

УДК 629.7.072.1

УГЛОВОЕ ДВИЖЕНИЕ НАНОСПУТНИКА *ТНС-0* № 2 ПОСЛЕ ЗАПУСКА С БОРТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

© 2019 г. Д. С. Иванов¹, *, М. Ю. Овчинников¹, О. А. Панцырный², А. С. Селиванов²,
А. С. Сергеев², И. О. Федоров², О. Е. Хромов², Н. А. Юданов²

¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Россия

²Российские космические системы, г. Москва, Россия

**danilivanovs@gmail.com*

Поступила в редакцию 16.02.2018 г.

После доработки 16.02.2018 г.

Принята к публикации 30.03.2018 г.

Представлено описание пассивной магнитной системы ориентации наноспутника *ТНС-0* № 2. Приведены параметры основных компонентов системы ориентации и обоснован их выбор. По телеметрическим данным с помощью обработки измерений бортовых датчиков определено пассивное угловое движение наноспутника *ТНС-0* № 2 после запуска с борта *МКС* 17 августа 2018 г. Проведена оценка времени демпфирования начальной угловой скорости. Определена точность магнитной стабилизации после окончания переходных процессов.

DOI: 10.1134/S0023420619040034

ВВЕДЕНИЕ

В марте 2005 г. с борта Международной космической станции российским космонавтом С. Шариповым во время выхода в открытый космос вручную был успешно выведен первый российский наноспутник *ТНС-0* № 1. Спутник был разработан и изготовлен ФГУП “Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения”, а его система ориентации – Институтом 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 стал абонентом этой системы, что дало возможность передавать на спутник и получать со спутника телеметрическую и иную информацию, используя стандартное оборудование для глобальной связи.

Следующий аппарат серии наноспутников *ТНС* был запущен 17.VIII.2017 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 автономной навигации, набор солнечных датчиков разных типов. Также в ходе работы наноспутника на орбите 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 скорости после запуска с *МКС* и постоянного магнита, расположенного вдоль оси симметрии, для ориентации спутника этой осью вдоль местного вектора индукции геомагнитного поля. После окончания переходных процессов и демпфирования угловой скорости продольная ось спутника отслеживает вектор магнитной индукции. На борту спутника установлены датчики – трехосный 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.

Пассивные магнитные системы ориентации имели широкое распространение на заре космической эры. Широко известны работы отечественных ученых – В.В. Белецкого, А.Н. Хентова, А.П. Коваленко, В.А. Сарычева, В.В. Сазонова, М.Ю. Овчинникова, зарубежных исследователей – R.E. Fishell, K. Stopfkuchen, R. Kamuller, A. Mager, I. Stellmacher, K. Ninomiya, E.E. Zajac и др. по динамике углового движения спутников с магнитными демпферами и постоянным магнитом [3–9]. Однако эти системы ориентации стали вновь популярны с появлением малых и наноспутников в связи с жесткими ограничениями по массе, размеру, стоимости и энергетике на этих аппаратах. Можно упомянуть наноспутники

Munin (2000 г.) [10], *QuakeSat* (2003 г.) [11], *CUTE-I XI-IV* (2003 г.) [12], *EduSAT* (2011 г.) [13], *Delfi-C³* (2008 г.) [14]. Особый интерес к разработке и использованию пассивных магнитных систем ориентации проявляют университеты и выходящие на рынок космических услуг небольшие компании.

Алгоритмы определения углового движения космических аппаратов с использованием измерений бортовых датчиков хорошо исследованы в литературе. Известно два основных подхода к решению задачи определения движения — это оценка движения в режиме реального времени с использованием рекурсивных алгоритмов [15, 16], как правило, работающих на борту, и постполетная обработка измерений по телеметрическим данным для реконструкции движения. Первый подход чаще используется для активных систем ориентации, а второй удобен для контроля движения спутников с пассивными системами. В настоящей работе используется методика обработки измерений магнитного поля Земли для реконструкции углового движения наноспутника *THC-0* № 2, схожая с методикой, использующейся для определения движения спутников серии *Фотон* и *Бион* [17–19]. Методика заключается в нахождении таких начальных условий для уравнений углового движения, при которых достигается минимум разности квадратов единичных векторов вдоль магнитного поля, полученных с помощью измерений магнитометра и с помощью модели углового движения аппарата и модели измерений магнитного поля.

Структура работы следующая. В первом разделе описана система ориентации наноспутника *THC-0* № 2, приведены основные параметры ее элементов, обоснован их выбор, а также представлена схема расположения датчиков в теле спутников. Во втором разделе приведена методика обработки измерений магнитного поля Земли с помощью магнитометра и измерений солнечных датчиков. В третьем разделе представлены результаты применения этой методики для определения углового движения спутника после запуска с Международной космической станции, найдено время переходных процессов, а также получена оценка точности магнитной стабилизации.

1 ПАРАМЕТРЫ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКА *THC-0* № 2

Наноспутник *THC-0* № 2 имеет корпус в форме 6-угольного цилиндра высотой 26.4 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 прикреплен ручка, за которую космонавт держит спутник при запуске во время выхода в открытый космос.

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

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

Величина магнитного момента постоянного магнита равна 2.2 А м². На верхнем и нижнем основаниях корпуса наноспутника установлена решетка из гистерезисных стержней для демпфирования угловой скорости. Расположение постоянного магнита, а также магнитометра и солнечных датчиков на теле спутника изображено на рис. 1. Более подробное описание системы ориентации наноспутника *THC-0* № 2 и выбор параметров элементов системы приведены в [20].

1.1. Постоянный магнит. Для обеспечения восстанавливающего и демпфирующего моментов на наноспутнике *THC-0* № 2 установлена пассивная магнитная система ориентации. Восстанавливающий момент реализуется с помощью постоянного магнита. Для решения проблемы рассеяния энергии возмущенного движения спутника относительно его центра масс выбрано демпфирующее устройство, состоящее из гистерезисных стержней из магнитомягкого материала, как наиболее простое и надежное в эксплуатации.

Из-за неравномерного вращения вектора геомагнитной индукции **V** в инерциальном пространстве и изменения его модуля при движении центра масс спутника по орбите принципиально невозможно обеспечить точную ориентацию продольной оси спутника вдоль этого вектора. Математически это проявляется в присутствии в правой части уравнений, описывающих колебания спутника относительно вектора **V**, функций времени из-за неинерциальности системы координат, связанной с вектором индукции геомагнитного поля, в которой рассматривается движение спутника. Поэтому можно лишь стремиться уменьшить амплитуду вынужденных колебаний относительно вектора **V** выбором параметров системы ориентации. Наличие вынужденных колебаний приводит к опасности возникновения резонансов между собственными частотами спутника и частотами изменения внешнего магнитного момента.

Гистерезисные стержни из магнитомягкого материала надежно демпфируют как вращательные, так и колебательные движения спутника относительно вектора **V**. При этом должны выполняться весьма жесткие требования по компоновке системы ориентации в теле спутника. Однако, даже и при правильной компоновке возможны весьма “хитроумные” прецессионные движения спутника вокруг вектора **V**, при которых перемаг-

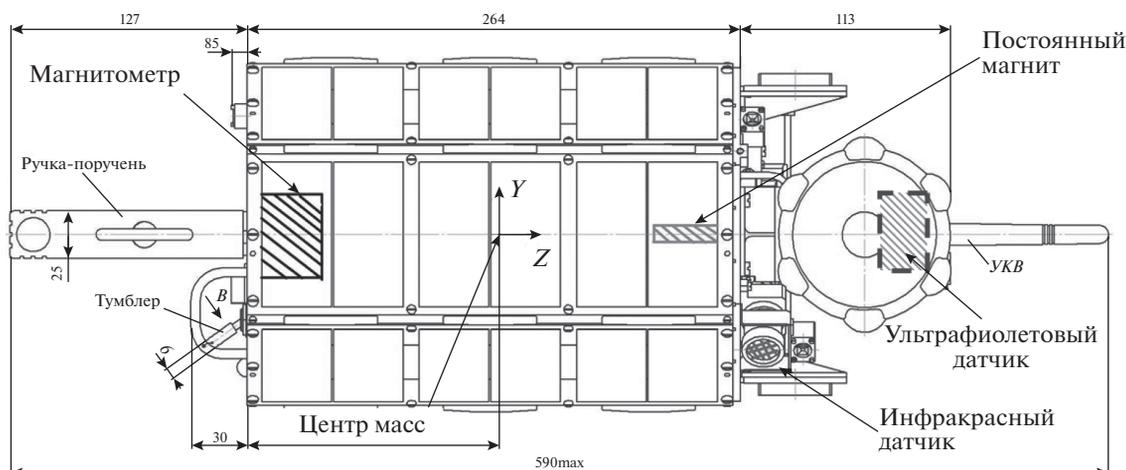


Рис. 1. Положение центра масс, постоянного магнита, магнитометра и солнечных датчиков на теле спутника.

