



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 126 за 2017 г.



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

**Иванов Д.С., Овчинников М.Ю.,
Панцырный О.А., Селиванов А.С.,
Федоров И.О., Хромов О.Е.,
Юданов Н.А.**

Угловое движение
наноспутника ТНС-0 №2

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Угловое движение наноспутника ТНС-0 №2 / Д.С.Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2017. № 126. 27 с.
doi:[10.20948/prepr-2017-126](https://doi.org/10.20948/prepr-2017-126)
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2017-126>

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

**Д.С. Иванов, М.Ю. Овчинников, О.А. Панцырный,
А.С. Селиванов, И.О. Федоров,
О.Е. Хромов, Н.А. Юданов**

**Угловое движение
наноспутника ТНС-0 №2**

Москва — 2017

Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Панцырный О.А., Селиванов А.С., Федоров И.О., Хромов О.Е., Юданов Н.А.

Угловое движение наноспутника ТНС-0 №2

По телеметрическим данным с помощью обработки измерений бортовых датчиков определено пассивное угловое движение наноспутника ТНС-0 №2 после запуска с борта МКС. Проведена оценка времени демпфирования начальной угловой закрутки. Найдена точность магнитной стабилизации после окончания переходных процессов.

Ключевые слова: наноспутник, угловое движение, магнитометр, солнечный датчик

Ivanov D.S., Ovchinnikov M.Yu., Pantsyrnyi O.A., Selivanov A.S., Fedorov I.O., Khromov O.E., Yudanov N.A.

Attitude motion of the TNS-0 №2 nanosatellite

A passive attitude motion of the TNS-0 №2 nanosatellite is determined using magnetometer and sun sensor measurements. Time of initial angular motion damping is estimated. The accuracy of the magnetic stabilization is studied.

Key words: nanosatellite, attitude motion, magnetometer, sun sensor

Исследование поддержано грантом РФФ № 17-71-20117.

Введение

В марте 2005 года с борта Международной космической станции российским космонавтом С. Шариповым во время выхода в открытый космос вручную был успешно выведен на почти круговую орбиту первый российский наноспутник ТНС-0 №1. Спутник был разработан и изготовлен ФГУП “Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения”, а его система ориентации — Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН. По своей конструкции и функциональному наполнению спутник ТНС-0 №1 относится к классу технологических наноаппаратов [1]. Основная цель наноспутника ТНС-0 №1 — проведение экспериментов по проверке технологии связи с космическими аппаратами через глобальную систему связи GlobalStar. Спутник должен был стать абонентом системы, что дало бы возможность передавать на спутник и получать со спутника телеметрическую и иную информацию, используя стандартное оборудование для глобальной связи.

Следующий аппарат серии наноспутников ТНС запущен 17 августа 2017 года аналогичным способом – с борта МКС во время выхода космонавта в открытый космос. Основной целью наноспутника ТНС-0 №2 является получение летной квалификации установленных на нем приборов и датчиков. В частности, на борту спутника установлена экспериментальная аппаратура навигации, набор солнечных датчиков разных типов. Также в ходе работы наноспутника на орбите будут испытаны новый бортовой вычислитель, система питания и солнечная батарея.

На спутнике ТНС-0 №2 установлена пассивная магнитная система ориентации, схожая с системой ориентации спутника ТНС-0 №1 [2], которая состоит из набора гистерезисных стержней для демпфирования угловой закрутки после запуска с МКС и постоянного магнита, расположенного вдоль оси симметрии, для ориентации этой оси вдоль местного вектора индукции геомагнитного поля. После окончания переходных процессов и демпфирования угловой скорости ось симметрии спутника будет отслеживать вектор магнитной индукции. На борту спутника установлены датчики – трёхосный магнитометр, набор фотодиодных солнечных датчиков, ультрафиолетовый солнечный датчик и инфракрасный датчик горизонта. По их измерениям определяется угловое движение аппарата с помощью наземной обработки телеметрической информации со спутника.

1. Параметры системы ориентации наноспутника ТНС-0 № 2

Наноспутник ТНС-0 № 2 имеет корпус в форме 6-угольного цилиндра высотой 26.4 см и диаметром 18.7 см. Боковые грани аппарата покрыты солнечными панелями, на верхней стороне размещены антенны глобальной спутниковой связи GLobalStar, набор солнечных датчиков и антенна командной радиолинии. К нижнему основанию цилиндра прикреплена ручка, за которую космонавт будет держать спутник во время выхода в открытый космос. На рис. 1 изображена 3D модель наноспутника ТНС-0 №2.

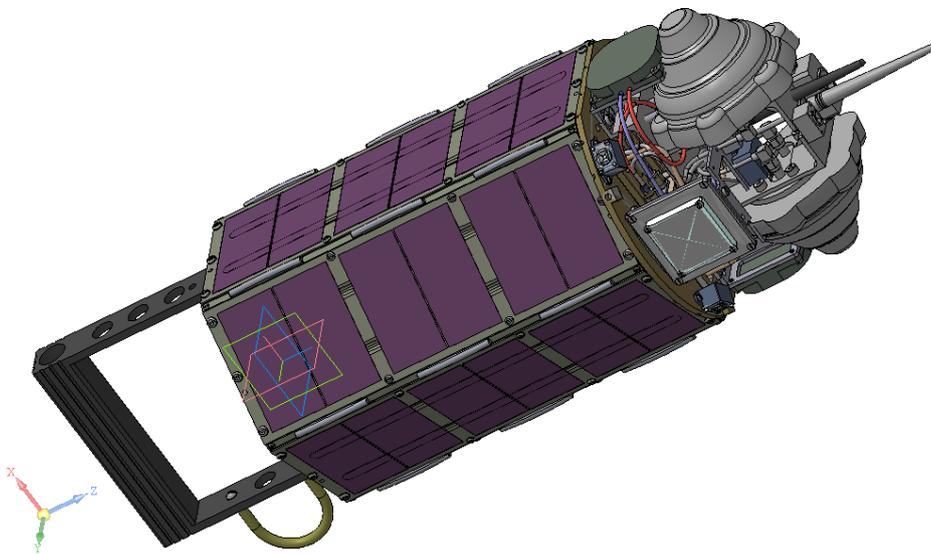


Рис. 1. 3D модель наноспутника ТНС-0 № 2

Масса спутника составляет 4.8 кг. Его центр масс находится на оси симметрии корпуса, как изображено на рис. 2. Элементы тензора инерции в системе координат, связанной с центром масс аппарата, имеют значения:

$$J = \begin{bmatrix} 0.06153 & -0.00013 & -0.00033 \\ -0.00013 & 0.06669 & -0.00012 \\ -0.00033 & -0.00012 & 0.01287 \end{bmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Величина магнитного момента постоянного магнита равна $2.2 \text{ А} \cdot \text{м}^2$. На верхнем и нижнем основаниях корпуса наноспутника установлена сетка из гистерезисных стержней для демпфирования угловой скорости. Расположение постоянного магнита, а также магнитометра и солнечных датчиков на теле спутника изображено на рис. 2. Более подробно о системе ориентации наноспутника ТНС-0 №2 и выборе параметров элементов системы можно прочитать в [3].

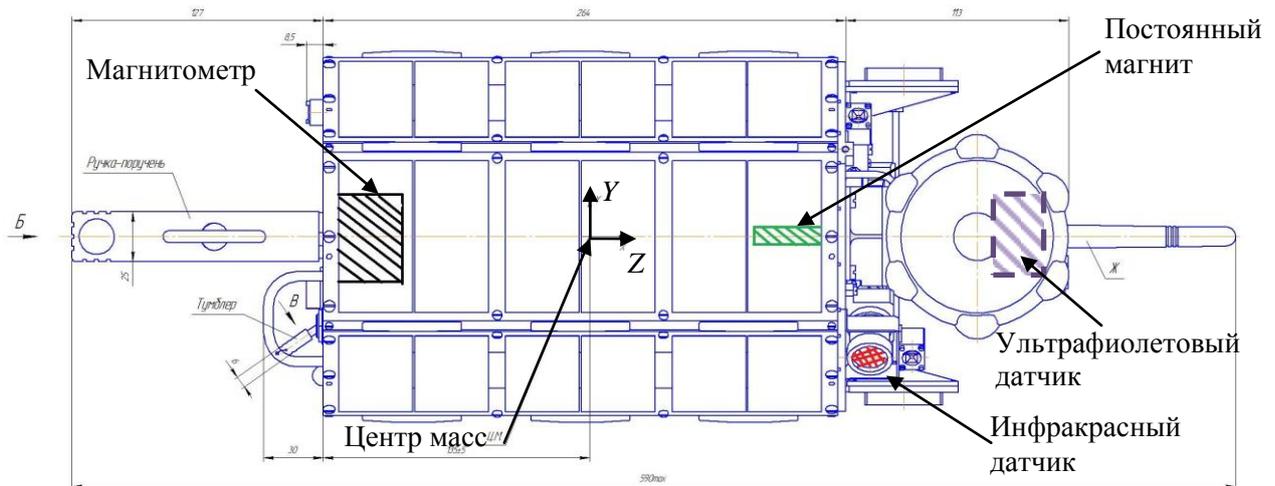


Рис. 2. Положение центра масс, постоянного магнита, магнитометра и солнечных датчиков на теле спутника

2. Методики обработки измерений

В настоящем разделе приведены методики обработки измерений с бортовых датчиков наноспутника ТНС-0 №2 для реконструкции углового движения на Земле по телеметрическим данным. Представлены математическая модель углового движения наноспутника с учетом допущений, модели измерений магнитометра и солнечных датчиков. Описаны методики предварительной обработки измерений датчиков для определения по летным измерениям основных калибровочных характеристик.

2.1. Уравнения углового движения наноспутника ТНС-0 №2

Рассмотрим движение спутника с фиксированными в его теле гистерезисными стержнями из магнитомягкого материала и постоянным магнитом под действием гравитационного и магнитного моментов. Предполагаем, что спутник представляет собой твердое тело, движущееся по околокруговой орбите вокруг Земли, для описания гравитационного поля Земли используется модель SGP4. Геомагнитное поле описывается моделью IGRF. Для описания явления гистерезиса в стержнях используется модель параллелограмма [4].

Для записи уравнений движения спутника введем две правые прямоугольные системы координат. $Ox_oY_oZ_o$ – орбитальная система координат с началом в центре масс спутника. Ось OZ_o направлена вдоль радиус-вектора спутника, ось OY_o — перпендикулярно плоскости орбиты (сонаправлена с орбитальной угловой скоростью), ось Ox_o дополняет систему до правой; $OXYZ$ – связанная со спутником система координат, ее оси направлены так, как показано на рис. 2.

Изменение ориентации и скорости спутника описывается с помощью динамических уравнений Эйлера и кинематических соотношений, основанных на

кватернионах, элементах матрицы направляющих косинусов или углах Эйлера. Вектор состояния спутника описывается с помощью компонент угловой скорости и различных наборов позиционных переменных. В качестве позиционных переменных используются кватернион $\Lambda = (\mathbf{q}, q_0)$, где \mathbf{q} – векторная часть кватерниона, q_0 – скалярная, матрица ориентации \mathbf{A} , самолетные углы ориентации α, β, γ .

