



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

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

Летные испытания  
алгоритмов управления  
ориентацией микроспутника  
'Чибис-М'

***Рекомендуемая форма библиографической ссылки***

Летные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника 'Чибис-М' / Д.С.Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2012. № 58. 32 с.

URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2012-58>

***Публикации по материалам препринта***

M.Ovchinnikov, D.Ivanov, N.Ivlev, S.Karpenko, D.Roldugin, S.Tkachev, Development, integrated investigation, laboratory and in-flight testing of Chibis-M microsatellite ADCS // Acta Astronautica, 2014, V. 93, pp. 23-33

DOI: [10.1016/j.actaastro.2013.06.030](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.06.030)

URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576513002312>

Д.С.Иванов, Н.А.Ивлев, С.О.Карпенко, М.Ю.Овчинников, Д.С.Ролдугин, С.С.Ткачев, Результаты летных испытаний системы ориентации микроспутника Чибис-М // Космические исследования, 2014, Т. 52, № 3, с. 218-228. (D.S.Ivanov, N.A.Ivlev, S.O.Karpenko, M.Yu.Ovchinnikov, D.S.Roldugin, S.S.Tkachev, The results of flight tests of an attitude control system for the Chibis-M microsatellite // Cosmic Research, 2014, V. 52, N 3, pp. 205-215)

DOI: [10.1134/S0010952514020038](https://doi.org/10.1134/S0010952514020038)

URL: <http://link.springer.com/article/10.1134%2FS0010952514020038>

**Ордена Ленина  
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ  
имени М.В. Келдыша  
Российской академии наук**

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

**Летные испытания алгоритмов  
управления ориентацией  
микроспутника "Чибис-М"**

**Москва — 2012**

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

Летные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника "Чибиc-M"

Приведено описание системы ориентации микроспутника "Чибиc-M". Рассматриваются результаты летных экспериментов по демпфированию начальной угловой скорости с помощью токовых катушек, стабилизации в орбитальной системе координат и ориентации космического аппарата освещенными панелями на Солнце с помощью маховиков. Также исследуется работа алгоритмов определения ориентации спутника на освещенном и теневом участках орбиты. Представлена и проанализирована общая логика работы системы ориентации в автоматическом режиме.

**Ключевые слова:** микроспутник, алгоритмы управления ориентаций, определение ориентации, летные испытания

**Ivanov D.S., Ivlev N.A., Karpenko S.O., Ovchinnikov M.Yu., Roldugin D.S., Tkachev S.S.**

"Chibis-M" Microsatellite Attitude Control Algorithms Flight Testing

"Chibis-M" microsatellite attitude control system is presented. Damping initial angular velocity with magnetic coils use, orbital reference frame stabilization with reaction wheels use and sun attitude acquisition flying test results are considered. Also satellite attitude determination algorithms work on lighted and shaded orbit sides are investigated. Attitude control system work logic are presented and analyzed.

**Key words:** microsatellite, attitude control system, attitude determination, flight testing

Работа выполнена по заказу ООО "Спутник" (контракт № 1226\11-1) и при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований и Министерства образования и науки РФ.

## Введение

Микроспутник "Чиби́с-М" (разработка ИКИ РАН) был выведен на орбиту 25 января 2012 года. Спутник предназначен для исследования явлений, происходящих во время грозových разрядов в атмосфере. Система ориентации реализована специалистами ООО ИТЦ "СканЭкс", разработка и исследование алгоритмов ориентации проводились специалистами ИПМ им. М.В.Келдыша РАН.

Система ориентации микроспутника "Чиби́с-М" прошла несколько этапов верификации. На этапе разработки системы в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН были проведены аналитические и численные исследования алгоритмов определения ориентации и алгоритмов управления ориентацией. Эти исследования позволили определить основные параметры и общий технический облик системы ориентации [1], [2]. На основе выработанных рекомендаций в ООО ИТЦ "СканЭкс" были выбраны актюаторы и датчики определения ориентации, калибровочные испытания которых были затем проведены в ИПМ им. М.В.Келдыша РАН [3], [4]. В ООО ИТЦ "СканЭкс" был создан лабораторный стенд, на котором прошли испытания алгоритмы определения и алгоритмы управления ориентацией микроспутника "Чиби́с-М", также системы ориентации "в целом" [5]. Эксплуатацию системы обеспечивает компания "Спутник".

Система ориентации предназначена для решения следующих задач:

- демпфирование угловой скорости микроспутника и приведение в заданную систему координат после его выведения на рабочую орбиту и отделения от ракеты-носителя;
- стабилизация микроспутника в орбитальной системе координат (ОСК) в течение длительного времени при выполнении целевых работ;
- обеспечение поворота микроспутника относительно центра масс для ориентации панелей освещенных батарей на Солнце;
- автономное, а также по командам наземного комплекса управления, восстановление орбитальной ориентации в случае нештатной работы системы или планового изменения режима ориентации;
- выдача информации об угловом положении микроспутника относительно ОСК для передачи её бортовым системам, а также на наземный пункт приёма и обработки этой информации.

Исходя из решаемых системой ориентации задач, система ориентации и стабилизации должна обеспечивать следующие режимы работы микроспутника:

- демпфирование угловой скорости вращения микроспутника вокруг центра масс после отделения от средств выведения, а также в случае нештатной ситуации;

- захват/восстановление ориентации, то есть перевод микроспутника из неориентированного положения к ориентации в ОСК после завершения режима демпфирования его угловой скорости;

- рабочий режим: 3-хосная ориентация микроспутника в ОСК таким образом, что оси связанной с микроспутником системы координат (ССК) совпадают с одноименными осями ОСК;

- режим ориентации в заданном направлении в инерциальной системе координат (ИСК), используемый, в частности, для ориентации нормалей к поверхностям освещенных батарей в направлении на Солнце.

Определим используемые системы координат. ССК жестко связана с аппаратом, её оси совпадают с главными центральными осями инерции микроспутника. ОСК строится следующим образом: начало находится в центре масс аппарата  $O$ , ось  $X_3$  направлена от центра Земли, ось  $X_2$  направлена по нормали к орбите аппарата, ось  $X_1$  дополняет тройку до правой. Центр ИСК находится в центре масс Земли, ось  $\tilde{X}_1$  совпадает с направлением на точку Весеннего равноденствия, ось  $\tilde{X}_3$  совпадает с осью вращения Земли ось  $\tilde{X}_2$  дополняет систему до правой.

Задание режимов определения ориентации и управления ориентацией возможно напрямую через наземный центр управления полетами (ЦУП), но предусмотрено и автоматическое переключение между режимами, которое не требует вмешательства оператора в процесс управления. Логика переключения между режимами определения и управления в автоматическом режиме работает таким образом, чтобы микроспутник основное время находился в рабочей ориентации (оси ССК совпадают с осями ОСК). В случае, когда батарея имеет низкий заряд, с помощью специального алгоритма по командам из ЦУПа можно развернуть микроспутник освещенными батареями на Солнце. Далее рассматривается отдельно работа алгоритмов управления ориентацией и определения ориентации, затем проводится анализ логики автоматического переключения между алгоритмами.

Летные испытания системы ориентации и стабилизации микроспутника проходили в несколько этапов. Начальные этапы испытаний включали в себя последовательные проверки на работоспособность датчиков определения ориентации, исполнительных органов, далее была произведена оценка их калибровочных характеристик, сравнение их с номинальными, полученными при наземной калибровке, из чего был сделан вывод о корректности работы приборов. На следующих этапах проверялась работоспособность алгоритмов определения ориентации и алгоритмов управления ориентацией.

В настоящей работе представлены результаты летных испытаний системы ориентации микроспутника "Чибис-М", анализируется точность определения ориентации в различных режимах, анализируется работа алгоритма демпфирования угловой скорости микроспутника, исследуется точность стабилизации микроспутника относительно ОСК в различных режимах

определения ориентации. Кроме того, на примерах проанализирована логика автоматического переключения режимов определения и управления ориентацией микроспутника.

## 1 Состав системы ориентации микроспутника "Чибис-М"

Система ориентации и стабилизации микроспутника "Чибис-М" состоит из датчиков определения ориентации, исполнительных органов и блока управления системой ориентации [5]. Расположение элементов системы ориентации в теле спутника "Чибис-М" изображено на рис. 1.1. Позициями отмечены цифровые датчики солнца. В центре – блок системы ориентации и стабилизации с двигателями-маховиками и датчиками угловой скорости, под ним расположен магнитометр. Внешний вид микроспутника "Чибис-М" приведен на рис. 1.2.

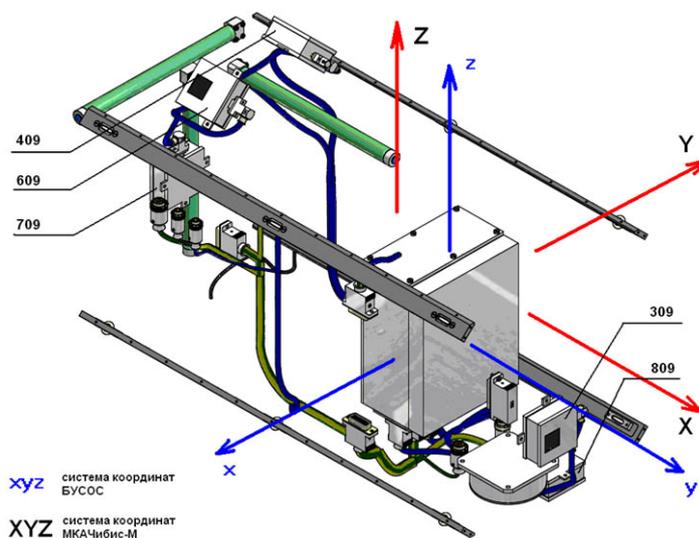


Рис. 1.1. Расположение элементов системы ориентации и стабилизации в теле микроспутника "Чибис-М"

В качестве датчиков определения ориентации в составе микроспутника используются один трехкомпонентный магнитометр HMR 2300R, пять освещенных датчиков DSS3 и три одноосных датчика угловой скорости ADIS 16130. Основные характеристики датчиков приведены в табл. №1.1 [3].

Таблица № 1.1 Характеристики датчиков ориентации

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



Рис. 1.2. Микроспутник "Чибис-М"

В качестве исполнительных элементов системы управления ориентацией в составе микроспутника используются три токовые катушки и шесть управляющих двигателей-маховиков.

Токовые катушки индуцируют управляемый дипольный магнитный момент, который при взаимодействии с внешним магнитным полем создаёт управляющий механический момент. Токовые катушки представляют собой соленоиды с обмоткой из медной проволоки и пермалловым сердечником. Максимальный дипольный момент каждой катушки составляет  $3.2 \text{ A}\cdot\text{m}^2$ .

Двигатели-маховики выполнены на основе бесконтактного двигателя постоянного тока с управляемым моментом и предназначены для использования в качестве исполнительного органа в системах ориентации и стабилизации микроспутников. Электродвигатель обеспечивает вращение ротора-маховика и его торможение. 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 находится в диапазоне  $[-0.4, +0.4] \text{ мН}\cdot\text{м}$  в лабораторных условиях. Скорость вращения маховиков при этом изменяется в диапазоне  $[-20\,000, +20\,000] \text{ об/мин}$ .

Блок управления системой ориентации и стабилизации (рис. 1.3) является связующим звеном 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 микроспутника, передача данных в каналы телеметрии спутника. Основной составной частью является бортовой компьютер, который основан на плате LPC1114, содержащей процессор, внешнюю ОЗУ размером 1 Мб, энергонезависимую флэш-память емкостью 4 Мб.



Рис. 1.3. Внешний вид блока управления системой ориентации

## 2 Алгоритм демпфирования угловой скорости "-Vdot"

Алгоритм "-Vdot" предназначен для демпфирования угловой скорости аппарата [6]. Управление реализуется дипольным магнитным моментом токовых катушек

$$\mathbf{m} = -k \frac{d\mathbf{B}}{dt},$$

где  $k$  – постоянный коэффициент. Из формы записи дипольного момента становится понятной логика работы алгоритма: исходя из информации о вращении вектора геомагнитной индукции в ССК, формируется момент, фактически вращающий спутник в обратном направлении. Для работы алгоритма требуются только измерения магнитного поля Земли, получаемые с помощью магнитометра. Алгоритм "-Vdot" автоматически включается в ручном режиме управления стабилизацией в двух случаях: при включении питания системы ориентации, если до выключения система уже работала в этом режиме, или если данных об ориентации нет или они устарели, а также в

автоматическом режиме стабилизации, если модуль угловой скорости, грубо оцениваемый только с помощью измерений магнитометра, больше порогового значения, равного  $0.5^\circ/\text{с}$ . Если же в автоматическом режиме в результате работы алгоритма модуль угловой скорости становится меньше этого значения, то включается алгоритм грубой оценки трёхосной ориентации TRIAD и управление передается маховичной системе. В случае работы в ручном режиме решение об использовании другого алгоритма принимает оператор из ЦУПа.