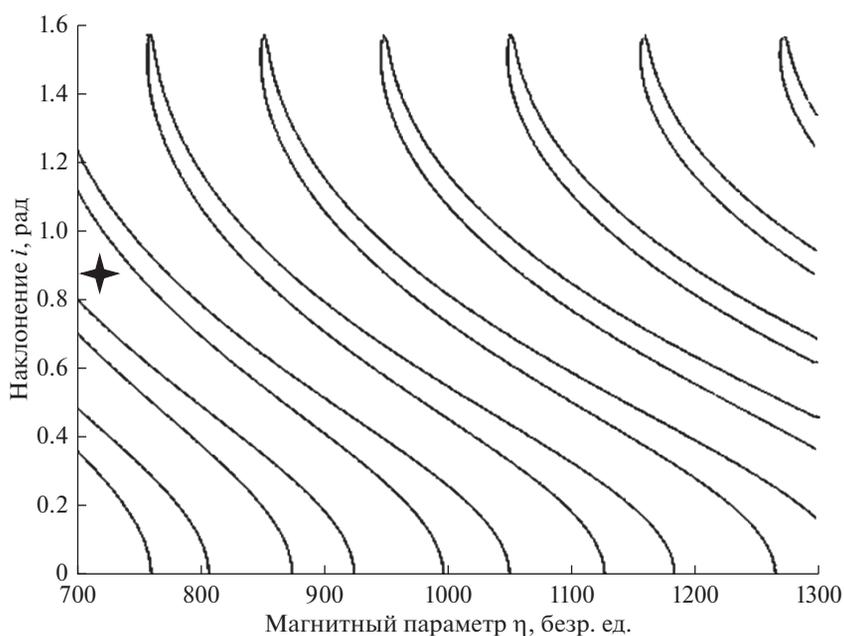


Рис. 2. Кривые ветвления в окрестности $\eta = 1000$ и значение магнитного параметра для ТНС-0 № 2.

ничивание стержней происходит по частным петлям гистерезиса. Это приводит к медленному выходу спутника на установившееся движение, то есть к увеличению продолжительности переходного процесса. Возможность выхода спутника на такие режимы движения зависит от соотношения между моментами инерции и начальными условиями движения. В частности, быстрая начальная закрутка спутника приводит к тому, что спутник довольно быстро выходит на режим, именуемый перманентным вращением, когда скорость собственного вращения не успевает снизиться, а перемагничивание стержней при наличии собственного вращения практически не происходит. В этом случае спутник довольно долго прецессирует вокруг вектора \mathbf{B} с большим углом нутации [21, 22].

Постоянный магнит должен обеспечивать такую величину восстанавливающего момента, чтобы доминировать по сравнению с гравитационным и аэродинамическим моментами. При этом значение дипольного момента не должно попадать в области внешних и параметрических резонансов. Внешние резонансы обусловлены близостью частот собственных колебаний спутника относительно центра масс к частотам изменения вынуждающего момента. Параметрический резонанс вызван периодическим изменением собственной частоты колебаний из-за систематического изменения модуля вектора \mathbf{B} при движении спутника по орбите.

Характерным параметром, определяющим амплитуду вынужденных и частоту собственных ко-

лебаний спутника относительно вектора **B**, является безразмерный магнитный параметр η , который определяется как отношение характерной величины восстанавливающего магнитного момента mB_0 к величине $A\omega_0^2$: $\eta = mB_0 / (A\omega_0^2)$. Здесь m – модуль вектора дипольного момента постоянного магнита, B_0 – модуль вектора индукции геомагнитного поля на экваторе, A – экваториальный момент инерции спутника, ω_0 – угловая скорость движения спутника по орбите. Результаты исследования зависимости амплитуды вынужденных периодических колебаний оси симметрии спутника относительно вектора **B** от параметра η и другие вопросы анализа динамики спутников с пассивными и активными магнитными системами ориентации описаны в [23].

Результаты подробного анализа кривых ветвления периодических движений спутника на орбитах с произвольным наклоном приведены в [24] для значений магнитного параметра, не превышающих нескольких десятков. Для значений магнитного параметра в несколько сотен и даже тысяч, а именно для *ТНС-0* мы сталкиваемся с таким случаем, целесообразно использовать асимптотические методы. На рис. 2 приведены кривые ветвления в плоскости (η, i) , полученные с использованием асимптотической формулы [2] (здесь везде i – наклонение орбиты в радианах, u – аргумент широты)

$$\eta = \frac{\pi^2 k^2}{a_s^2} \pm \frac{\pi \bar{p}(\pi/2)k}{a_s^2} + \frac{\bar{p}^2(\pi/2)}{4a_s^2} + \frac{\bar{q}_1(\pi/2)}{4a_s^2} + O(k^{-1}), \quad (k - \text{целое})$$

где

$$a_s = \int_0^{\pi/2} \sqrt{N(s)} ds, \quad \bar{q}_1(u) = \int_0^u q_1(s) ds,$$

$$\bar{p} = \int_0^u \sqrt{p(s)} ds, \quad p = \frac{6(1 + \sin^2 u) \cos i}{NN_1^2},$$

$$q_1 = \frac{(\sqrt{N})''}{N^{3/2}} - \frac{3((\sqrt{N})')^2}{N^2} - \frac{p^2}{4N},$$

$$N = \sqrt{1 + 3 \sin^2 i \sin^2 u}, \quad N_1 = \sqrt{1 + 3 \sin^2 u}.$$

Коэффициенты a_s , $\bar{p}(\pi/2)$, $\bar{q}_1(\pi/2)$ зависят от наклона орбиты. Смысл использования кривых ветвления при выборе параметров магнита заключается в следующем: необходимо избежать попадания параметров системы в окрестность кривых, где происходит увеличение амплитуды колебаний.

Постоянный магнит установлен вдоль оси симметрии спутника (рис. 1). Считаем, что его магнитный момент сонаправлен с этой осью. По

результатам расчетов был выбран магнит в форме цилиндра высотой 34 мм и радиусом основания 4.5 мм, индукция магнита составляет $B = 1.3$ Т. Дипольный момент магнита определяется по формуле $m = VB/\mu_0$, где V – объем магнита, μ_0 – магнитная постоянная. Таким образом, дипольный момент m постоянного магнита равен 2.2 А м². При значениях экваториального момента инерции спутника $A = 6.2 \cdot 10^{-2}$ кг м² и орбите высотой 420 км ($\omega_0 = 1.144 \cdot 10^{-3}$ с⁻¹, $B_0 = 2.61 \cdot 10^{-5}$ Т), магнитный параметр спутника $\eta = 710$. Таким образом, для наклона орбиты Международной космической станции $i = 51.7^\circ$ параметр η лежит между двух кривых резонанса, как показано на рис. 2, что позволяет спрогнозировать малую амплитуду колебаний оси симметрии спутника относительно вектора **B** во время летных испытаний.

1.2. Гистерезисные стержни. В отличие от постоянного магнита, эффективность которого фактически пропорциональна величине его дипольного момента, эффективность стержней зависит от многих факторов: их объема и удлинения, используемого материала, схемы размещения. Под удлинением стержня понимается отношение его длины к диаметру. Известно [25], что существует оптимальное удлинение, значение которого обычно лежит в пределах 200–300. Из имеющихся на рынке магнитомягких материалов выбран один из наиболее эффективных и доступных – сплав молибден-пермаллой марки 79НМ.

При расстоянии между параллельными идентичными стержнями более 0.3–0.4 их длины их взаимным влиянием можно пренебречь. Если стержни расположены ближе друг к другу, то это влияние сказывается во взаимном размагничивании стержней и, следовательно, в уменьшении их эффективности как демпфера. При расстоянии, равном 0.02 длины, два стержня эквивалентны одному. Стержни, расположенные взаимно перпендикулярно, почти не влияют друг на друга. Во избежание влияния постоянного магнита гистерезисные стержни расположены в плоскостях, перпендикулярных вектору магнитного момента магнита. Число и расположение стержней выбраны, исходя из конструктивных возможностей и соображений максимизации эффективности стержней, которая пропорциональна их длине и обратно пропорциональна расстоянию между ними.

Гистерезисные стержни имеют квадратное сечение со стороной $a = 1$ мм. На аппарате установлено 24 стержня длиной от 42 до 164 мм. Эффективность работы стержней обусловлена количеством рассеиваемой энергии при их перемагничивании. Ее можно оценить по площади петли гистерезиса в лабораторных условиях [26]. Однако, вследствие эффекта размагничивания чем меньше длина стержня, тем меньшую площадь имеет петля. Так-

же, как уже упоминалось выше, рассеивание энергии падает с уменьшением расстояния между параллельными стержнями за счет взаимного влияния. Гистерезисные потери стержня без учета взаимного влияния можно оценить как гистерезисные потери единицы объема, умноженные на объем V , $E_{\text{loss}} = S_{\text{gist}} \cdot V$, где S_{gist} — площадь петли при перемагничивании стержня в геомагнитном поле (геомагнитная индукция около $H = 40$ А/м). Суммарные гистерезисные потери составляют сумму потерь каждого стержня (коэрцитивной сила стержней принята за $H_e = 2$ А/м) и равны $E_{\text{loss}} = 1.9 \cdot 10^{-6}$ Дж.

