

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

Препринты ИПМ • Препринт № 118 за 2017 г.



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

<u>Иванов Д.С.</u>, Коптев М.Д., <u>Овчинников М.Ю.</u>,

Панцырный О.А., Селиванов А.С., Сергеев А.С., Хромов О.Е., Юданов Н.А.

Система ориентации наноспутника ТНС-0 №2

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Система ориентации наноспутника ТНС-0 №2 / Д.С.Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2017. № 118. 20 с. doi:10.20948/prepr-2017-118

URL: <a href="http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2017-118">http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2017-118</a>

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

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

Система ориентации наноспутника ТНС-0 №2

## Иванов Д.С., Коптев М.Д., Овчинников М.Ю., Панцырный О.А., Селиванов А.С., Сергеев А.С., Хромов О.Е., Юданов Н.А.

Система ориентации наноспутника ТНС-0 №2

Представлено описание пассивной магнитной системы ориентации наноспутника ТНС-0 № 2. Приведены параметры основных компонентов системы ориентации и обоснован их выбор. Представлены результаты лабораторных испытаний датчиков ориентации в составе спутника.

*Ключевые слова:* наноспутник, система ориентации, магнитометр, солнечный датчик

## Ivanov D.S., Koptev M.D., Ovchinnikov M.Yu., Pantsyrnyi O.A., Selivanov A.S., Sergeev A.S., Khromov O.E., Yudanov N.A.

Attitude control system of the TNS-0 №2 nanosatellite

A description of the passive magnetic attitude control system of the TNS-0 №2 nanosatellite is presented. Parameters of a permanent magnet and hysteresis rods are given and their choice is justified. The results of laboratory testing of sensors installed in the satellite are shown.

**Key words:** nanosatellite, attitude control system, magnetometer, sun sensor

Исследование поддержано грантом РНФ № 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 — 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 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 в августе 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 будет определяться угловое движение аппарата с помощью наземной обработки телеметрической информации со спутника.

Перед отправкой спутника ТНС-0 № 2 на МКС в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН были проведены испытания датчиков для определения ориентации в составе аппарата для оценки калибровочных характеристик и адекватности получаемых измерений. В настоящей работе приведено описание системы ориентации наноспутника ТНС-0 № 2, представлены её параметры и описаны результаты лабораторных испытаний элементов системы ориентации аппарата.

# 1. Массо-габаритные характеристики 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 представлены фотографии наноспутника ТНС-0 № 2 в специальном подрамнике. На рис. 2 изображена его 3D модель.



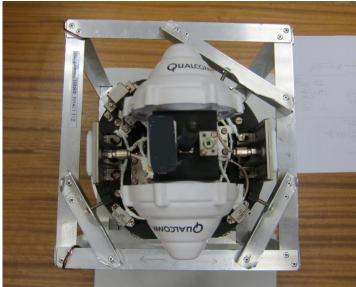


Рис. 1. Наноспутник ТНС-0 № 2 в специальном подрамнике

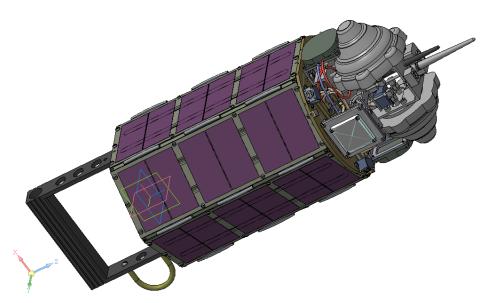


Рис. 2. 3D модель наноспутника ТНС-0 № 2

Масса спутника составляет 4.8 кг. Его центр масс находится на оси симметрии корпуса, как изображено на рис. 3. Элементы тензора инерции в системе координат, связанной с центром масс аппарата, имеют значения:

$$J = \begin{bmatrix} 0.06153 & -0.00013 & -0.00033 \\ -0.00013 & 0.06669 & -0.00012 \\ -0.00033 & -0.00012 & 0.01287 \end{bmatrix} \text{кг} \cdot \text{м}^2.$$
 Площадь сечения спутника плоскостью, перпендикулярной оси  $OZ$ , со-

Площадь сечения спутника плоскостью, перпендикулярной оси OZ, составляет  $S_{\min} = 0.02 \,\mathrm{m}^2$ . Площадь сечения плоскостью, перпендикулярной оси OX,  $S_{\max} = 0.06 \,\mathrm{m}^2$ . Фактически — это минимальное и максимальное значения площади поперечного сечения спутника.