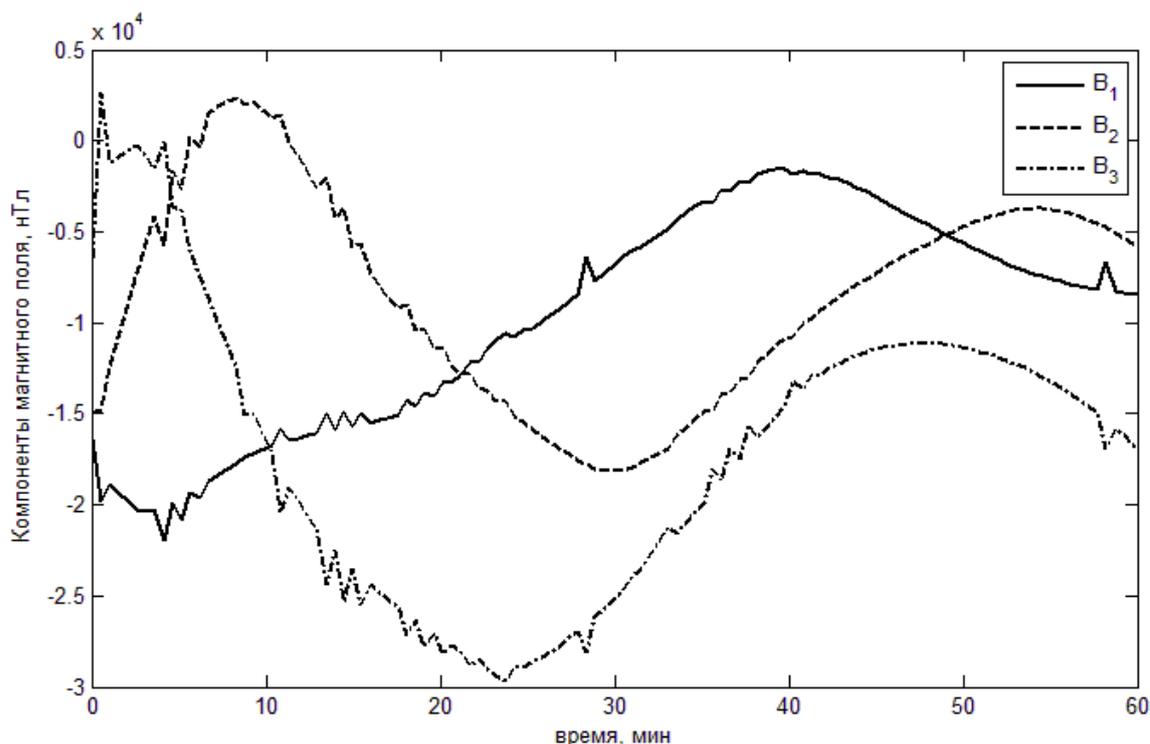


Рис. 2.1. Измерения магнитометра

Для наглядности в ходе летных испытаний был проведен сеанс демпфирования угловой скорости при помощи алгоритма " $-\dot{B}$ " после того, как спутник был намеренно раскручен. Данные были получены 4 марта 2012 года в период с 14:31:47 до 15:32:05 (здесь и далее всемирное координированное время), при этом примерно с 14:33:00 до 15:09:00 аппарат находился в тени. На каждом этапе управления в течение 6 секунд проводились и обрабатывались измерения, затем в течение 3 секунд реализовывалось управляющее воздействие. Скважность сбора данных – около 30 секунд (30-32 секунды). Из телеметрических данных вручную были удалены две точки, в которых магнитометр или датчик угловой скорости дали сбой. Для формирования управляющего момента используются данные магнитометра, приведенные на рис. 2.1.

Контроль точности полученных данных можно провести при помощи информации о положении центра масс спутника, что для каждой точки измерений магнитного поля на борту позволяет вычислить вектор

напряженности магнитного поля при помощи модели IGRF [7]. Ниже представлены двухстрочные элементы спутника "Чибис-М", соответствующие времени сбора рассматриваемых телеметрических данных.

#### CHIBIS-M

```
1 38051U 11062C 12058.91450162 .00007227 00000-0 32146-3 0 1024
2 38051 51.6521 324.5583 0011559 6.4829 88.0894 15.22465494 5160
```

Поскольку для оценки точности измерения компонент магнитного поля необходимо знать трехосную ориентацию спутника, контроль точности может быть осуществлен только по величине измеряемого вектора. На рис. 2.2 представлена разница между измеренной и вычисленной величиной модуля вектора геомагнитного поля.

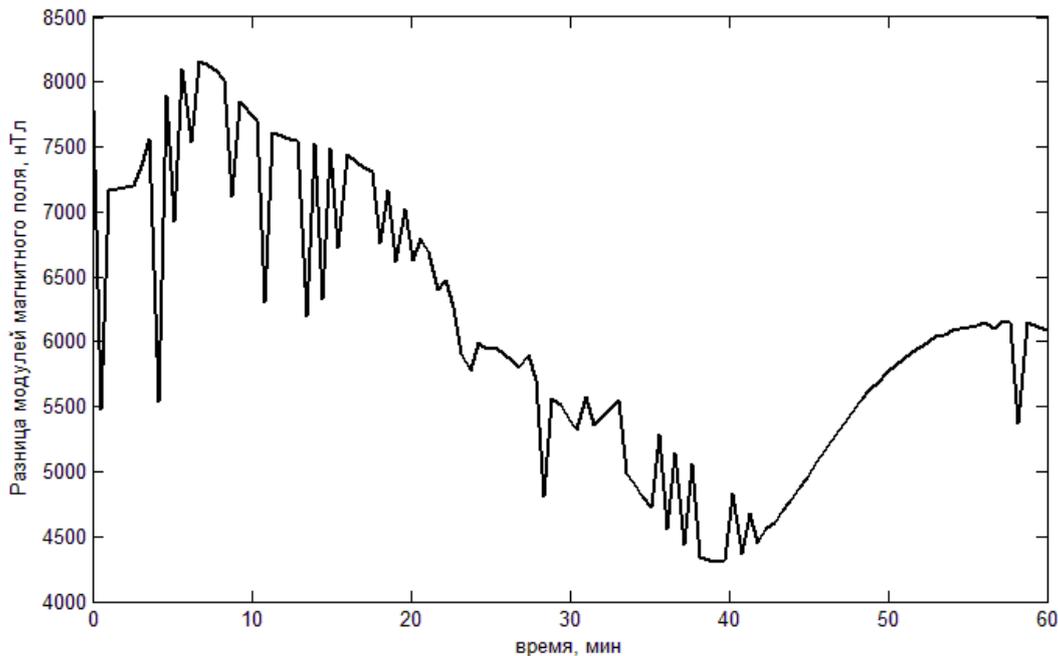


Рис. 2.2. Разница модуля вектора геомагнитной индукции, измеренного при помощи магнитометра, и вычисленного с использованием модели IGRF

Можно видеть, что в показаниях магнитометра присутствует смещение нуля. Однако в силу способа построения алгоритма " $-B_{dot}$ " этот сдвиг не играет роли. На каждом шаге измерений вычисляется разность измерений на текущем и на предыдущем шаге, в результате сдвиг нуля не оказывает влияния на управляющий дипольный момент. Однако для работы алгоритмов определения трехосной ориентации необходимо найти смещение нуля, например, с помощью метода наименьших квадратов. Результат корректировки показаний магнитометра с учетом постоянного смещения нуля по каждому каналу приведен на рис. 2.3.

Магнитометр имеет ошибку около 1500 нТл (рис. 2.3), причем в основном она не превышает 1000 нТл. При характерной величине вектора индукции геомагнитного поля около 40000 нТл это – удовлетворительная точность. На рис. 2.4 приведены компоненты угловой скорости аппарата, определенные при помощи датчиков угловой скорости.

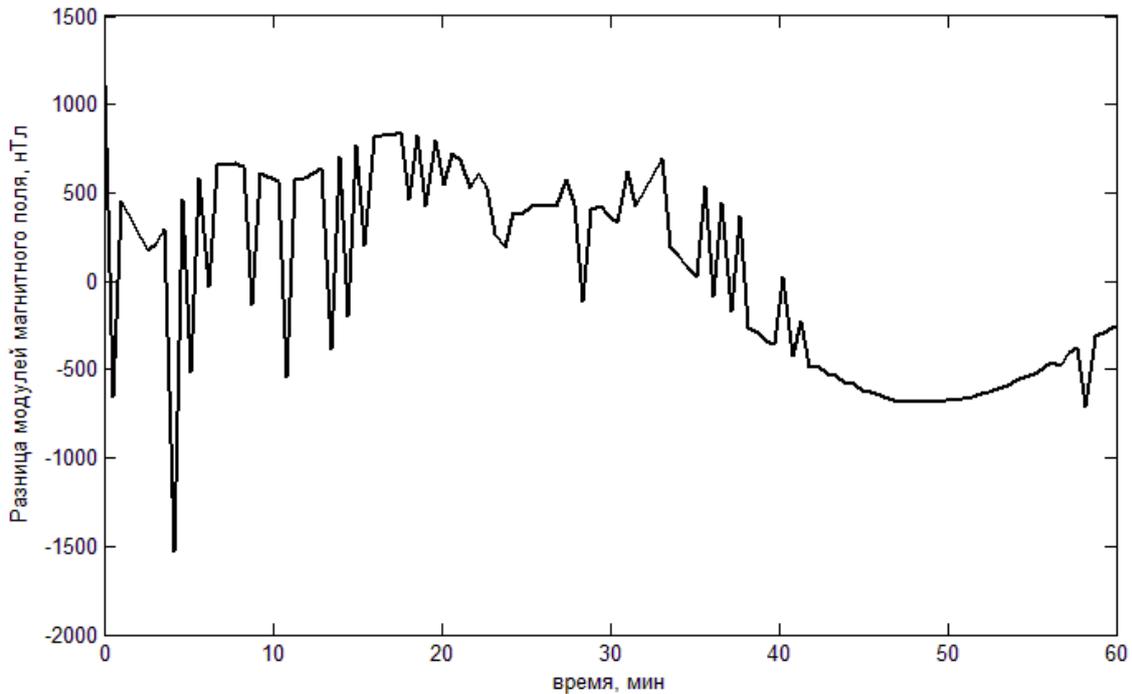


Рис. 2.3. Разница модулей вектор магнитной индукции после определения смещении нуля по методу наименьших квадратов

Рис. 2.4 демонстрирует эффективность гашения угловой скорости спутника. Скорость упала примерно в пять раз за 30 минут. Примерно через 40 минут скорость начала возрастать из-за перехода аппарата в другой режим ориентации. Это связано с двумя факторами. Во-первых, аппарат достиг значения угловой скорости, приемлемого для переключения в другой режим – обеспечения номинальной ориентации. Во-вторых, спутник вышел из зоны тени, в результате начали работу солнечные датчики, что позволило включить алгоритм определения ориентации TRIAD и маховики. По достижении точности ориентации в  $10^\circ$  алгоритм определения ориентации заменяется на фильтр Калмана.

