

**На правах рукописи**

**Иванов Данил Сергеевич**

**Определение углового движения  
микроспутника на лабораторном стенде  
и в орбитальном полете**

**Специальность 01.02.01 – Теоретическая механика**

**АВТОРЕФЕРАТ**

**диссертации на соискание ученой степени  
кандидата физико-математических наук**

**Москва – 2013**

Работа выполнена в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Научный руководитель: Овчинников Михаил Юрьевич  
доктор физико-математических наук, профессор,  
заведующий сектором в ИПМ им. М.В. Келдыша  
РАН

Официальные оппоненты: Бранец Владимир Николаевич  
доктор физико-математических наук, профессор,  
заместитель генерального конструктора по науке,  
ОАО «Газпром космические системы»

Фомичев Александр Владимирович  
кандидат физико-математических наук,  
начальник сектора, ОАО «Московский институт  
электромеханики и автоматики»

Ведущая организация: Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова

Защита состоится “\_\_\_\_\_” \_\_\_\_\_ 2013 г. в \_\_\_\_ часов на заседании  
Диссертационного совета Д 002.024.01 при Институте прикладной математики  
им. М.В. Келдыша РАН по адресу: 125047, Москва, Миусская пл., 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Института прикладной  
математики им.М.В.Келдыша РАН.

Автореферат разослан “\_\_\_\_\_” апреля 2013 г.

Ученый секретарь диссертационного совета  
доктор физико-математических наук

Т.А. Полилова

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### Объект исследования и актуальность работы

Объектом исследования в диссертационной работе являются микроспутники с активной системой управления ориентацией и лабораторные макеты системы ориентации, для которых требуется определение их углового движения по измерениям датчиков в режиме реального времени. В последнее десятилетие все чаще используются микроспутники, что позволяет удешевить миссию и срок её разработки, но сопряжено с трудностями, обусловленными серьезными ограничениями по энергетике и по вычислительным ресурсам на борту аппаратов. Эти ограничения касаются и системы управления ориентацией. Управление ориентацией требует определения движения аппарата относительно центра масс в режиме реального времени. Рекурсивные алгоритмы оценивания параметров движения по типу фильтра Калмана позволяют на основе измерений датчиков ориентации и модели движения спутника получить наилучшую по среднеквадратичному критерию оценку вектора состояния аппарата относительно центра масс. Однако ограничения по вычислительным ресурсам на борту микроспутника не позволяют учесть в модели движения все возмущения, действующие как со стороны внешней среды, так и вызванные неидеальностью управляющих ориентацией актюаторов. Это приводит к ухудшению точности определения углового движения микроспутника относительно центра масс, а следовательно, и к ухудшению точности управления ориентацией. Поэтому возникает необходимость исследования влияния неучтенных в модели движения возмущений и факторов на точность определения движения. Малые размеры микроспутников позволяют осуществить лабораторные испытания их систем ориентации “в целом”. Положительные результаты испытаний позволяют с большей степенью уверенности надеяться на успешную работу системы в орбитальном полете. С этой точки зрения работа является актуальной.

Вопросами исследования точности алгоритмов определения движения занимались П.Е. Эльясберг, Н.А. Парусников, А.А. Голован, В.М. Морозов, А.К. Платонов, В.В. Сазонов, A.V. Balakrishnan, M.D. Shuster, Y. Oshman, I.Y. Psiaki, L. Markley и многие другие.

Предлагается метод формирования алгоритмов определения углового движения микроспутников на основе решения матричного уравнения Риккати относительно ковариационной матрицы ошибок при предположении, что движение является квазистационарным. Метод позволяет уменьшить влияние неучтенных в модели движения микроспутника возмущений на точность определения движения до допустимых значений. Он применяется для формирования алгоритма определения углового движения микроспутника "Чибиc-M" (разработка Института космических исследований РАН, запущен с борта грузового корабля "Прогресс-13М" 25 января 2012 года) в орбитальном полете путем тестирования на макете, подвешенном на струне, и макете системы ориентации микроспутника "Чибиc-M" на лабораторном стенде. Алгоритмы идентификации используют измерения солнечных датчиков,

магнитометра и датчика угловой скорости и линеаризованную модель движения для прогнозирования вектора состояния.

### **Цель диссертационной работы**

Целью диссертационной работы является разработка метода исследования и настройки алгоритмов определения углового движения микроспутников в орбитальном полете в условиях ограниченных вычислительных ресурсов бортового компьютера для повышения точности и апробация разработанного метода на лабораторных стендах и в реальных проектах.

### **Научная новизна работы**

Научная новизна работы заключается в следующем:

- разработана модель влияния неучтенных возмущений на оценку вектора состояния, на основе которой предложен новый метод повышения точности определения углового движения микроспутников;
- получены оценки точности и времени сходимости алгоритма определения углового движения микроспутника при нарушении исходных предположений, принятых при его построении;
- разработана и апробирована методика полномасштабных испытаний системы ориентации микроспутника на лабораторном стенде и в орбитальном полете.

### **Практическая и теоретическая ценность**

Полученные в диссертации результаты применены к системам определения ориентации лабораторных макетов и микроспутников, использующих измерения магнитометра, солнечных датчиков и датчиков угловой скорости. Разработанный метод позволяет исследовать влияние неучтенных в модели движения микроспутника возмущений на точность определения движения и настраивать алгоритмы для уменьшения ошибок определения. Метод применен для исследования и настройки алгоритмов определения углового движения макета, подвешенного на струне, макета системы ориентации микроспутника "Чибис-М" на лабораторном стенде и микроспутника "Чибис-М" в орбитальном полете.

### **Выносимые на защиту результаты и положения**

1. Разработан новый метод настройки параметров фильтра Калмана и на его основе построены алгоритмы определения углового движения микроспутников для бортового компьютера с ограниченными ресурсами, принимающие во внимание влияние неучтенных в модели движения возмущений.

2. Алгоритмы апробированы на задаче определения движения макета системы ориентации, подвешенного на струне, на основе измерений солнечного датчика и датчика угловой скорости. Установлена зависимость точности

определения движения от возмущений, действующих на систему, но неучтенных в модели движения.

3. Разработаны и реализованы алгоритмы определения трехосной ориентации микроспутника «Чибиc-M» на основе измерений солнечных датчиков и магнитометра с учетом ограничений бортового компьютера. Определена зависимость точности и времени сходимости оценок вектора состояния от параметров алгоритма. Найдено влияние величины скалярного произведения векторов направления на Солнце и индукции геомагнитного поля на точность определения фазового состояния спутника.

