{M},$$

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = k_a \cdot \mathbf{S} + k_\omega \cdot \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}.$$

$$\dot{\mathbf{A}} = \mathbf{W}\mathbf{A},$$

где \mathbf{M} - момент возмущающих сил, в роли которого выступает момент силы тяжести, о чем уже говорилось выше.

Будем считать, что разгрузка производится в стационарном положении, то есть \mathbf{A} - единичная матрица, а $\boldsymbol{\omega} = 0$. Тогда получим

$$k_a \mathbf{S} = \frac{k}{B^2} \mathbf{B} \times \mathbf{B} \times \mathbf{H} + m\mathbf{r} \times \mathbf{g}.$$

$$\dot{\mathbf{H}} = k_a \cdot \mathbf{S}.$$

Так как система неподвижна, то вектор \mathbf{B} магнитного поля и вектор \mathbf{g} ускорение свободного падения будут постоянны, в этом случае получаем неоднородную систему с постоянными коэффициентами, описывающую эволюцию вектора кинетического момента

$$\dot{\mathbf{H}} - \frac{k}{B^2} \mathbf{V} \times \mathbf{V} \times \mathbf{H} = m \mathbf{r} \times \mathbf{g}.$$

Его решением будет

$$\mathbf{H} = C_1 \mathbf{V} + C_2 \begin{pmatrix} 0 \\ b_3 \\ -b_2 \end{pmatrix} e^{-kt} + C_3 \begin{pmatrix} b_3 \\ 0 \\ -b_1 \end{pmatrix} e^{-kt} + \frac{m(\mathbf{V}, \mathbf{r} \times \mathbf{g})}{B^2} \mathbf{V} t - \frac{m}{k} \frac{\mathbf{V} \times \mathbf{V} \times \mathbf{r} \times \mathbf{g}}{B^2},$$

где C_1, C_2, C_3 - постоянные интегрирования. Видно, что эффективность зависит от величины параметра k и чем больше параметр k , тем быстрее будет происходить разгрузка. Так же стоит отметить, что по направлению вектора магнитного поля разгрузка не будет происходить (магнитные системы не могут создать момент параллельный вектору магнитного поля). Слагаемое, пропорциональное времени, зависит от взаимного направления вектора силы тяжести и вектора магнитного поля, в случае, когда они перпендикулярны друг другу, разгрузка будет наиболее эффективной.

Результаты экспериментов, иллюстрирующие разгрузку, приведены на рис.9-11. На рис.9 приведена эволюция угла поворота вокруг вертикальной оси во время разгрузки. Рис.10 показывает эволюцию скорости вращения маховика, ось которого расположена вертикально. На рис.11 приведен магнитный управляющий момент, который вычисляется в соответствии с алгоритмом разгрузки.