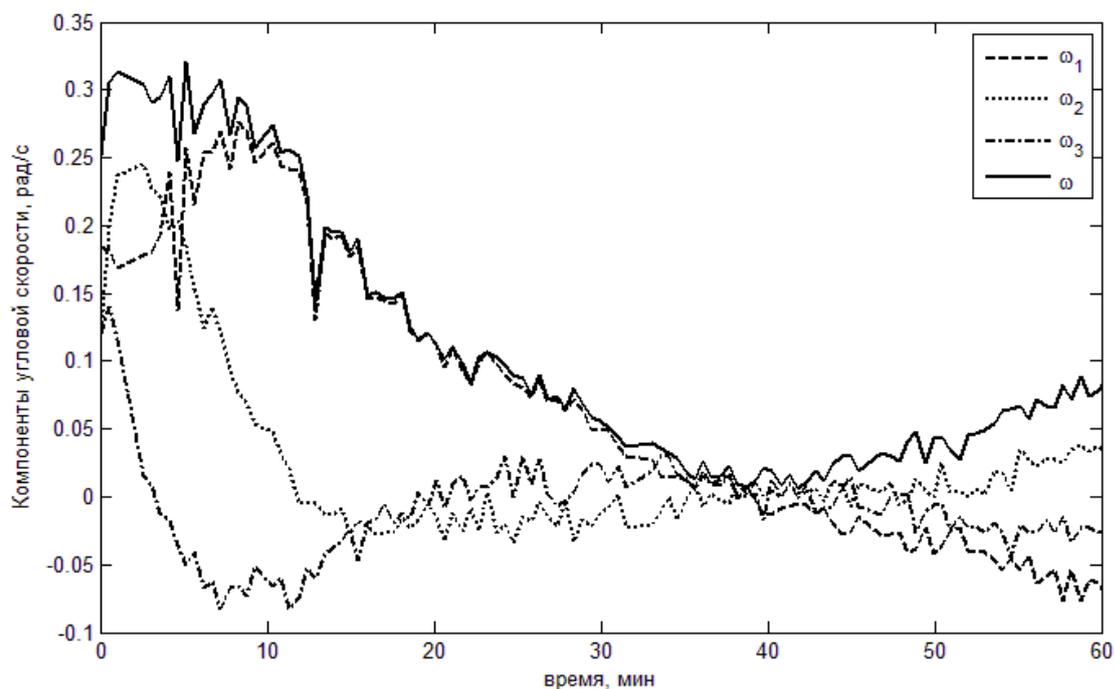


Рис. 2.4. Гашение угловой скорости аппарата

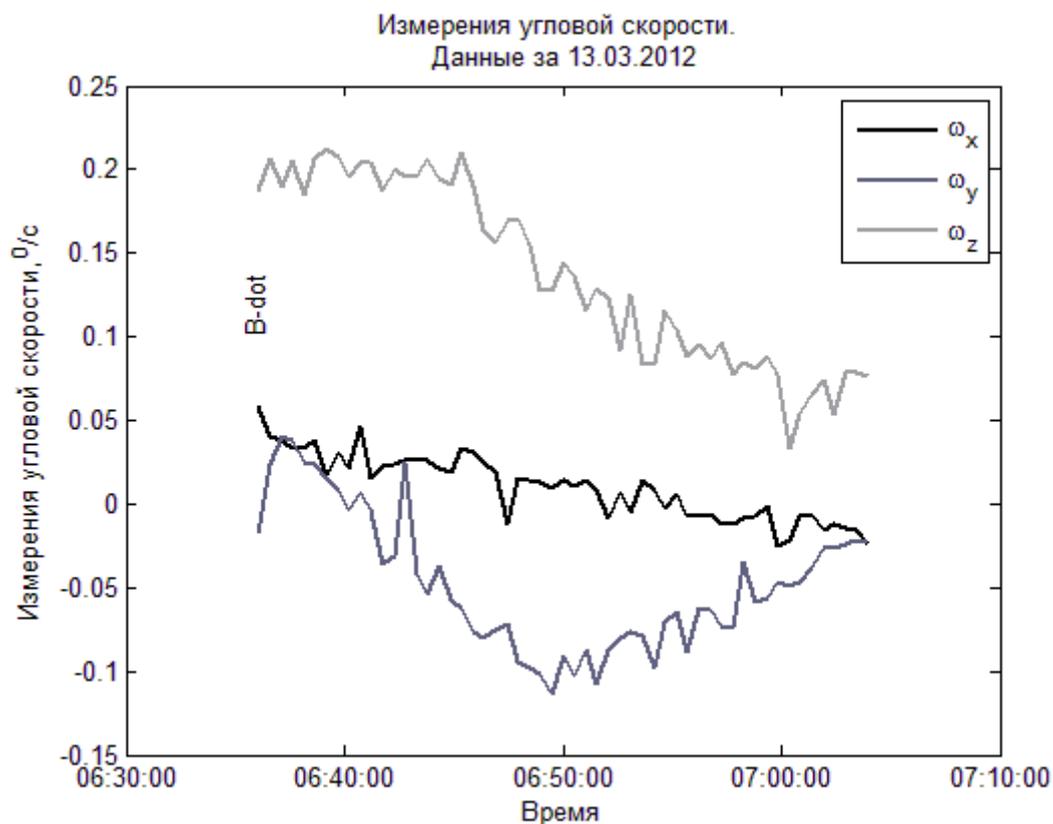


Рис. 2.5. Измерения датчиков угловой скорости

Рассмотрим теперь работу алгоритма "–Bdot" в рамках штатного функционирования системы ориентации и стабилизации спутника "Чибис-М".

На рис. 2.5 представлен результат демпфирования угловой скорости спутника на 13.03.2012.

### 3 Алгоритм разворота на Солнце с использованием маховиков

Алгоритм разворачивает микроспутник солнечными панелями на Солнце с помощью маховиков. Этот алгоритм можно включить только с помощью специальной команды с Земли. Для работы этого алгоритма необходимы только измерения солнечных датчиков. В соответствии с рис. 1.1 аппарат разворачивается так, чтобы Z-компонента вектора направления на Солнце была равной 1. Он записывается в виде

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + k_{\omega}\boldsymbol{\omega} + k_a \begin{pmatrix} s_y \\ -s_x \\ 0 \end{pmatrix},$$

где  $\mathbf{H}$  – вектор кинетического момента маховиков,  $\boldsymbol{\omega}$  – абсолютная угловая скорость микроспутника,  $s_x$ ,  $s_y$  – компоненты вектора направления на Солнце,  $k_a$ ,  $k_{\omega}$  – параметры управления,  $\mathbf{J}$  – тензор инерции.

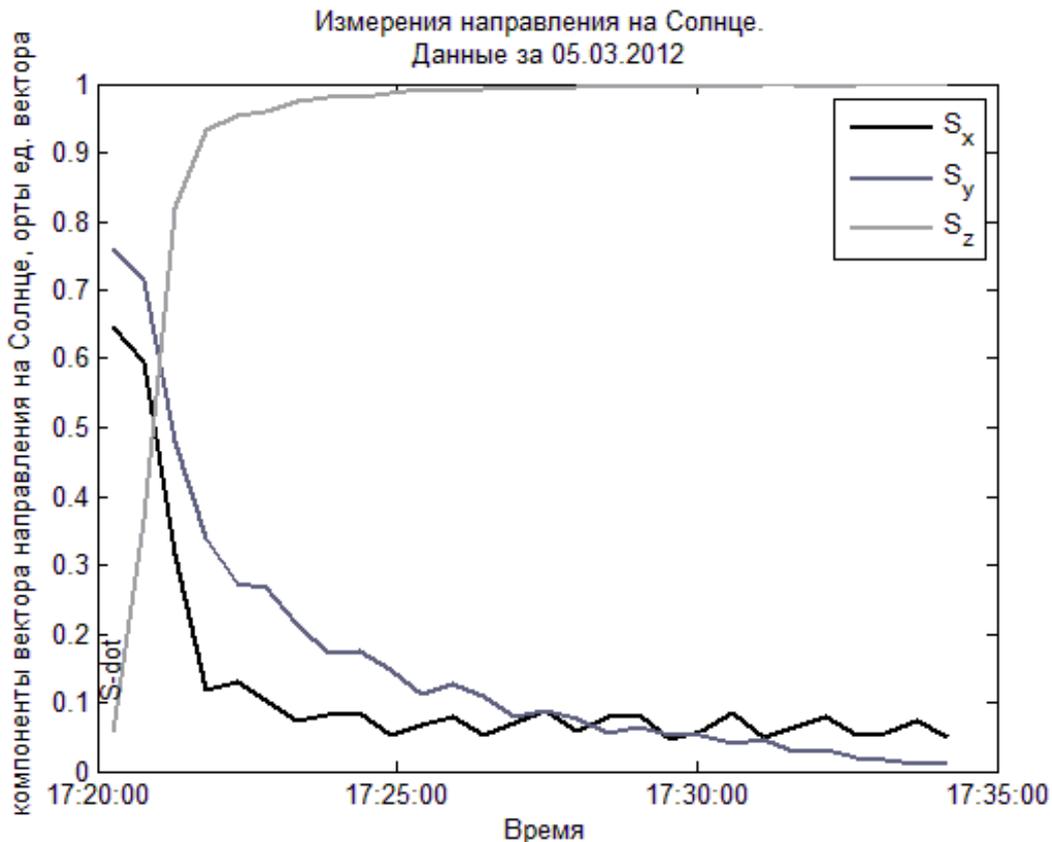


Рис. 3.1. Измерения направления на Солнце

На рис. 3.1 приведен пример работы алгоритма. Алгоритм разворачивает и удерживает микроспутник таким образом, что Z-компонента вектора направления на Солнце близка к 1. Алгоритм разворачивает микроспутник примерно за 5 минут. На рис. 3.2 приведен график измеренных угловых скоростей во время разворота. За счет ошибок измерения направления на Солнце, движение в окрестности ориентации на Солнце выходит на некоторые колебания с амплитудой по угловой скорости порядка  $0.2 \text{ }^\circ/\text{с}$ .

Таким образом, алгоритм работоспособен, разворачивает спутник с точностью не хуже  $1^\circ$  за время в худшем случае не более 10 минут.

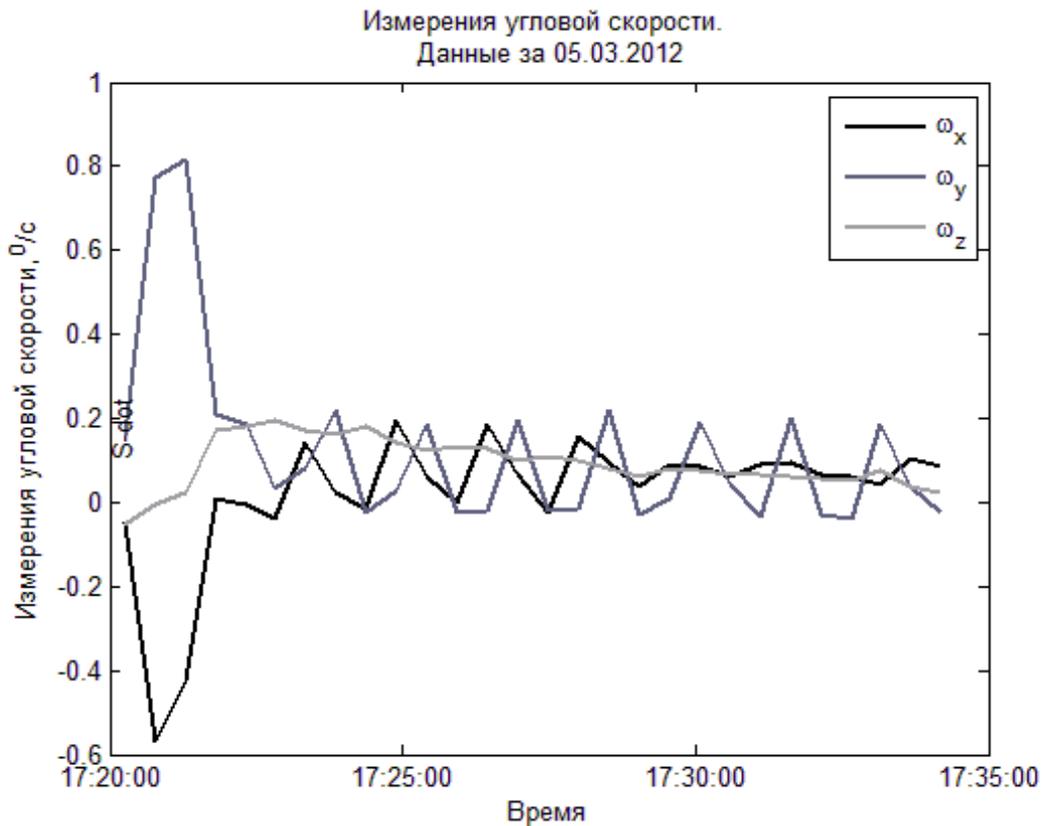


Рис. 3.2. Измерения угловой скорости во время разворота на Солнце

#### **4 Трехосная стабилизация с грубым алгоритмом определения ориентации**

После того как модуль угловой скорости спутника падает до порогового значения, в случае работы автоматического режима стабилизации включается грубый алгоритм определения трехосной ориентации TRIAD (в ручном режиме решение принимает оператор). Для его работы требуются измерения вектора направления на Солнце и вектора магнитного поля Земли, а также модели, с помощью которых вычисляются векторы направления на Солнце и магнитного поля в ОСК.

Составим систему уравнений, позволяющую по имеющимся данным однозначно определить элементы матрицы направляющих косинусов  $\mathbf{A}$ . Пусть  $\mathbf{S}$ ,  $\mathbf{B}$  – единичный вектор направления на Солнце и единичный вектор напряженности геомагнитного поля в ОСК соответственно,  $\mathbf{s}$ ,  $\mathbf{b}$  – те же векторы в ССК. В ОСК конструируется следующая ортогональная матрица:

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} \mathbf{B} & \frac{\mathbf{B} \times \mathbf{S}}{|\mathbf{B} \times \mathbf{S}|} & \frac{\mathbf{B} \times (\mathbf{B} \times \mathbf{S})}{|\mathbf{B} \times (\mathbf{B} \times \mathbf{S})|} \end{pmatrix}.$$

Аналогично вычисляется ортогональная матрица в ССК:

$$\mathbf{g} = \begin{pmatrix} \mathbf{b} & \frac{\mathbf{b} \times \mathbf{s}}{|\mathbf{b} \times \mathbf{s}|} & \frac{\mathbf{b} \times (\mathbf{b} \times \mathbf{s})}{|\mathbf{b} \times (\mathbf{b} \times \mathbf{s})|} \end{pmatrix}.$$

Связь между измеренными и вычисленными значениями векторов дается выражением

$$\mathbf{g} = \mathbf{A}\mathbf{G}.$$

Матрица направляющих косинусов  $\mathbf{A}$  определяется выражением

$$\mathbf{A} = \mathbf{g}\mathbf{G}^T$$

в силу ортогональности  $\mathbf{G}$ . Далее, определив локальным методом матрицу ориентации, можно методом конечных разностей найти оценку вектора угловой скорости по формуле

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} = \dot{\mathbf{A}}\mathbf{A}^{-1},$$

где  $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$  – вектор угловой скорости ССК относительно ОСК,  $\dot{\mathbf{A}}$  – производная матрицы поворота ССК относительно ОСК.