1.3. Магнитометр. Магнитометр, установленный на спутнике *ТНС-0* № 2, предназначен для измерения внешнего магнитного поля. Магнитометр является трехосным, что позволяет измерять составляющие магнитного поля вдоль трех ортогональных осей. Среднеквадратическая ошибка измерений магнитометра $\sigma = 100$ нТ. Неортогональность измерительных осей составляет 1 град.

На измерения магнитометра оказывают влияние магнитные поля, создаваемые на спутнике, в частности, магнитной системой ориентации. Таким образом, при обработке измерений необходимо учитывать влияние полей постоянного магнита и гистерезисных стержней. Напряженность магнитного поля тем меньше, чем больше расстояние от центра магнита. Чтобы уменьшить вклад в измерения составляющей поля от постоянного магнита, магнитометр и магнит разнесены максимально, насколько это возможно внутри корпуса спутника. Постоянный магнит прикреплен к верхней крышке корпуса, а корпус магнитометра установлен на нижнем основании.

Кроме постоянного смещения, в измерениях магнитометра может присутствовать переменная составляющая, вызванная также переменными магнитными полями в результате включения и выключения приемо-передатчиков, бортовых приборов, а также вызванная токами в солнечной панели на освещенной солнцем части орбиты. Для исследования переменных бортовых магнитных полей, влияющих на измерения магнитометра, в лабораторных условиях последовательно включались бортовые приборы спутника, в то время как сам аппарат был неподвижен. Во время включения и выключения снимались измерения с бортового магнитометра и с лабораторного магнитометра для мониторинга изменения внешнего магнитного поля. После этого панели солнечного аппарата последовательно освещались с помощью имитатора солнечного излучения. В результате испытаний измерения магнитометра не отклонялись от постоянного значения более, чем на 200 нТ, что с учетом шумовой составляющей измерений порядка 100 нТ является пренебрежимо малой величиной. Такого низкого уровня пере-

менного магнитного поля удалось достичь, в частности, благодаря специальному расположению всех питающих проводов на спутнике, при котором возникающее магнитное поле вокруг проводов достаточно мало.

1.4. Оптические датчики. На наноспутнике *ТНС-0* № 2 установлено восемь оптических датчиков: шесть фотодиодных датчиков, один ультрафиолетовый солнечный датчик и один инфракрасный датчик горизонта. Два фотодиодных датчика направлены соосно с ультрафиолетовым и инфракрасным датчиками соответственно.

Фотодиодные датчики измеряют напряжение на фотодиодной панельке, которое зависит от направления на источник излучения, как правило, по закону, близкому к косинусоидальному. Таким образом, имея измерения с нескольких фотодиодных датчиков, мы можем вычислить направление на Солнце в связанной со спутником системе координат. Однако на измерения таких солнечных датчиков влияет альbedo Земли — отраженный от поверхности свет, который по мощности излучаемой энергии может составлять до 30% от солнечной энергии. Так как коэффициент отражения от Земли зависит от множества факторов — тип поверхности Земли, от которой отражается свет, облачность, время года — то создание достаточно точной модели затруднительно, поэтому точность определения направления на Солнце с использованием фотодиодных датчиков, как правило, составляет не лучше нескольких градусов.

Этого недостатка лишен ультрафиолетовый датчик. В ультрафиолетовом диапазоне светит лишь Солнце, так как Земля полностью поглощает его. Таким образом, с использованием ультрафиолетового датчика можно определить угол падения луча Солнца.

Инфракрасный датчик, или датчик горизонта, чувствителен к теплу, излучаемому как Солнцем, так и Землей. Когда ось его чувствительного элемента направлена на источник тепла, датчик измеряет напряжение, пропорциональное его мощности. Так как угловой размер Солнца намного меньше углового размера Земли с околоземной орбиты, то датчик, как правило, используется для определения момента пересечения чувствительной оси линии горизонта Земли, когда измерения датчика совершают резкий скачок. Эта информация наряду с измерениями солнечных датчиков используется для наземной реконструкции углового движения спутника. Важное преимущество инфракрасного датчика по сравнению с солнечными датчиками — это то, что он работает как на освещенной части орбиты, так и на затененной части.

2. МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ ИЗМЕРЕНИЙ

В настоящем разделе приведены методики обработки измерений с бортовых датчиков нано-

спутника 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 круговой 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 [27].

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 вектором орбитальной угловой скорости), ось Ox_o дополняет систему до правой; $OXYZ$ – связанная со спутником система координат, ее оси направлены так, как показано на рис. 1.

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 выбранного набора 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

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

где \mathbf{J} – тензор инерции диагонального вида, $\boldsymbol{\Omega}$ – абсолютная угловая скорость спутника, $\mathbf{M}_{\text{mag}}, \mathbf{M}_{\text{grav}}, \mathbf{M}_{\text{gist}}$ – механический момент, обусловленный действием постоянного магнита, гравитационный момент и механический момент от гистерезисных стержней соответственно. Гравитационный момент при движении по круговой орбите имеет вид $\mathbf{M}_{\text{гp}} = 3\omega_0^2 (\mathbf{Ae}_3) \times \mathbf{J}(\mathbf{Ae}_3)$, 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 $\mathbf{M}_{\text{mag}} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$, где \mathbf{m} – дипольный момент постоянного магнита, \mathbf{B} – вектор геомагнитной индукции в связанных осях. Механический момент от гистерезисных стержней имеет вид $\mathbf{M}_{\text{gist}} = \mathbf{m}_{\text{gist}} \times \mathbf{B}$, где \mathbf{m}_{gist} – суммарный магнитный момент всех стержней. Для магнитного момента одного стержня $\mathbf{m}_{\text{gist}}^k = \mu_k V_k H_0 W \mathbf{e}_k / \mu_0$, где μ_k – относительная магнитная проницаемость k -го стержня, V_k – 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; $H_\tau = \mathbf{H} \mathbf{e}_k$, \mathbf{e}_k – 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

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \mathbf{C} \boldsymbol{\omega}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

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 поля измерений магнитометра. Магнитометр, установленный на борту наноспутника ТНС-0 № 2, измеряет как индукцию 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 поля измерений магнитометра.

Пусть модель измерений магнитометра имеет вид

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

где \mathbf{B}_o – геомагнитное поле в орбитальной системе координат, \mathbf{A} – матрица перехода из орбитальной в связанную систему координат, $\mathbf{B}_{\text{смещ}} = [\Delta B_x, \Delta B_y, \Delta B_z]^T$ – индукция 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_k известен вектор геомагнитного поля в орбитальной системе координат \mathbf{B}_o^k , который вычисляется согласно модели IGRF. Модуль этого вектора $B_o^k = |\mathbf{B}_o^k|$ при найденном значении $\mathbf{B}_{\text{смещ}}$ должен равняться модулю вектора $B_E^k = |\mathbf{B}_{\text{изм}}^k - \mathbf{B}_{\text{смещ}}^k|$ 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 $\mathbf{B}_{\text{смещ}}$

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

Здесь N – количество кадров телеметрии.

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

2.3. Определение 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, которое может достигать до 30% от значения I_0 . Сложность с использованием модели альbedo 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 S вдоль направления на Солнце на чувствительную ось датчика, которая определяется следующим образом: $S = (I - \Delta I)/I_0$.

2.4. Методика определения углового движения КА. 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)

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

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 $\Lambda(t=t_k)$ для каждого момента времени t_k , в который было сделано измерение. Тогда согласно модели измерений, например, магнитометра (3) можно спрогнозировать для каждого момента t_k измерения направления вектора магнитного поля $\tilde{\mathbf{b}}_{\text{изм}}^k = \Lambda(t_k) \mathbf{b}_o^k$, где единичный вектор вдоль геомагнитного поля в орбитальной системе координат \mathbf{b}_o^k вычисляется согласно моделям орбитального движения SGP4 и модели геомагнитного поля IGRF. Тогда задача нахождения вектора начальных условий $\boldsymbol{\xi}$ сводится к минимизации функции

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

где $\mathbf{b}_{\text{изм}}^k$ – единичный вектор вдоль геомагнитного поля, вычисленный по измерениям после исключения постоянного смещения. Минимизация функ-