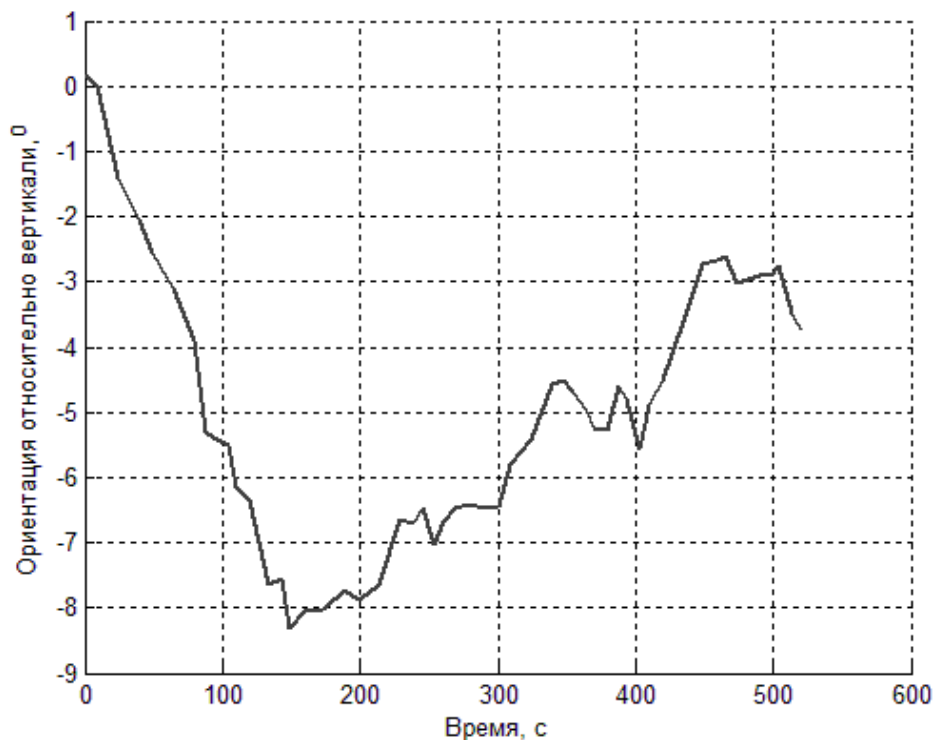


Рис. 9. Ориентация макета во время разгрузки

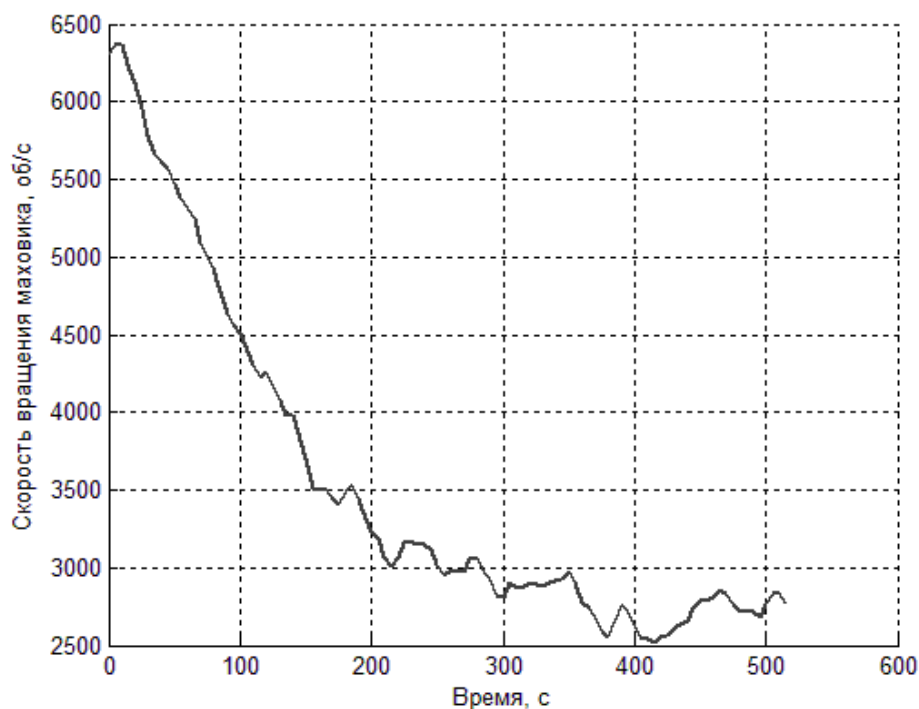


Рис.10. Эволюция скорости вращения маховиков при работе алгоритма разгрузки

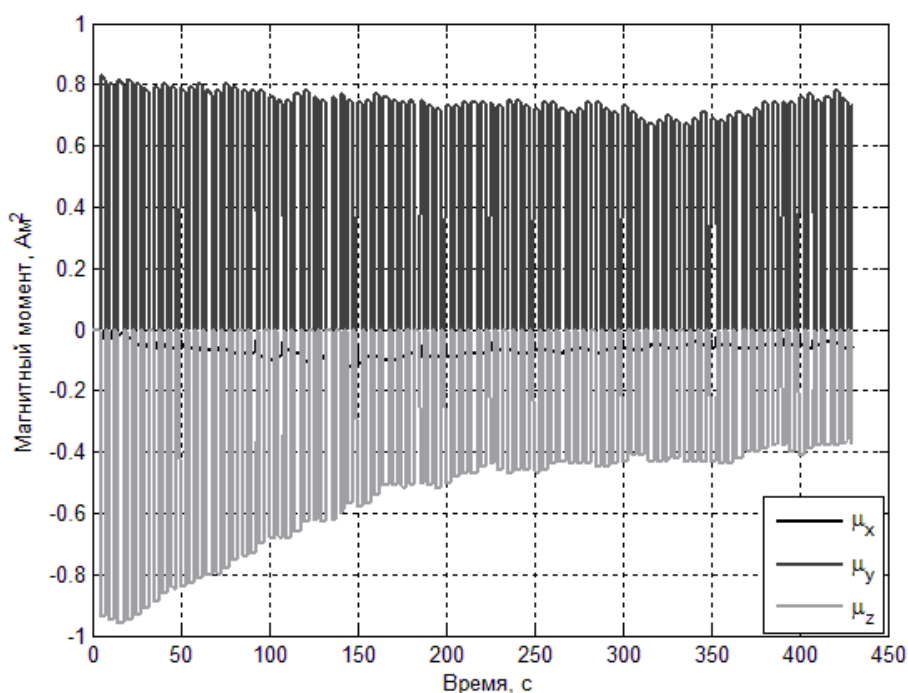


Рис.11. Магнитный момент катушек при разгрузке

Из графиков видно, что происходит уменьшение скорости вращения маховиков, а ориентация меняется слабо. Конечное отклонение макета от нулевого положения связано с тем, что разгрузка маховиков и стабилизация происходит в течение фиксированных последовательных временных интервалов.

4. Алгоритм демпфирования начальной закрутки с помощью токовых катушек

Одним из часто используемых исполнительных элементов являются магнитные катушки. С их помощью создается собственный дипольный момент спутника \mathbf{m} , который при взаимодействии с геомагнитным полем с индукцией \mathbf{B} создает механический момент

$$\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}. \quad (3)$$

Использование токовых катушек имеет ряд преимуществ. Основными являются отсутствие расхода рабочего тела, низкая по сравнению с другими распространенными исполнительными элементами (маховики, реактивные двигатели) стоимость, невысокое энергопотребление. Благодаря таким качествам магнитные катушки особенно часто используются на небольших спутниках, это же позволило установить их на микроспутнике «Чибиc-M». Использование магнитных катушек затрудняется невозможностью создать любой заданный по направлению механический момент. Как видно из (3), механический момент в любой момент времени лежит в плоскости, перпендикулярной вектору геомагнитной индукции. Выбор собственного дипольного момента спутника за счет изменения тока в катушках позволяет определить направление и величину вектора механического момента в этой плоскости. Кроме того, точность магнитных систем ориентации заметно ниже, чем точность, скажем, маховиков. Это приводит к тому, что магнитные катушки используются либо совместно с другими исполнительными элементами, либо на этапе гашения начальной угловой скорости после отделения спутника от ракеты-носителя. На микроспутнике «Чибиc-M» магнитная система будет использована для демпфирования начальной угловой скорости и разгрузки маховиков.

Для демпфирования угловой скорости спутника используется алгоритм « $\dot{\mathbf{V}}$ » [16]. В этом случае дипольный магнитный момент спутника имеет вид

$$\mathbf{m} = -k\dot{\mathbf{B}}, \quad (4)$$

где производная вычисляется в связанной системе координат. Рассмотрим логику формирования закона управления (4). Запишем уравнения движения в виде

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}.$$

Если на спутник действует гравитационный момент, то уравнения движения допускают интеграл Якоби

$$J = \frac{1}{2} [(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}) + 3\omega_0^2 (\mathbf{e}_3, \mathbf{J}\mathbf{e}_3) - \omega_0 (\mathbf{e}_2, \mathbf{J}\boldsymbol{\omega})],$$

где $\mathbf{e}_3, \mathbf{e}_2$ – орты радиус-вектора спутника и нормали к нему в плоскости орбиты, составляющие два орта орбитальной системы координат (третий орт достраивается так, чтобы система координат была правой ортогональной) и записанные в связанной системе координат, ω_0 – орбитальная скорость движения центра масс спутника (предполагается, что орбита круговая).

Если на спутник действует также магнитный момент $\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$, это выражение уже не будет первым интегралом. Рассмотрим $V = J - \omega_0^2 (3C - B) / 2$ в качестве функции Ляпунова. Ее производная в силу уравнений движения

$$\dot{V} = \sum_{i=1}^3 (\Omega_i - \omega_0 \mathbf{e}_{2i}) M_i = \mathbf{M}(\mathbf{\Omega} - \omega_0 \mathbf{e}_2).$$

Последнее выражение может быть записано в виде

$$\dot{V} = \mathbf{m}(\mathbf{B} \times \mathbf{\Omega}), \quad (5)$$

где $\mathbf{\Omega} = \boldsymbol{\omega} - \omega_0 \mathbf{e}_2$ – относительная скорость спутника. Выражение (5) позволяет сразу выбрать дипольный магнитный момент

$$\mathbf{m} = k \mathbf{\Omega} \times \mathbf{B}, \quad (6)$$

обеспечивающий асимптотическую устойчивость орбитальной ориентации, при которой совпадают оси связанной и орбитальной систем. Здесь k – положительный коэффициент.