В алгоритме определения ориентации TRIAD установлено ограничение работоспособности, которое позволяет понять, насколько сильно влияет смещение нуля магнитометра на точность определения ориентации. Имея два вектора – направление индукции магнитного поля и направление на Солнце – в разных системах координат (ОСК, ССК), можно рассчитать углы между этими двумя векторами в этих СК. Углы должны совпадать между собой, а фактическое рассогласование может появиться только из-за погрешностей в измерениях датчиков и неточностей расчетных моделей. В частности, если присутствует систематическое искажение измерений одного из измерений (например, влияние смещения нуля магнитометра), то эти углы будут разными. Таким образом, разница между двумя углами является параметром, по которому система определяет, можно ли доверять полученным измерениям датчиков ориентации, и величина разницы задает ограничение работоспособности алгоритма.

Для стабилизации используется трехосный PD-регулятор. Так как реализуется он с помощью маховиков, то уравнение движения с регулятором запишется в виде

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega}_{абс} \times \mathbf{H} = k_a \mathbf{q} + k_\omega \boldsymbol{\omega}_{отн} - \boldsymbol{\omega}_{абс} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_{абс} - \mathbf{J} \mathbf{A} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{орб} + \mathbf{J} \mathbf{W} \mathbf{A} \boldsymbol{\omega}_{орб}.$$

Здесь  $\boldsymbol{\omega}_{абс}$ ,  $\boldsymbol{\omega}_{отн}$ ,  $\boldsymbol{\omega}_{орб}$  – абсолютная, относительная и орбитальная угловые скорости, соответственно;  $k_a$ ,  $k_\omega$  – параметры управления.

На рис. 4.1 приведен график углов ориентации во время стабилизации с помощью TRIAD, а на рис. 4.2 – график оценки угловой скорости с помощью этого алгоритма. Микроспутник стабилизировался за 15 мин. При этом точность стабилизации с помощью грубого алгоритма составляет порядка  $1^\circ$  ( $\sigma$ ). Точность же определения угловой скорости составляет  $0.5^\circ/\text{с}$ . При этом во время стабилизации из-за ошибок измерений возможны аномальные значения при определении угловой скорости и ориентации, вследствие чего микроспутник может начать двигаться неадекватно. Такое аномальное значение было получено, например, в 8 часов 55 минут, как можно судить из рис. 4.2. На графике измерений угловой скорости с ДУСов (рис. 4.3), конечно, такой большой угловой скорости не наблюдается. Во время поддержания ориентации из-за ошибок измерений микроспутник покачивается с амплитудой порядка  $1^\circ$  и амплитудой угловой скорости порядка  $0.5^\circ/\text{с}$ .

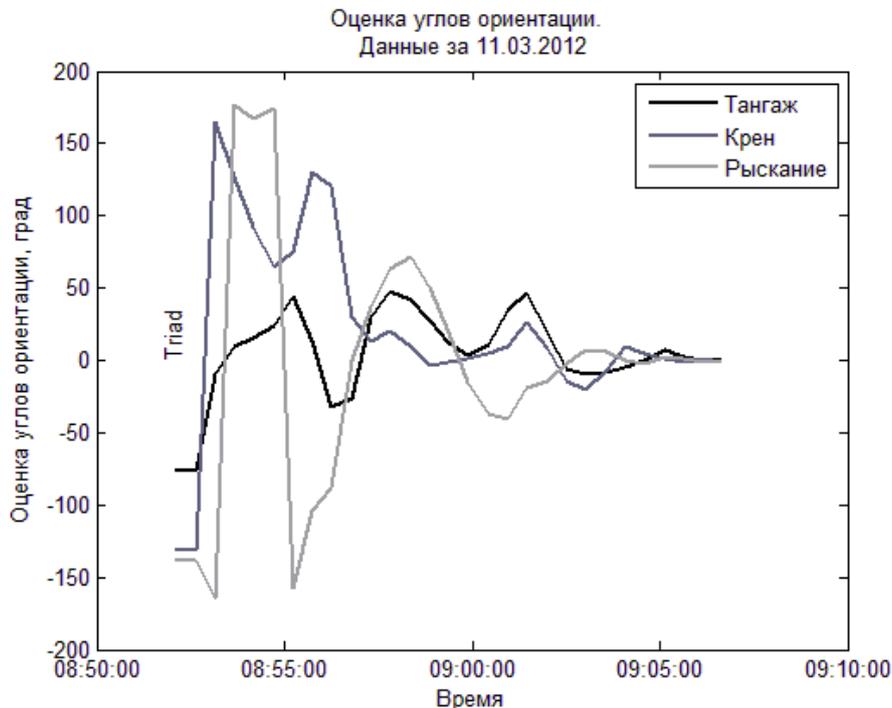


Рис. 4.1. Оценка углов ориентации во время стабилизации аппарата

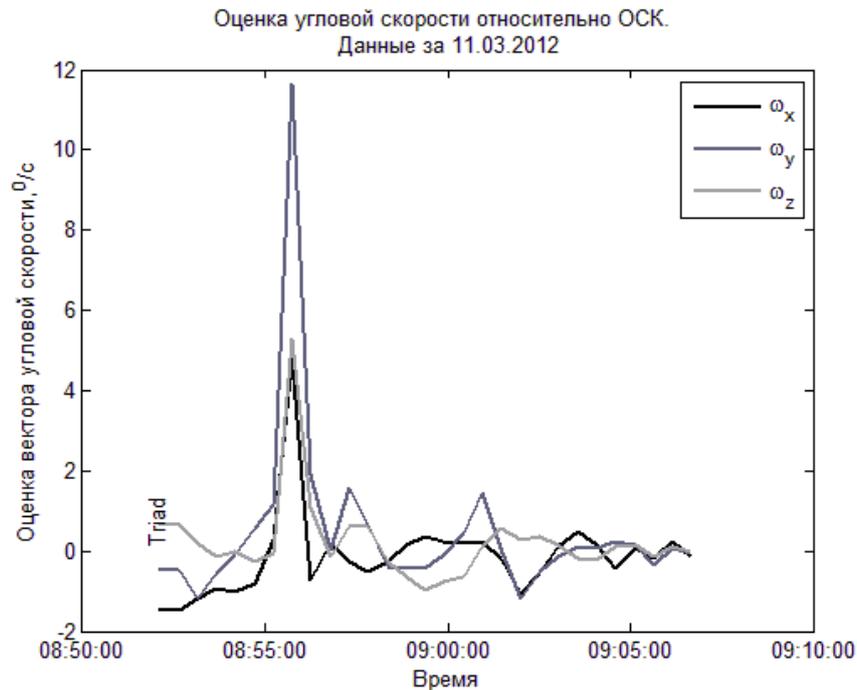


Рис. 4.2. Оценка угловой скорости во время стабилизации аппарата

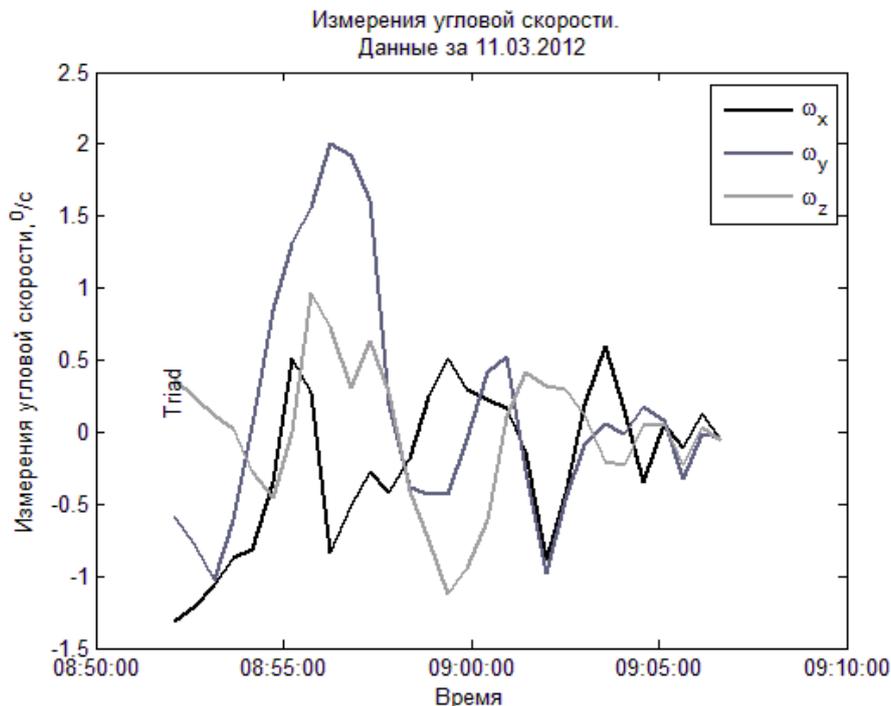


Рис. 4.3. Измерения угловой скорости во время стабилизации

На рис. 4.4 представлен пример разворота с помощью алгоритма определения TRIAD – стабилизация в окрестности положения, при котором угол рысканья равен  $180^{\circ}$  (или  $-180^{\circ}$ ). Маневр стабилизации длился примерно 10 мин. Точность стабилизации, как видно из рис. 4.5, составляет около  $1^{\circ}$  ( $\sigma$ ). На рис. 4.6 представлен график угловой скорости, определенной методом

простого дифференцирования. Вследствие шумов измерений оценка достигает иногда порядка  $2 \text{ }^\circ/\text{с}$ , однако среднеквадратичная ошибка составляет  $0.5 \text{ }^\circ/\text{с}$ . Измерения датчиков угловой скорости для этого участка представлены на рис. 4.7.