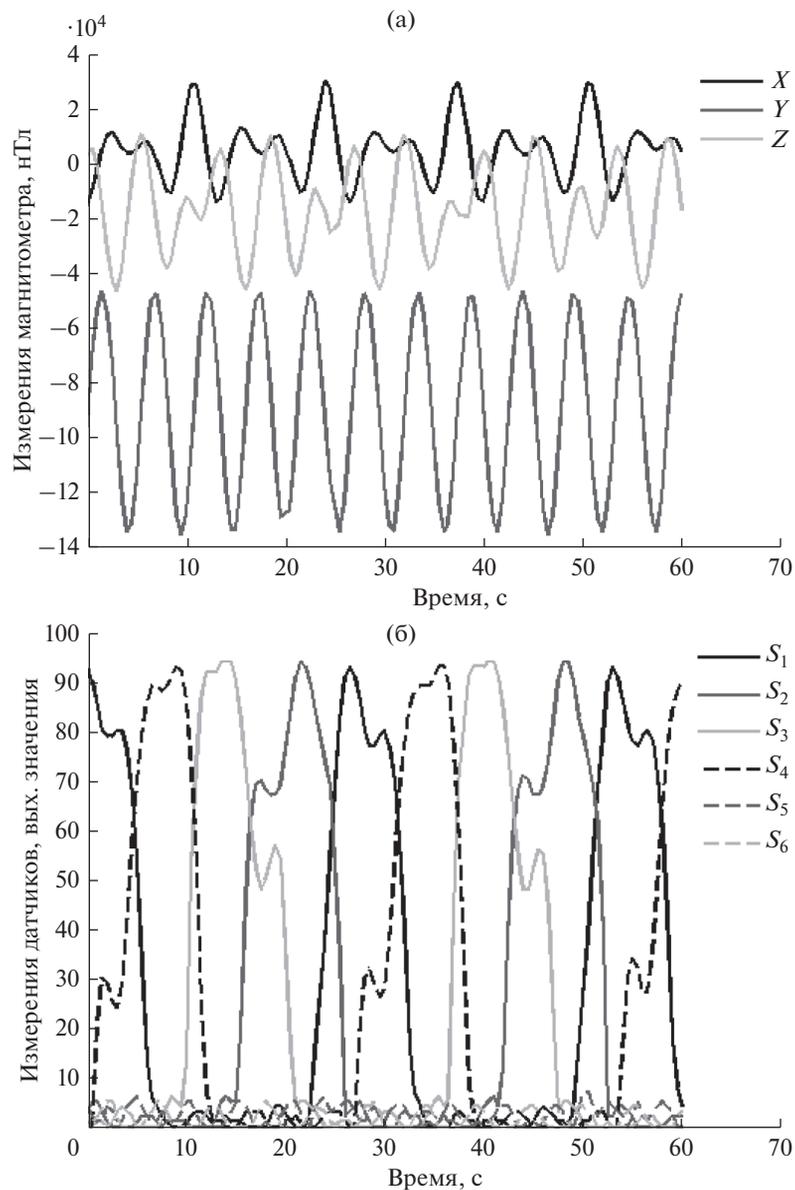


Рис. 3. Измерения магнитометра (а) и фотодиодных солнечных датчиков (б).

ционала (б) производится методами нелинейной оптимизации.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ОБРАБОТКИ ИЗМЕРЕНИЙ И ИХ АНАЛИЗ

3.1. Обработка видеоизображения запуска с борта МКС. Наноспутник *THC-0* № 2 был запущен 17. VIII.2017 г. с борта *МКС* космонавтом Сергеем Рязанским в 18:21 по московскому времени. Идентификатор спутника 42913/1998-067НС. Видеорегистрация запуска осуществлялась с использованием камеры, закрепленной на скафандре космонавта, а также стационарной камеры, установленной на японском модуле *МКС* "KIBO".

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. 1). При обработке изображения использовалась методика, описанная в работе [28].

3.2. Обработка измерений. Первый сеанс связи, во время которого была передана телеметрия с измерениями магнитометра и солнечных датчиков, состоялся 19. VIII.2017 г. в 17 ч 11 мин UTC. На рис. 3 изображен график измерений магнитометра и измерений с фотодиодных датчиков Солнца за одну минуту.

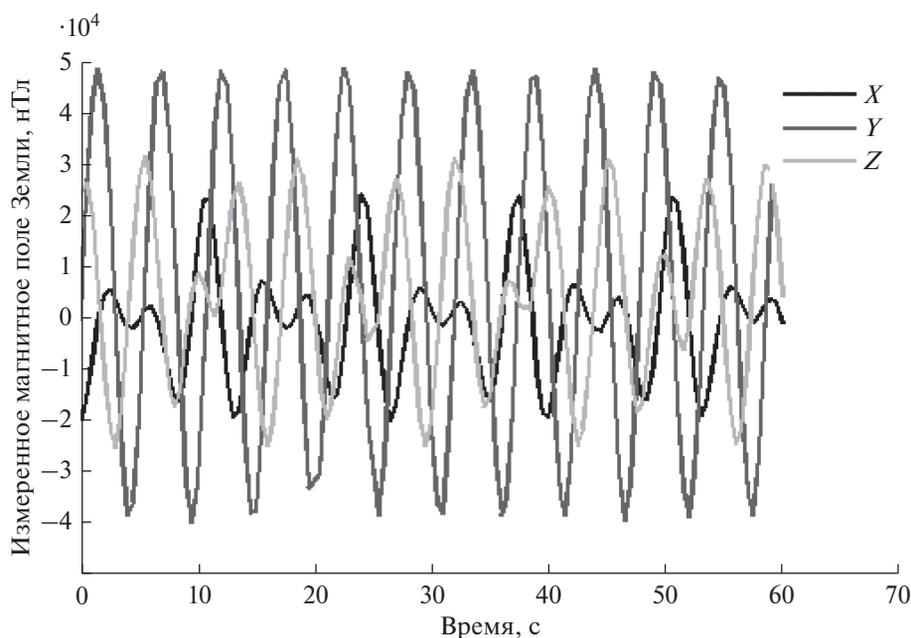


Рис. 4. Измеренное с помощью магнитометра магнитное поле Земли.

В измерениях магнитометра, кроме магнитного поля Земли, присутствуют компоненты постоянного смещения вследствие магнитного поля магнита, установленного на спутнике, 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. 4 представлен график оценки измеренного магнитного поля Земли. Величина постоянного смещения поля измерений магнитометра составила $V_{\text{смещ}} = [5.8 - 90.8 - 20.9] \cdot 10^3$ 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.

Так как расположение магнитометра в теле спутника известно, то, если задать начальные условия для углового движения, можно спрогно-

зировать 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. 5 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.

На рис. 6 изображены графики кватерниона ориентации от времени по полученным начальным условиям. На рис. 7 представлена угловая скорость вращения.

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 град 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. 3б) были отнормированы к максимальному значению согласно методике, описанной в разделе 2. На рис. 8 представлено сравнение измерений датчиков и прогнозируемых значений с использованием модели движения спутника с начальными условиями, по-

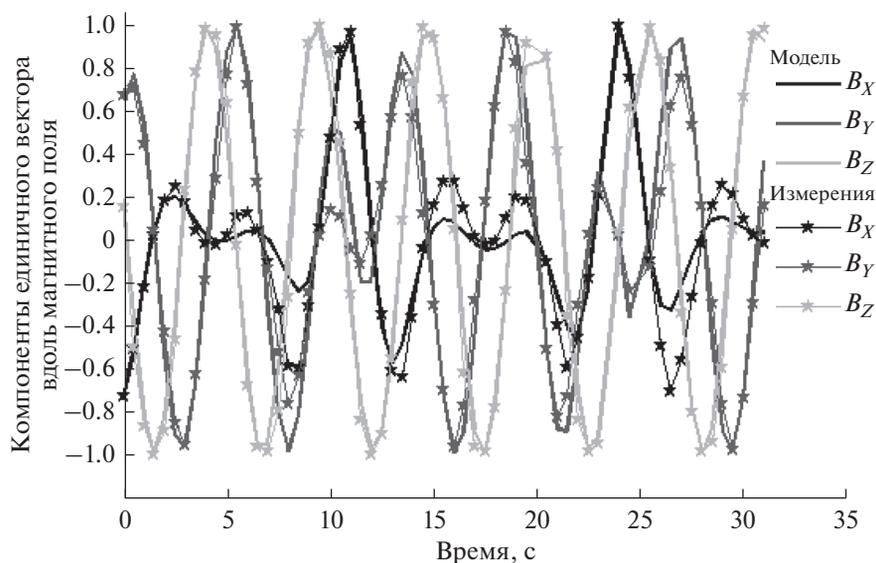


Рис. 5. Измеренный и прогнозируемый по модели движения вектор вдоль магнитного поля Земли.