Динамические уравнения движения спутника запишем в виде

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{M}_{mag} + \mathbf{M}_{grav} + \mathbf{M}_{gist}, \quad (1)$$

где \mathbf{J} – тензор инерции диагонального вида, $\boldsymbol{\Omega}$ – абсолютная угловая скорость спутника, \mathbf{M}_{mag} , \mathbf{M}_{grav} , \mathbf{M}_{gist} – механический момент, обусловленный действием постоянного магнита, гравитационный момент и механический момент от гистерезисных стержней соответственно. Гравитационный момент при движении по круговой орбите имеет вид

$$\mathbf{M}_{gp} = 3\omega_0^2 (\mathbf{A}\mathbf{e}_3) \times \mathbf{J}(\mathbf{A}\mathbf{e}_3),$$

где $\mathbf{e}_3 = (0, 0, 1)^T$ – вектор местной вертикали в орбитальной системе координат, $\boldsymbol{\omega}_0$ – вектор угловой скорости орбитального движения центра масс спутника, имеющий вид в орбитальной системе координат $\boldsymbol{\omega}_0 = [0 \ \omega_0 \ 0]^T$. Механический момент от постоянного магнита имеет вид

$$\mathbf{M}_{mag} = \mathbf{m} \times \mathbf{B},$$

где \mathbf{m} – дипольный момент постоянного магнита, \mathbf{B} – вектор геомагнитной индукции в связанных осях. Механический момент от гистерезисных стержней имеет вид

$$\mathbf{M}_{gist} = \mathbf{m}_{gist} \times \mathbf{B},$$

где \mathbf{m}_{gist} – суммарный магнитный момент всех стержней. Для магнитного момента одного стержня

$$\mathbf{m}_{gist}^i = \mu_i V_i H_0 W \mathbf{e}_i / \mu_0,$$

где μ_i – относительная магнитная проницаемость i -го стержня, V_i – его объем, H_0 – характерная величина вектора \mathbf{H} напряженности геомагнитного поля в текущей точке орбиты, $W(H_\tau)$ – безразмерная функция, описывающая зависимость отнесенной к H_0 индукции стержня согласно модели параллелограмма, μ_0 – магнитная постоянная; $H_\tau = \mathbf{H}\mathbf{e}_i$, \mathbf{e}_i – направленный вдоль стержня единичный вектор, записанный в связанной системе координат.

Динамические уравнения дополняются кинематическими соотношениями. При численном моделировании используется кватернион, описывающий ориентацию спутника, и кинематическое соотношение

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \mathbf{C}\Lambda, \quad (2)$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix},$$

здесь $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ – угловая скорость связанной системы координат относительно орбитальной, которая имеет вид

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\Omega} - \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_0.$$

2.2. Определение смещения ноля измерений магнитометра

Магнитометр, установленный на борту наноспутника ТНС-0 №2, измеряет как величину индукции магнитного поля Земли, так и индукцию магнитного поля самого аппарата. Для использования измерений магнитометра для определения углового движения необходимо выделить из измерений составляющую, соответствующую магнитному полю Земли. Как показали наземные испытания ТНС-0 №2 в лаборатории ИПМ, основной вклад в измерения магнитометра со стороны бортовых приборов вносит поле постоянного магнита. Опишем методику определения смещения ноля измерений магнитометра.

Пусть модель измерений магнитометра имеет вид

$$\mathbf{V}_{изм} = \mathbf{A}\mathbf{V}_o + \mathbf{V}_{смещ}, \quad (3)$$

где \mathbf{V}_o — геомагнитное поле в орбитальной системе координат, \mathbf{A} — матрица перехода из орбитальной в связанную систему координат, $\mathbf{V}_{смещ} = [\Delta B_x, \Delta B_y, \Delta B_z]^T$ — величина поля постоянного магнита. Будем считать, что положение спутника в системе координат, связанной с Землей, известно на момент получения каждого измерения магнитометра, что можно вычислить с помощью двустрочных элементов TLE и модели SGP4. Тогда для каждого момента измерения t_i известен вектор геомагнитного поля в орбитальной системе координат \mathbf{V}_o^i , который вычисляется согласно модели IGRF. Модуль этого вектора $B_o^i = |\mathbf{V}_o^i|$ при найденном значении $\mathbf{V}_{смещ}$ должен равняться модулю вектора $B_E^i = |\mathbf{V}_{изм}^i - \mathbf{V}_{смещ}|$ согласно модели измерений (3). Однако модули этих векторов не будут равны между собой, так как в измерениях есть случайные шумы, а в модели магнитного поля IGRF есть неточности, возникающие в частности из-за взаимодействия солнечного ветра с геомагнитным полем. Поэтому возникает задача минимизации следующего функционала по компонентам вектора $\mathbf{V}_{смещ}$

$$\Phi(\mathbf{V}_{смещ}) = \sum_{i=1}^N (B_o^i - B_E^i)^2. \quad (4)$$

Здесь N — это количество кадров телеметрии. Минимизация функционала (4) осуществляется численно с помощью алгоритмов на основе метода Ньютона.

После нахождения постоянного смещения ноля измерений магнитометра удобно использовать единичный вектор вдоль геомагнитного поля $\mathbf{b} = \mathbf{V} / |\mathbf{V}|$ для решения задачи реконструкции углового движения спутника.

2.3. Методика определения калибровочных характеристик солнечных датчиков

Модель измерений солнечных фотодиодных датчиков имеет вид

$$I = I_0 \cos(\varphi) + \Delta I, \quad (5)$$

где I — выходные значения с датчика, φ — угол между нормалью к чувствительному элементу и направлением на Солнце, I_0 — максимальное значение выходного значения, ΔI — темновые токи и шумы измерений. Как правило, диапазон значений угла φ , при котором модель измерений (5) адекватно описывает измерения, находится в пределах $\varphi \in [-60; 60]$ град. Модель измерений (5) не учитывает влияние отраженного от поверхности Земли света (так называемое альбедо), которое может достигать до 30 % от значения I_0 . Сложность с использованием модели альбедо заключается в непостоянной отражательной способности Земли, которая зависит от облачного покрова, типа поверхности Земли (снег, лес, луга) и времени года.

Для определения направления на Солнце в связанной со спутником системе координат по измерениям солнечных датчиков необходимо оценить величины I_0 и ΔI для каждого солнечного датчика. Для этого на этапе углового вращения аппарата после запуска необходимо проанализировать диапазон выходных значений с солнечных датчиков как на освещенной части орбиты, так и в тени. Величина ΔI определяется как выходное значение с солнечных датчиков на теневой части орбиты, а I_0 — как максимальная разница между I и ΔI на освещенной части орбиты. После нахождения калибровочных характеристик солнечных датчиков для решения задачи реконструкции углового движения удобно перейти к проекции единичного вектора вдоль направления на Солнце S на чувствительную ось датчика, которая определяется следующим образом:

$$S = (I - \Delta I) / I_0.$$

2.4. Методика определения углового движения КА по измерениям датчиков

Задача определения углового движения по измерениям формулируется следующим образом. Используя модель углового движения, описанную в разделе 2.1, и модели измерений датчиков (3) и (5), необходимо найти такие начальные условия, которые при моделировании углового движения согласно уравнениям (1) и (2) обеспечат минимальную среднеквадратическую ошибку между прогнозом измерений и измерениями датчиков.

Рассмотрим вектор начальных условий, который состоит из векторной части кватерниона $\mathbf{q}(t=0)$ и вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t=0)$ в начальный момент времени (момент прихода первого кадра телеметрии с измерениями)

$$\boldsymbol{\xi} = \left[q_1(t=0), q_2(t=0), q_3(t=0), \omega_1(t=0), \omega_2(t=0), \omega_3(t=0) \right]^T.$$

Если задан вектор начальных условий $\boldsymbol{\xi}$, то с помощью совместного интегрирования уравнений (1) и (2) можно получить кватернион ориентации спутника относительно орбитальной системы координат $\Lambda(t=t_i)$ для каждого момента времени t_i , в который было сделано измерение. Тогда согласно модели измерений, например, магнитометра (3) можно спрогнозировать для каждого момента t_i измерения направления вектора магнитного поля

$$\tilde{\mathbf{b}}_{изм}^i = \mathbf{A}(\Lambda_i) \mathbf{b}_o^i,$$

где единичный вектор вдоль геомагнитного поля в орбитальной системе координат \mathbf{b}_o^i вычисляется согласно моделям орбитального движения SGP4 и модели геомагнитного поля IGRF. Тогда задача нахождения вектора начальных условий $\boldsymbol{\xi}$ сводится к минимизации функции

$$\Phi(\boldsymbol{\xi}) = \sum_{i=1}^N \left(\left| \tilde{\mathbf{b}}_{изм}^i - \mathbf{b}_{изм}^i \right| \right)^2, \quad (6)$$

где $\mathbf{b}_{изм}^i$ — это единичный вектор вдоль геомагнитного поля, вычисленный по измерениям после исключения постоянного смещения. Минимизация функционала (6) производится методами нелинейной оптимизации.

3. Результаты обработки измерений и их анализ

3.1. Обработка видеоизображения запуска с борта МКС

Наноспутник ТНС-0 №2 был запущен 17 августа 2017 года с борта МКС космонавтом Сергеем Рязанским в 18:21 по московскому времени. Идентификатор спутника 42913 / 1998-067NC. Видеорегистрация запуска осуществлялась с использованием камеры, закрепленной на скафандре космонавта, а также стационарной камеры, установленной на японском модуле МКС “КИБО” (рис. 3).

С помощью видеоизображения удалось оценить угловую скорость вращения КА сразу после запуска, которая составила около 71 град/с вдоль оси Z аппарата и около 35 град/с вдоль оси, перпендикулярной оси Z (связанная со спутником система координат изображена на рис. 2). При обработке изображения использовалась методика, описанная в работе [5].

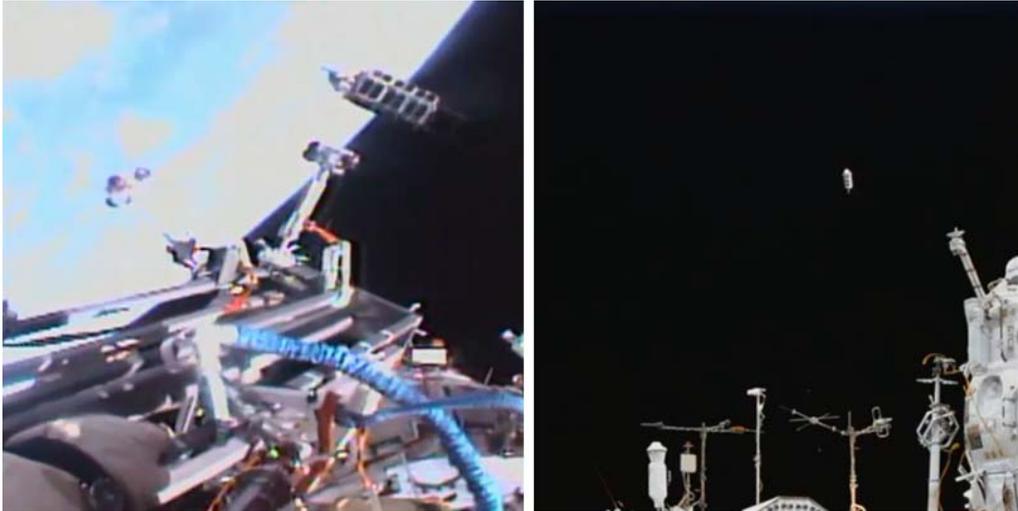


Рис.3. Кадры из видео запуска ТНС-0 №2

3.2. Обработка измерений магнитометра и солнечных датчиков

Первый сеанс связи, во время которого была передана телеметрия с измерениями магнитометра и солнечных датчиков, состоялся 19 августа в 17 часов 11 минут UTC. На рис. 4 изображен график измерений магнитометра за одну минуту, а на рис. 5 — графики измерений с фотодиодных датчиков Солнца.