4. Результаты исследования подтверждены в ходе лабораторных и летных испытаний микроспутника «Чибиc-M», среднеквадратичная точность определения ориентации составила 0.1 град, определения угловой скорости 0.01 град/с.

### **Апробация работы**

Основные результаты работы докладывались и обсуждались на следующих семинарах и конференциях:

– 60th, 63th International Astronautical Congress, Daejeon, South Korea, 2009, Naples, Italy, 2012;

– 9th, 11th International Symposium of IAA "Small Satellites for Earth Observation", Berlin, Germany, 2009, 2013;

– 7th International Workshop on Satellite Constellations and Formation Flying, Lisbon, Portugal, 2013;

– 1st IAA Conference on University Satellites Missions and CubeSat Winter Workshop, Roma, Italy, 2011;

– 1st, 3rd Taiwan-Russian Bilateral Symposium on Problems in Advanced Mechanics, Moscow, Russia, 2010, 2012;

– Международной конференции "Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках", Самара, 2008;

– X Всероссийском съезде по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Н. Новгород, 2011;

– 5-й Международной конференции "Земля из космоса - наиболее эффективные решения", Московская обл., п. Ватушки, 2011;

– XI Конференции молодых ученых "Навигация и управление движением", Санкт-Петербург, 2010;

– 2-й, 3-й Всероссийской научно-технической конференции "Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов", Таруса, 2010, 2012;

– XLIV Научных Чтениях, посвященных памяти К.Э. Циолковского, секция "Проблемы ракетной и космической техники", Калуга, 2009;

– XXXIII, XXXIV, XXXV, XXXVI, XXXVII Академических Чтениях по космонавтике, секция "Прикладная небесная механика и управление движением", Москва, 2009-2013;

– VII Научно-практической конференции "Микротехнологии в авиации и космонавтике", Москва, 2009;

– 50-55-й Научных конференциях МФТИ "Современные проблемы фундаментальных наук", Долгопрудный, 2007-2012;

– семинарах "Динамика относительного движения". Руководители: чл.-корр. РАН, проф. В.В. Белецкий, проф. Ю.Ф. Голубев, доц. К.Е. Якимова, доц. Е.В. Мелкумова (Москва, МГУ, 2008, 2010, 2012);

– семинаре им. А.Ю. Ишлинского по прикладной механике и управлению. Руководители: проф. В.В. Александров, проф. Н.А. Парусников, проф. Ю.В. Болотин (Москва, МГУ, 2010);

– семинаре им. В.А. Егорова по механике космического полета. Руководители: чл.-корр. РАН, проф. В.В. Белецкий, проф. М.П. Заплетин и проф. В.В. Сазонов (Москва, МГУ, 2012);

– расширенном семинаре отдела №5 Института прикладной математики им.М.В. Келдыша РАН. Руководитель: проф. Ю.Ф. Голубев (Москва, 2012).

Результаты, полученные в работе, опубликованы в двух учебно-методических пособиях и используются при чтении спецкурса "Динамика и управление механическими системами" в МФТИ на кафедре теоретической механики.

Работа над диссертацией велась в рамках грантов и госконтрактов: Программа поддержки ведущих научных школ № НШ-6700.2010.1, НШ-1123.2008.1, НШ-2448.2006.1; Гранты РФФИ № 09-01-00431 , 07-01-92001-ННС\_a, 06-01-00389, 09-01-09210 моб\_з, 11-01-09202-моб\_з, 11-01-16077-моб\_з\_рос; Госконтракты и гранты с Минобрнаукой № 02.740.11.0464, 02.740.11.0860, 14.132.21.1588, 8182.

Результаты исследования опубликованы в 26 печатных работах, восемь из них – в рекомендованных ВАК изданиях, и в 20 статьях в сборниках трудов конференций. Список работ приведен в конце автореферата.

### **Структура и объем диссертации**

Работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и двух приложений. Основная часть работы изложена на 110 страницах машинописного текста, содержит 4 таблицы и 65 рисунков. Список литературы включает 72 наименования.

### **СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обоснована актуальность темы, рассмотрены основные особенности микроспутников, которые накладывают ограничения на систему ориентации и, в частности, на систему определения ориентации. Исходя из требований определения движения в режиме реального времени и ограниченной вычислительной мощности бортового компьютера, в качестве алгоритмов определения ориентации выбираются рекурсивные алгоритмы на основе фильтра Калмана с использованием упрощенной модели движения. Однако неучтенные в модели движения возмущения приводят к необходимости

исследования их влияния на точность оценок вектора состояния и нахождения таких параметров алгоритма, при которых эта ошибка будет минимальной. Приведен обзор литературы по методам настройки рекурсивных алгоритмов, выявлены их недостатки и преимущества, сделан вывод о необходимости разработки экономичного по вычислительным мощностям метода настройки алгоритма для определения ориентации микроспутников. Приведено краткое содержание работы.

В **первой главе** диссертации приводится описание разработанного метода исследования точности расширенного фильтра Калмана. Предполагается, что модель движения микроспутника в общем случае нелинейна и имеет вид:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t) + \mathbf{q}, \quad (1)$$

где  $\mathbf{x}$  – вектор состояния,  $\mathbf{f}$  – нелинейная функция,  $\mathbf{q}$  – случайный вектор ошибок модели движения с нормальным распределением, такой, что  $M(\mathbf{q}) = 0$ ,  $M(\mathbf{q}\mathbf{q}^T) = Q$ . Прогноз вектора состояния  $\mathbf{x}_{k+1}^-$  на момент  $t_{k+1}$  вычисляется путем интегрирования нелинейного уравнения движения (1) без случайного вектора  $\mathbf{q}$  с известными начальными условиями  $\mathbf{x}_k^+$  на предыдущем шаге  $t_k$ . Для вычисления прогноза ковариационной матрицы ошибок  $P_{k+1}^-$  используется дискретное уравнение Риккати

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + Q,$$

где  $\Phi_k$  – матрица перехода от состояния  $\mathbf{x}_k$  к  $\mathbf{x}_{k+1}$ , которая получается при линеаризации уравнения (1) в окрестности  $\mathbf{x}_k^+$ ,  $P_k^+$  – ковариационная матрица ошибок на шаге  $t_k$ .