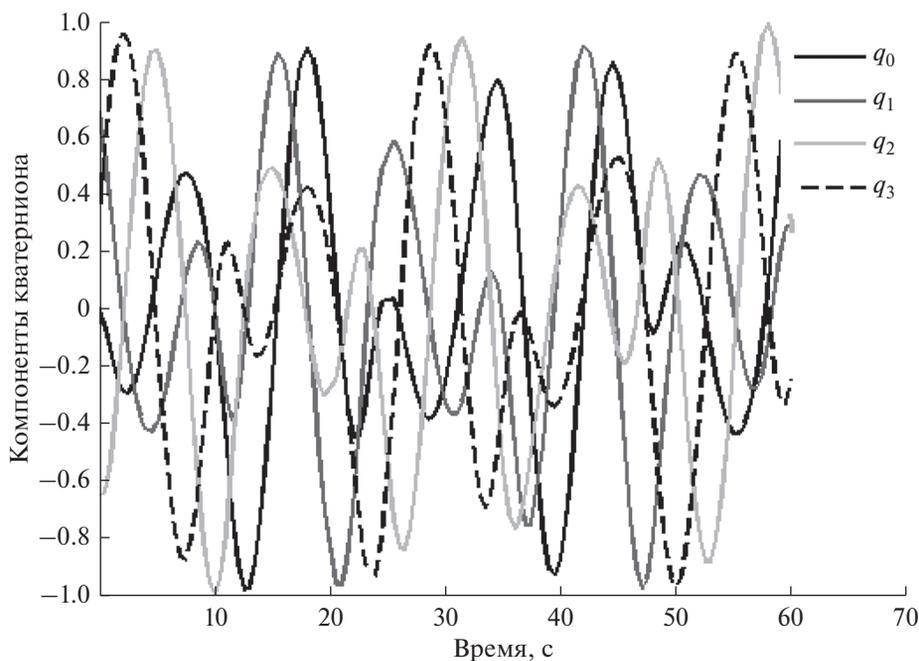


Рис. 6. Кватернион ориентации в зависимости от времени.

лученными с помощью магнитометра. Наблюдается некоторая корреляция, однако несовпадения в численных значениях можно объяснить неучтенным влиянием альbedo 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.

Были обработаны измерения, полученные 23.VIII.2017 и 28.VIII.2017, аналогичным образом. На рис. 12 представлены графики угловой скорости от времени. Из графиков угловой скорости можно проследить динамику изменения углового движения наноспутника. Так, за период около 10 дней с 17.VIII.2017 по 28.VIII.2017, аппарат перешел от вращения относительно всех трех осей (рис. 7) к угловому вращению преимущественно

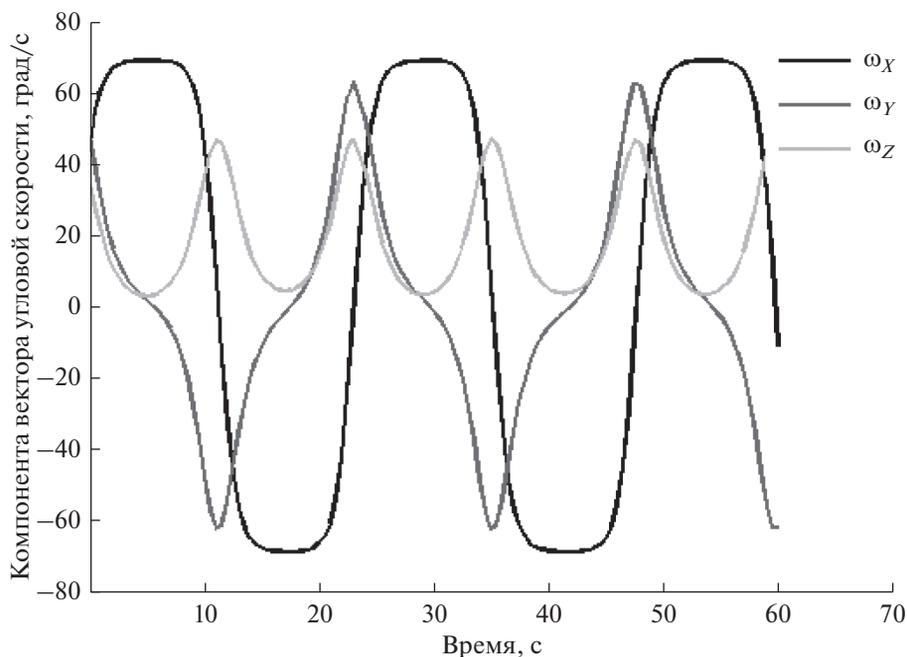


Рис. 7. Компоненты угловой скорости в зависимости от времени.

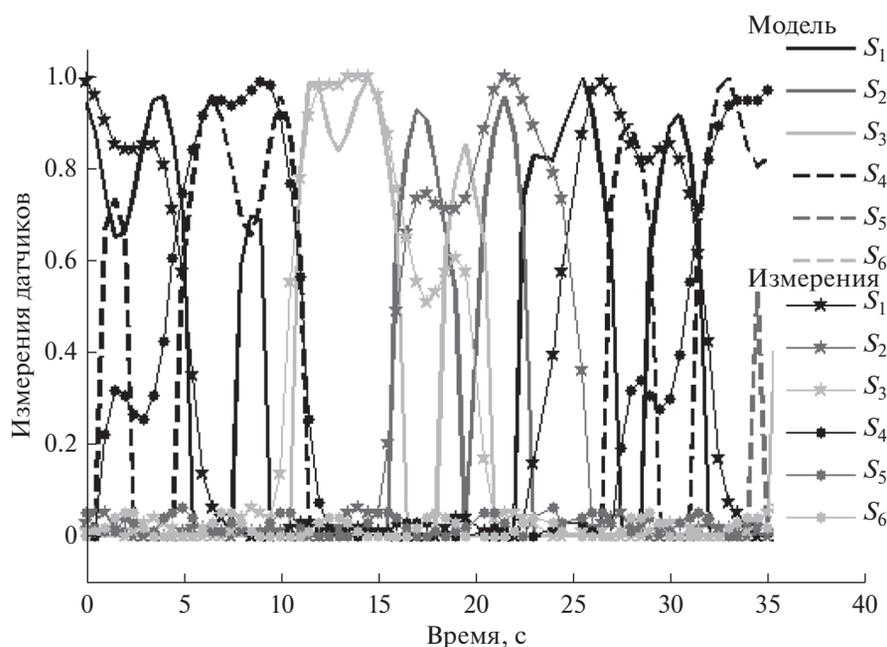


Рис. 8. Измерения и прогноз измерений солнечных датчиков.

относительно оси Y (рис. 9). Это объясняется тем, что момент инерции относительно оси Y является наибольшим из осевых моментов инерции, а вращение относительно этой оси является устойчивым движением.

На рис. 10а представлен график измерений магнитометра, из которого можно заключить, что

к 24.IX.2017 наноспутник пришел в режим магнитной ориентации, т.е. ось OZ спутника начала отслеживать направление вектора индукции локального магнитного поля. По рис. 10б, на котором изображены измерения солнечных датчиков на отрезке телеметрии за 24.IX.2017, можно судить о правильности определения углового дви-

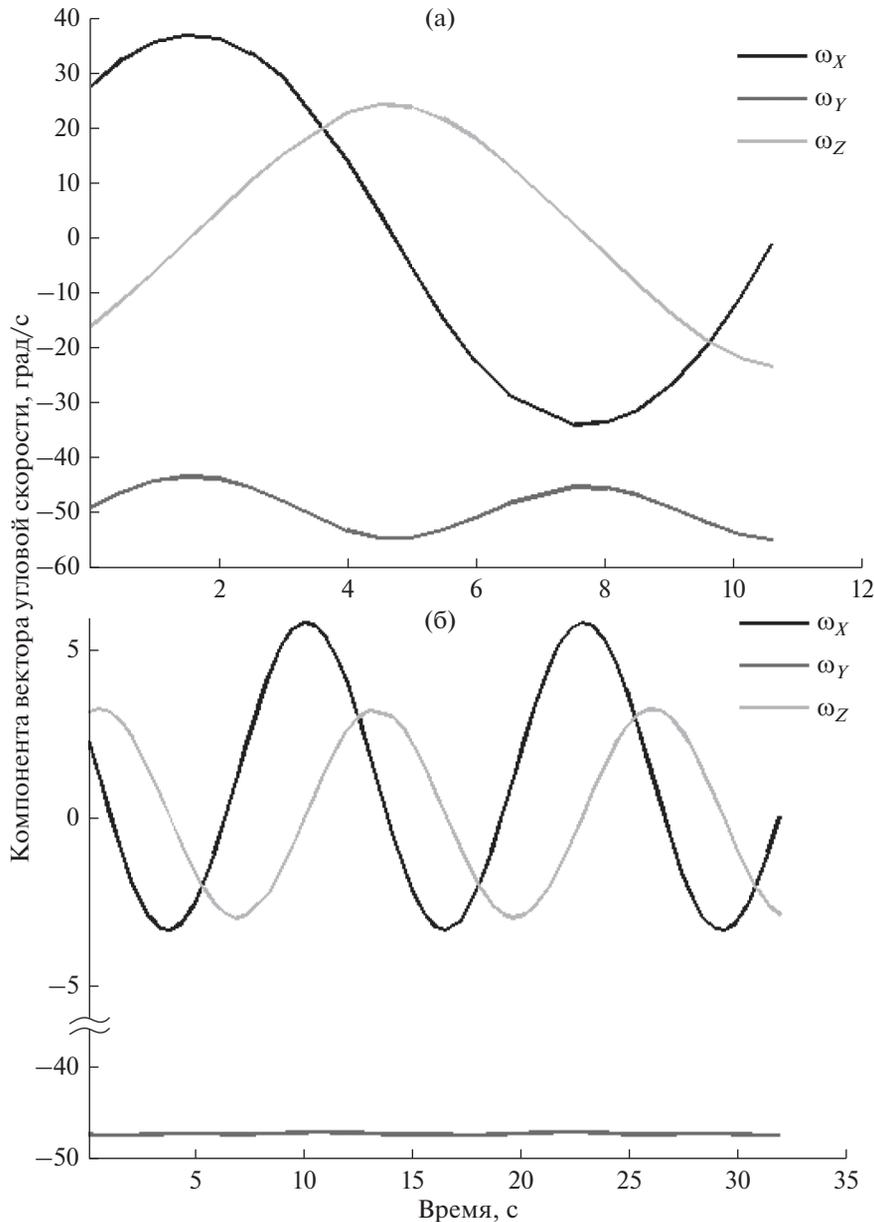


Рис. 9. Компоненты угловой скорости в зависимости от времени (а – 23.VIII.2017, $t_0 = 22:05:13$ UTC, б – 28.VIII.2017, $t_0 = 21:44:48$ UTC).