Если спутник имеет большую угловую скорость ($\omega_0 \ll |\boldsymbol{\omega}|$), можно считать, что $\mathbf{\Omega} \approx \boldsymbol{\omega}$. Такое соотношение имеет место при быстрых вращениях спутника после отделения от ракеты-носителя, для демпфирования которой и используют алгоритм «-Vdot». В этом случае закон управления дипольным моментом принимает вид

$$\mathbf{m} = k \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{B}. \quad (7)$$

Последнее выражение может быть преобразовано к виду

$$\mathbf{m} = -k \dot{\mathbf{B}}, \quad (8)$$

опираясь на соотношение

$$\mathbf{B}' = \dot{\mathbf{B}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{B},$$

где штрихом обозначена производная в инерциальной системе координат. В случае большой угловой скорости спутника первым слагаемым в правой части этого выражения можно пренебречь и (8) сразу следует из (7).

Таким образом, закон управления (6) обеспечивает демпфирование относительной угловой скорости, закон управления (7) – демпфирование абсолютной угловой скорости, а закон управления (8) – демпфирование абсолютной угловой скорости до значения, имеющего порядок ω_0 (порядок скорости поворота вектора геомагнитной индукции в инерциальном пространстве).

На стенде были проведены испытания работы закона управления (8). Магнитное поле поддерживалось постоянным во время проведения эксперимента. Это означает, что законы управления (7) и (8) идентичны, поскольку производная вектора \mathbf{B} в инерциальной системе координат практически равна нулю. На самом деле, поле неподвижно в лабораторной системе координат, вращающейся вместе с Землей. Поэтому, если выбрать инерциальную систему связанной с направлением на точку Весеннего равноденствия, то характерная скорость вращения вектора магнитной индукции в инерциальной системе будет равна скорости вращения Земли, которой можно пренебречь по сравнению с угловой скоростью макета.

Индукция поля, создаваемого при помощи стенда, составляет порядка 10^5 нТл, то есть примерно в десять раз превышает величину индукции геомагнитного поля. Это означает, что демпфирование начальной угловой закрутки в лабораторных условиях будет примерно в 10 раз выше скорости демпфирования на круговой орбите с высотой 400 км, на которую планируется запустить микроспутник "Чибис-М".

Кроме геомагнитного поля на точность формирования магнитного поля имитатора влияют и другие возмущения, в частности, токи в аппаратуре и проводах стенда. Результаты испытаний показали, что во время их проведения ошибка формирования магнитного поля составила не более 1%.

На рис. 12 представлен результат одного из испытаний. В начальный момент времени угловая скорость составляет 15 °/с, причем вектор угловой скорости направлен практически вертикально (макет закручен вокруг направления местной вертикали). Демпфирование происходит примерно за 700 с при использовании токовых катушек с дипольным магнитным моментом 3.2 А·м². Однако, угловая скорость выходит на ненулевое значение, составляющее около 0.6 °/с. На рис. 13 представлена величина суммарного дипольного магнитного момента всех трех катушек. Сеансы измерения магнитного поля с выключенными токовыми катушками длительностью 2 с чередуются с сеансами управления, длительностью 3с. Темно-серый цвет соответствует катушке, расположенной изначально практически вертикально. Черный и светло-серый цвета соответствуют катушкам, расположенным в горизонтальной плоскости. Как видно из рис. 13, до момента выхода угловой скорости на примерно постоянное значение, работали в основном горизонтальные катушки. С их помощью создавался момент, направленный вертикально (так как магнитное поле направлено горизонтально, как и катушки). Это позволило демпфировать начальную закрутку вокруг местной вертикали. Также из рис. 13 видно, что с уменьшением угловой скорости спутника уменьшается и частота изменения тока катушек. Включение вертикальной катушки говорит о том, что началось демпфирование колебаний вне горизонтальной плоскости. Их возникновение вызвано тем, что центр вращения макета не совпадает с его центром масс. В результате макет испытывает воздействие возмущающего гравитационного момента. Возникающую при этом скорость (фактически, скорость, с которой макет «валится» на бок) и пытается демпфировать катушка, расположенная вертикально. Кроме возмущающего момента, работе магнитных катушек мешают токи, возникающие в макете, из-за которых показания магнитометра оказываются неточными. Все это и приводит к тому, что скорость удаётся демпфировать не до нулевого значения. Однако достигнутые точность и быстродействие вполне можно считать достаточными для этапа гашения начальной скорости аппарата. Если в лабораторных условиях, где магнитное поле превышает примерно в 10 раз магнитное поле Земли на круговой орбите высотой 500 км, начальная угловая скорость 15 °/с демпфируется за 10 мин, то на орбите с учетом того, что моменты инерции макета и спутника отличаются примерно в 4 раза, аппарат будет демпфировать ту же угловую скорость примерно 400 мин (около 4-х витков), что вполне удовлетворяет предъявленным требованиям.