Коррекция вектора состояния и матрицы ошибок производится при получении в момент времени  $t_{k+1}$  вектора измерений  $\mathbf{z}_{k+1}$ . Модель измерений в общем случае записывается следующим образом:

$$\mathbf{z}_{k+1} = \mathbf{h}(\mathbf{x}_{k+1}^-, t_{k+1}) + \mathbf{r}. \quad (2)$$

Здесь  $\mathbf{h}$  – некоторая нелинейная функция,  $\mathbf{r}$  – случайный вектор ошибок измерений с нормальным распределением, такой, что  $M(\mathbf{r}) = 0$ ,  $M(\mathbf{r}\mathbf{r}^T) = R$ . Весовая матрица вычисляется по формуле:

$$K_{k+1} = P_{k+1}^- H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{k+1}^- H_{k+1}^T + R]^{-1}, \quad (3)$$

где  $H_{k+1}$  – матрица чувствительности, которая получается при линеаризации модели измерений (2). Скорректированная (апостериорная) оценка вектора состояния  $\mathbf{x}_{k+1}^+$  записывается так:

$$\mathbf{x}_{k+1}^+ = \mathbf{x}_{k+1}^- + K_{k+1} [\mathbf{z}_{k+1} - \mathbf{h}(\mathbf{x}_{k+1}^-, t_{k+1})].$$

Апостериорное значение матрицы ошибок  $P_{k+1}^+$  имеет вид

$$P_{k+1}^+ = [E - K_{k+1} H_{k+1}] P_{k+1}^-,$$

где  $E$  – единичная матрица.

Описанный выше рекурсивный алгоритм представляет собой широко известный расширенный фильтр Калмана. Одной из главных задач, которые возникают при работе с фильтром, является задача оценки точности определения вектора состояния для конкретной системы и для определенного типа движения. В общем случае аналитически эту задачу решить не удастся, поэтому такую оценку можно получить с помощью моделирования работы фильтра. Однако вследствие того, что при моделировании используются случайные шумы системы и измерений, то и значение оценки будет иметь случайный характер. Для увеличения выборки необходимо множественное моделирование работы фильтра, что требует значительных вычислительных затрат. Однако, если изменения матрицы перехода и матрицы чувствительности за шаг по времени пренебрежимо малы и  $\Phi_k = \Phi \approx const$ ,  $H_k = H \approx const$ , то можно считать движение квазистационарным. Для стационарной системы известно, если пара  $(\Phi, H)$  наблюдаема, пара  $(\Phi, B)$  управляема, где матрица  $B$  – квадратный корень из  $Q$ , то существует такая ковариационная матрица ошибок  $P_\infty$ , которая является пределом ошибки фильтра после сходимости, и вычисляется из квадратного матричного уравнения

$$P_\infty = \left[ E - (\Phi P_\infty \Phi^T + Q) H^T \left[ H(\Phi P_\infty \Phi^T + Q) H^T + R \right]^{-1} H \right] (\Phi P_\infty \Phi^T + Q), \quad (4)$$

которое получается из равенства

$$P_\infty = P_{k+1}^+ = P_k^+.$$

В общем виде аналитически уравнение решить не удастся, численно его можно решить методом Ньютона или методом простой итерации, выбирая в качестве начального приближения, например, диагональную матрицу ошибок.

Для исследования влияния неучтенных в модели движения (1) возмущений и неточности модели измерений (2) на точность оценок фильтра Калмана предлагается следующая методика. Пусть для стационарной системы реальная модель ошибок системы и ошибок измерений имеет "цветной" шум  $\mathbf{y}_I, \mathbf{y}_{II}$ . Тогда уравнения движения и модель измерений имеют вид

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

$$\mathbf{y}_{I,k+1} = \Gamma_{I,k} \mathbf{y}_{I,k} + \boldsymbol{\theta}_I,$$

$$\mathbf{z}_k = H_k \mathbf{x}_k + \mathbf{y}_{II,k},$$

$$\mathbf{y}_{II,k+1} = \Gamma_{II,k} \mathbf{y}_{II,k} + \boldsymbol{\theta}_{II},$$

где  $\Gamma_{I,k}$  и  $\Gamma_{II,k}$  – матрицы перехода для цветного шума,  $\boldsymbol{\theta}_I, \boldsymbol{\theta}_{II}$  – случайные векторы с нормальным распределением,  $M(\boldsymbol{\theta}_I \boldsymbol{\theta}_I^T) = \Theta_I$ ,  $M(\boldsymbol{\theta}_{II} \boldsymbol{\theta}_{II}^T) = \Theta_{II}$ . В этом случае можно ввести новый вектор состояния  $\boldsymbol{\xi} = [\mathbf{x}^T \mathbf{y}_I^T \mathbf{y}_{II}^T]^T$ . Прогноз матрицы ошибок для вектора  $\boldsymbol{\xi}$  записывается по формуле:

$$P_{\boldsymbol{\xi},k+1}^- = \Phi_{\boldsymbol{\xi},k} P_{\boldsymbol{\xi},k}^+ \Phi_{\boldsymbol{\xi},k}^T + Q_{\boldsymbol{\xi}}.$$

Здесь

$$\Phi_{\xi,k} = \begin{pmatrix} \Phi_k & E & 0 \\ 0 & \Gamma_{I,k} & 0 \\ 0 & 0 & \Gamma_{II,k} \end{pmatrix}, Q_{\xi,k} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \Theta_I & 0 \\ 0 & 0 & \Theta_{II} \end{pmatrix}.$$

Апостериорное значение матрицы ошибок вычисляется следующим образом

$$P_{\xi,k+1}^+ = C_{k+1} P_{\xi,k+1}^- C_{k+1}^T,$$

где

$$C_{k+1} = \begin{pmatrix} E - K_{k+1} H_{k+1} & 0 & -K_{k+1} \\ 0 & E & 0 \\ 0 & 0 & E \end{pmatrix},$$

$K_{k+1}$  – весовая матрица из (3) исходного фильтра Калмана.

Для вычисления точности оценки исходного вектора состояния  $\mathbf{x}$  фильтром Калмана, работающим по уравнениям движения (1) и модели измерений (2) для квазистационарного движения, можно вычислить значение  $\mathbf{P}_{\xi,\infty}$  с помощью уравнения (4), используя весовую матрицу  $\mathbf{K}_{\infty}$  исходного фильтра Калмана. Часть матрицы  $\mathbf{P}_{\xi,\infty}$ , соответствующая изначальному вектору  $\mathbf{x}$ , даст оценку точности работы фильтра.

Во **второй главе** разработанный метод оценки верифицируется на задаче определения движения макета системы ориентации, подвешенного на струне, по измерениям солнечного датчика и датчика угловой скорости (рис. 1). При построении модели движения макета предполагается, что вращение совершается только вокруг оси симметрии, которая направлена вертикально, центр масс неподвижен, на макет не действуют внешние моменты. Вектор состояния состоит из угла поворота макета относительно вертикальной оси и компоненты угловой скорости относительно этой оси  $\mathbf{x} = [\varphi \quad \dot{\varphi}]^T$ .