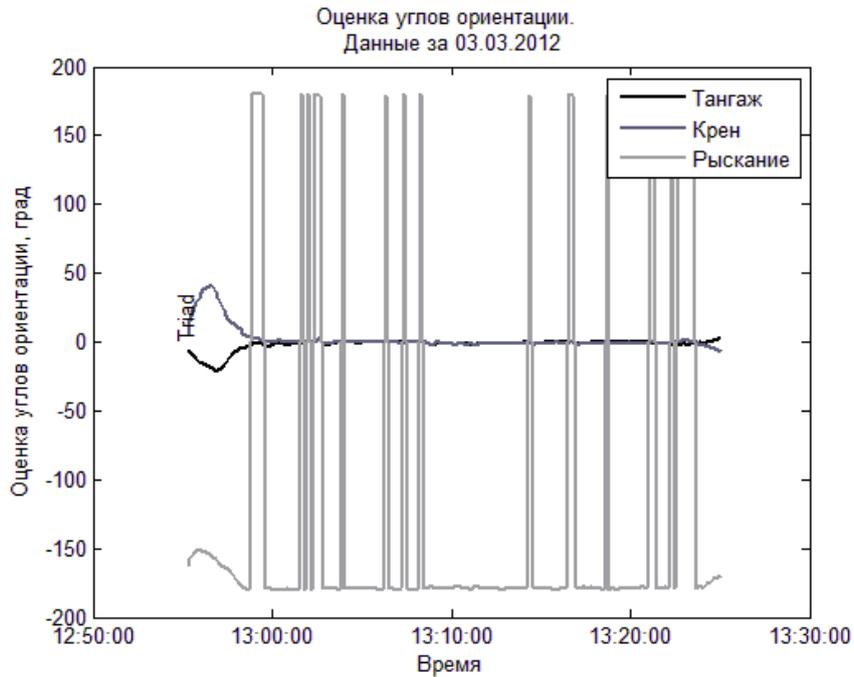


Рис. 4.4. Оценка угловой ориентации во время разворота

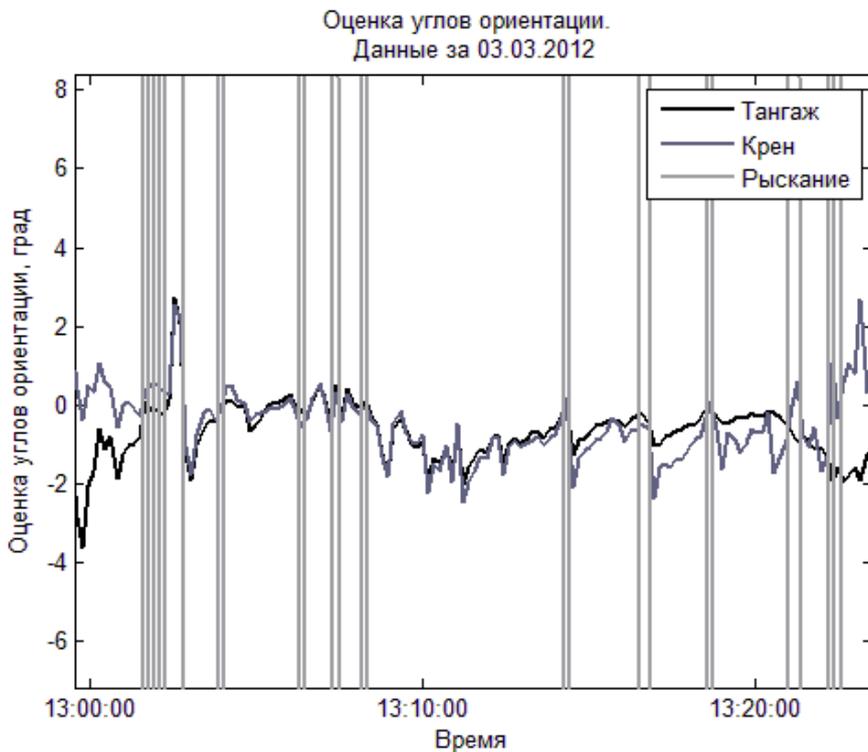


Рис. 4.5. Увеличенный график оценки углов ориентации во время разворота

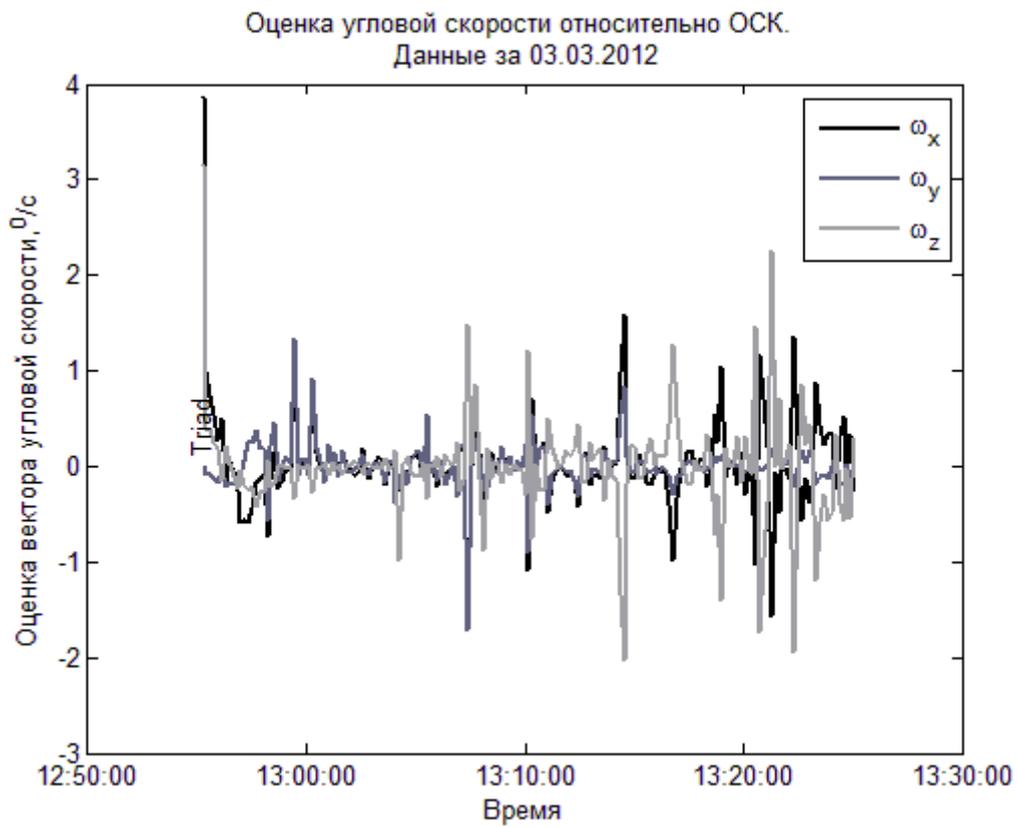


Рис. 4.6. Оценка угловой скорости во время разворота аппарата

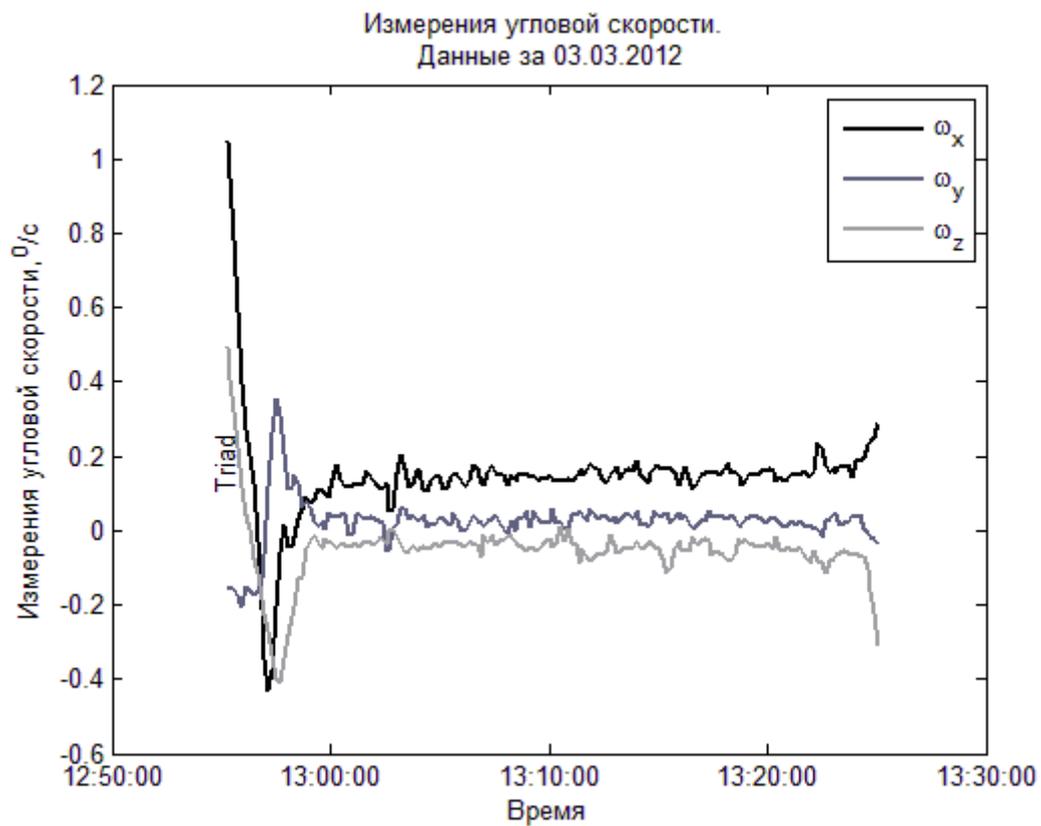


Рис. 4.7. Измерения угловой скорости во время разворота аппарата

## 5 Стабилизация с рекурсивным алгоритмом определения ориентации на освещенном участке орбиты

Для решения задачи активного управления микроспутником необходимо знать параметры его ориентации относительно заданной системы координат. В качестве параметров ориентации часто принимают кватернион поворота ОСК в ССК и вектор угловой скорости ССК относительно ИСК. 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. 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 [1].

В качестве алгоритма определения ориентации микроспутника "Чибис-М" на освещенном участке орбиты был выбран фильтр Калмана, основанный на измерениях солнечного датчика и магнитометра. Для того чтобы использовать фильтр Калмана, необходимо иметь математическую модель его движения. Запишем уравнения движения в виде

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -k_a \mathbf{q} - k_\omega \boldsymbol{\omega} + \frac{3\mu}{R^3} (\boldsymbol{\eta} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\eta}), \quad (0.1)$$

где  $\mathbf{q}$  – векторная часть кватерниона  $\mathbf{Q} = [\mathbf{q} \quad q_4]$  перехода из ОСК в ССК,  $\boldsymbol{\omega}$  – вектор угловой скорости ССК относительно ИСК,  $\boldsymbol{\eta}$  – единичный вектор направления местной вертикали, записанный в ССК,  $\mu = GM_\oplus$  – гравитационный параметр Земли,  $R$  – расстояние от микроспутника до центра Земли,  $k_a$ ,  $k_\omega$  – параметры PD-регулятора управления маховиками. Последнее слагаемое описывает гравитационный момент. Запишем кинематические уравнения в следующем виде:

$$\dot{\mathbf{Q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega} \mathbf{Q}. \quad (0.2)$$

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 ССК относительно ИСК  $\mathbf{x} = [\mathbf{q} \quad \boldsymbol{\omega}]^T$ .

Теперь линеаризуем динамическое и кинематическое уравнения движения в окрестности текущего положения. Запишем уравнение (2.1) 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

$$\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} -\mathbf{W}(t)_{3 \times 3} & \frac{1}{2} \mathbf{E}_{3 \times 3} \\ \frac{6\mu}{R^3} \mathbf{J}^{-1} \mathbf{F}_g(t)_{3 \times 3} - k_a \mathbf{E}_{3 \times 3} & -k_\omega \mathbf{E}_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{6 \times 6},$$

где  $\mathbf{E}$  – единичная матрица,

$$\mathbf{W} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix}$$

– кососимметрическая матрица,  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – компоненты вектора угловой скорости,  $\mathbf{J} = \text{diag}(A, B, C)$  – тензор инерции микроспутника,

$$\mathbf{F}_g = \begin{bmatrix} (\eta_2^2 - \eta_3^2)(B - C) & -\eta_1 \eta_2 (B - C) & \eta_3 \eta_1 (B - C) \\ \eta_1 \eta_2 (C - A) & (\eta_3^2 - \eta_1^2)(C - A) & -\eta_3 \eta_2 (C - A) \\ -\eta_1 \eta_3 (A - B) & -\eta_2 \eta_3 (A - B) & (\eta_1^2 - \eta_2^2)(A - B) \end{bmatrix}$$

– матрица гравитационного момента,  $\eta_1, \eta_2, \eta_3$  – компоненты вектора  $\boldsymbol{\eta}$ .

Оценка фильтра Калмана состоит из двух этапов – априори и апостериори. Априори оценка  $\hat{\mathbf{x}}_k^-$  на шаге  $k$  работы фильтра представляет собой результат совместного интегрирования уравнений движения (0.1) и кинематических уравнений (0.2) [8]. Априори оценка ковариационной матрицы ошибок на шаге  $k$  рассчитывается как

$$\mathbf{P}_k^- = \Phi_{k-1} \mathbf{P}_{k-1}^+ \Phi_{k-1}^T + \mathbf{Q},$$

где  $\mathbf{Q}$  – ковариационная матрица ошибок модели движения,  $\mathbf{P}_{k-1}^+$  – апостериори оценка матрицы ошибки на предыдущем шаге.

Апостериори оценка строится как корректировка априори оценки после получения измерений. Вектор измерений имеет вид

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

Здесь  $\mathbf{z}_k$  – полученный на  $k$ -м шаге вектор измерений,  $\mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^-, k)$  – модель измерений,  $\mathbf{v}_k$  – вектор шумов измерений с ковариационной матрицей  $\mathbf{R}$ . Вектор измерений состоит из вектора магнитного поля и вектора направления на Солнце в ССК

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

Вектор  $\mathbf{h}$  можно записать в виде

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

где  $\mathbf{A}$  – матрица перехода из ССК в ОСК, записанная через оценку кватерниона  $\hat{\mathbf{q}}_k^-$ ,  $\mathbf{b}_o$  и  $\mathbf{s}_o$  – векторы магнитного поля и направления на Солнце, записанные в ОСК.

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

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

где  $\mathbf{H}_i$  определяется из уравнения

$$\mathbf{H}_i = \left[ \frac{\partial \mathbf{A}(\mathbf{q}_k)}{\partial \mathbf{q}_{k,i}} \right], i = \overline{1,3}.$$

Матрица коэффициентов обратной связи записывается следующим образом:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}]^{-1}.$$

Апостериори оценка фильтра Калмана выглядит так:

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

Апостериори оценка для матрицы ошибки имеет вид

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

После того, как система ориентации с помощью алгоритма TRIAD приводит спутник в некоторую окрестность орбитальной ориентации, включается рекурсивный алгоритм определения ориентации на основе фильтра Калмана. На освещенной стороне орбиты работает фильтр Калмана, который использует измерения солнечных датчиков и магнитометра. После включения алгоритма на основе фильтра Калмана (вручную или в автоматическом режиме) фильтр начинает сходиться – ковариационная матрица ошибок уменьшается, оценки вектора состояния приближаются к истинным значениям. Оценки фильтра Калмана поступают на вход алгоритма управления маховиками, и система стабилизации приводит микроспутник в орбитальную ориентацию. На рис. 5.1 представлен график углов ориентации во время стабилизации, из которого следует, что алгоритм стабилизирует спутник примерно за 10 минут. Из увеличенного графика (рис. 5.2), видно, что точность ориентации после стабилизации составляет примерно  $0.1^\circ$  ( $\sigma$ ).