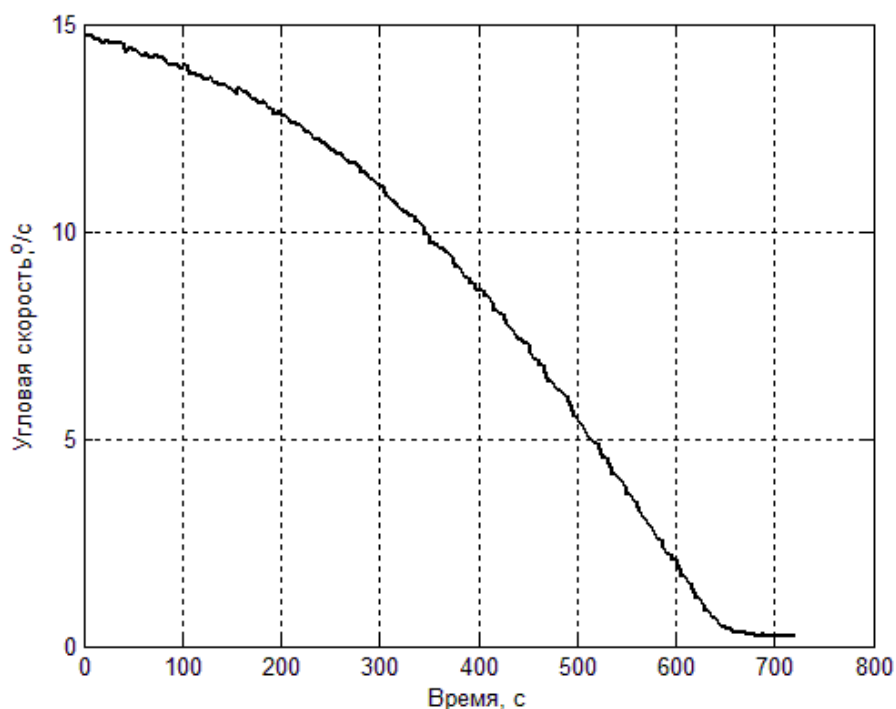


Рис. 12. Демпфирование угловой скорости

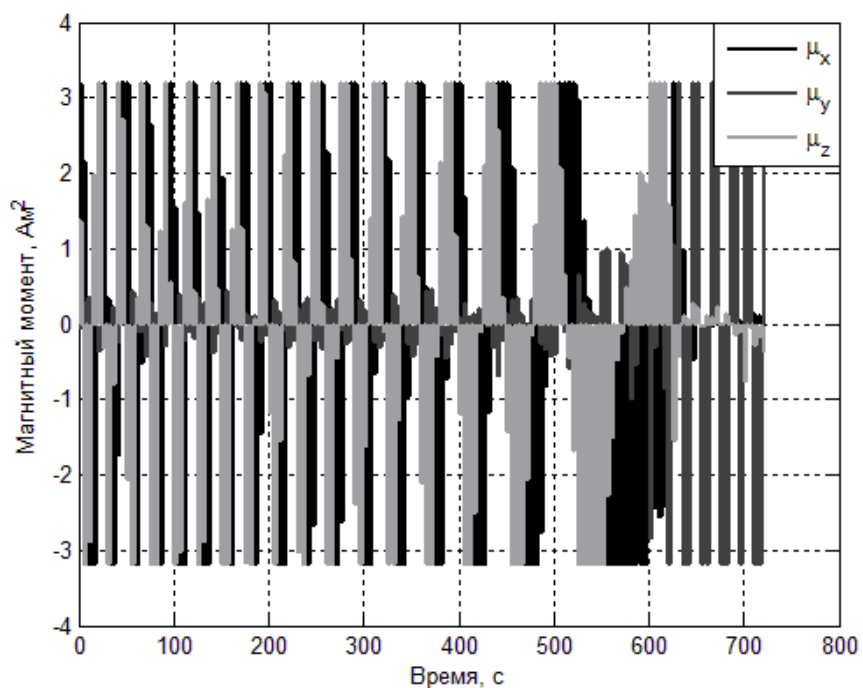


Рис. 13. Токи катушек

5. Алгоритм определения ориентации на основе фильтра Калмана

Для решения задачи активного управления микроспутником необходимо знать параметры ориентации тела относительно заданной системы координат. В качестве параметров ориентации часто принимают кватернион поворота орбитальной системы координат в связанную с аппаратом систему координат и вектор угловой скорости связанной системе координат относительно инерциаль-

ной с системы координат. Параметры ориентации спутника определяются с помощью данных бортовых датчиков. Для задач активного управления ориентацией, для которых необходимо знание текущих параметров ориентации, обработка данных с датчиков производится непосредственно на бортовом компьютере спутника. Для определения параметров ориентации в режиме реального времени часто выбирается фильтр Калмана – рекурсивный метод оценки параметров, использующий для работы математическую модель движения объекта и текущий вектор измерений [17].

В качестве алгоритма определения ориентации микроспутника "Чибис-М" был выбран фильтр Калмана, основанный на измерениях солнечного датчика, магнитометра и датчика угловой скорости. При испытаниях алгоритма на лабораторном стенде уделяется особое внимание вопросу настройки фильтра, от которой зависят важные характеристики фильтра: время сходимости и точность после сходимости.

Для того чтобы использовать фильтр Калмана, необходимо иметь математическую модель движения тела. Перепишем уравнения движения макета (1) в виде

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -k_a \mathbf{q} - k_\omega \boldsymbol{\omega} + \frac{3\mu}{R^3} (\boldsymbol{\eta} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\eta})$$

где \mathbf{q} - векторная часть кватерниона $\mathbf{Q} = [\mathbf{q} \quad q_4]$ перехода из инерциальной системы координат в собственную систему координат, поворота $\boldsymbol{\eta}$ – единичный вектор направления местной вертикали, записанный в собственной системе координат, $\mu = GM_\oplus$ – это гравитационная константа для Земли, R – расстояние от макета до центра Земли. Последнее слагаемое описывает гравитационный момент.

Запишем кинематические уравнения в следующем виде:

$$\dot{\mathbf{Q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega} \mathbf{Q}.$$

Здесь

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix}.$$

Для фильтра, основанного на измерениях солнечного датчика и магнитометра, в качестве вектора оцениваемых величин возьмем векторную часть кватерниона и угловую скорость собственной системы координат относительно инерциальной $\mathbf{x} = [\mathbf{q} \quad \boldsymbol{\omega}]^T$. Теперь линеаризуем динамическое и кинематическое уравнения движения в окрестности текущего положения. Запишем уравнение (1) в виде

$$\frac{d}{dt} \delta \mathbf{x}(t) = \mathbf{F}(t) \delta \mathbf{x}(t),$$

где $\delta \mathbf{x}(t)$ - малое приращение вектора состояния, а $\mathbf{F}(t)$ - линеаризованная матрица уравнения движения в окрестности состояния $\mathbf{x}(t)$.

Тогда получим

$$\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega}(t) \times]_{3 \times 3} & \frac{1}{2} \mathbf{1}_{3 \times 3} \\ \frac{6\mu}{R^3} I^{-1} \mathbf{F}_g(t)_{3 \times 3} - k_a \mathbf{1}_{3 \times 3} & -k_\omega \mathbf{1}_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{6 \times 6}.$$

Теперь приступим к построению фильтра Калмана, использующего измерения магнитометра и солнечного датчика. Оценка фильтра Калмана состоит из двух этапов – априори и апостериори. Рассмотрим оба этапа подробнее.

Априори оценка на k -том шаге работы фильтра $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ представляет собой результат интегрирования уравнений движения [18]. Начальные условия при этом выбираются как значение оценки ФК на предыдущем шаге и интегрирование производится до момента получения измерений.

Априори оценку можно найти из уравнения

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- = \Phi_k \hat{\mathbf{x}}_k^+,$$

где матрица Φ называется переходной матрицей состояния. Она приближенно вычисляется как

$$\Phi_k \approx \mathbf{1} + \mathbf{F}(\hat{\mathbf{x}}_k^+, t_k) \Delta T + \left(\mathbf{F}(\hat{\mathbf{x}}_k^+, t_k) \Delta T \right)^2 / 2! + \dots$$

Но чтобы сэкономить вычислительные ресурсы при реализации часто берут только первый член разложения.