Уравнения движения имеют вид

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \begin{pmatrix} \dot{\varphi}(t) \\ \ddot{\varphi}(t) \end{pmatrix} + \mathbf{q} = F\mathbf{x}(t) + \mathbf{q} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varphi(t) \\ \dot{\varphi}(t) \end{pmatrix} + \mathbf{q}, \quad (5)$$

Предполагается, что солнечный датчик позволяет непосредственно измерять угол поворота, тогда модель измерений можно записать в виде

$$\mathbf{z}_k = \begin{pmatrix} \varphi_k \\ \dot{\varphi}_k \end{pmatrix} + \mathbf{r} = H\mathbf{x}_k + \mathbf{r} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varphi_k \\ \dot{\varphi}_k \end{pmatrix} + \mathbf{r}.$$

Основной вклад в динамику макета, подвешенного на струне, вносит момент от кручения нити, который не учтен в модели (5). В окрестности положения равновесия этот момент может быть записан следующим образом:

$$M_{кр} = \varphi f.$$

Здесь  $f$  – модуль кручения нити. Если положить матрицу ошибок модели в виде

$$Q = \begin{pmatrix} q_\varphi^2 & 0 \\ 0 & q_\omega^2 \end{pmatrix},$$

где  $q_\varphi$  и  $q_\omega$  – некоторые параметры фильтра Калмана, то, воспользовавшись методикой, изложенной в первой главе, можно найти такие их значения, для которых ошибка определения вектора состояния будет минимальна при заданном значении возмущения. Ошибка определения ориентации вычисляется как  $\sigma_\varphi = \sqrt{p_{11}}$ , ошибка определения угловой скорости  $\sigma_\omega = \sqrt{p_{22}}$ , где  $p_{11}$ ,  $p_{22}$  – элементы матрицы  $P_{\xi, \infty}$ . Среднеквадратичная ошибка измерений солнечного датчика составляет  $r_s = 0.1$  град, среднеквадратичная ошибка измерения угловой скорости  $r_\omega = 0.01$  град/с. На рис.2 представлен пример зависимости точности определения ориентации в зависимости от параметров  $q_\varphi$  и  $q_\omega$  при заданном возмущении  $10^{-2}$  град/с<sup>2</sup>. В работе получена аналитическая зависимость наилучшей точности определения ориентации и угловой скорости от действующего возмущения (рис. 3а, 3б соответственно).

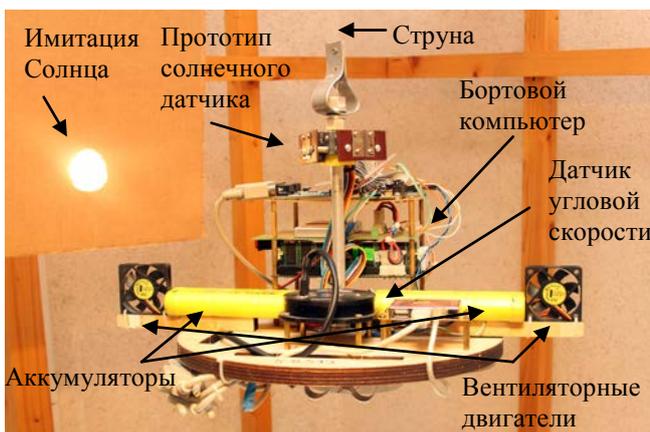


Рис. 1. Макет системы ориентации, подвешенный на струне

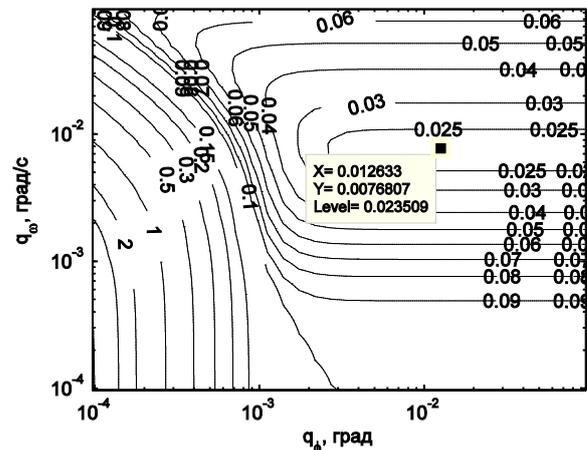
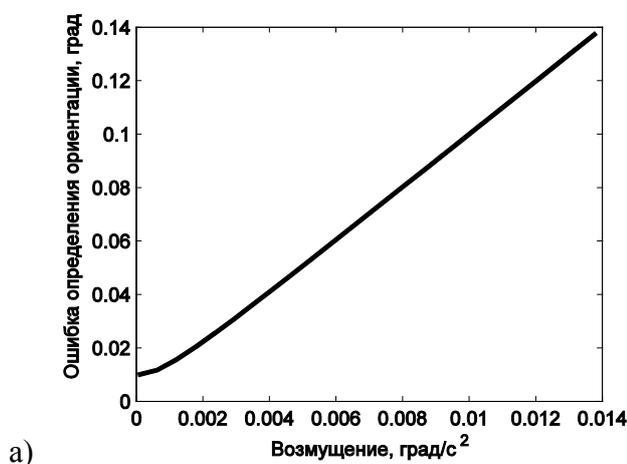
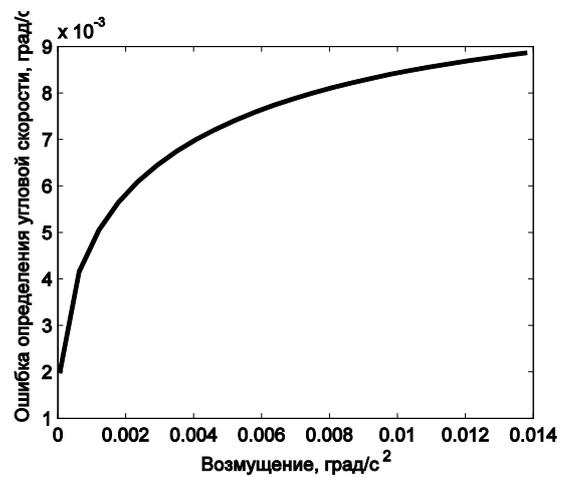


Рис. 2. Зависимость точности определения угла поворота (град) от  $q_\varphi$  и  $q_\omega$



а)



б)

Рис. 3. Минимальная ошибка определения ориентации (а) и угловой скорости (б) при действующем уровне возмущений

Компьютерное моделирование работы фильтра Калмана показало хорошее соответствие оценки точности, полученной с помощью метода, и реальной точности оценок фильтра Калмана. Рассмотренный фильтр Калмана реализован на макете системы ориентации, в состав которого входят солнечный датчик и датчик угловой скорости. Ошибка определения угловой скорости за исключением нескольких аномальных измерений согласуется с оценкой, полученной с помощью разработанного метода.