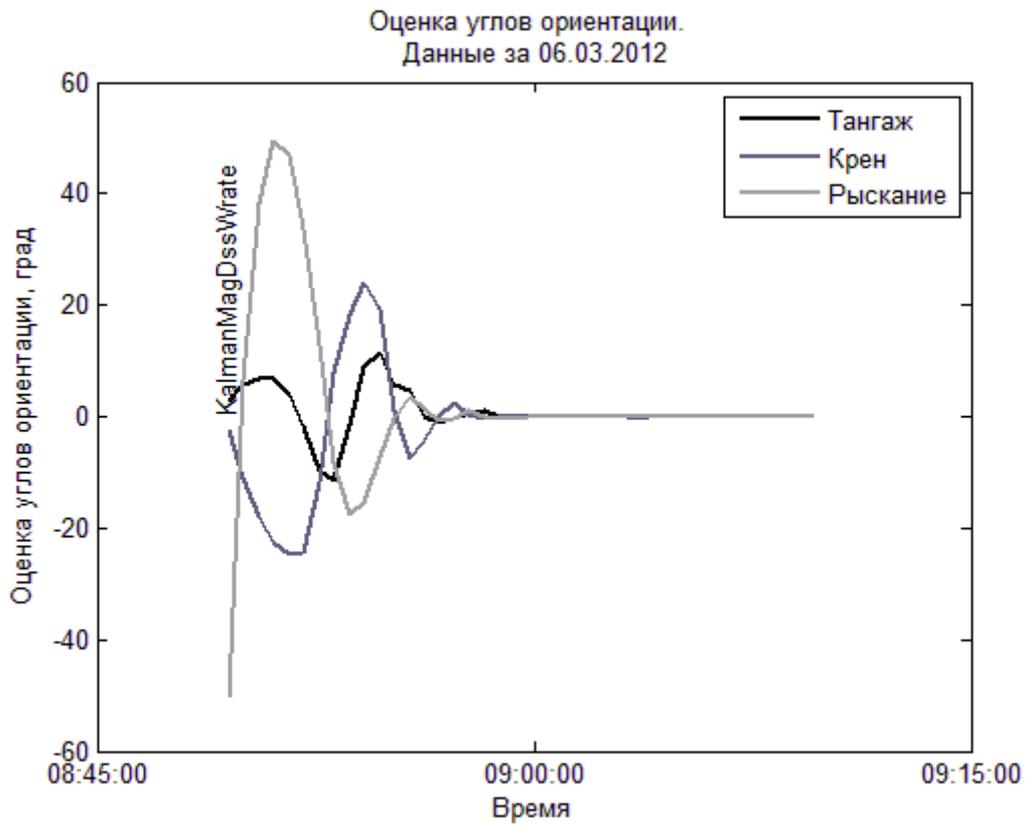


Рис. 5.1. Оценка углов ориентации во время стабилизации аппарата

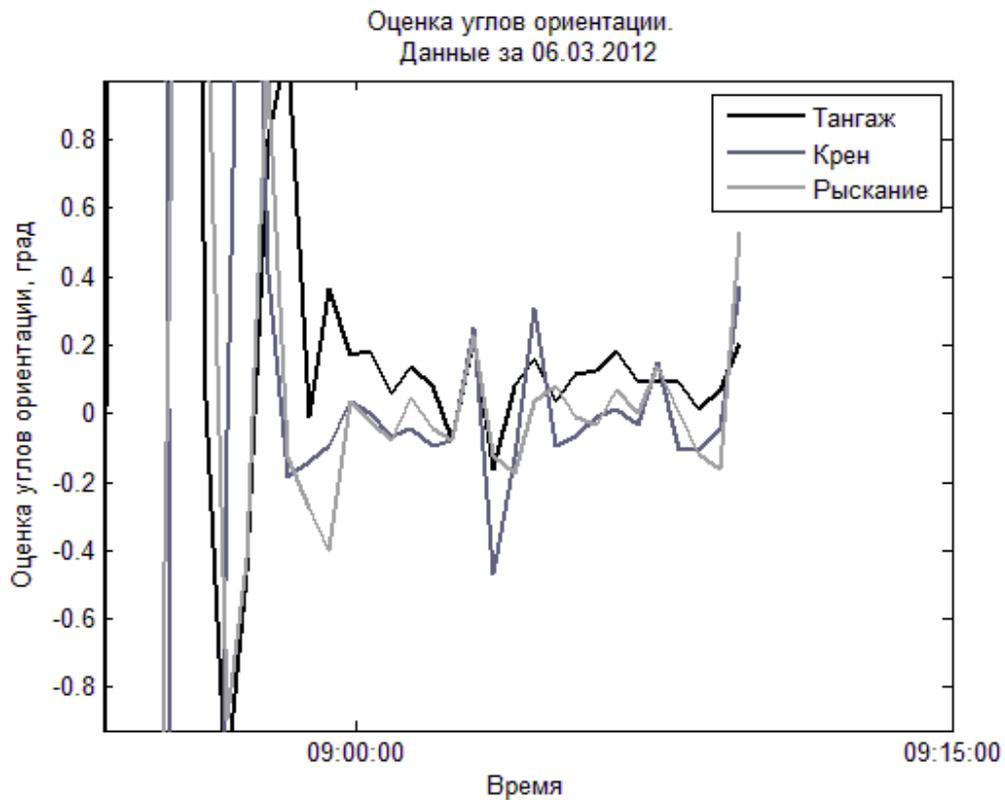


Рис. 5.2. Увеличенный график оценки углов ориентации во время стабилизации аппарата

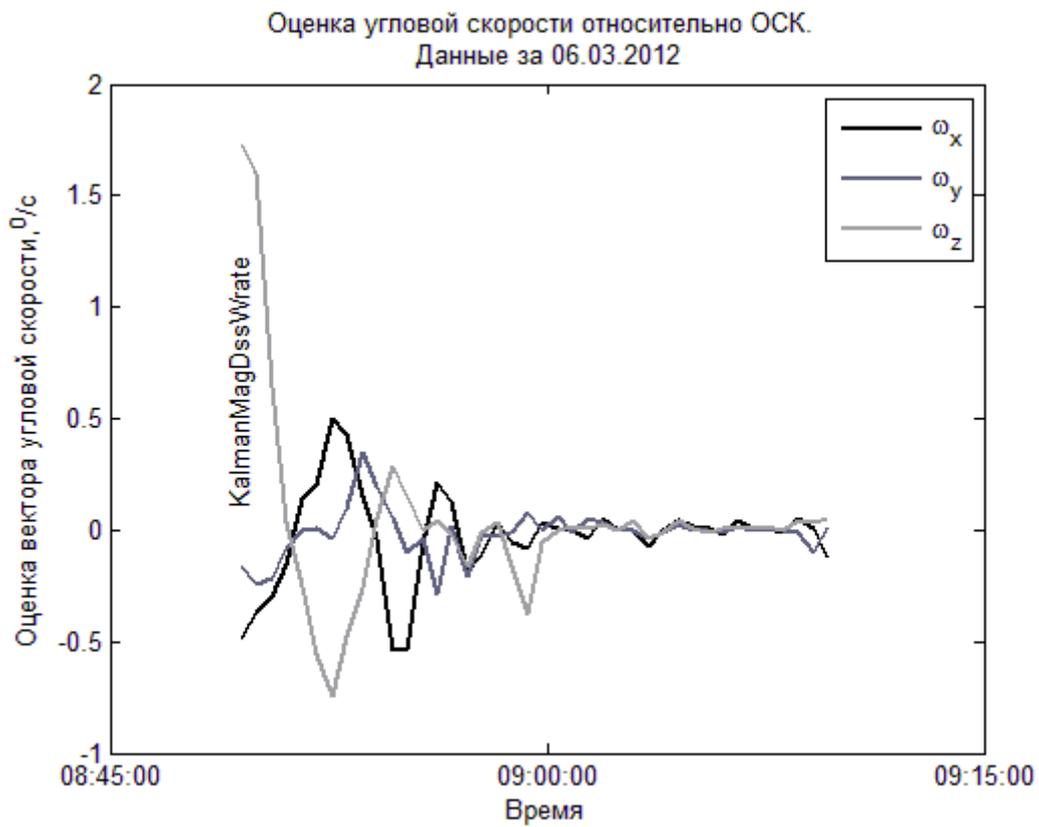


Рис. 5.3. Оценка угловой скорости во время стабилизации аппарата



Рис. 5.4. Увеличенный график оценки угловой скорости относительно ОСК во время стабилизации аппарата

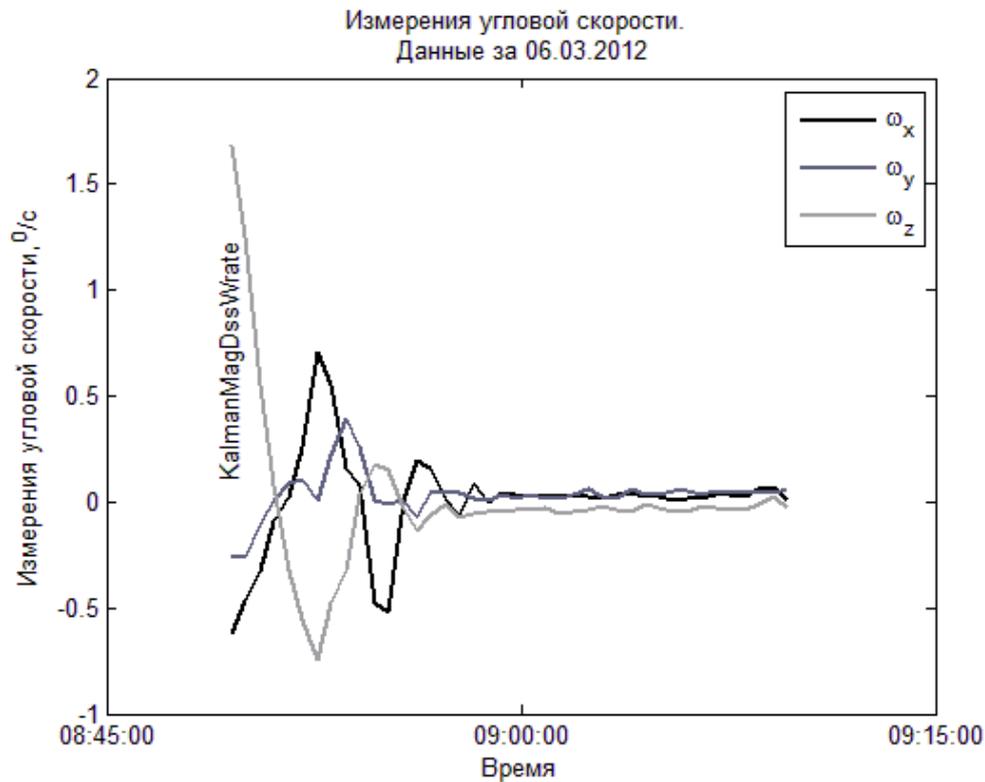


Рис. 5.5. Измерения угловой скорости аппарата во время стабилизации аппарата

На рис. 5.3 представлен график оценок угловой скорости, полученных с помощью фильтра Калмана, а на рис. 5.4 – увеличенный график оценки вектора угловой скорости. Точность определения угловой скорости составляет порядка  $0.05 \text{ } ^\circ/\text{с}$  ( $\sigma$ ). На рис. 5.5 представлен график измерений датчика угловой скорости.

## 6 Стабилизация с рекурсивным алгоритмом определения ориентации на теневом участке орбиты

При входе спутника в тень Земли или при пропадании измерений с солнечных датчиков фильтр Калмана в случае автоматической работы системы ориентации переключается на измерения магнитометра и датчика угловой скорости (в ручном режиме это нужно делать по команде). На теневой стороне нет измерений направления на Солнце, и по показаниям только магнитометра не удастся определить трехосную ориентацию микроспутника. Однако, зная оценку ориентации, полученную фильтром Калмана на освещенной стороне в качестве первого приближения, а также используя измерения датчиков угловой скорости, можно получить также оценку ориентации аппарата в тени. Здесь, однако, имеется проблема: измерения датчика угловой скорости имеют постоянную ошибку, и это приводит к медленному дрейфу микроспутника на теневом участке от орбитальной ориентации, хотя система считает, что все

"нормально". При выходе из тени, когда появляются измерения солнечных датчиков, фильтром Калмана обнаруживается, что ориентация отличается от орбитальной на некоторое значение, и система ориентации парирует это рассогласование.

На рис. 6.1 представлен график углов ориентации во время работы фильтра Калмана, использующего измерения магнитометра и датчиков угловой скорости, на теневом участке орбиты. Из-за отсутствия наблюдаемости трехосного углового положения оценка фильтра Калмана несколько расходится ближе к концу теневого участка, также расходится и оценка вектора угловой скорости (рис. 6.2). Однако, вследствие того, что измерения датчиков угловой скорости имеют некоторую постоянную ошибку, реальная ориентация уходит за время пребывания на теневом участке почти на  $50^\circ$ . При выходе из тени, однако, появляются измерения солнечных датчиков и система ориентации примерно за 10 минут приводит микроспутник в орбитальную ориентацию.

Солнечные датчики установлены на микроспутнике таким образом, что есть небольшие "слепые" зоны (если направление на Солнце попадает в эти зоны (~20% сферы), то не один из датчиков его не "видит"). На рис. 6.3 видно, что даже на освещенном участке орбиты при работе системы в автоматическом режиме было несколько переключений обратно на фильтр Калмана, работающий на измерениях магнитометра и датчика угловой скорости. На рис. 6.2 и рис. 6.3 изображены графики измерения угловой скорости во время работы фильтра Калмана на теневом участке орбиты.