Априори оценка для матрицы ошибки традиционно записывается в виде

$$\mathbf{P}_{k+1}^- = \Phi_k \mathbf{P}_k^+ \Phi_k^T + \mathbf{Q}, \quad (9)$$

где \mathbf{Q} – матрица ошибки модели движения.

Апостериори оценка строится как корректировка априори оценки после получения измерений. В нашем случае вектор измерений нелинейно зависит от вектора состояния

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k, k) + \mathbf{v}_k.$$

Здесь \mathbf{z}_k – полученный на k -м шаге вектор измерений, $\mathbf{h}(\mathbf{x}_k, k)$ – модель измерений. В нашем случае вектор измерений состоит из вектора магнитного поля и вектора направления на Солнце в собственной системе координат

$$\mathbf{z}_k = [\mathbf{b}_k \quad \mathbf{s}_k]^T.$$

Вектор \mathbf{h} можно записать в виде

$$\mathbf{h} = [\mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}}_k) \cdot \mathbf{b}^o \quad \mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}}_k) \cdot \mathbf{s}^o]^T,$$

где \mathbf{A} – матрица перехода из связанной в инерциальную систему координат, записанная через кватернионы, \mathbf{b}^o и \mathbf{s}^o – векторы магнитного поля и направления на Солнце, записанные в инерциальной системе координат.

Линеаризуем модель измерений:

$$\delta \mathbf{z}(t) = \mathbf{H}(t) \delta \mathbf{x}(t),$$

где $\delta \mathbf{z}(t)$ - малое приращение измерений при малом изменении вектора состояния $\delta \mathbf{x}(t)$ в момент времени t . Матрица чувствительности \mathbf{H} в нашем случае имеет выражение

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 \mathbf{b}^o & \mathbf{H}_2 \mathbf{b}^o & \mathbf{H}_3 \mathbf{b}^o & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{H}_1 \mathbf{b}^o & \mathbf{H}_2 \mathbf{b}^o & \mathbf{H}_3 \mathbf{b}^o & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{6 \times 6},$$

где \mathbf{H}_i определяется из уравнения

$$\mathbf{H}_i = \left[\frac{\partial \mathbf{A}(\mathbf{q}_k)}{\partial \mathbf{q}_{k,i}} \right],$$

Теперь, построив матрицу чувствительности, можем записать матрицу коэффициентов обратной связи \mathbf{K}_k

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^{-1} \mathbf{H}_k^T \left[\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^{-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R} \right]^{-1}. \quad (10)$$

Матрица коэффициентов обратной связи по сути является матрицей весовых коэффициентов для отклонения измерения от ожидаемой величины.

Апостериори оценка ФК выглядит так:

$$\hat{\mathbf{x}}_k^+ = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k \left[\mathbf{z}_k - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^-, k) \right].$$

Апостериори оценка для матрицы ошибки имеет вид

$$\mathbf{P}_k^+ = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k^-.$$

Точность фильтра Калмана зависит от значений матрицы обратных коэффициентов \mathbf{K} (9). Элементы этой матрицы сложным образом зависят от начального значения матрицы ошибок $\mathbf{P}(0)$, от задания матрицы ошибки модели движения \mathbf{Q} и матрицы шума измерений \mathbf{R} . Аналитически зависимость между элементами матрицы обратной связи и значениями матриц $\mathbf{P}(0)$, \mathbf{Q} , \mathbf{R} не удастся получить.

Часто матрицы $\mathbf{P}(0)$, \mathbf{Q} , \mathbf{R} настраиваются вручную. Однако при такой настройке и при наших матрицах $\mathbf{P}_{6 \times 6}$, $\mathbf{Q}_{6 \times 6}$ и $\mathbf{R}_{6 \times 6}$ с учетом их диагональности количество параметров равно $55+55+45=155$.

Если считать, что измерения не коррелированы, то в матрице \mathbf{R} остается задать только диагональные члены – значения шума для солнечного датчика и магнитометра, которые известны

$$\mathbf{R} = \text{diag}(\sigma_b^2, \sigma_b^2, \sigma_b^2, \sigma_s^2, \sigma_s^2, \sigma_s^2), \quad (2.53)$$

где σ_n^2 – это второй момент ошибки соответствующего датчика.

Теперь рассмотрим смысл матрицы \mathbf{P} . По определению \mathbf{P} – это математическое ожидание от квадрата ошибки фильтра Калмана. Тогда по смыслу матрица в начальный момент времени представляет собой математическое ожидание неточного задания начального вектора состояния для фильтра Калмана. Теперь предположим, что ошибки задания начального вектора состояния не коррелированы. Допустим, что известны максимальные неточности задания вектора состояния по ориентации и угловой скорости, тогда можно приблизи-

тельно задать значение квадрата математического ожидания неточности фильтра так:

$$\mathbf{P}(0) = \text{diag}(\sigma_{erq}^2, \sigma_{erq}^2, \sigma_{erq}^2, \sigma_{er\beta}^2, \sigma_{er\beta}^2, \sigma_{er\beta}^2). \quad (11)$$

Рассмотрим матрицу ошибок математической модели движения \mathbf{Q} . Сделаем также предположение об отсутствии корреляции в ошибках. Будем считать, что ошибка по определению ориентации одинакова по всем углам, ошибка по определению угловой скорости одинакова для всех компонент. Тогда имеем матрицу

$$\mathbf{Q} = \text{diag}(erq^2, erq^2, erq^2, er\beta^2, er\beta^2, er\beta^2). \quad (12)$$

Таким образом, задача настройки фильтра Калмана сведена к задаче поиска двух параметров erq и $er\beta$ - диагональных элементов матрицы ошибки модели системы. Из формул (9), (10), видно, что задание параметров (11) влияет на скорость сходимости фильтра, а выбор параметров (12) в конечном итоге влияют на точность.