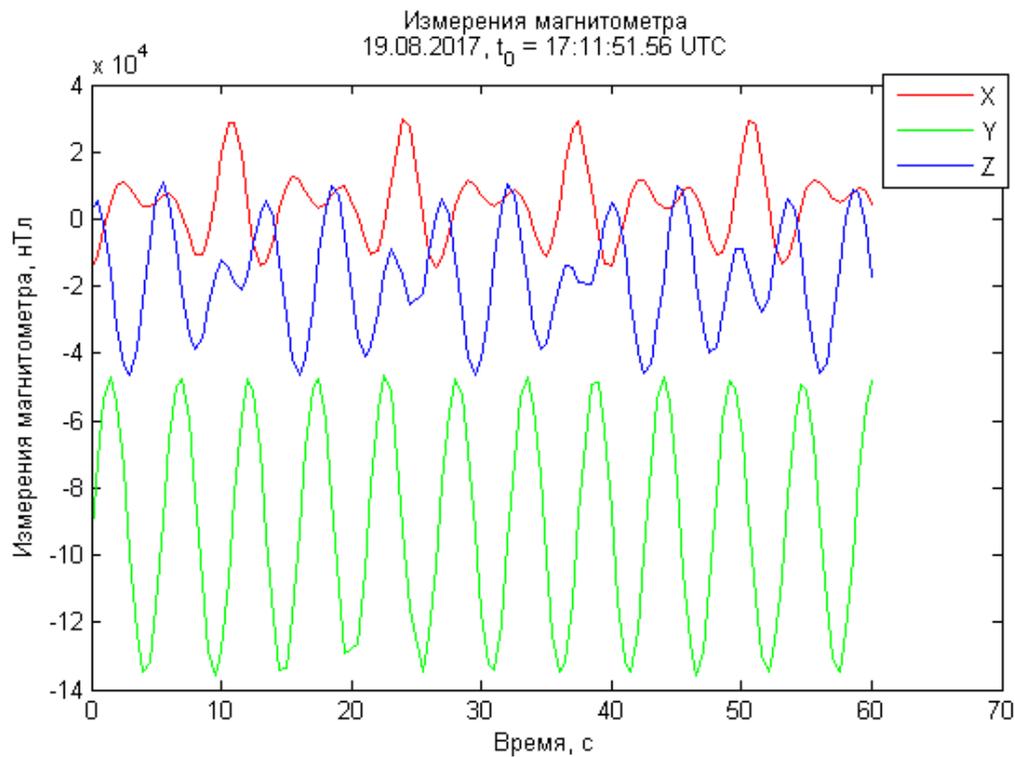


Рис. 4. Измерения магнитометра

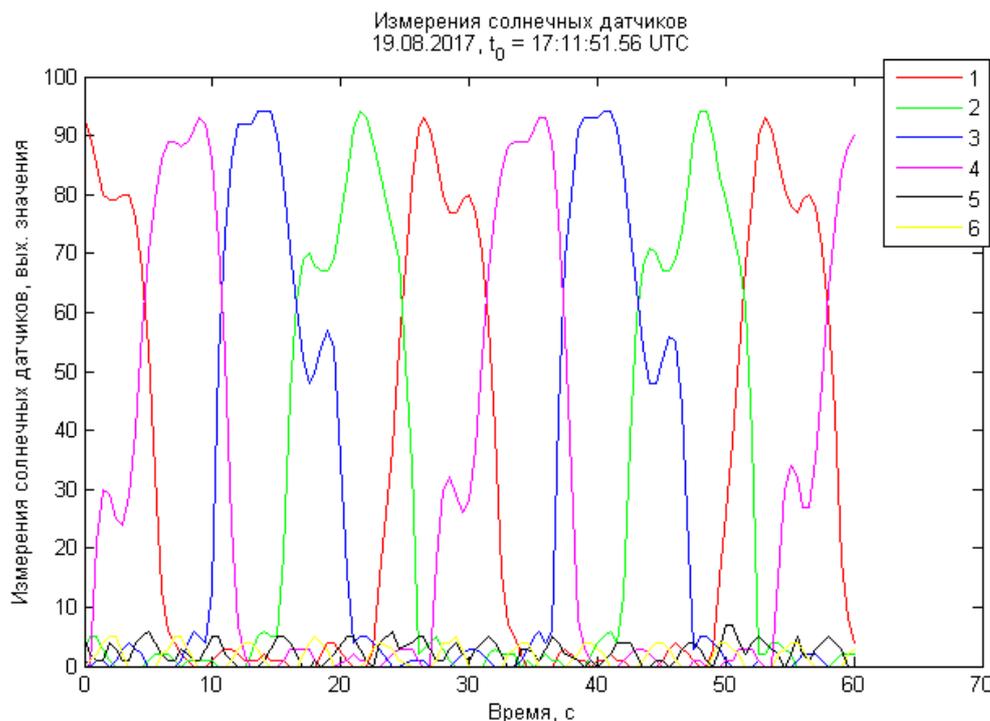


Рис. 5. Измерения солнечных датчиков

В измерениях магнитометра, кроме магнитного поля Земли, присутствуют компоненты постоянного смещения вследствие магнитного поля магнита, установленного на спутнике (рис. 2), а также переменные составляющие, вызванные намагничиванием гистерезисных стержней. Чтобы из измерений магнитометра выделить измерения магнитного поля Земли с помощью метода наименьших квадратов по методике, описанной выше, был оценен вклад постоянного смещения в измерениях. На рис. 6 представлен график оценки измеренного магнитного поля Земли. Величина постоянного смещения поля измерений магнитометра составила $\mathbf{V}_{смещ} = [5.8 \quad -90.8 \quad -20.9] \cdot 10^3$ нТл.

По полученным измерениям вычисляется единичный вектор вдоль геомагнитного поля в точке нахождения спутника. С использованием модели магнитного поля IGRF и при известном положении спутника в момент получения измерений, рассчитанном с использованием элементов TLE и модели движения SGP4, вычисляется единичный вектор вдоль магнитного поля в орбитальной системе координат. Угловое движение спутника рассчитывается с использованием динамических уравнений Эйлера (1) и кинематических уравнений для кватерниона ориентации (2). При моделировании углового движения считается, что на спутник действуют гравитационный и магнитный механические моменты.

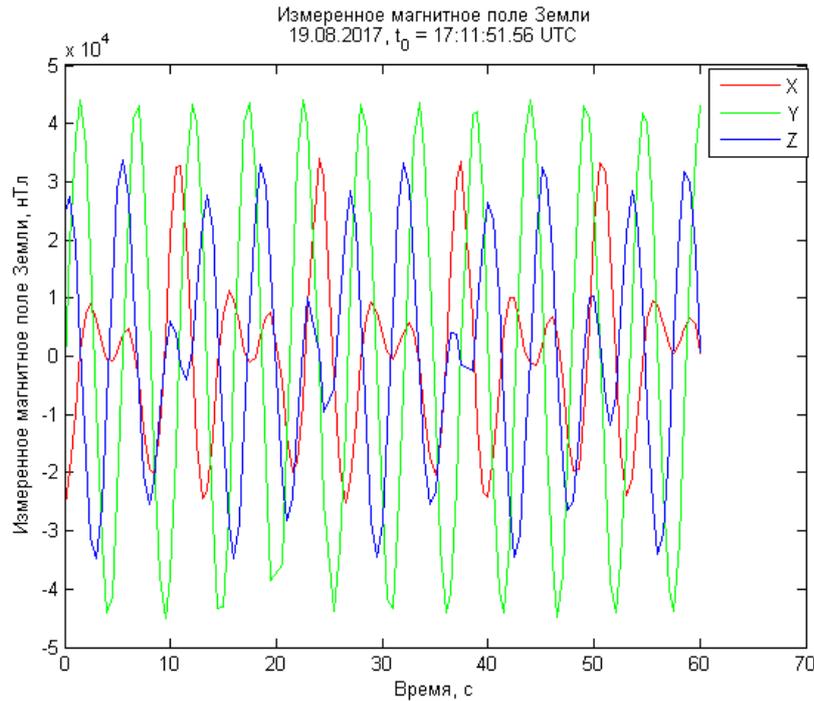


Рис. 6. Измеренное с помощью магнитометра магнитное поле Земли

Так как расположение магнитометра в теле спутника известно, то, если задать начальные условия для углового движения, можно спрогнозировать его измерения. Таким образом, с помощью метода наименьших квадратов оценивается такой вектор начальных условий, состоящий из кватерниона и угловой скорости на момент начала измерений, который минимизирует разность между измеренными векторами вдоль геомагнитного поля и его прогнозируемыми по модели движения значениями в каждый момент на заданном отрезке телеметрии. На рис. 7 изображены графики измеренного и прогнозируемого единичного вектора вдоль геомагнитного поля Земли, из которых можно заключить, что найден вектор начальных условий, близкий к истинному, так как значения измерений и прогноза близки.