жения спутника. К моменту получения телеметрии осталась компонента вращения относительно оси OZ около 1.2 град/с (относительно вектора магнитного поля), а по остальным осям наблюдаются колебания с периодом около 4 мин и отклонением оси около 15 град.

По рис. 7, 9 можно проследить динамику демпфирования угловой закрутки спутника *ТНС-0* № 2 после отделения. На рис. 11 представлена зависимость оценки модуля угловой скорости от времени после запуска аппарата. График близок к линейному, что соответствует модели демпфиро-

вания с помощью гистерезисных демпферов. Из графика можно заключить, что потребовалось около 36 сут для демпфирования и достижения магнитной ориентации, что обусловлено высокой начальной угловой скоростью 79 град/с при запуске спутника.

3.3. Установившееся движение наноспутника *ТНС-0* № 2. 2.X.2017 удалось получить телеметрию, записанную на бортовой накопитель за время, приблизительно равное 2 виткам. На рис. 12 представлены измерения магнитометра и измерения с солнечных датчиков, а на рис. 13 – измере-

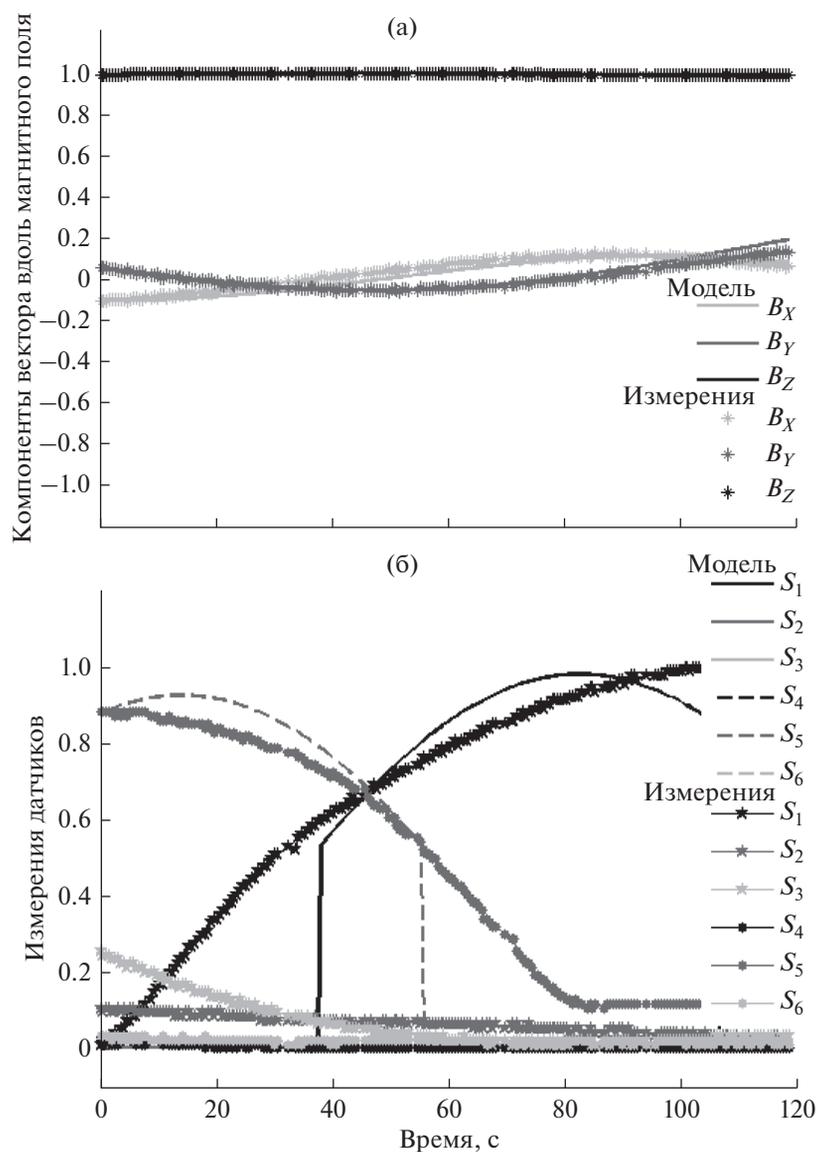


Рис. 10. Измеренный и прогнозируемый по модели движения вектор вдоль магнитного поля Земли (а) и измерения и прогноз измерений солнечных датчиков (б) для 24.IX.2017, $t_0 = 20:42:58$ UTC.

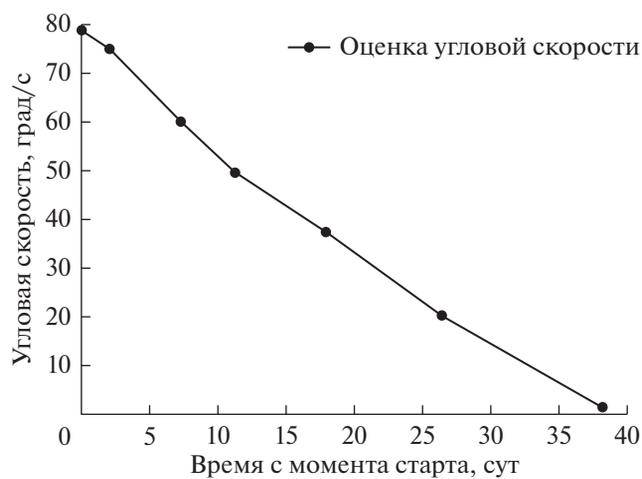


Рис. 11. Динамика демпфирования угловой скорости.

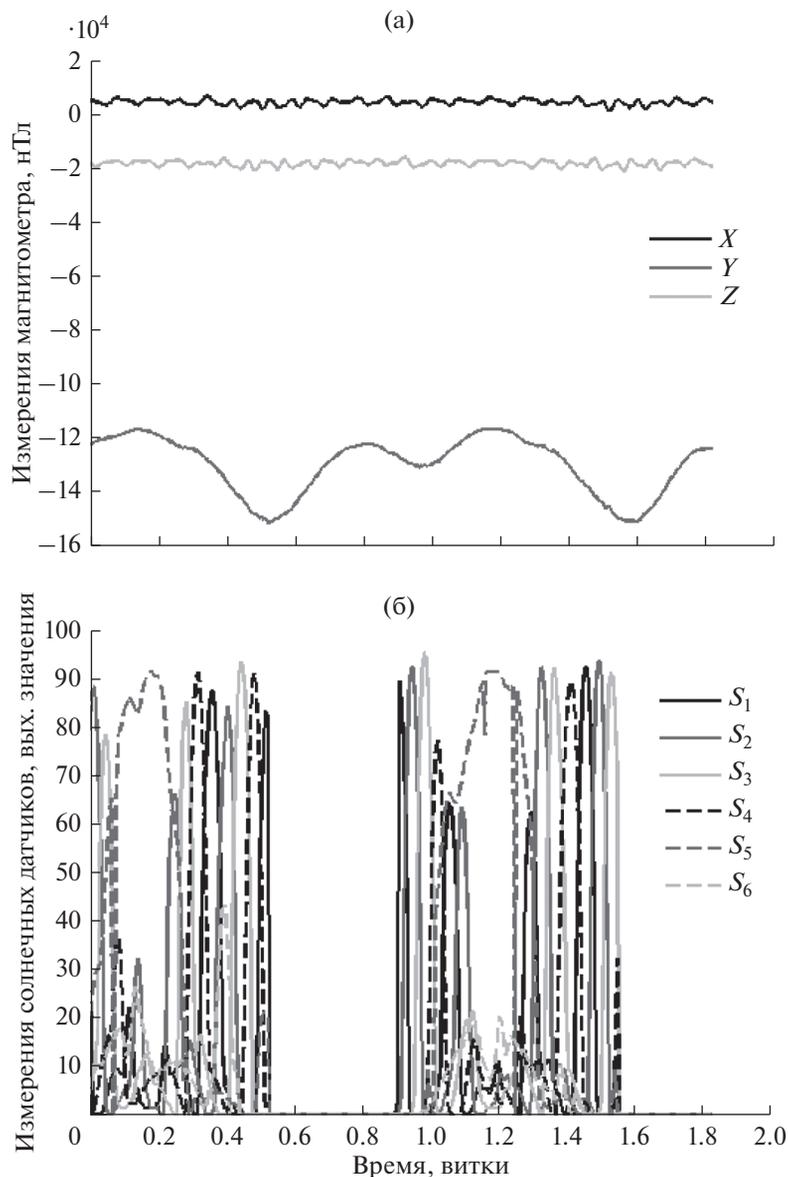


Рис. 12. Измерения магнитометра (а) и фотодиодных солнечных датчиков (б) за 2 витка (данные за 2.X.2017, $t_0 = 12:02:27$ UTC).