Для исследования точностных характеристик работы фильтра Калмана, а также времени его сходимости были проведены лабораторные испытания алгоритма определения ориентации в стационарном положении, то есть в положении, когда макет системы ориентации микроспутника находился в фиксированном состоянии относительно неподвижной системы координат. Кроме того, вектор магнитного поля и вектор направления на имитатор Солнца оставались неподвижными относительно лабораторной системы координат во время экспериментов. При такой постановке испытаний достаточно легко отследить процесс сходимости и фильтра и оценить точность его работы. На рис. 14 и 15 представлен пример работы системы определения ориентации во время одного из экспериментов. На рис.14 изображен график зависимости векторных компонент кватерниона от времени, а на рис.15 – график зависимости компонент вектора угловой скорости от времени. Как видно из рисунков 14-15, в течение первых 125с работал локальный алгоритм TRIAD (ThRee-axIs-Attitude Determination algorithm) [19], который характеризуется невысокой точностью определения ориентации, начиная с 125с, был включен алгоритм, основанный на фильтре Калмана и использующий измерения магнитометра и солнечного датчика. Из графиков можно увидеть, что точность определения вектора состояния значительно увеличилась по сравнению с точностью локального алгоритма. В рассматриваемом примере время сходимости фильтра составляет примерно 60с., что можно увидеть на рис.15. Точность работы фильтра после сходимости определяется как среднеквадратичное отклонение вектора состояния от истинного (в рассматриваемом случае это нулевая угловая скорость и заданный кватернион поворота).

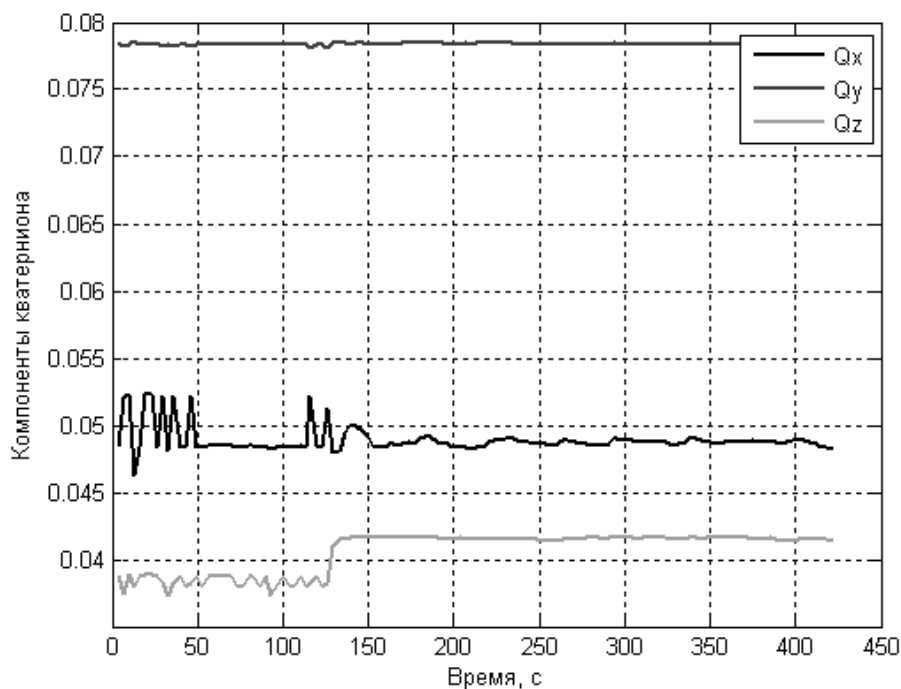


Рис.14. Кватернион поворота во время экспериментов

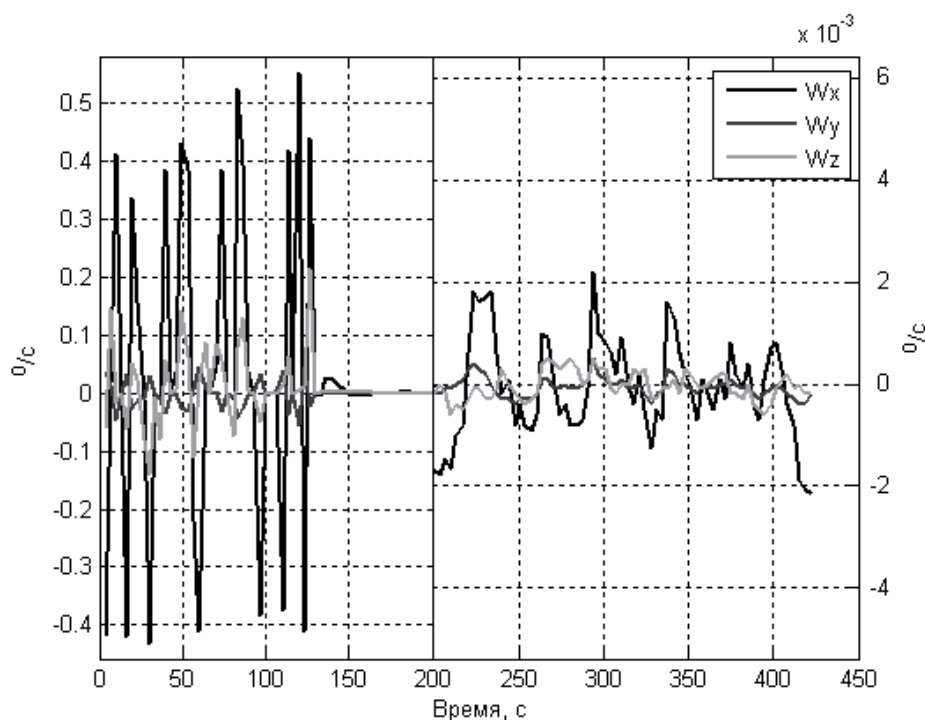


Рис.15. Угловая скорость во время эксперимента

Математическая модель движения макета системы ориентации микроспутника, используемая в фильтре Калмана, учитывает управляющее воздействия только от маховиков. Однако, вследствие неточностей балансировки макета на аэродинамическом подвесе, на него также действует малый гравитационный момент. Это приводит к малым колебательным движениям макета по двум осям в отсутствие управления в случае, когда центр масс макета находится ниже точки подвеса. Колебательные движения не учтены в математической модели движения макета, так как требуют задания частоты колебаний, зависящей от величины смещения центра масс макета от точки подвеса, которая неизвестна и

может меняться во время эксперимента. Однако, несмотря на это фильтр Калмана должен отслеживать эти колебания, иначе в случае неверного вектора состояния управление также будет ошибочным, что приведет к нежелательным движениям макета.