В третьей главе проводится исследование алгоритма определения углового движения для микроспутника "Чибиc-M" на солнечном участке орбиты, основанный на измерениях солнечных датчиков и магнитометра (рис. 4). На рис. 5 представлена схема расположения элементов системы ориентации в теле микроспутника "Чибиc-M" и направление осей связанной с ним системы координат (ССК).



Рис. 4. Микроспутник "Чибиc-M"

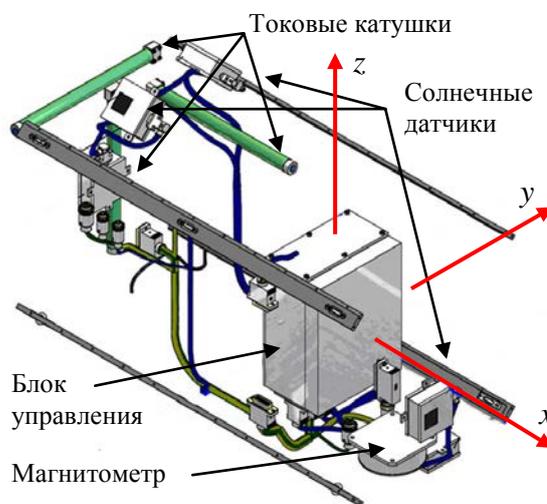


Рис. 5. Расположение элементов системы ориентации в теле микроспутника "Чибиc-M"

Динамическая модель движения микроспутника, используемая фильтром Калмана, учитывает только гравитационный и управляющий моменты со стороны маховиков и имеет вид:

$$J\dot{\omega} = -\dot{\mathbf{h}} + \frac{3\mu}{R^3}(\boldsymbol{\eta} \times J\boldsymbol{\eta}) - \boldsymbol{\omega} \times (J\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}), \quad (6)$$

где  $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$  – вектор угловой скорости ССК относительно инерциальной системы координат (ИСК),  $J$  – тензор инерции микроспутника,  $\boldsymbol{\eta} = [\eta_x \ \eta_y \ \eta_z]^T$  – единичный вектор направления местной вертикали, записанный в связанной системе координат,  $\mu = GM_s$  – гравитационный параметр Земли,  $R$  – расстояние от микроспутника до центра Земли,  $\mathbf{h}$  – кинетический момент маховиков,  $\dot{\mathbf{h}}$  – изменение кинетического момента маховиков, которое задается выражением

$$\dot{\mathbf{h}} = k_\alpha \boldsymbol{\lambda} + k_\omega \tilde{\boldsymbol{\omega}} - \boldsymbol{\omega} \times (J\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}),$$

$\lambda$  – векторная часть кватерниона  $\Lambda = [\lambda \quad \lambda_4]$  перехода из орбитальной системы координат (ОСК) в ССК,  $\tilde{\omega}$  – вектор угловой скорости ССК относительно ОСК,  $k_a$ ,  $k_\omega$  – параметры пропорционально-дифференциального-регулятора управления маховиками. Последнее слагаемое в (6) описывает гравитационный момент. Запишем кинематические уравнения в виде

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Omega \Lambda. \quad (7)$$

Здесь

$$\Omega = \begin{pmatrix} \tilde{W} & \tilde{\omega} \\ -\tilde{\omega}^T & 0 \end{pmatrix},$$

где  $\tilde{W}$  – кососимметрическая матрица угловой скорости  $\tilde{\omega}$ .

Для фильтра, основанного на измерениях солнечного датчика и магнитометра, в качестве вектора оцениваемых величин возьмем векторную часть кватерниона перехода из ОСК в ССК и угловую скорость ССК относительно ИСК,  $\mathbf{x} = [\lambda^T \quad \omega^T]^T$ . Теперь линеаризуем динамическое и кинематическое уравнения движения в окрестности текущего положения. Запишем уравнения (6) и (7) в виде

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

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

$$F(t) = \begin{pmatrix} -W(t) & \frac{1}{2} E \\ J^{-1} \left( \frac{6\mu}{R^3} F_g(t) - E k_a \right) & -J^{-1} k_\omega \end{pmatrix},$$

где  $E$  – единичная матрица,  $W$  – кососимметрическая матрица угловой скорости  $\omega$ ,  $F_g$  – матрица линеаризованного гравитационного момента.

Вектор измерений состоит из вектора магнитного поля и вектора направления на Солнце в связанной системе координат:

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

Вектор  $\mathbf{h}$  из (2) можно записать в виде

$$\mathbf{h} = \left[ \left( A(\lambda_k^-) \mathbf{b}_o \right)^T \quad \left( A(\lambda_k^-) \mathbf{s}_o \right)^T \right]^T,$$

где  $A$  – матрица перехода из орбитальной системы координат в связанную с микроспутником систему координат, записанная через оценку кватерниона  $\lambda_k^-$ ,  $\mathbf{b}_o$  и  $\mathbf{s}_o$  – векторы магнитного поля и направления на Солнце, записанные в ОСК.

Линеаризованная модель измерений записывается следующим образом:

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

Здесь  $\delta \mathbf{z}(t)$  – малое изменение измерений при малом изменении вектора состояния  $\delta \mathbf{x}(t)$  в момент времени  $t$ . Матрица чувствительности  $H$  имеет вид

$$H = \begin{pmatrix} H_1 \mathbf{b}_o & H_2 \mathbf{b}_o & H_3 \mathbf{b}_o & 0_{3 \times 3} \\ H_1 \mathbf{s}_o & H_2 \mathbf{s}_o & H_3 \mathbf{s}_o & 0_{3 \times 3} \end{pmatrix},$$

где  $H_i$  определяются из уравнения

$$H_i = \left( \frac{\partial A(\lambda_k)}{\partial \lambda_{k,i}} \right), i = \overline{1,3}.$$

Модель движения микроспутника "Чибис-М" (6) не учитывает влияние механического момента, возникающего при воздействии магнитного момента приборов, работающих на микроспутнике с магнитным полем Земли, возмущения со стороны ошибок исполнения управляющего момента маховиков. Перечисленные механические моменты имеют достаточно сложную математическую модель с трудноопределимыми параметрами, поэтому они не учитываются в модели движения, используемой на бортовом компьютере микроспутника. Однако эти возмущения можно оценить и исследовать их влияние на точность определения движения, найти такие параметры фильтра Калмана, при которых ошибка будет минимальной, используя методику, описанную в главе 1.