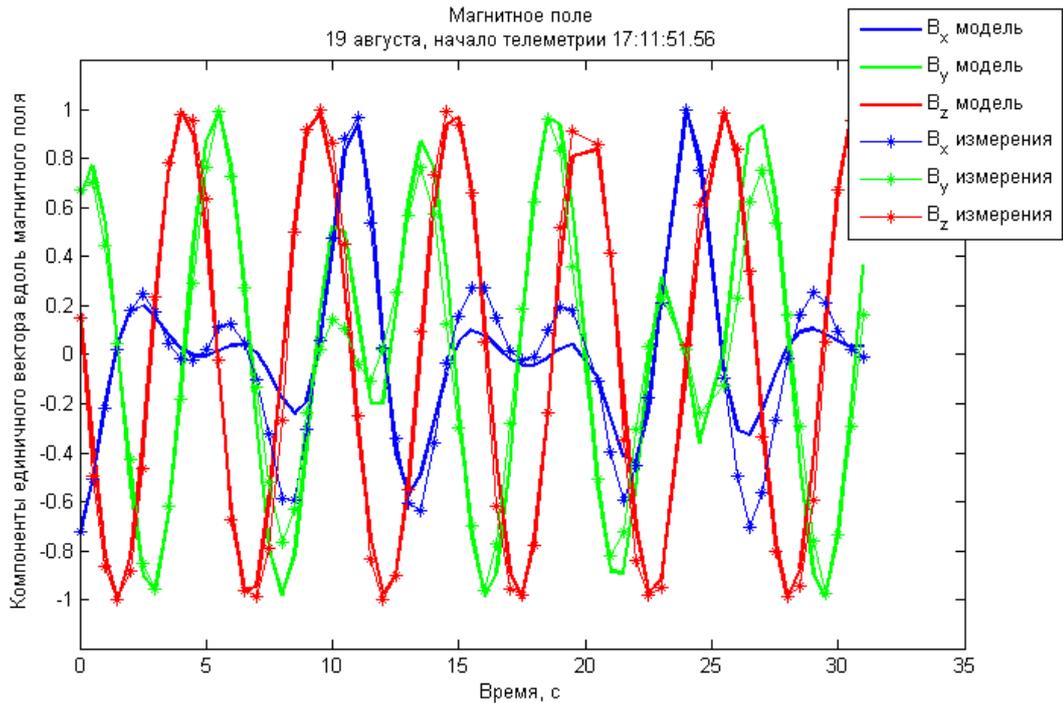


Рис. 7. Измеренный и прогнозируемый по модели движения вектор вдоль магнитного поля Земли

На рис. 8 изображены графики кватерниона ориентации, а на рис. 9 — углов ориентации (последовательность поворотов 2-3-1) от времени по полученным начальным условиям. На рис. 10 представлена угловая скорость вращения, а на рис. 11 — её модуль.

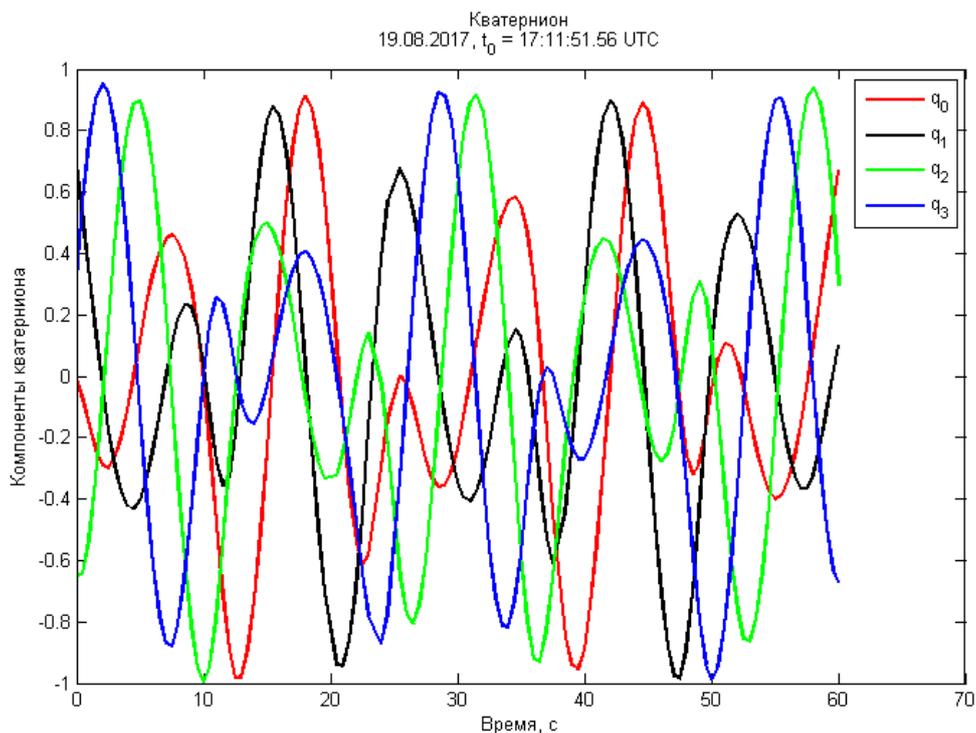


Рис. 8. Кватернион ориентации в зависимости от времени

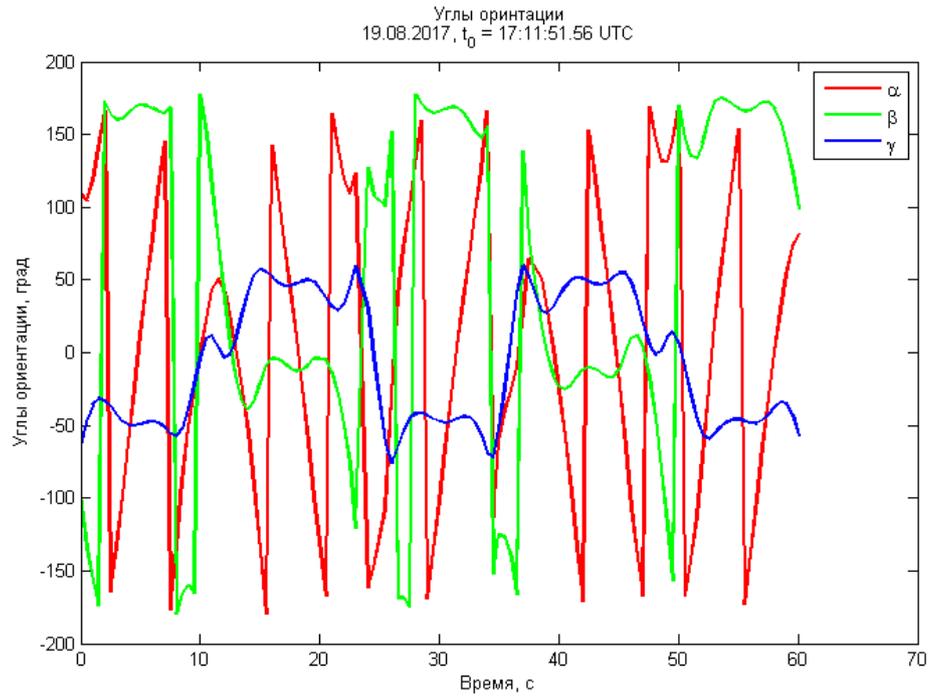


Рис. 9. Углы ориентации в зависимости от времени

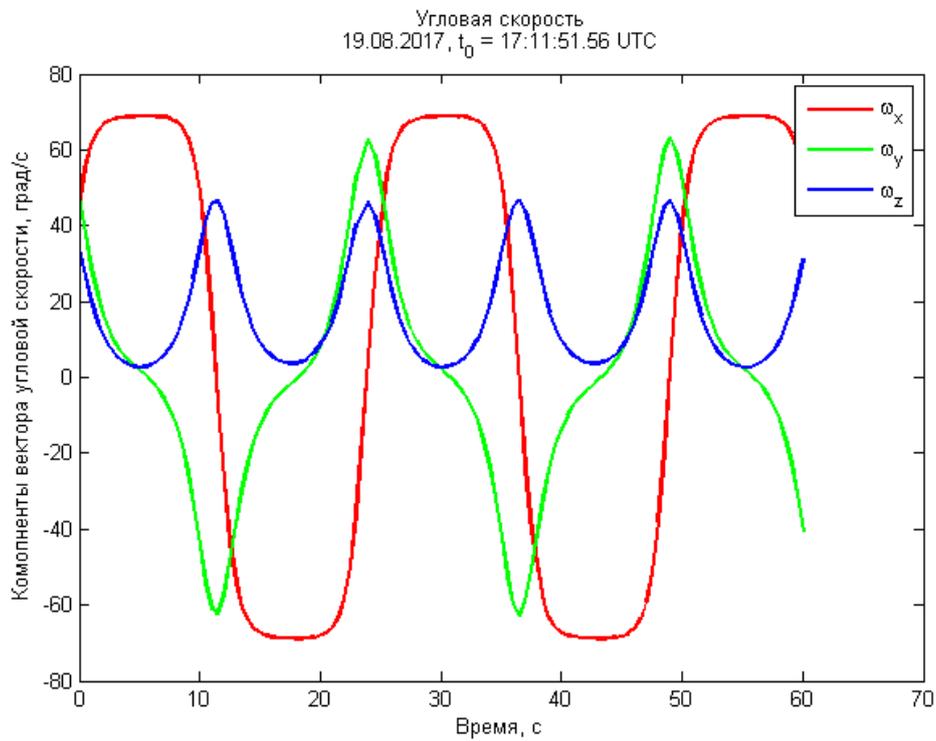


Рис. 10. Компоненты угловой скорости в зависимости от времени

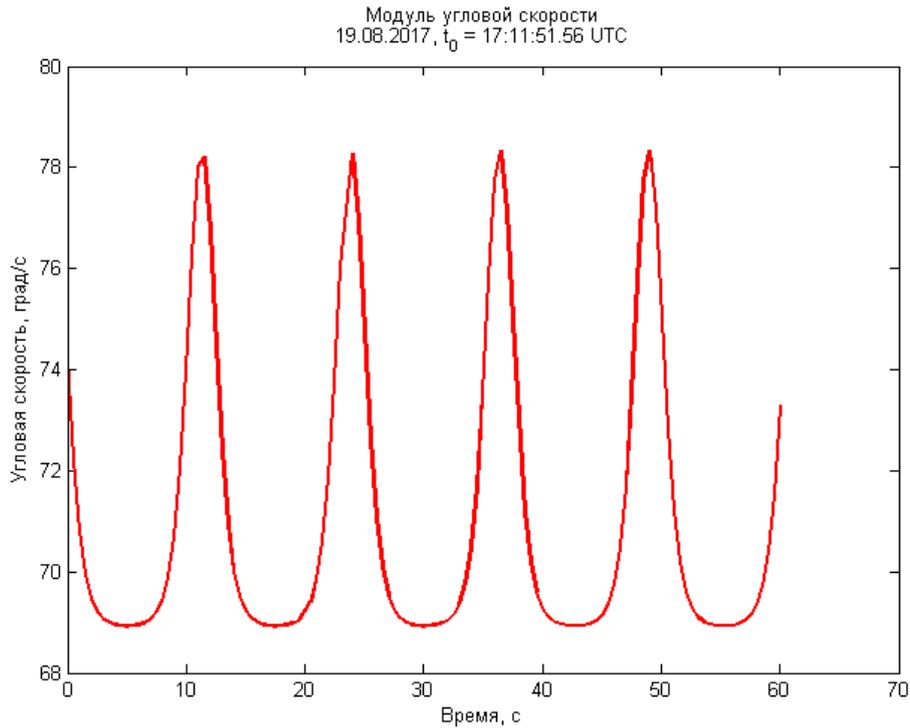


Рис. 11. Модуль угловой скорости в зависимости от времени

Для проверки полученных оценок углового движения были спрогнозированы измерения с солнечных датчиков и проведено сравнение с измерениями. Принималось, что фотодиодные датчики имеют чувствительную область в форме конуса с раствором 120 градусов и внутри этой области измерения датчиков имеют косинусоидальную зависимость от угла падения солнечного луча, а вне этой области измерения датчиков равняются нулю. Измерения датчиков (рис. 5) были отнормированы к максимальному значению согласно методике, описанной в разделе 2. На рис. 12 представлено сравнение измерений датчиков и прогнозируемых значений с использованием модели движения спутника с начальными условиями, полученными с помощью магнитометра. Наблюдается некоторая корреляция, однако несовпадения в численных значениях можно объяснить неучтенным влиянием альбедо Земли, которое также влияет на измерения датчиков и вклад которого может достигать 30% от влияния Солнца. В частности, ненулевые измерения с солнечных датчиков № 5 и 6 могут объясняться влиянием отраженного от Земли света.