В качестве примера приведем результаты работы фильтра Калмана, построенного на измерениях магнитометра и датчика Солнца при $erq = 10^{-4}$ и $er\beta = 10^{-4}$. На рис. 16 приведен график зависимости компонент векторной части кватерниона от времени, а на рис. 17 – график зависимости компонент вектора угловой скорости от времени. Как видно из графиков, в момент времени 60 с был включен алгоритма определения ориентации, основанный на фильтре Калмана, который сходил примерно 40с. Также в момент 60 с был включен алгоритм стабилизации, цель которого развернуть макет таким образом, чтобы оси связанной с ним системы координат совпадали с осями неподвижной системы координат, и удерживать его в таком положении. Алгоритм справился с задачей примерно за 60 с, после чего пытался удерживать это положение, однако макет с малой амплитудой колебался по двум горизонтальным осям. Проследим, отслеживает ли фильтр Калмана эти малые колебания. Для этого на одном графике (рис.18) изобразим кватернион поворота, полученный фильтром Калмана (жирные линии), и полученный с помощью локального алгоритма (тонкие линии). Как видно, фильтр неплохо отслеживает эти малые колебания, несмотря на то, что они не заложены в математическую модель.

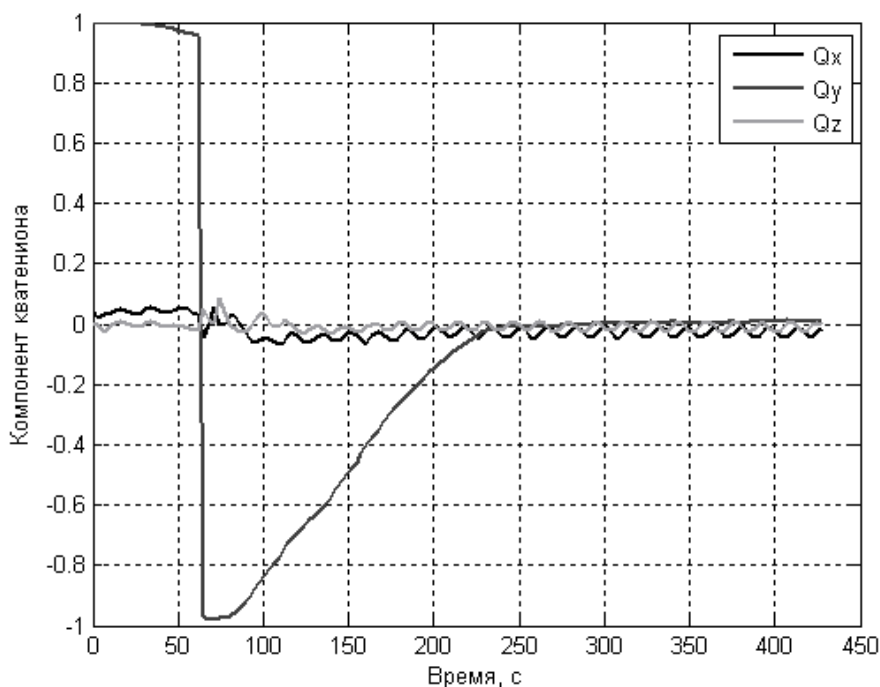


Рис.16. Кватернион поворота во время эксперимента

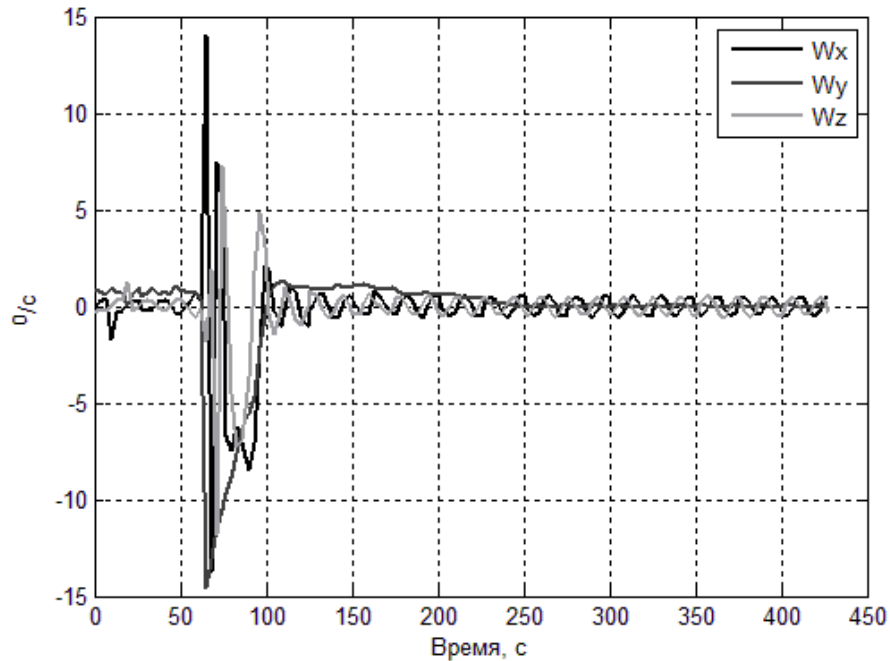


Рис.17. Компоненты угловой скорости во время эксперимента

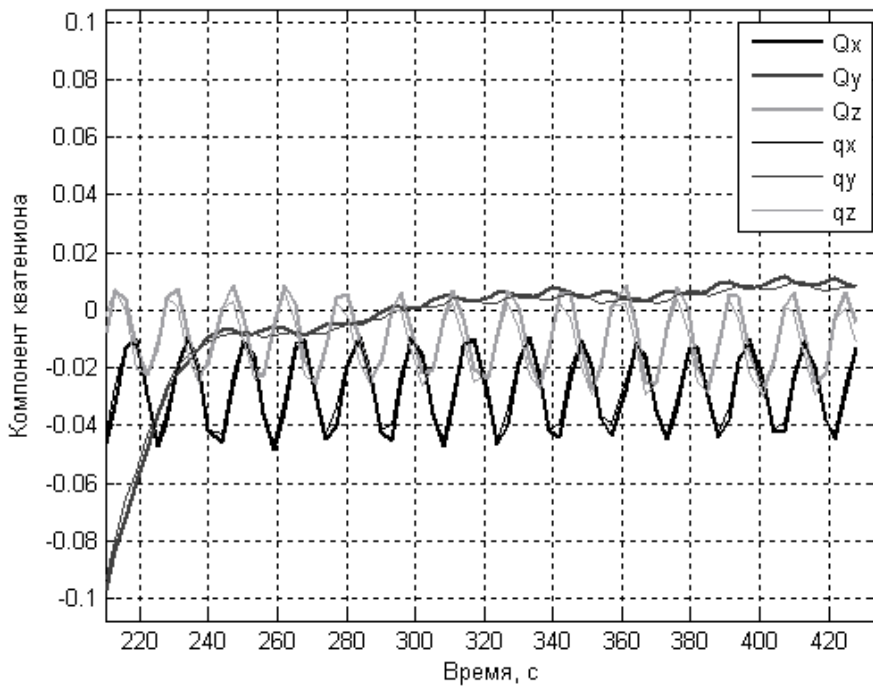


Рис.18. Компоненты кватерниона, полученные локальным алгоритмом и фильтром Калмана

Однако в случае других настройках фильтра Калмана ($erq < 10^{-4}$, $er\beta < 10^{-4}$) может происходить следующий эффект. За счет того, что фильтр становится менее чувствительным к измерениям, то есть на этапе коррекции вектор состояния слабо изменяется (фильтр «считает», что возмущения малы и можно «доверять» математической модели движения), фильтр начинает работать неудовлетворительно, плохо отслеживает малые колебания и, как следствие, алгоритм стабилизации раскачивает эти малые колебания. Фактически, такой

«слабочувствительный» фильтр Калмана не только плохо отслеживает движения объекта, но и обуславливает собой некоторую задержку в получении реального движения.