Рассмотрим диагональную матрицу шумов модели системы  $Q = \text{diag}(\sigma_\lambda^2, \sigma_\lambda^2, \sigma_\lambda^2, \sigma_\omega^2, \sigma_\omega^2, \sigma_\omega^2)$ . Здесь  $\sigma_\lambda$  и  $\sigma_\omega$  некоторые параметры алгоритма определения движения, от которых зависит точность определения движения микроспутника. Среднеквадратическая ошибка измерений магнитометра составляет  $\sigma_b = 50 \text{ нТ}$ , среднеквадратическая ошибка измерений солнечных датчиков  $\sigma_s = 0.1 \text{ град}$ . В случае возмущающего момента порядка  $10^{-6} \text{ м} \cdot \text{Н}$  и перпендикулярных векторов направления на Солнце и вектора магнитного поля  $\mathbf{b}_o \perp \mathbf{s}_o$  зависимость точности определения ориентации представлена на рис. 6. Наилучшая точность определения ориентации составляет около 0.09 град и точность определения угловой скорости 0.007 град/с ( $\sigma$ ). Однако при изменении угла между векторами  $\mathbf{b}_o$  и  $\mathbf{s}_o$  ошибка определения ориентации ухудшается, а при коллинеарности этих векторов оценки фильтра Калмана расходятся, ошибка будет бесконечно большой (рис. 7).

В четвертой главе анализируются результаты работы алгоритма определения движения микроспутника на лабораторном стенде и в орбитальном полете и сравниваются с результатами аналитического и численного исследования.

В состав лабораторного стенда, созданного в ООО "Спутникс", входят: макет системы ориентации, имитатор магнитного поля, имитатор Солнца, аэродинамический подвес (рис. 8). Аэродинамический подвес обеспечивает движению макета 3 степени свободы движения относительно центра масс. Макет включает в себя систему ориентации микроспутника "Чибис-М" (рис. 9).

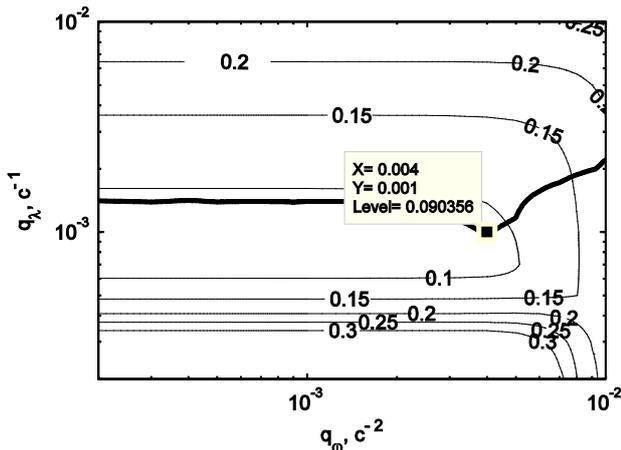


Рис. 6 Точность определения ориентации при  $\mathbf{b}_o \perp \mathbf{s}_o$  в градусах

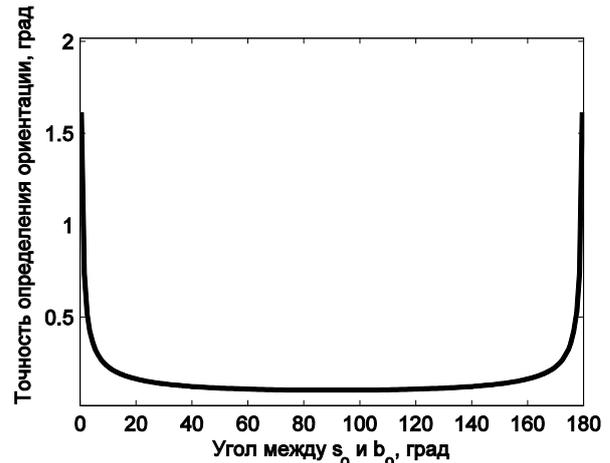


Рис. 7 Зависимость наилучшей точности определения ориентации от угла между  $\mathbf{b}_o$  и  $\mathbf{s}_o$



Рис. 8 Лабораторный стенд

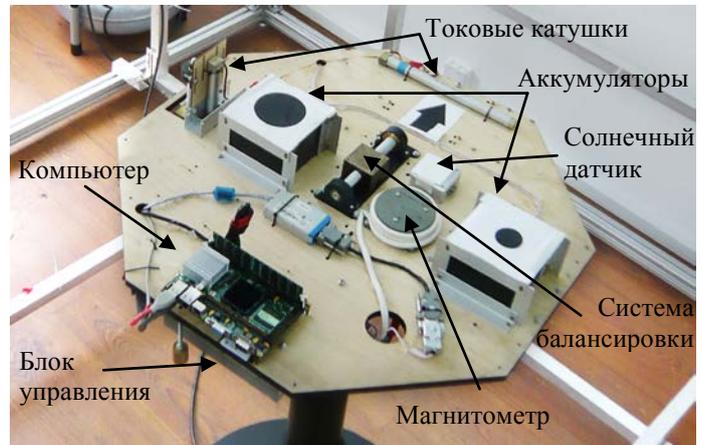


Рис. 9 Макет системы ориентации

Вследствие неидеальной балансировки макета системы ориентации, которая приводит к небольшому отличию центра масс от точки подвеса, на макет действует восстанавливающий гравитационный момент. Он неучтен в уравнениях движения, используемых в алгоритме определения ориентации и является возмущением, его порядок составляет  $5 \cdot 10^{-5} \text{ м} \cdot \text{Н}$ . На рис. 10 изображены графики оценок ориентации и угловой скорости макета во время его разворота при параметрах  $\sigma_\lambda$  и  $\sigma_\omega$ , обеспечивающих наилучшую точность. В стабилизированном состоянии точность оценок ориентации составляет порядка 0.2 град ( $\sigma$ ), макет отклонен от требуемой ориентации на 0.8 град вследствие действия возмущающего момента. Точность определения угловой скорости составила порядка 0.02 град/с ( $\sigma$ ). В рассматриваемом примере  $\mathbf{b}_o \perp \mathbf{s}_o$ .