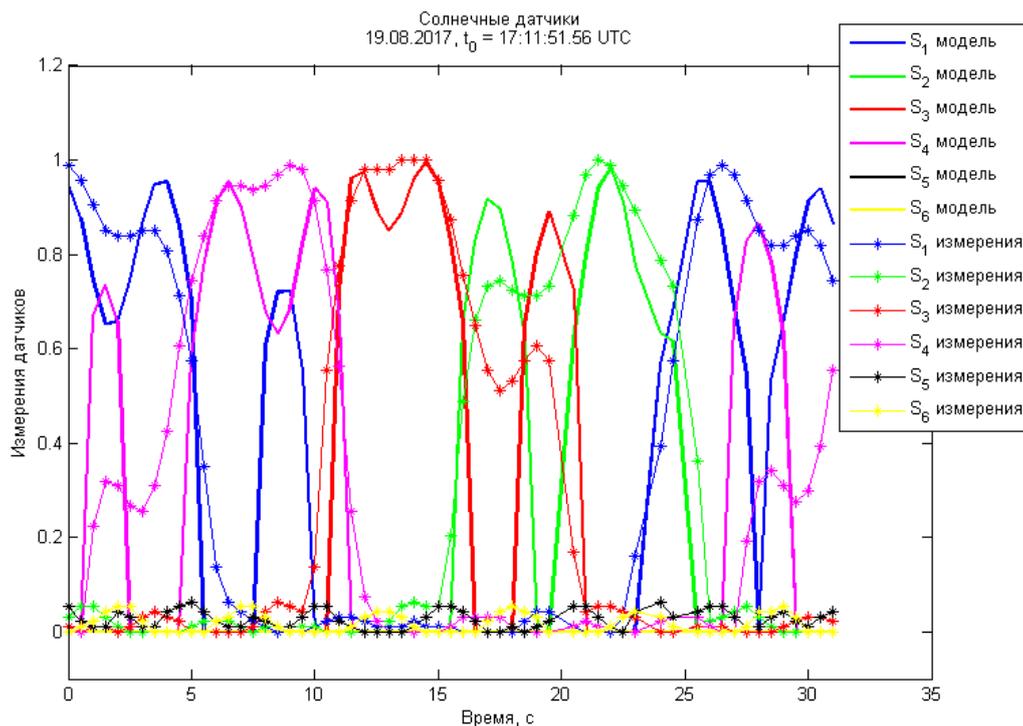


Рис. 12. Измерения и прогноз измерений солнечных датчиков

Были обработаны измерения, полученные 23, 28 августа, аналогичным образом. На рис. 13 представлено сравнение измеренного и прогнозируемого единичного вектора вдоль магнитного поля для этих дат, на рис. 14 и рис. 15 — кватернион ориентации и угловая скорость, а на рис. 16 — модуль угловой скорости для отрезков телеметрии 24 и 28 августа. Из графиков угловой скорости можно проследить динамику измерения углового движения наноспутника. Так, за период около 10 дней с 17 по 28 августа, аппарат перешел от вращения относительно всех трёх осей (рис. 10) к угловому вращению преимущественно относительно оси Y (рис. 15). Это объясняется тем, что момент инерции относительно оси Y является наибольшим из осевых моментов инерции, а вращение относительно этой оси является устойчивым движением.

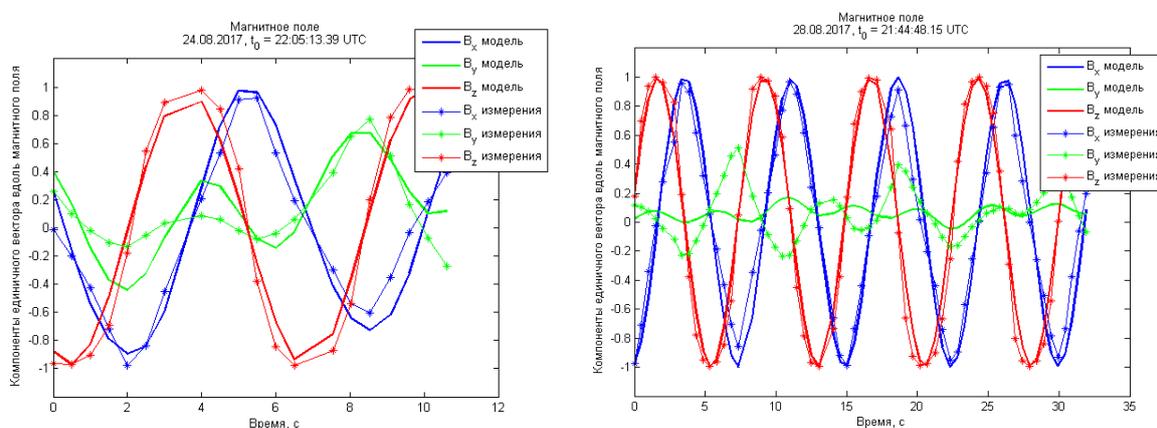


Рис. 13. Измеренный и прогнозируемый по модели движения вектор вдоль магнитного поля Земли

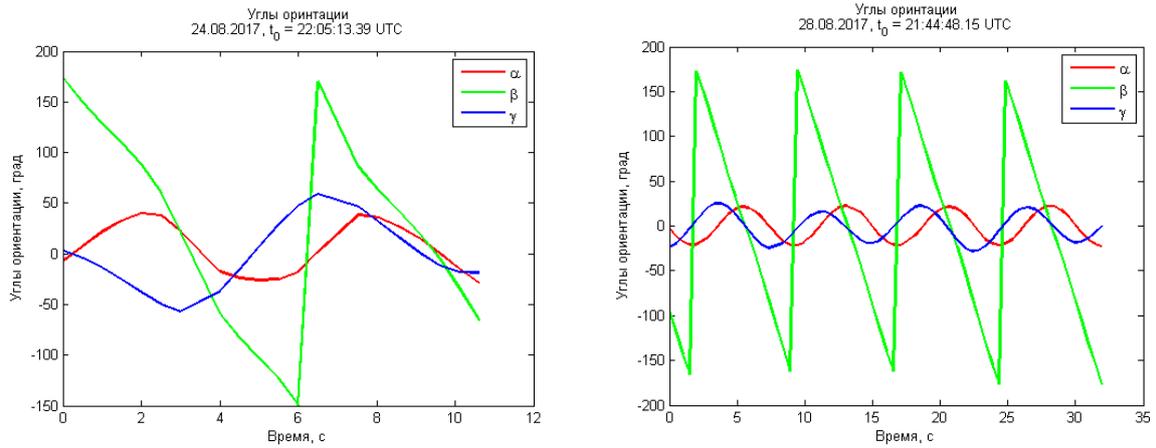


Рис. 14. Углы ориентации в зависимости от времени

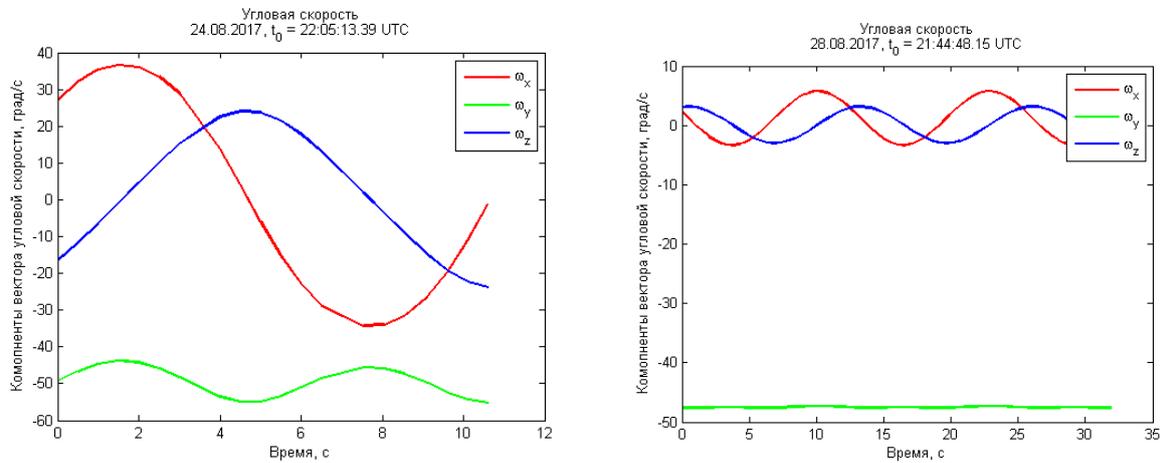


Рис. 15. Компоненты угловой скорости в зависимости от времени

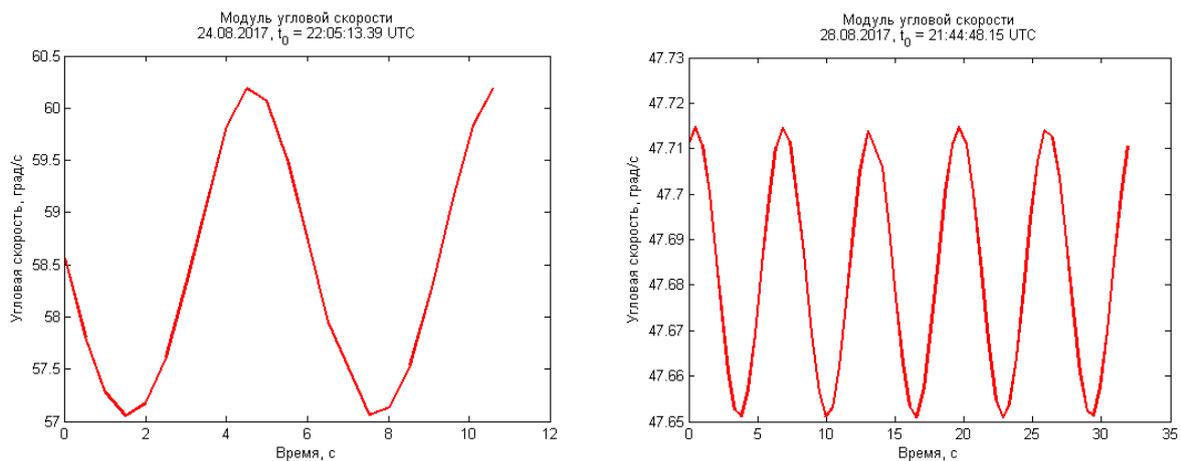


Рис. 16. Модуль угловой скорости в зависимости от времени

На рис. 17 представлены графики угловой скорости для отрезков телеметрии за 4, 13 и 24 сентября. Можно проследить, как уменьшается угловая скорость.