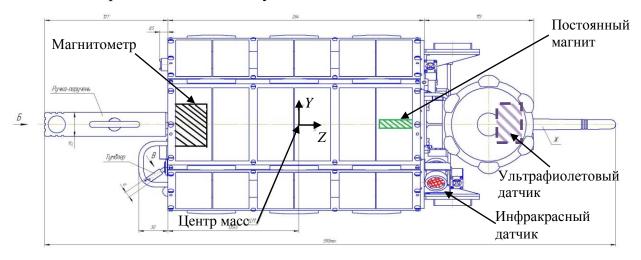


Рис.3. Положение центра масс, постоянного магнита и магнитометра внутри корпуса спутника

#### 2. Постоянный магнит

Для обеспечения восстанавливающего и демпфирующего моментов на наноспутнике ТНС-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  ${\bf B}$  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  ${\bf B}$ , функций времени из-за неинерциальности системы координат, связанной с вектором индукции геомагнитного поля, в ко-

торой рассматривается движение спутника. Поэтому можно лишь стремиться уменьшить амплитуду вынужденных колебаний относительно вектора **В** 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 **В**. При этом должны выполняться весьма жесткие требования по компоновке системы ориентации в теле спутника. Однако возможны весьма "хитроумные" прецессионные движения спутника вокруг вектора **В**, при которых перемагничивание 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 перемагничивания стержней при наличии собственного вращения практически не происходит. В этом случае спутник довольно долго прецессирует вокруг вектора **В** с большим углом нутации [3; 4].

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 В.

Характерным параметром, определяющим амплитуду вынужденных и частоту собственных колебаний спутника относительно вектора **B**, является безразмерный магнитный параметр  $\eta$ , который определяется как отношение характерной величины восстанавливающего магнитного момента  $mB_0$  к величине  $A\omega_0^2$ :

$$\eta = \frac{mB_0}{A\omega_0^2}.$$

Здесь m — модуль вектора дипольного момента постоянного магнита,  $B_0$  — модуль вектора индукции геомагнитного поля на экваторе, A — экваториальный момент инерции спутника,  $\omega_0$  — угловая скорость движения спутника по орбите. Результаты исследования зависимости амплитуды вынужденных периодических колебаний оси симметрии спутника относительно вектора  ${\bf B}$  от пара-

метра  $\eta$  и другие вопросы анализа динамики спутников с пассивными и активными магнитными системами ориентации описаны в [5].

Результаты подробного анализа кривых ветвления периодических движений спутника на орбитах с произвольным наклонением приведены в [6] для значений магнитного параметра, не превышающих нескольких десятков. Для значений магнитного параметра в несколько сотен и даже тысяч, а именно для THC-0 мы сталкиваемся с таким случаем, целесообразно использовать асимптотические методы. На рис. 4 приведены кривые ветвления в плоскости  $(\eta,i)$ , полученные с использованием асимптотической формулы (здесь везде i — наклонение орбиты в радианах, u — аргумент широты)

$$\eta = rac{\pi^2 k^2}{{a_s}^2} \pm rac{\pi \, \overline{p} (\pi \, / \, 2) k}{{a_s}^2} + rac{\overline{p}^2 (\pi \, / \, 2)}{4 {a_s}^2} + rac{\overline{q}_1 (\pi \, / \, 2)}{4 {a_s}^2} + O(k^{-1})$$
, ( $k$  –целое)

где

$$a_{s} = \int_{0}^{\pi/2} \sqrt{N(s)} ds, \ \overline{q}_{1}(u) = \int_{0}^{u} q_{1}(s) ds, \ \overline{p} = \int_{0}^{u} \sqrt{p(s)} ds,$$

$$p = \frac{6(1 + \sin^{2} u) \cos i}{NN_{1}^{2}}, \ q_{1} = \frac{(\sqrt{N})''}{N^{3/2}} - \frac{3((\sqrt{N})')^{2}}{N^{2}} - \frac{p^{2}}{4N},$$

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

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

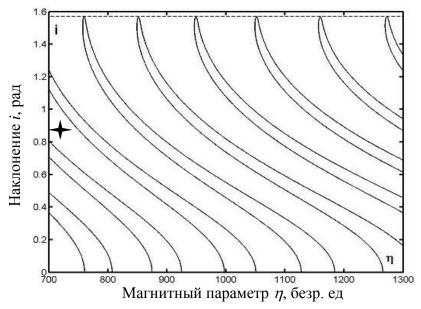


Рис. 4. Кривые ветвления в окрестности η=1000 и значение магнитного параметра для ТНС-0 №2