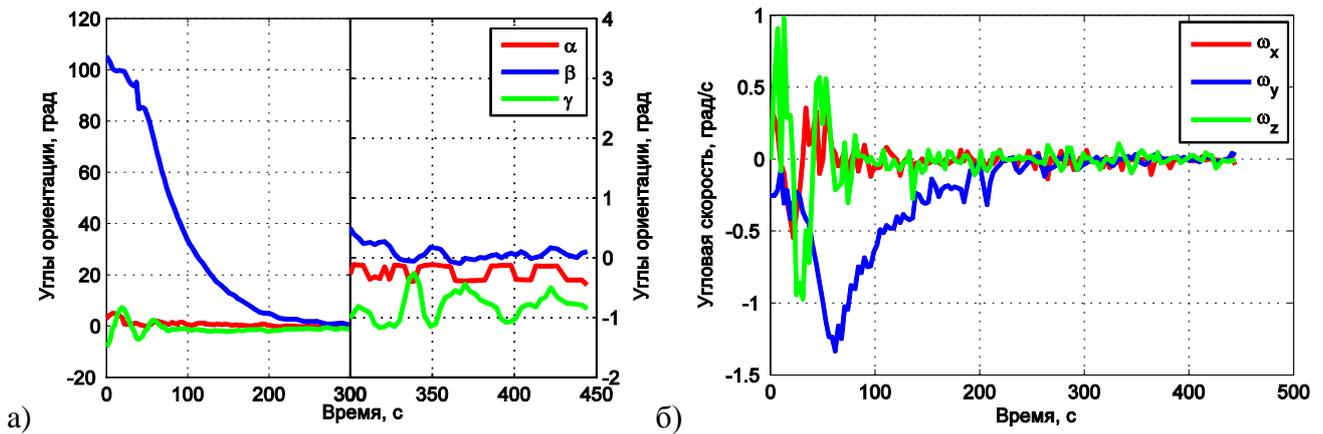


Рис. 10. Оценки определения ориентации (а) и угловой скорости (б) макета

Микроспутник "Чибиc-M" (разработка ИКИ РАН) был выведен на орбиту 25 января 2012 года с борта грузового транспортного корабля "Прогресс-13М". Масса микроспутника составляет 42 кг.

На рис. 11 изображены примеры графиков оценок ориентации и угловой скорости микроспутника "Чибиc-M" во время его стабилизации в орбитальной системе координат. В стабилизированном состоянии точность оценок ориентации составляет порядка 0.1–0.2 град ( $\sigma$ ), точность определения угловой скорости составляет порядка 0.01 град/с ( $\sigma$ ). В рассматриваемом примере  $\mathbf{b}_o \perp \mathbf{s}_o$ .

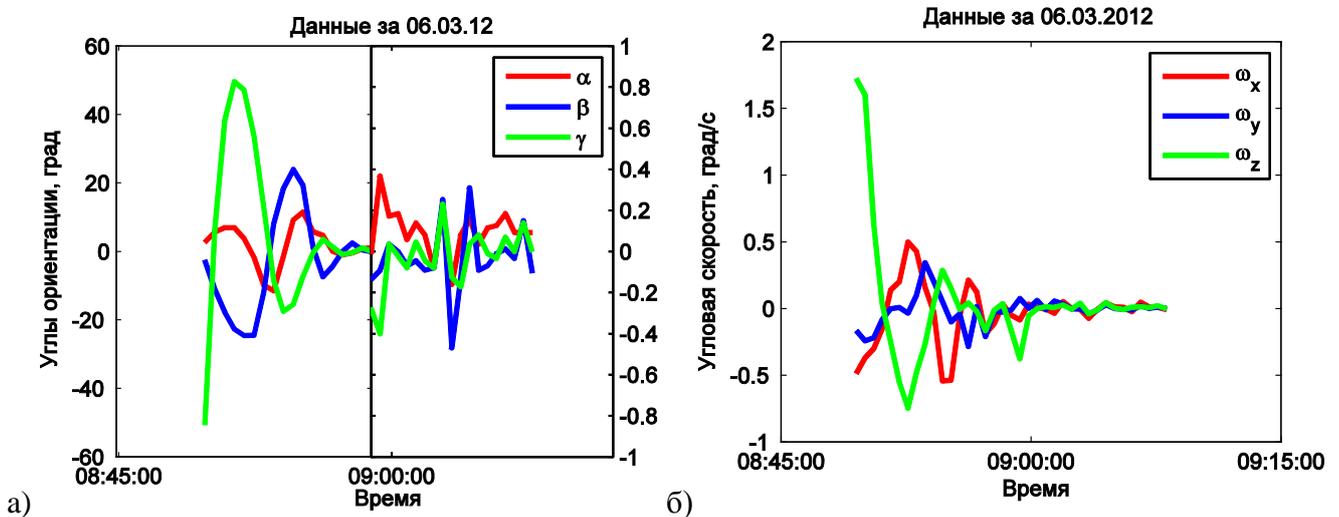
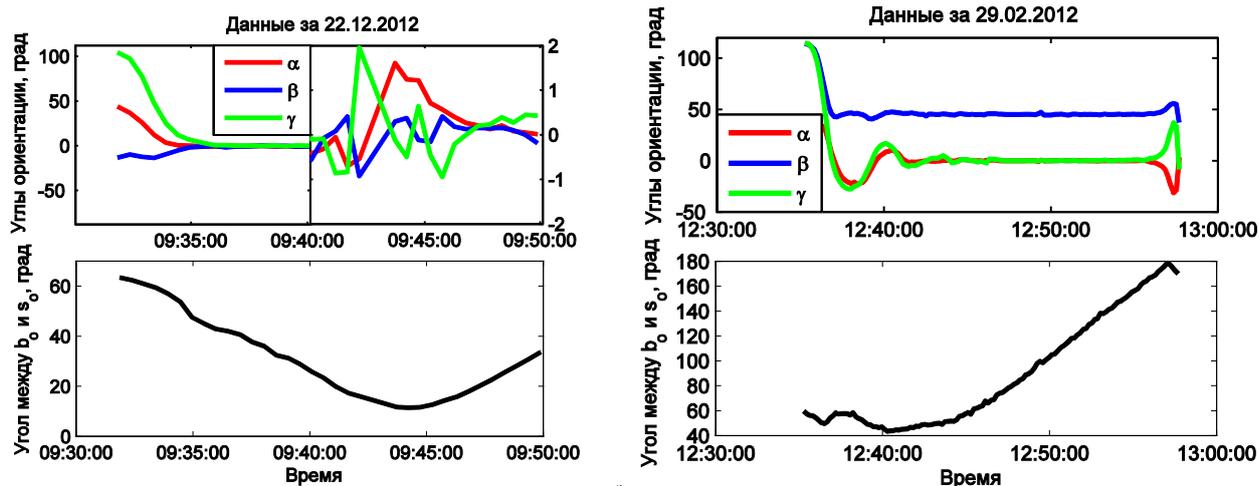