ния с инфракрасного датчика горизонта и ультрафиолетового датчика.

С использованием метода наименьших квадратов по измерениям магнитометра определялись начальные условия для модели движения наноспутника *THC-0* № 2. Результат представлен на рис. 14 – сравнение измерений магнитометра и модельных значений. На рис. 15а изображен график угла отклонения продольной оси спутника от вектора локального магнитного поля. Видно, что этот угол не превышает 12 град, а среднее отклонение вдоль орбиты составляет около 5 град. Этот график можно считать почти классическим. На

нем ясно веден характерный период вынужденных колебаний (около 9 мин), вызванных неравномерностью вращения вектора индукции локального поля, с частотой, близкой частоте собственных колебаний спутника, как твердого тела с постоянным магнитом в постоянном внешнем магнитном поле, и период сравнительного медленного изменения амплитуды этих колебания (время, равное половине оборота спутника по орбите вокруг Земли), связанного с изменением величины вектора индукции местного геомагнитного поля. Рисунок 15б – это график угловой скорости во время движения, по которому видно, что

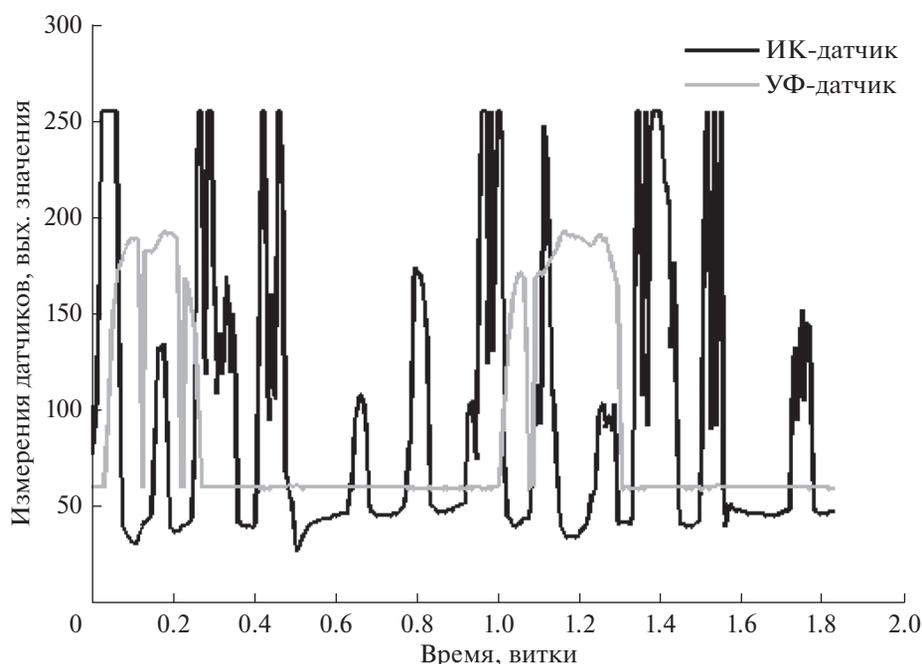


Рис. 13. Измерения ИК и УФ датчиков (данные за 2.X.2017, $t_0 = 12:02:27$ UTC).

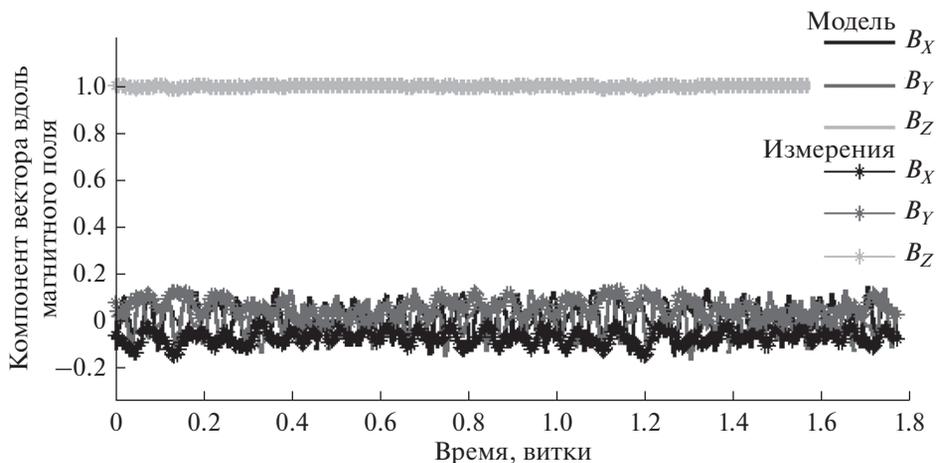


Рис. 14. Измеренный и прогнозируемый по модели движения вектор вдоль магнитного поля Земли (данные за 2.X.2017, $t_0 = 12:02:27$ UTC).

спутник продолжает вращаться вокруг продольной оси с угловой скоростью 0.4 град/с, а по двум другим осям спутник совершает колебания.

По полученным начальным условиям были спрогнозированы измерения с фотодиодных солнечных датчиков, а их значения сравнены с телеметрическими данными. Результат сравнения представлен на рис. 16. 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 альbedo 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, подтвержда-

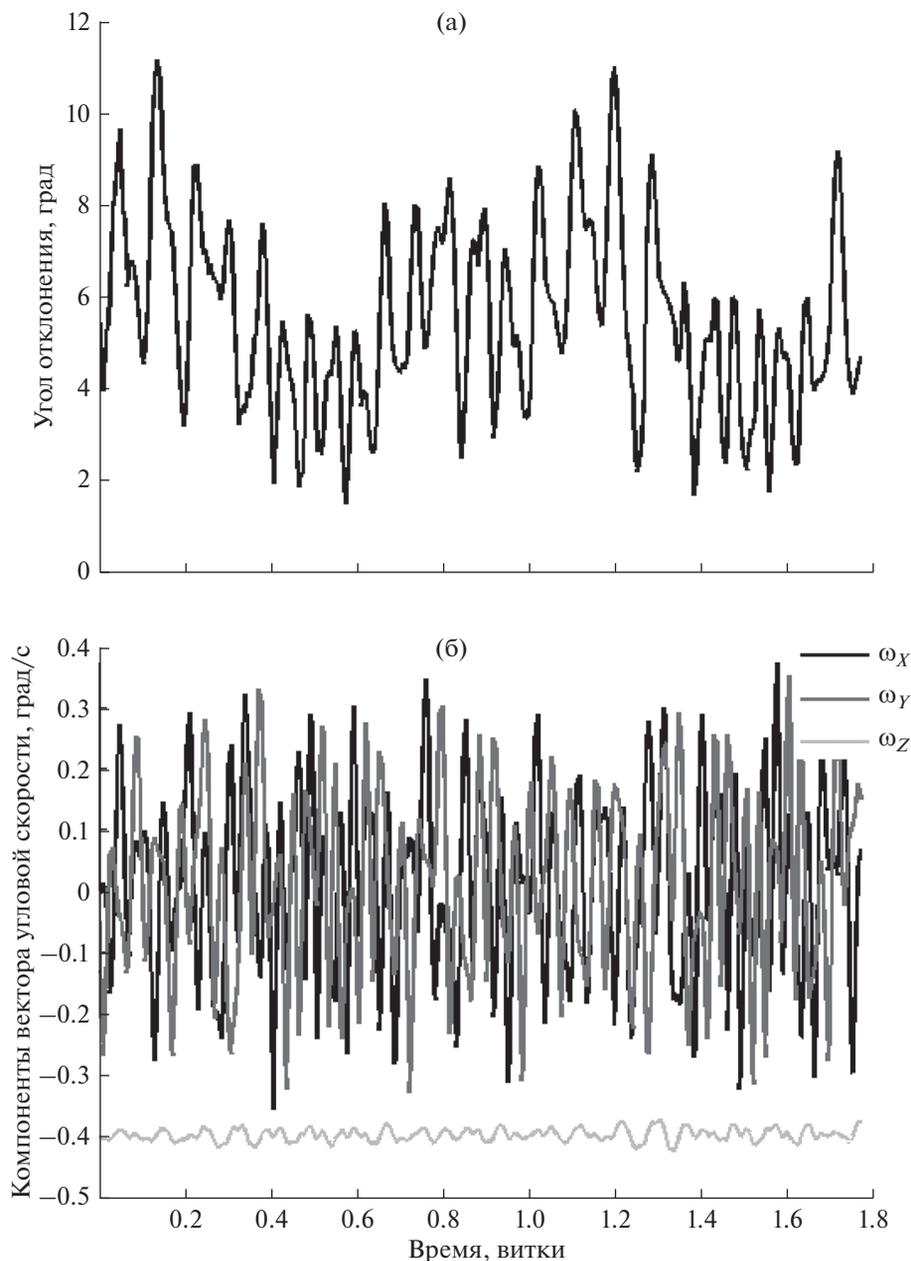


Рис. 15. Угол отклонения оси OZ спутника от направления локального магнитного поля и угловая скорость во время установившегося движения (данные за 2.X.2017, $t_0 = 12:02:27$ UTC).