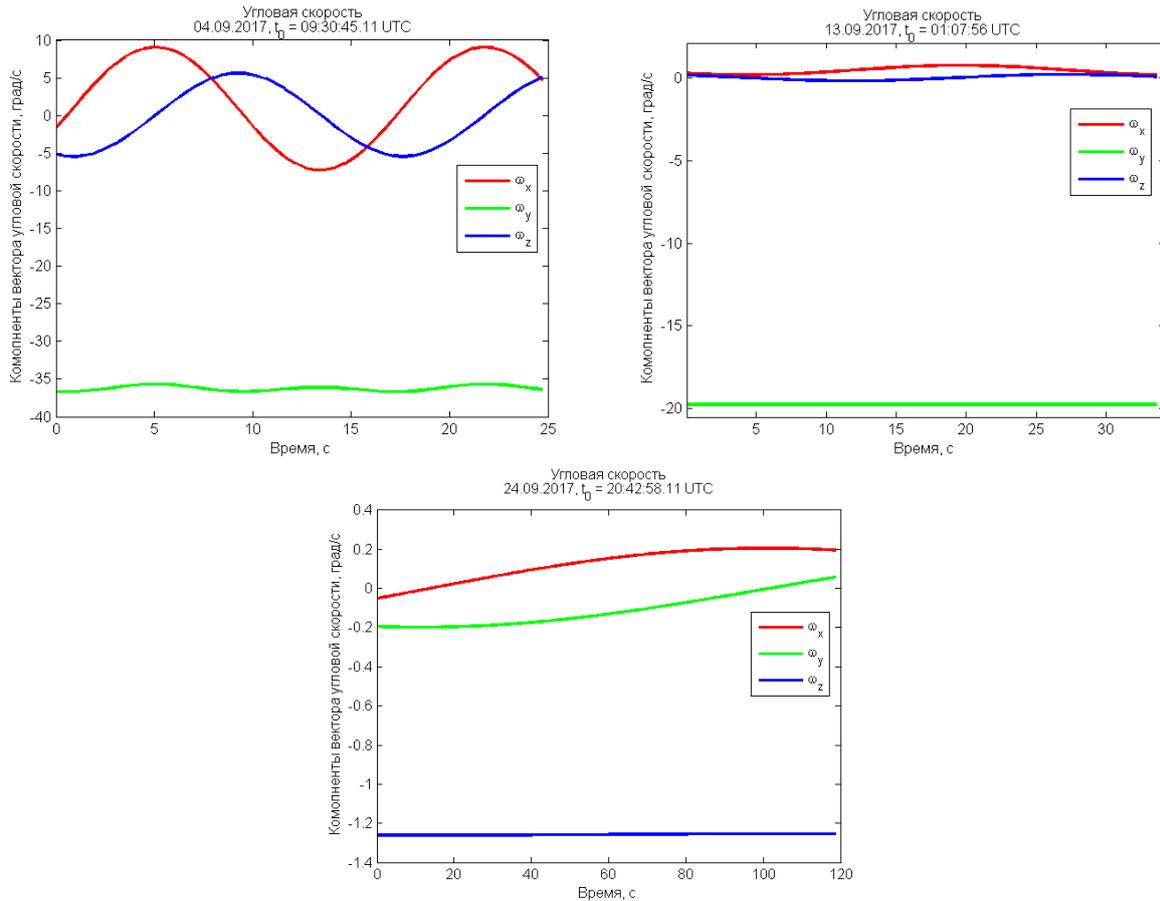


Рис. 17. Компоненты угловой скорости для отрезков телеметрии за 4, 13 и 24 сентября

На рис. 18 представлен график измерений магнитометра, из которого можно заключить, что к 24 сентября наноспутник пришел в магнитную ориентацию, т.е. ось Z спутника начала отслеживать направление вектора локального магнитного поля. По рис. 19, на котором изображены измерения солнечных датчиков на отрезке телеметрии за 24 сентября, можно судить о правильности определения углового движения спутника. К моменту получения телеметрии осталась компонента вращения относительно оси Z около 1.2 град/с (относительно вектора магнитного поля), а по остальным осям наблюдаются колебания с периодом около 4 минут и отклонением оси около 15 градусов.

По рис. 10, 15, 17 можно проследить динамику демпфирования угловой закрутки спутника ТНС-0 №2 после отделения. На рис. 20 представлена зависимость модуля угловой скорости от времени после запуска аппарата. График близок к линейному, что соответствует модели демпфирования с помощью гистерезисных демпферов. Из графика можно заключить, что потребовалось около 36 суток для демпфирования и достижения магнитной ориентации при запуске спутника с угловой скоростью 79 град/с.

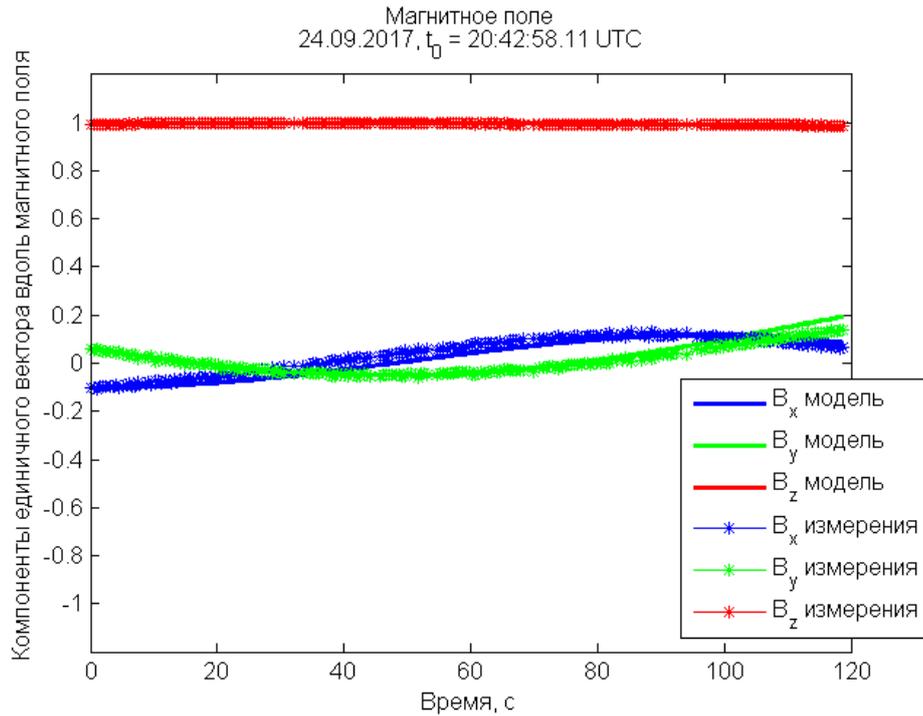


Рис. 18. Измеренный и прогнозируемый по модели движения вектор вдоль магнитного поля Земли

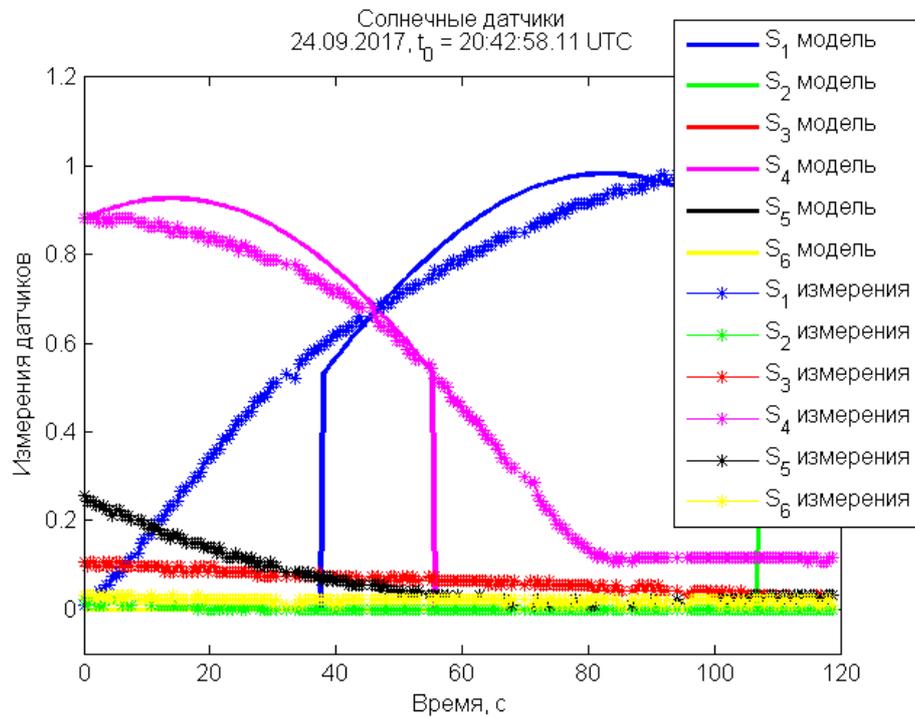


Рис. 19. Измерения и прогноз измерений солнечных датчиков

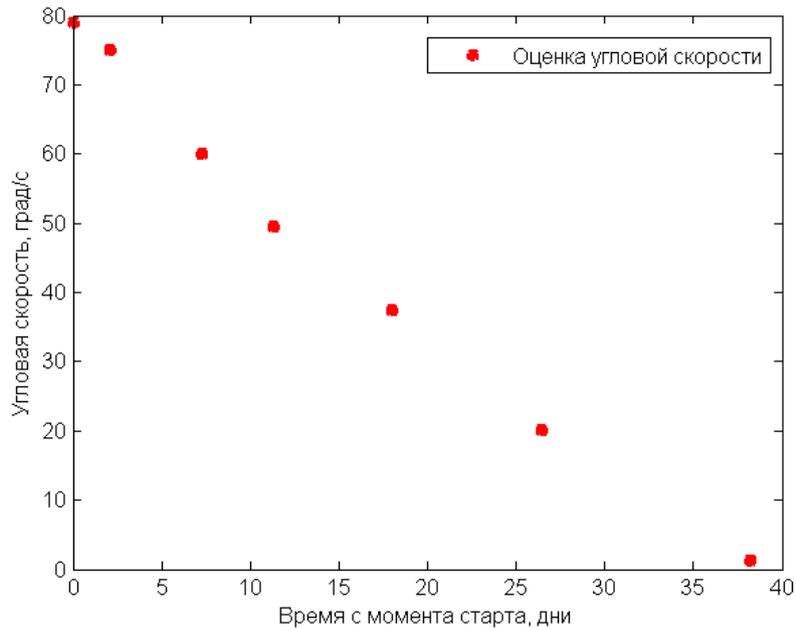


Рис. 20. Динамика демпфирования угловой скорости

3.3. Установившееся движение наноспутника ТНС-0 №2

2 октября удалось получить телеметрию, записанную на бортовой накопитель за время, приблизительно равное 2 виткам. На рис. 21 представлены измерения магнитометра, на рис. 22 – измерения с солнечных датчиков, а на рис. 23 – измерения с инфракрасного датчика горизонта и ультрафиолетового датчика. На рис. 22 можно проследить прохождение спутника на теневой и освещенной части орбиты.