Таким образом, по результатам лабораторных испытаний были выработаны следующие рекомендации по использованию фильтра Калмана для определения вектора состояния макета системы ориентации спутника. В случае плохо отбалансированного макета не рекомендуется использовать фильтр Калмана с настройками, большими, чем $erq = 10^{-4}$ и $er\beta = 10^{-4}$. Это может привести к неудовлетворительной работе системы алгоритма стабилизации макета. Следует включать фильтр Калмана при угловых скоростях не более $5^{\circ}/с$. При больших угловых скоростях оценки фильтра ухудшаются за счет больших ошибок использования линейных моделей движения, а также возникает слишком большая ошибка задания начального приближения - значения, получаемые алгоритмом TRIAD.

Заключение

Приведены результаты лабораторные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника "Чибис-М", а также алгоритма определения ориентации на основе фильтра Калмана. Испытания были проведены на лабораторном стенде, разработанном в ИТЦ "СканЭкс", который позволяет имитировать угловое движение макета системы ориентации с помощью аэродинамического подвеса, имитатора геомагнитного поля и имитатора Солнца. Испытания подтвердили работоспособность алгоритмов управления ориентацией на стенде, что повышает вероятность эффективной работы алгоритмов при летных испытаниях на спутнике "Чибис-М".

Благодарности

Работа выполнена по заказу ООО ИТЦ «СканЭкс» (контракт № 9/0506-СП) при поддержке РФФИ (грант № 09-01-00431) и Минобрнауки (госконтракт № 02.740.11.0860).

Список литературы

1. *J. James, W. E. Howell*, Simulator study of a satellite attitude control system using inertia wheels and a magnet. Langley Research Center, Langley Station, Humpton, Va. NASA Technical Note 63-21893, Oct. 1963 (<http://ntrs.nasa.gov>).
2. Research and test facilities for development of technologies and experiments with commercial applications. Goddard Space Flight Center. NASA Technical Report TM-101789 N90-10909, 1990 (<http://ntrs.nasa.gov>).
3. *B. N. Agrawal, R. E. Rasmussen*, Air Bearing Based Satellite Attitude Dynamics Simulator for Control Software Research and Development, in Proceedings of the SPIE Conference on Technologies for Synthetic Environments: Hardware-in-the-Loop Testing VI, (Orlando, Florida), April 16–18, 2001, pp. 204–214.
4. *B. Bruninga*, US Naval Academy LABsats. AIAA JHU/APL Educational Seminar 10, Nov. 2006.
5. *J.L. Schwartz, C. D. Hall*, The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, 2003 Flight Mechanics Symposium, Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, October 28–30, 2003.
6. *J. L. Schwartz, C. D. Hall*, Comparison of System Identification Techniques for a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator, 2003 AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference, Big Sky, Montana, August 2003.
7. *J.L. Schwartz, C. D. Hall*, System Identification of a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator, 2004 AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Maui, Hawaii, February 2004.
8. *J. L. Schwartz, M. A. Peck, C. D. Hall*, Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 26, N 4, 2003, pp. 513–522.
9. *M. Pastena, L. Sorrentino, M. Grassi*, Design and Validation of the University of Naples Space Magnetic Field Simulator (SMAFIS), Journal of the Institute of Environmental Sciences and Technology, Vol. 44, N 1, 2001 pp.33-42.
10. *F.M.Poppenk, R. Amini, G.F.Brouwer*. Design and application of a Helmholtz cage for testing nano- satellites, Proceedings of the 58th Congress IAF, 24-28 Sept., 2007, Hyderabad, India, Paper IAC-07-C1.8.02, pp. 4650-4659.
11. *С.О.Карпенко, Н.С.Ивлев, Ю.В.Смирнов*. Описание стенда // ИТЦ «СканЭкс». – 2010, 19 с.
12. *М.Ю.Овчинников, С.О.Карпенко, А.С.Середнитский, С.С.Ткачев and Н.В.Куприянова*, Laboratory Facility for Attitude Control System Validation and Testing, Digest of the 6th International Symposium of IAA "Small Satellites for Earth Observation", 23-26 April, 2007, Berlin, Germany, Walter De Gruyter Publ., Paper IAA-B6-0508P, pp.137-140.
13. *Д.С.Иванов, С.С.Ткачев, С.О.Карпенко, М.Ю.Овчинников* Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата // Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. – 2010. – №28, 32с.
<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-28>

14. *Овчинников М.Ю., Ткачев С.С.* Исследование алгоритма трёхосной маховичной системы ориентации // Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша, 2010, № 25. 32 с.
<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-25>
15. *A.C.Stickler, K.T.Alfriend.* Elementary magnetic attitude control system // Journal of Spacecraft and Rockets. 1976. V. 13. № 5. P. 282-287.
16. *А.П.Коваленко.* Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: «Машиностроение», 1975, 248с.
17. *Д.С.Иванов, С.О.Карпенко, М.Ю.Овчинников.* Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана//Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. – 2009. – №48, 32с.
<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-48>
18. *P. Maybeck.* Stochastic Models, Estimation, and Control. Vol. 1, Academic Press, Inc, 1979, 442 p.
19. *G. M.Lerner,* Three-Axis Attitude Determination. *Spacecraft Attitude Determination and Control*, J. R. Wertz (editor), D. Reidel, Dordrecht, Holland, 1978

Оглавление

Введение	3
1. Краткое описание лабораторного стенда	5
2. Алгоритм управления макета системы ориентации с помощью маховиков	9
3. Алгоритм разгрузки маховиков.....	13
4. Алгоритм демпфирования начальной закрутки с помощью токовых катушек	16
5. Испытания алгоритма определения ориентации на основе фильтра Калмана	19
Заключение.....	27
Список литературы	28