ется факт, что альbedo Земли может составлять до 30% от излучения Солнца.

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 было затрачено на демпфирование угло-

вой скорости и достижения спутником режима магнитной ориентации, когда продольная ось аппарата отслеживает направление вектора индукции локального геомагнитного поля. В результате после окончания переходных процессов наноспутник *THC-0* № 2 продольной осью отслеживает направление вектора индукции. Спутник вращается относительно этого направления с угловой скоростью 0.4 град/с, а амплитуда колебаний продольной оси относительно вектора магнитно-

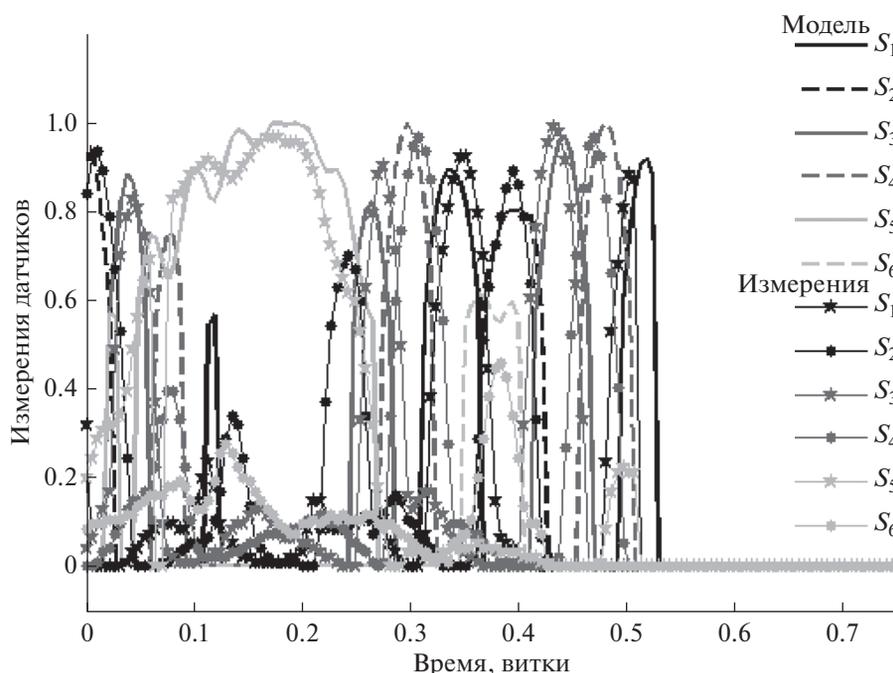


Рис. 16. Измерения с солнечных датчиков и их прогноз по модели движения.

го поля достигает 11 град, период колебаний около 9 мин.

Исследование поддержано грантом РФФ № 17-71-20117.

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. P. 527–529.
2. *Карпенко С.О. и др.* Система ориентации первого российского нано-спутника ТНС-0 № 1 // Космич. исслед. 2010. Т. 48. № 6. С. 532–540. (Cosmic Research. P. 517).
3. *Сарычев В.А., Овчинников М.Ю.* Магнитные системы ориентации искусственных спутников Земли // Итоги науки и техники. Сер.: Исследование космического пространства. М.: ВИНТИ, 1985.
4. *Сарычев В.А., Овчинников М.Ю.* Магнитная ориентация спутника со сферическим демпфером // Космич. исслед. 1986. Т. 24. № 6. С. 803–815. (Cosmic Research. P. 619).
5. *Сарычев В.А., Пеньков В.И., Овчинников М.Ю.* Динамика спутников с магнитным демпфером. Модель гистерезиса // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР. 1984. № 174.
6. *Сарычев В.А., Овчинников М.Ю.* Движение спутника с постоянным магнитом относительно центра масс // Космич. исслед. 1986. Т. 24. № 4. С. 527–543. (Cosmic Research. P. 415).
7. *Сарычев В.А., Сазонов В.В.* Оценка влияния диссипативного магнитного момента от вихревых токов на быстрое вращение спутника // Космич. исслед. 1982. Т. 20. № 2. С. 297–300. (Cosmic Research. P. 128).
8. *Сарычев В.А., Сазонов В.В., Овчинников М.Ю.* Периодические колебания спутника относительно центра масс под действием магнитного момента // Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша АН СССР. 1982. № 182.
9. *Сарычев В.А., Сазонов В.В.* Оптимальные параметры пассивных систем ориентации спутников // Космич. исслед. 1976. Т. 14. № 2. С. 198–208. (Cosmic Research. P. 183).
10. *Battagliere M.L. et al.* Hysteresis rods in the passive magnetic stabilization system for university micro and nanosatellites // Proceedings of the 59th IAC, Glasgow, UK, 29 September–3 October, paper IAC-08.C.1.8., 2008.
11. *Long M. et al.* A Cubesat Derived Design for a Unique Academic Research Mission in Earthquake Signature Detection // 16th Annual/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah US, 12–15 August, 2002, Paper SSC02-IX-6.
12. *Tsuda Y. et al.* University of Tokyo's CubeSat Project – Its Educational and Technological Significance // 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, 13–16 August, 2001, Paper SSC01-VIIIb-7. P. 8.
13. *Battagliere M.L. et al.* Passive magnetic attitude stabilization system of the EduSAT microsatellite // Aerosp. Eng. 2010. Т. 224. № G. P. 1097–1107.
14. *Hennepe F.T., Zandbergen B.T.C., Hamann R.J.* Simulation of the Attitude Behaviour and Available Power Profile of the Delfi-C3 Spacecraft with Application of the OpSim Platform // Paper at the 1st CEAS Europe-

- an Air and Space Conference, Berlin, Germany, 10–13 September 2007.
15. *Ovchinnikov M.Y. et al.* Development, integrated investigation, laboratory and in-flight testing of Chibis-M microsatellite ADCS // *Acta Astronaut.* 2014. V. 93. P. 23–33.
 16. *Ivanov D. et al.* Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms // *Acta Astronaut.* 2015. V. 116. P. 339–348.
 17. *Абрашкин В.И. и др.* Вращательное движение спутника Фотон М-4 // *Космич. исслед.* 2016. Т. 54. № 4. С. 315–322. (*Cosmic Research.* P. 296).
 18. *Бойзелинк Т. и др.* Определение вращательного движения спутника Фотон М-3 по данным бортовых измерений магнитного поля Земли // *Космич. исслед.* 2010. Т. 48. № 3. С. 252–265. (*Cosmic Research.* P. 246).
 19. *Абрашкин В.И. и др.* Определение вращательного движения спутника Бион М-1 средствами аппаратуры Гравитон // *Космич. исслед.* 2015. Т. 53. № 4. С. 306–319. (*Cosmic Research.* P. 286).
 20. *Иванов Д.С. и др.* Система ориентации наноспутника ТНС-0 № 2 // *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша.* 2017. № 111.
 21. *Ovchinnikov M.Y. et al.* Attitude dynamics of the first Russian nanosatellite TNS-0 // *Acta Astronaut.* 2007. Т. 61. № 1–6. С. 277–285.
 22. *Ильин А.А., Куприянова Н.В., Овчинников М.Ю.* Стационарные вращательные движения твердого тела с сильным магнитом в переменном магнитном поле при наличии диссипации // *Известия РАН, Серия Механика твердого тела.* 2009. № 3. С. 12–24.
 23. *Овчинников М.Ю. и др.* Магнитные системы ориентации малых спутников. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016.
 24. *Сарычев В.А., Овчинников М.Ю.* Магнитные системы ориентации искусственных спутников Земли // *Итоги науки и техники, сер. Исследование космического пространства.* 1985. Т. 23.
 25. *Коваленко А.П.* Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. Москва: Машиностроение, 1975.
 26. *Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И.* Лабораторное исследование магнитных свойств гистерезисных стержней для системы ориентации малогабаритных спутников // *Известия РАН. Теория и системы управления.* 2013. № 1. С. 152–171.
 27. *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.
 28. *Иванов Д.С. и др.* Определение относительного движения спутников при их разделении по результатам обработки видеоизображения // *Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.* 2012. № 57.