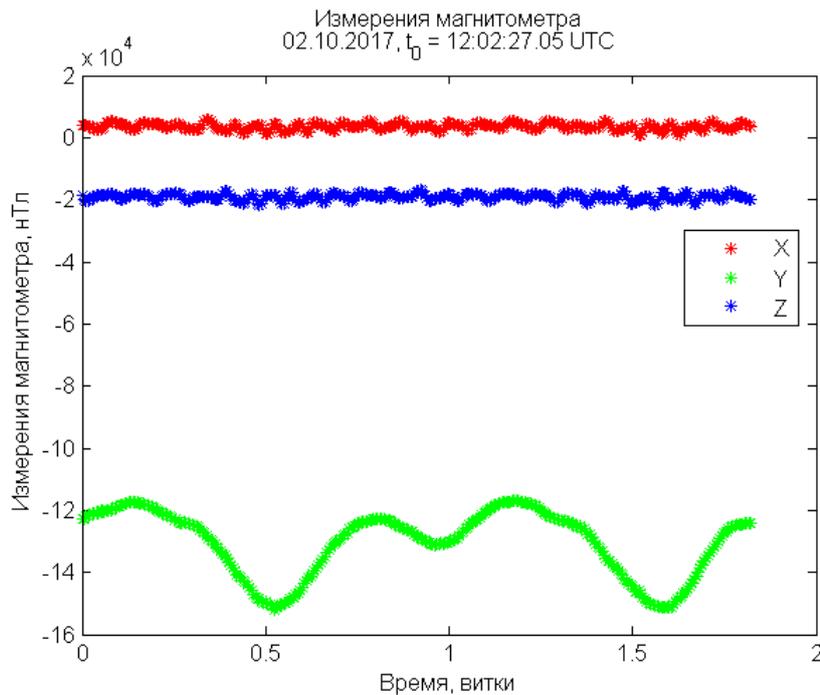


Рис. 21. Измерения магнитометра

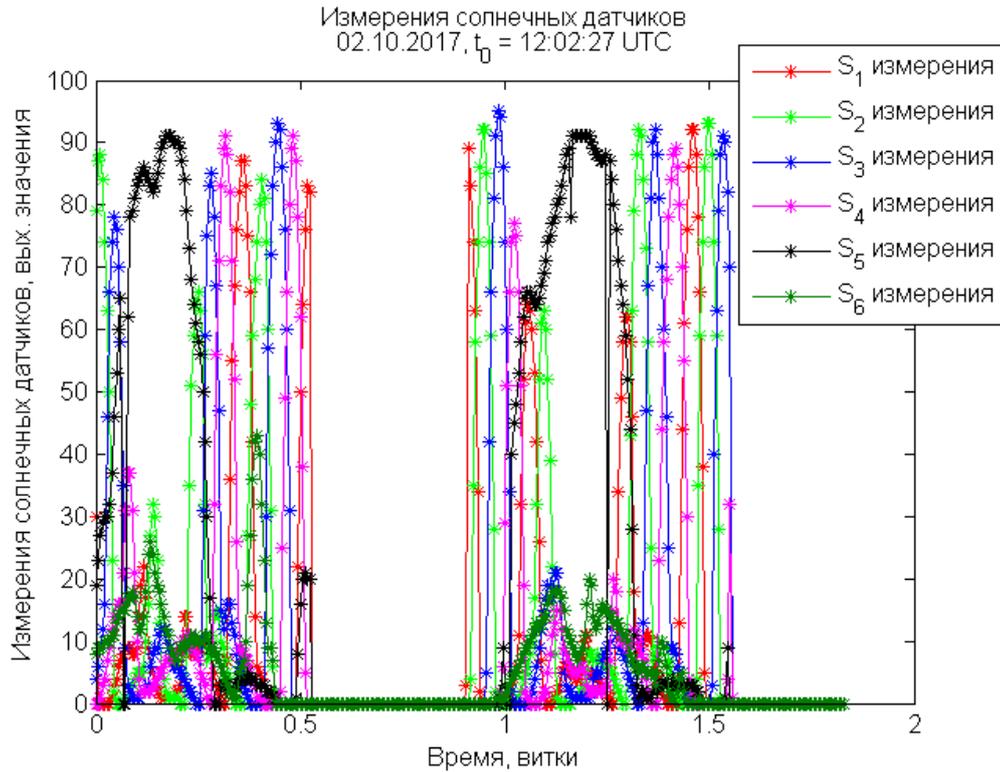


Рис. 22. Измерения фотодиодных солнечных датчиков

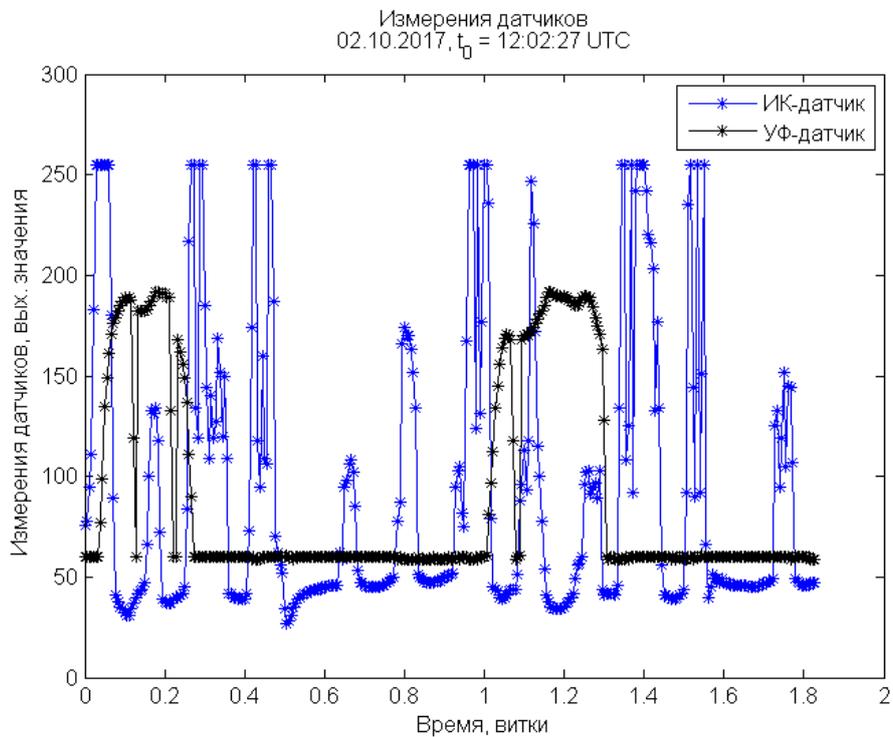


Рис. 23. Измерения ИК и УФ датчиков

После вычитания из измерений магнитометра постоянного смещения в измерениях остается величина магнитного поля Земли. На рис. 24 представлено

сравнение модуля магнитного поля, полученного по измерениям, и модуля магнитного поля по модели IGRF.

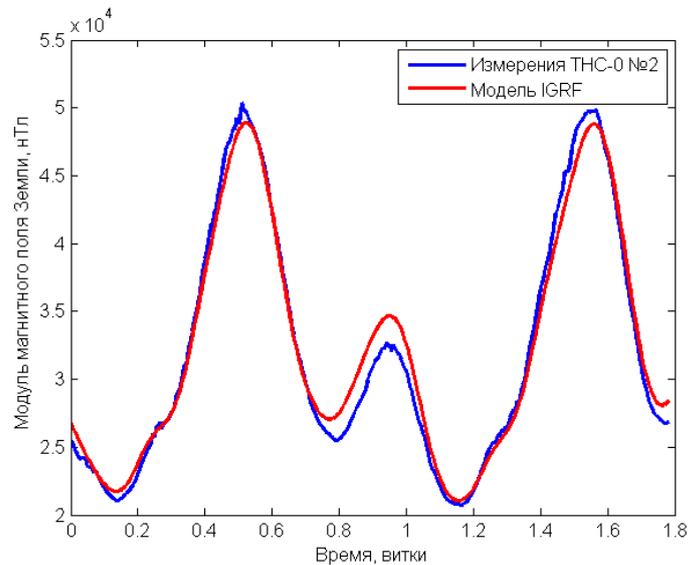


Рис. 24. Сравнение модуля магнитного поля Земли по измерениям и по модели IGRF

С использованием метода наименьших квадратов по измерениям магнитометра определялись начальные условия для модели движения наноспутника ТНС-0 №2. Результат представлен на рис. 25 — сравнение измерений магнитометра и модельных значений. На рис. 26а изображен угол отклонения продольной оси спутника от вектора локального магнитного поля. Видно, что этот угол не превышает 12 градусов, а среднее отклонение вдоль орбиты составляет около 5 градусов. Рис. 26б — это график угловой скорости во время движения, по которому видно, что спутник продолжает вращаться относительно продольной оси с угловой скоростью 0,4 град/с, а по двум другим осям спутник совершает колебания.

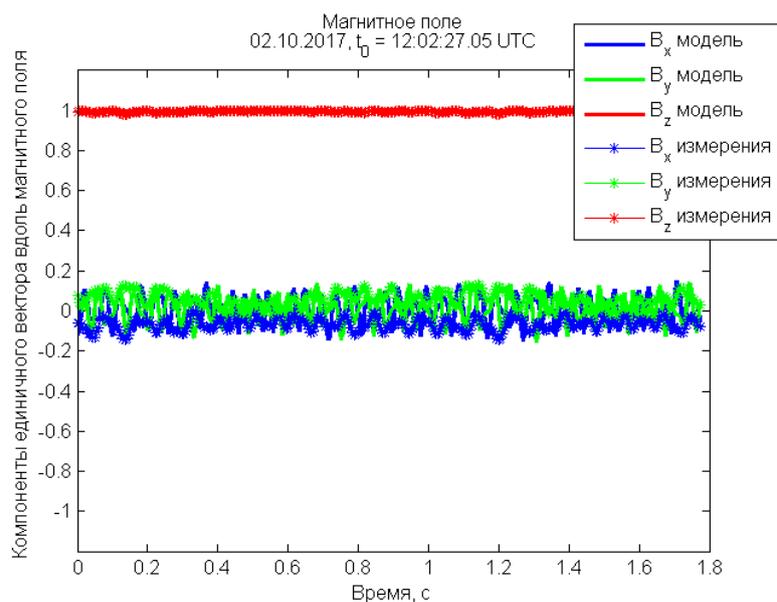


Рис. 25. Измеренный и прогнозируемый по модели движения вектор вдоль магнитного поля Земли