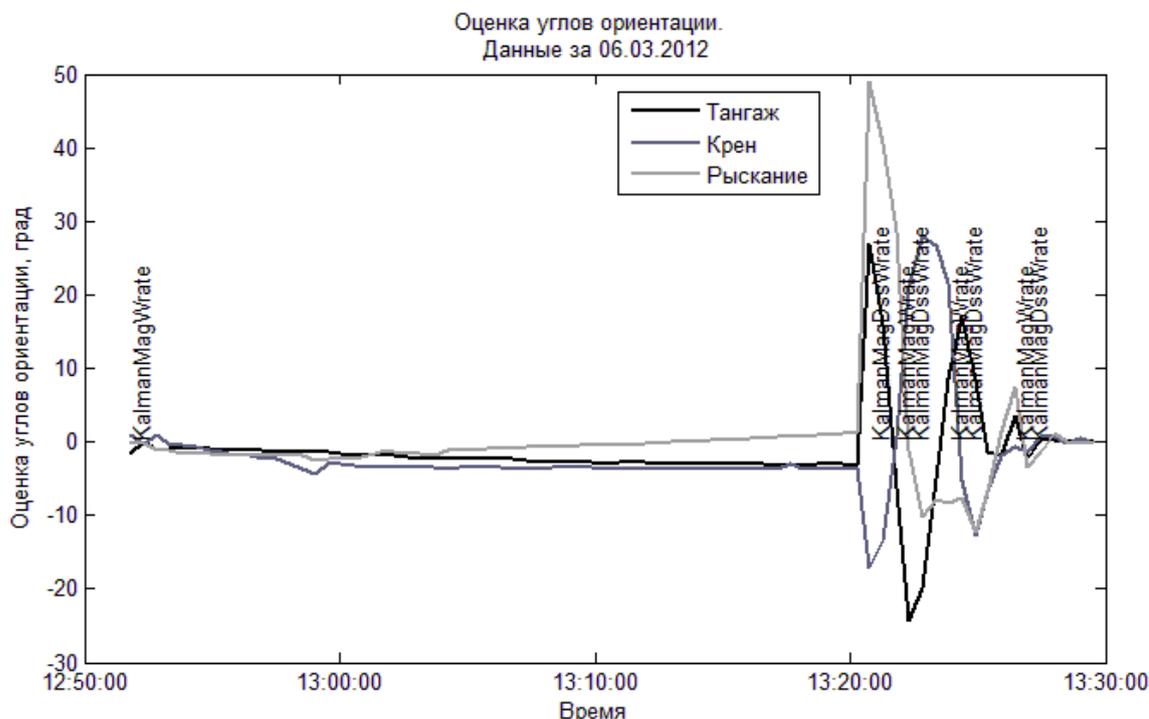


Рис. 6.1. Оценка угловой ориентации на теневом участке орбиты

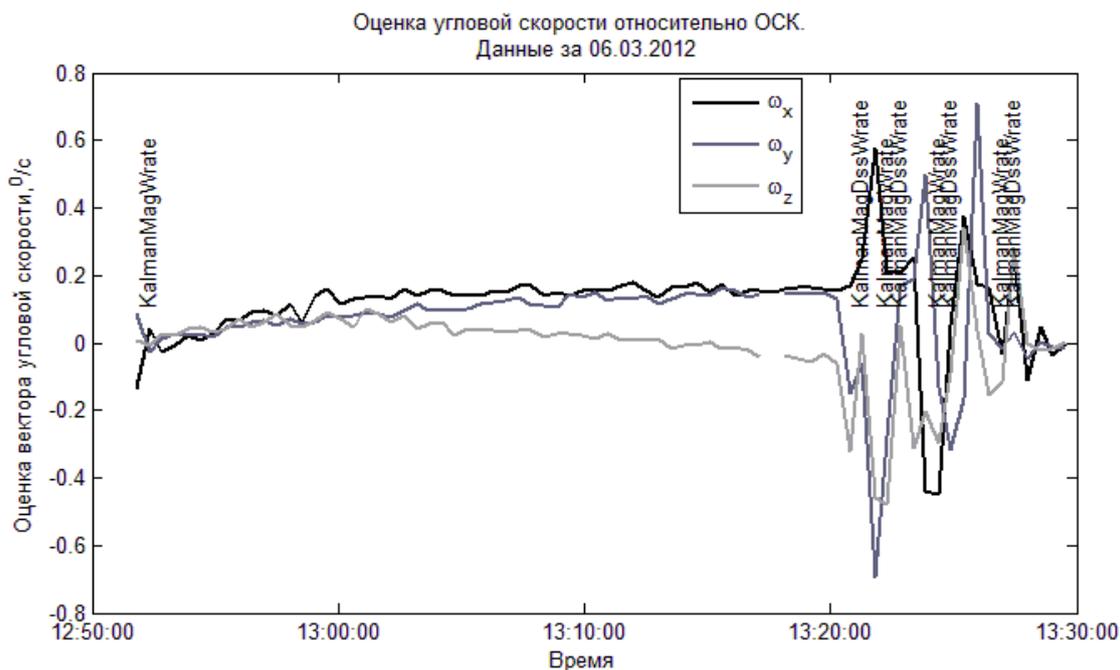


Рис. 6.2. Оценка угловой скорости на теневом участке орбиты

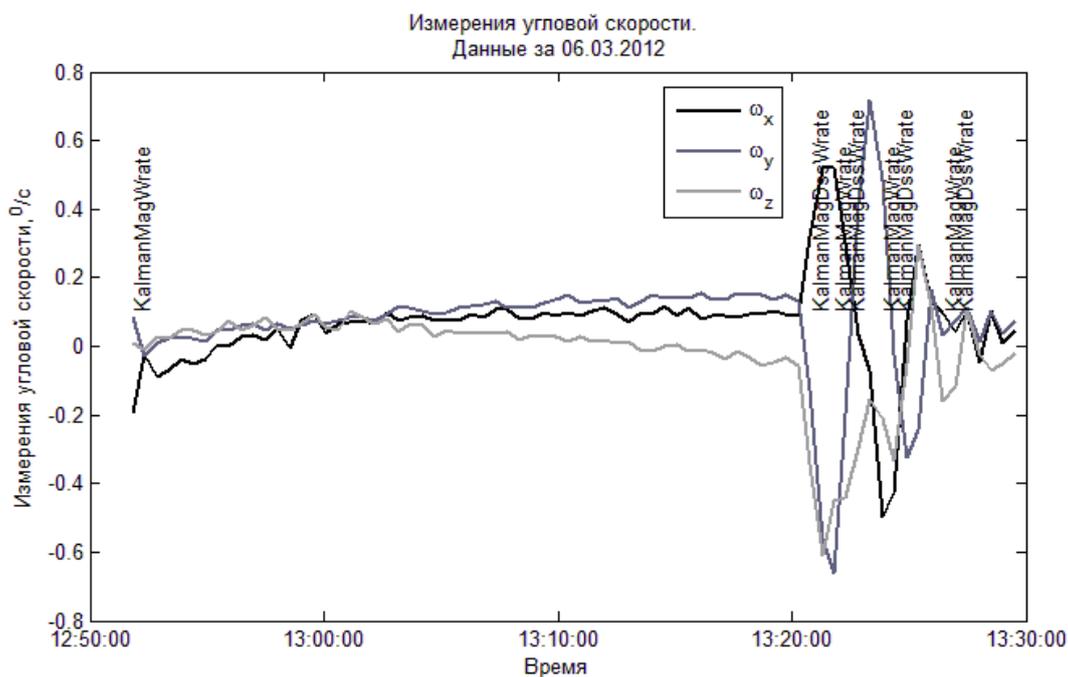


Рис. 6.3. Измерения угловой скорости на теневом участке орбиты

## 7 Анализ логики переключения между алгоритмами в автоматическом режиме

Проанализируем работу автоматического переключения между алгоритмами системы ориентации, рассмотренными выше. При включении системы ориентации, если модуль угловой скорости микроспутника,

оцененный с помощью измерений магнитометра, больше заданного значения, или данные о трехосной ориентации отсутствуют или устарели, включается алгоритм демпфирования угловой скорости с помощью магнитных катушек "-Bdot". После того, как модуль угловой скорости станет меньше этого порогового значения, и если аппарат находится на освещенном участке орбиты, включается грубый алгоритм определения ориентации TRIAD, и по его оценкам алгоритм управления с помощью маховиков разворачивает аппарат в орбитальную ориентацию. Если в момент преодоления порогового значения модуля угловой скорости аппарат находится в тени или нет измерений солнечных датчиков, то продолжает работать "-Bdot" до их появления. Когда алгоритм управления на основе оценок алгоритма TRIAD разворачивает микроспутник в некоторую окрестность орбитальной ориентации (примерно в  $60^\circ$ ), включается алгоритм определения ориентации на основе фильтра Калмана, работающего на измерениях магнитометра и солнечных датчиков. На основе оценок фильтра Калмана алгоритм управления заканчивает разворот микроспутника в орбитальную ориентацию и поддерживает его в этой ориентации. В случае, если пропадают измерения солнечных датчиков по причине попадания Солнца в "слепую зону" датчиков или входа аппарата в тень, включается фильтр Калмана, работающий на измерениях магнитометра и датчиков угловой скорости. Если оценки ориентации фильтра Калмана расходятся, становятся далеки от орбитальной ориентации или фильтр оценивает, что микроспутник вращается с большой угловой скоростью, то происходит переключение на алгоритм TRIAD, и алгоритм управления ориентацией снова начинает работать на основе его оценок. На рис. 7.1 изображена схема автоматического переключения между алгоритмами.

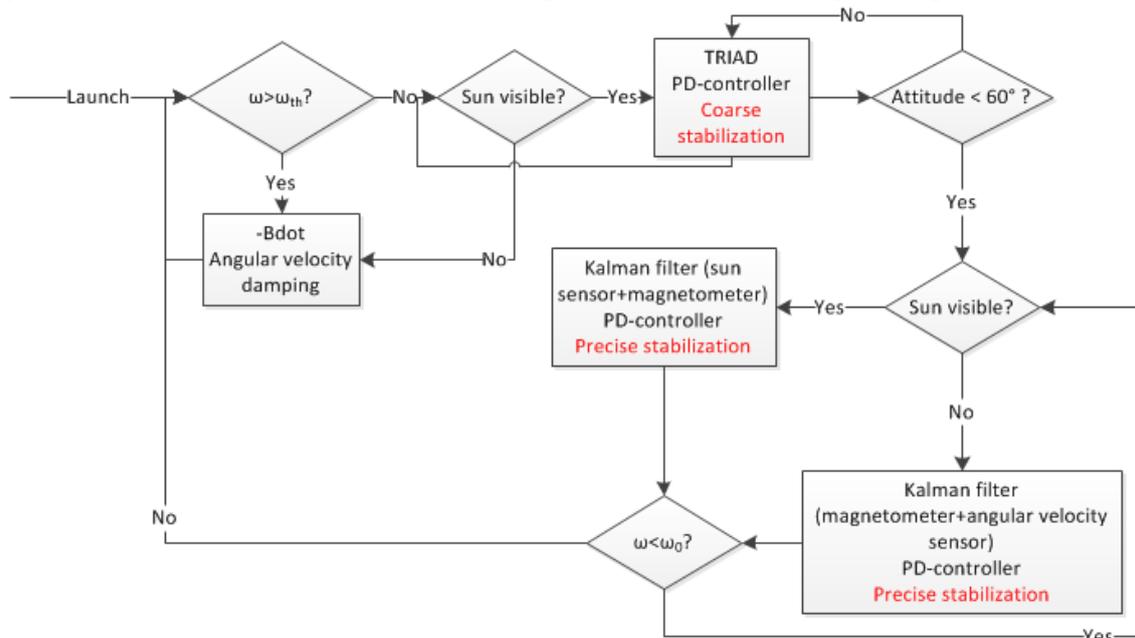


Рис. 7.1. Схема автоматического переключения между алгоритмами

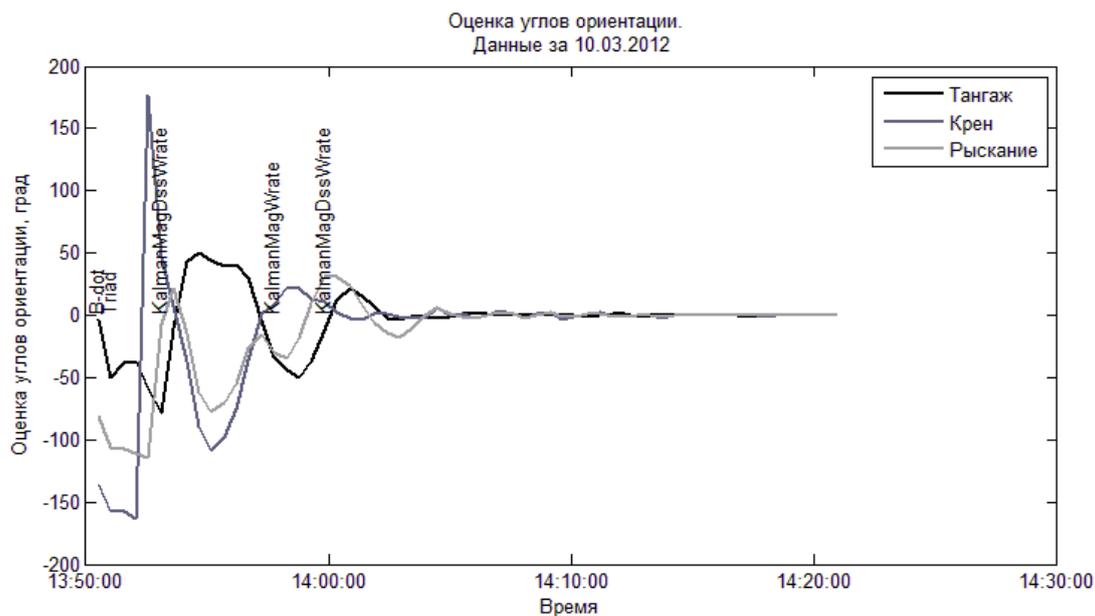


Рис. 7.2. Оценка углов ориентации во время стабилизации аппарата

На рис. 7.2 и рис. 7.3 приведены графики оценки ориентации и угловой скорости во время работы автоматического переключения между алгоритмами. На рис. 7.4 приведены графики измерения угловой скорости.