Рис. 11. Оценки определения ориентации (а) и угловой скорости (б) микроспутника "Чибиc-M" при  $\mathbf{b}_o \perp \mathbf{s}_o$

На рис. 12 представлены графики оценок ориентации микроспутника "Чибиc-M" в случаях, когда вектор направления на Солнце  $\mathbf{s}_o$  и вектор магнитного поля Земли  $\mathbf{b}_o$  были близки к коллинеарным. При приближении угла между  $\mathbf{s}_o$  и  $\mathbf{b}_o$  к 10 град точность определения ориентации ухудшилась до 1–2 град (рис. 12а), а на рис. 12б угол между  $\mathbf{s}_o$  и  $\mathbf{b}_o$  в некоторый момент стал равен 180 град и оценки фильтра Калмана разошлись. Во избежание

недопустимого ухудшения точности определения ориентации микроспутника "Чибис-М" на участках орбиты, где угол между  $\mathbf{s}_o$  и  $\mathbf{b}_o$  меньше 20 град и больше 160 град было рекомендовано включать режим одноосной ориентации микроспутника солнечными панелями на Солнце, который использует только измерения солнечных датчиков, а также на указанных участках не проводить научных экспериментов.

Результаты лабораторных и летных экспериментов, полученные для алгоритма определения ориентации хорошо совпадают с результатами аналитического исследования.



а) б) Рис. 12. Ухудшение точности оценок ориентации микроспутника "Чибис-М" (а) и расхождение оценок (б) в случаях, когда  $\mathbf{s}_o$  и  $\mathbf{b}_o$  были близки к коллинеарным

В **заключении** приводятся основные результаты, полученные в диссертации.

В двух **приложениях** приведено описание лабораторного стенда, на котором проводились лабораторная верификация методики исследования алгоритмов определения ориентации, полученной в первой главе, и приведена оценка действующих на макет системы ориентации возмущений. В разработке и создании стенда принимал непосредственное участие автор.

## СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Д.С. Иванов, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев. Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника "Чибиc-M" на лабораторном стенде // **Известия РАН. Теория и системы управления**. 2012. №1. С. 118-137.
2. Д.С. Иванов, М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков. Лабораторное исследование магнитных свойств гистерезисных стержней для системы ориентации малогабаритных спутников // **Известия РАН. Теория и системы управления**. 2013. №1. С. 152-171.
3. Д.С. Иванов, С.С. Ткачев, Д.С. Ролдугин, С.П. Трофимов, Д.О. Нуждин С.О.Карпенко. Аналитическое, численное и полунатурное исследование алгоритмов управление ориентацией микроспутников // **Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского**. 2011. № 4 (2). С. 152–154.
4. Д.С. Иванов, С.С. Ткачев, М.Ю. Овчинников. Управление ориентацией твердого тела, подвешенного на струне с использованием вентиляторных двигателей // **Известия РАН. Теория и системы управления**. 2011. №1. С.127-139.
5. Д.С. Иванов, С.О. Карпенко. Исследование алгоритма определения ориентации малого космического аппарата на основе фильтра Калмана // **Гироскопия и навигация**. 2010. №2 (69). С.73.
6. M.Yu. Ovchinnikov, D. Bindel, D.S. Ivanov, G.V. Smirnov, S. Theil, I.E. Zaramenskikh. Development and Laboratory Verification of Control Algorithms for Formation Flying Configuration with a Single-input Control // **Acta Astronautica**. 2010. V. 67. P. 1157–1163.
7. Д. Биндель, И.Е. Зараменских, Д.С. Иванов, М.Ю. Овчинников, Н.Г. Прончева. Лабораторный стенд для верификации алгоритмов управления группировкой спутников // **Известия РАН. Теория и системы управления**. 2009. №5. С. 109-117.
8. D.S. Ivanov, M.Yu. Ovchinnikov, S.S. Tkachev. Laboratory Tutorial Practice with Facility for Attitude Control Simulation // **Journal of Aerospace Engineering, Sciences and Application**. 2010. V.2. №1. P. 27-31.
9. D. Ivanov, M. Ovchinnikov, D. Nuzhdin, S. Tkachev. Balloon's payload attitude control system with propeller thruster use / Proceedings of Taiwan-Russian Bilateral Symposium on Problems in Advanced Mechanics. Moscow, MSU Publ. 2010. P. 85-92.
10. Д.С. Иванов, Д.О. Нуждин, К.В. Егоров. Лабораторное моделирование алгоритмов определения и управления ориентацией микроспутников/ **Механика, управление и информатика**. №2. 2011. С. 239-247.
11. M.Yu. Ovchinnikov, D.S. Ivanov, S.S. Tkachev, S.S. Roldugin, S.O. Karpenko. Simulation and laboratory testing of microsatellite 'Chibis-M' attitude control system / Proceedings of the 1st IAA Conference on University Satellites Missions and CubeSat Winter Workshop, 24-29th January, 2011, Roma, Italy. Paper IAA-CU-11-04-06. P.88.

12. M. Ovchinnikov, D. Ivanov, N. Ivlev, S. Karpenko, D. Roldugin, S. Tkachev. Delelopment, Complex Investigation, Laboratory and Flight Testing of the Magneto-Guroscopic ACS for the Microsatellite / 63th International Astronautical Congress, Naples, Italy. Paper IAC-12-C1.9.12. 15 p.

13. М.Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, Н.А. Ивлев, С.С. Ткачев, Д.С. Ролдугин, С.О. Карпенко. Лабораторные и летные испытания системы ориентации микроспутника "Чибис-М" / Материалы XXXVII Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева, январь 2013, Москва. С. 563.

14. M.Ovchinnikov, D.Ivanov, N.Ivlev, S.Karpenko, D. Roldugin, S.Tkachev. "Chibis-M" Microsatellite ACS Development, Complex Investigation, Laboratory and Flight Testing/ Digest of papers for 9<sup>th</sup> IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, 8-12th April, 2013, Berlin, Germany. IAA-B9-1216P. P. 441-444.

Диссертантом также опубликовано 14 препринтов ИПМ им.М.В. Келдыша РАН и 19 статей в сборниках трудов отечественных и международных конференций.