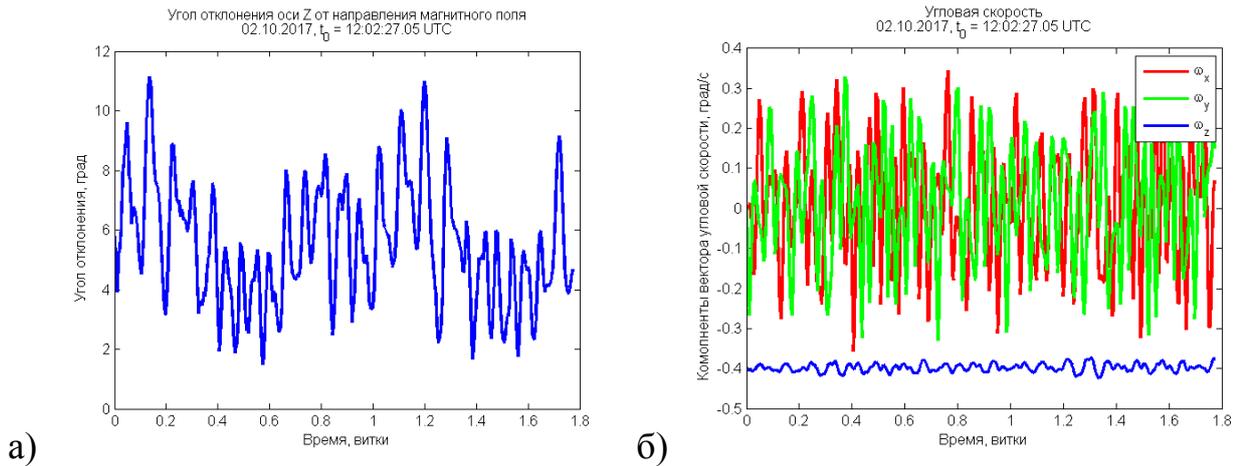


Рис. 26. Угол отклонения оси Z спутника от направления локального магнитного поля и угловая скорость во время установившегося движения

По полученным начальным условиям были спрогнозированы измерения с фотодиодных солнечных датчиков, а их значения сравнены с телеметрическими данными. Результат наложения представлен на рис. 27. Прогноз измерений с некоторой точностью совпадает с измерениями светодиодных датчиков. Следует заметить, что для прогноза измерений использовалась косинусоидальная модель измерений датчиков, которая плохо работает при больших углах отклонения, а также не учитывался вклад от альбедо Земли. 5-й и 6-й солнечные датчики располагаются на противоположных сторонах корпуса спутника, поэтому на участке, когда измерения 5-го датчика близки к единице, измерения 6-го датчика, достигавшие 0.3, обусловлены отражением солнечного света от Земли. Таким образом, подтверждается факт, что альбедо Земли может составлять до 30% от излучения Солнца.

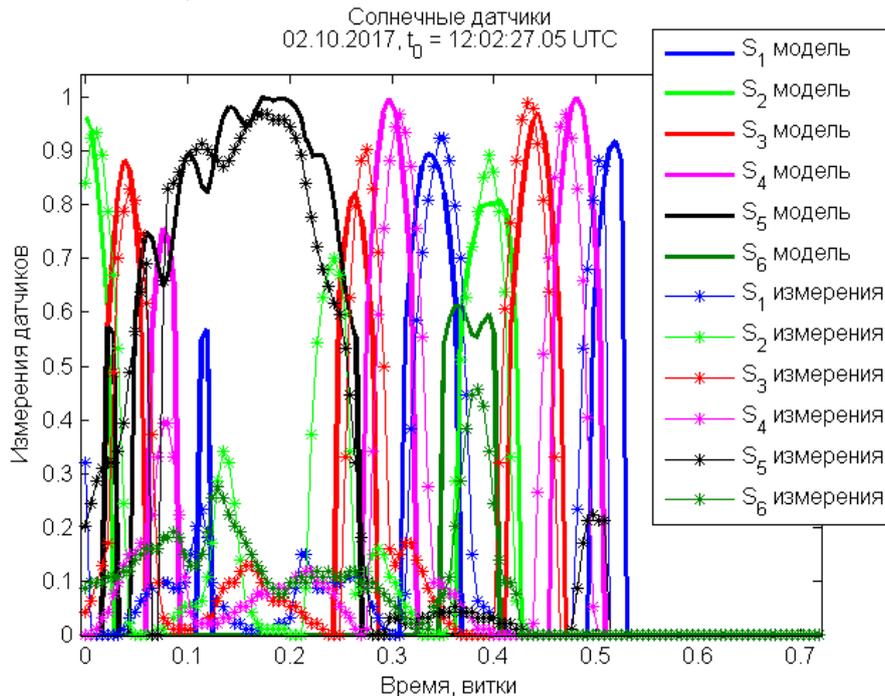


Рис. 27. Измерения с солнечных датчиков и их прогноз по модели движения

Оси чувствительных светодиодных датчиков №5 и УФ-датчик сонаправлены, как видно из рис. 2. На рис. 28 представлены их измерения. Из графика видно, что ультрафиолетовый датчик адекватно определяет направление на Солнце и его измерения согласуются со светодиодным датчиком. На графике видно, что периодически становятся равными нулю то измерения светодиодного датчика, то УФ-датчика. Это вызвано затенением их поля зрения антенной, которая направлена вдоль оси Z (рис. 2). Время между затенениями согласуется с угловой скоростью вращения спутника относительно оси Z.

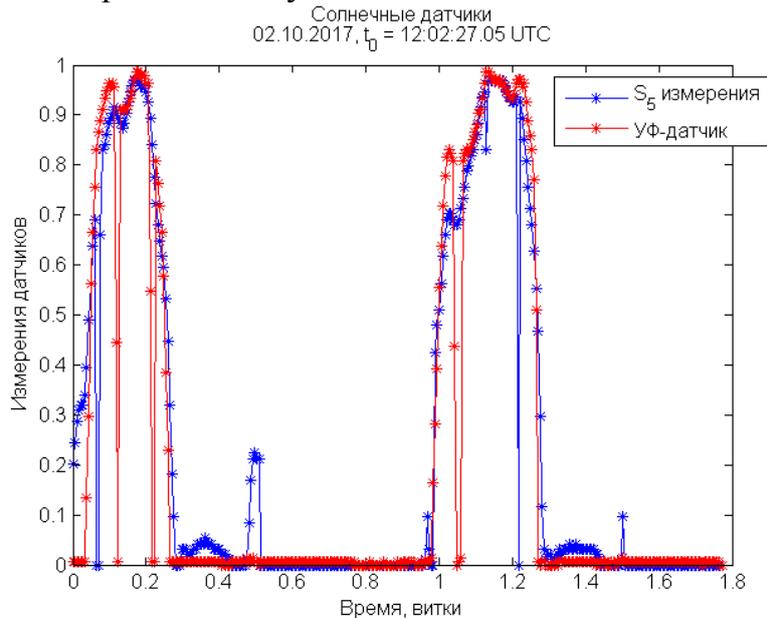


Рис. 28. Измерения солнечного датчика и УФ-датчика

Оси чувствительных элементов инфракрасного датчика горизонта и фотодиодного датчика № 3 также совпадают. На рис. 29 представлен совмещенный график их измерений, а также обозначена затененная часть орбиты. Из графика хорошо видно, что ИК датчик адекватно реагирует, когда в поле чувствительного элемента попадают Солнце и Земля. Причем при направлении на Солнце выходные значения становятся максимальными, а при направлении на Землю — примерно до половины максимального значения, что хорошо видно на теневом участке орбиты. На освещенном участке, когда чувствительная ось направлена в сторону Земли, увеличиваются выходные значения и фотодиодного датчика вместе со значениями ИК-датчика, что явно обусловлено влиянием отраженного от Земли света.

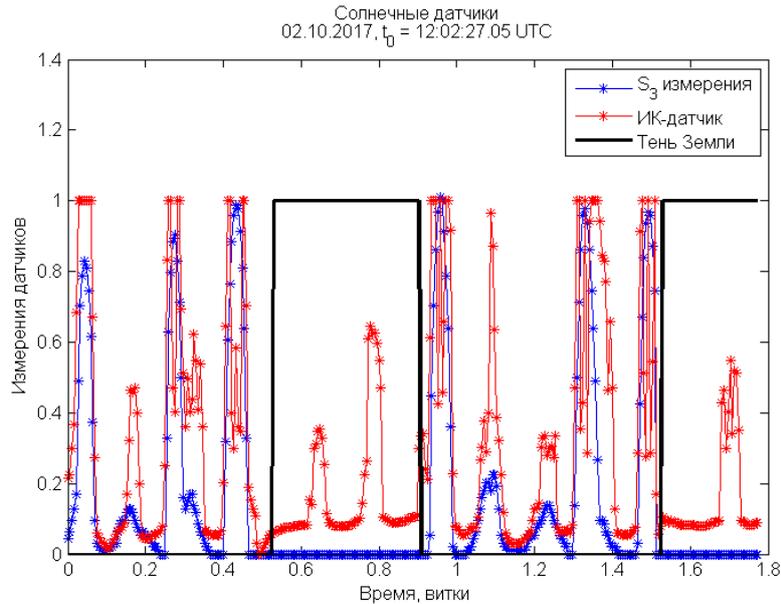


Рис. 29. Измерения солнечного датчика и ИК-датчика

Заключение

По телеметрическим данным с помощью обработки измерений удалось оценить угловое движение для участков, для которых доступны измерения магнитометра и солнечных датчиков. По этим данным была проведена оценка времени, которое ушло для демпфирования угловой скорости и достижения спутником магнитной ориентации, когда продольная ось аппарата отслеживает направление локального геомагнитного поля. В результате после окончания переходных процессов наноспутник ТНС-0 №2 продольной осью отслеживает направление локального геомагнитного поля. Спутник вращается относительно этого направления с угловой скоростью 0.4 град/с, а амплитуда колебаний продольной оси относительно вектора магнитного поля достигает 11 градусов, период колебаний около 9 минут.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Urlichcih Y.M., Selivanov A.S., Stepanov A.A. Two nanosatellites for space experiments // Digest for Fifth International Symposium of IAA “Small Satellites for Earth Observation”, Berlin, Germany, 4–8 April 2005, Wissenschaft und Technik Verlag. 527–529 p.
2. Карпенко С.О. и др. Система ориентации первого российского наноспутника ТНС-0 №1 // Космические исследования. 2010. Т. 48. № 6. С. 532–540.
3. Иванов Д.С. и др. Система ориентации наноспутника ТНС-0 №2 // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2017. № 118. 24 с.
4. Сарычев В.А., Пеньков В.И., Овчинников М.Ю. Математическая модель гистерезиса, базирующаяся на магнито-механической аналогии // Математическое моделирование. 1989. Т. 1. № 4. С. 122–133.
5. Иванов Д.С. и др. Определение относительного движения спутников при их разделении по результатам обработки видеоизображения // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2012. № 57. 24 с.

Оглавление

Введение	3
1. Параметры системы ориентации наноспутника ТНС-0 № 2	4
2. Методики обработки измерений	5
2.1. Уравнения углового движения наноспутника ТНС-0 №2	5
2.2. Определение смещения ноля измерений магнитометра	7
2.3. Методика определения калибровочных характеристик солнечных датчиков.....	8
2.4. Методика определения углового движения КА по измерениям датчиков.....	8
3. Результаты обработки телеметрической информации и их анализ.....	9
3.1. Обработка видеоизображения запуска с борта МКС	9
3.2. Обработка измерений магнитометра и солнечных датчиков	10
3.3. Установившееся движение наноспутника ТНС-0 №2.....	20
Заключение.....	25
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	26