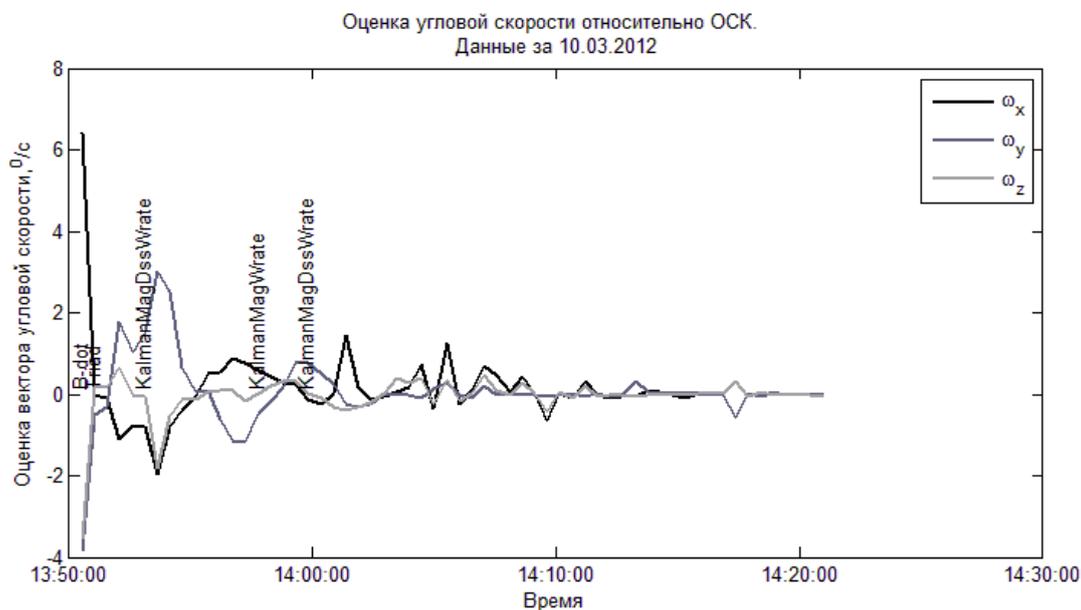


Рис. 7.3. Оценка угловой скорости относительно ОСК во время стабилизации аппарата

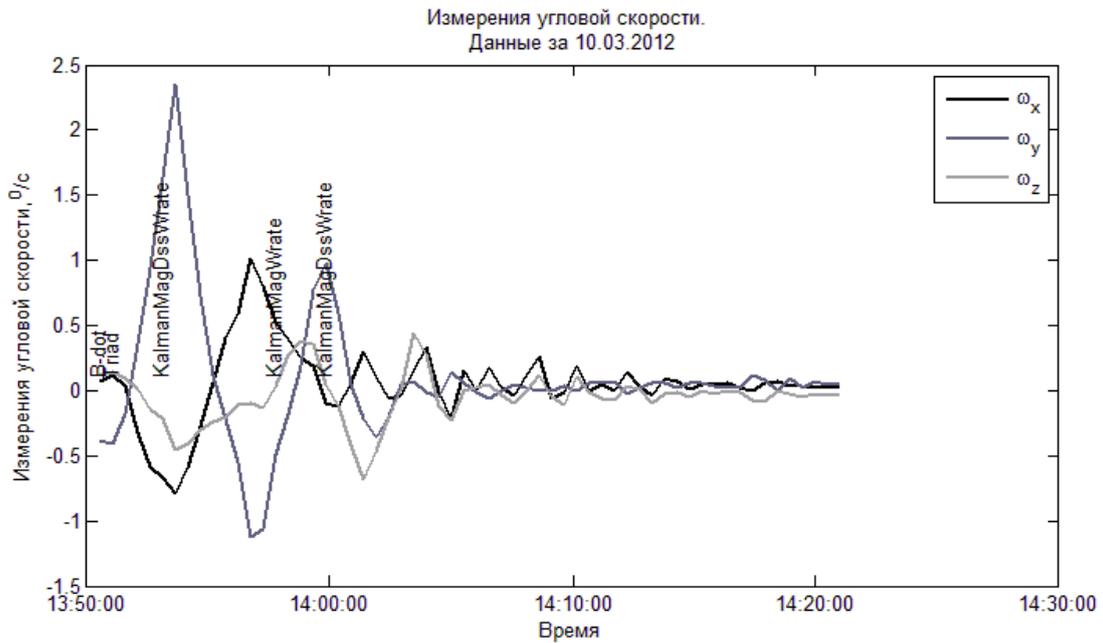


Рис. 7.4. Измерения угловой скорости во время стабилизации аппарата

На рис. 7.5 и рис. 7.6 приведены графики оценки ориентации и угловой скорости во время работы автоматического переключения между фильтрами Калмана при переходах между теньевыми и освещенными участками орбиты. Как было описано выше, из-за отсутствия наблюдаемости и неточного знания нуля измерений датчика угловой скорости за время движения по теньевому участку орбиты микроспутник медленно дрейфует от орбитальной ориентации, но после попадания на освещенный участок, ориентация восстанавливается.

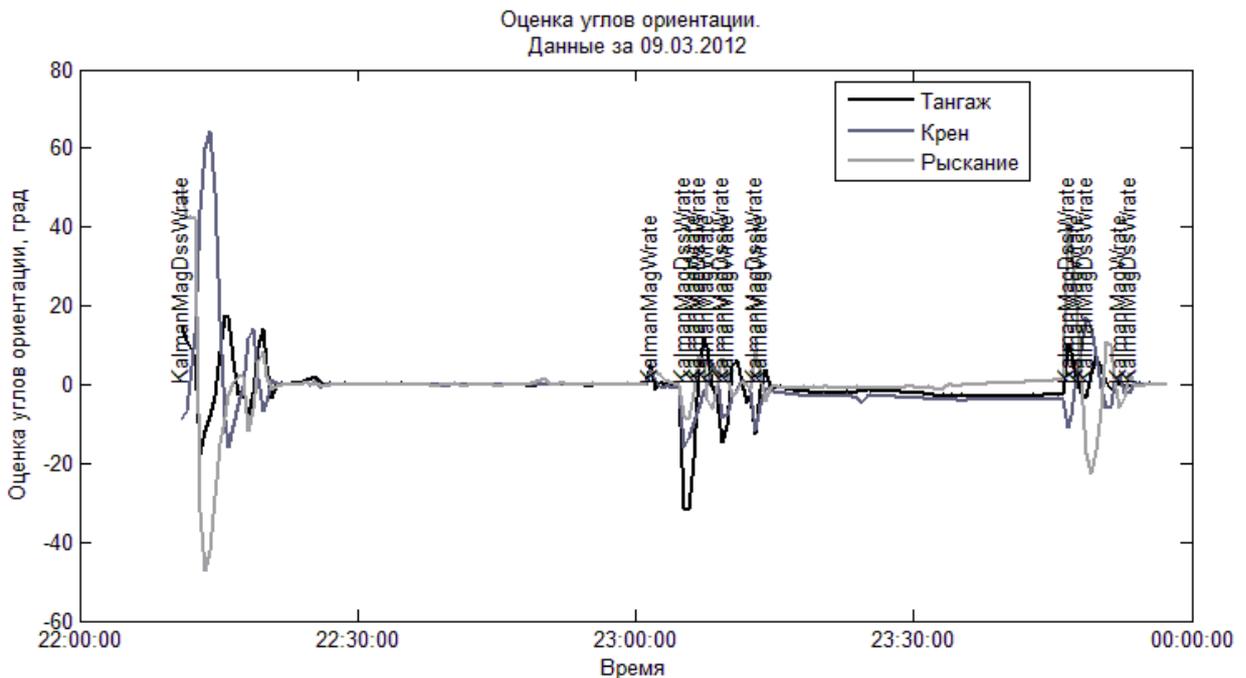


Рис. 7.5. Оценка углов ориентации во время переходов между освещенными и теньевыми участками орбиты

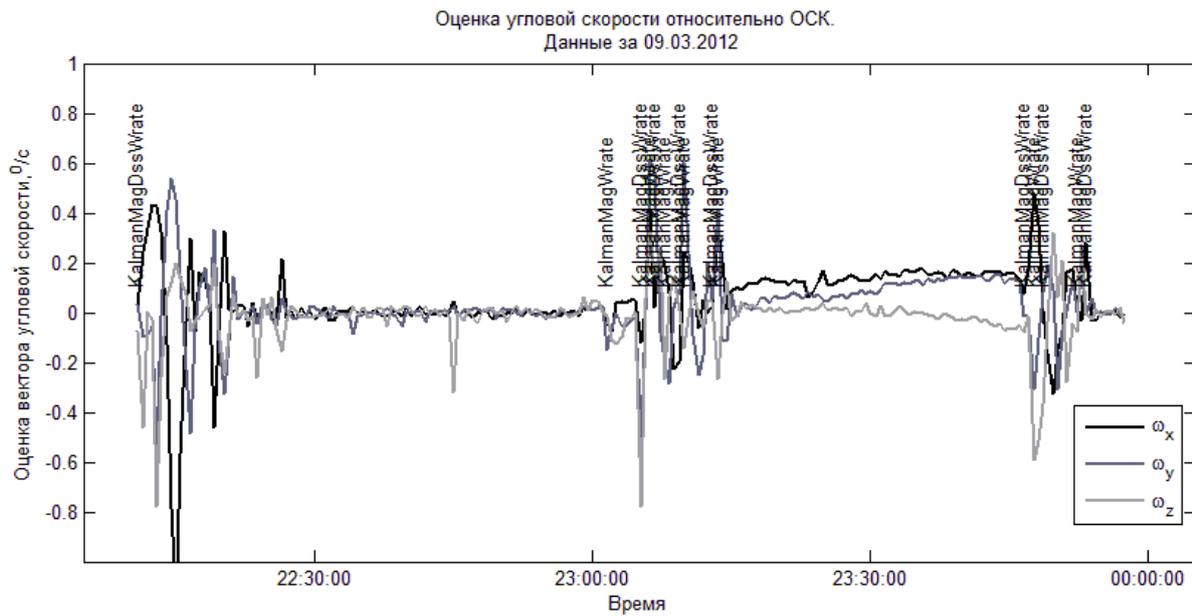


Рис. 7.6. Оценка угловой скорости во время переходов между освещенными и тенивыми участками орбиты

## Заключение

Проведены настройка и летные испытания системы ориентации и стабилизации. Выяснено, что система ориентации микроспутника "Чибис-М" выполняет поставленные перед ней задачи и удовлетворяет поставленным требованиям: поддерживается орбитальная ориентация аппарата с заданной точностью на освещенном участке орбиты, работают те режимы, которые должны быть реализованы. На освещенной части орбиты микроспутник стабилизируется за время от 10 до 30 минут, точность поддержания орбитальной ориентации оценивается примерно в  $0.1-0.2^{\circ}$ , при этом погрешность оценки угловой скорости составляет примерно  $0.05^{\circ}/с$ . Вследствие отсутствия полной наблюдаемости ориентации и неточного знания нуля измерения датчика угловой скорости к концу теневого участка отклонения от орбитальной ориентации могут составлять до  $50^{\circ}$ . Это отклонение можно уменьшить до  $10-15^{\circ}$  введением текущего смещения нуля.

## Список литературы

1. Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана // Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. 2009. № 48. 32 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-48>
2. Овчинников М.Ю., Карпенко С.О., Ткачев С.С. Исследование алгоритма трехосной маховичной системы управления ориентацией // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXV Академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2011г. / под ред. А.К.Медведевой. М: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства. С. 142.
3. Иванов Д.С. и др. Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2010. № 28. 32 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-28>
4. Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Лабораторные испытания токовых катушек с сердечником // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2010. № 29. 26 с.  
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-29>
5. Иванов Д.С. и др. Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника “Чибис-М” на лабораторном стенде // Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 1. С. 118-137.
6. Stickler A.C., Alfriend K.T. Elementary Magnetic Attitude Control System // Journal of Spacecraft and Rockets. 1976. V. 13. № 5. P. 282-287.
7. Белецкий В.В., Хентов А.. Вращательное движение намагниченного спутника. М.: Наука, 1985.
8. Дегтярёв А.А., Тайль Ш. Элементы теории адаптивного расширенного фильтра Калмана // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2003. № 26. 35 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2003-26>

## Оглавление

Введение .....	3
1 Состав системы ориентации микроспутника "Чибиc-M" .....	5
2 Алгоритм демпфирования угловой скорости "-Bdot" .....	7
3 Алгоритм разворота на Солнце с использованием маховиков.....	12
4 Трехосная стабилизация с грубым алгоритмом определения ориентации .....	13
5 Стабилизация с рекурсивным алгоритмом определения ориентации на освещенном участке орбиты .....	19
6 Стабилизация с рекурсивным алгоритмом определения ориентации на теневом участке орбиты.....	24
7 Анализ логики переключения между алгоритмами в автоматическом режиме .....	26
Заключение.....	30
Список литературы .....	31