Постоянный магнит установлен вдоль оси симметрии спутника (рис. 3), и 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  $B = 1.3 \, \mathrm{T}$ . Дипольный момент магнита определяется по формуле

$$m = \frac{VB}{\mu_0}$$
,

где V — объем магнита,  $\mu_0$  — магнитная постоянная. Таким образом, дипольный момент m постоянного магнита равен  $2.2~{\rm A\cdot m^2}$ . При значениях экваториального момента инерции спутника около  $A\approx 6.2\cdot 10^{-2}~{\rm kr\cdot m^2}$  и орбите высотой 500 км ( $\omega_0=1.144\cdot 10^{-3}~{\rm c^{-1}},~B_0=2.61\cdot 10^{-5}~{\rm T}$ ), магнитный параметр спутника  $\eta=710$ . Таким образом, для наклонения орбиты МКС  $i=51,7^{\rm o}=0.9$  рад параметр  $\eta$  лежит между двух кривых резонанса, как показано на рис. 4, что позволяет спрогнозировать малую амплитуду колебаний оси симметрии спутника относительно вектора  ${\bf B}$  во время летных испытаний.

#### 3. 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 [7], 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. Расчетные характеристики обработанного материала, из которого сделаны стержни, приведены в Табл.1.

Табл. 1. Параметры материала гистерезисных стержней

таол. 1. Параметры материала гистерезненых стержней						
Начальная маг-	Максимальная	Коэрцитивная	Индукция			
нитная проница-	магнитная про-	сила $H_c$ , A/м	насыщения $B_s$ ,			
емость $\mu_{r_in}$	ницаемость		T			
	$\mu_{r\_\max}$					
60 000	164 000	0.96	0.74			

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. Для этого стержни установлены на верхнем и нижнем основаниях корпуса, выполненных в виде цилиндрического шестиугольника как показано на рис. 5. Число и расположение стержней выбраны исходя из конструктивных возможностей и для максимизации эффективности стержней, которая пропорциональна их длине и обратно пропорциональна расстоянию между ними.

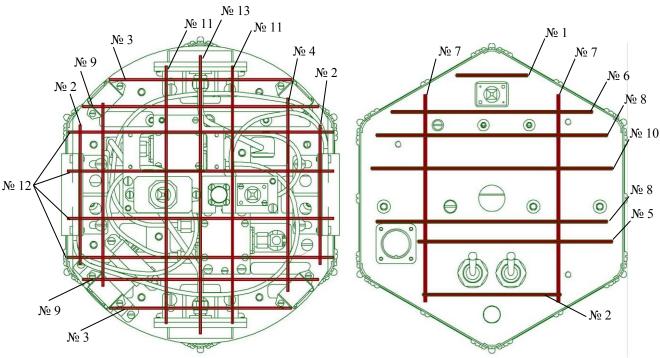


Рис. 5. Расположение гистерезисных стержней на основаниях корпуса ТНС-0 №2 (слева – верхнее основание корпуса, справа – нижнее основание корпуса)

Гистерезисные стержни имеют квадратное сечение со стороной  $a=1\,\mathrm{mm}$  . Длина и количество стержней представлены в таблице 2. Эффективность работы стержней обусловлена количеством рассеиваемой энергии. Эту энергию можно оценить по площади петли гистерезиса в лабораторных условиях [8]. Однако вследствие эффекта размагничивания чем меньше длина стержня, тем меньшую площадь имеет петля, что можно увидеть на рис. 6. Также, как уже упоминалось выше, рассеивание энергии происходит хуже с уменьшением расстояния между параллельными стержнями за счет взаимного влияния (рис. 7). Гистерезисные потери стержня без учета взаимного влияния можно оценить как гистерезисные потери единицы объема  $S_{gist}$ , умноженные на объем V,

$$E_{loss} = S_{gist} \cdot V,$$

где  $S_{\it gist}$  — площадь петли при перемагничивании стержня в геомагнитном поле (геомагнитная индукция около  $H=40\,$  А/м). В Табл. 2 представлены оценки гистерезисных потерь при коэрцитивной силе стержней  $H_{\it e}=2\,$  А/м. Суммарные

гистерезисные потери составляют сумму потерь каждого стержня и равны  $E_{loss} = 1.9 \cdot 10^{-6} \, \text{Дж}$  .

Табл. 2. Параметры гистерезисных стержней

№	Длина, мм	Количество, шт	Гистерезисные потери, $E_{loss}$ , $10^{-9}$ Дж
1	42	1	8.4
2	82	3	32.8
3	108	3	54.0
4	114	1	68.4
5	116	1	69.6
6	120	1	72.0
7	124	2	74.4
8	138	2	82.8
9	140	2	98.0
10	144	1	100.8
11	152	2	106.4
12	158	4	118.5
13	164	1	123.0

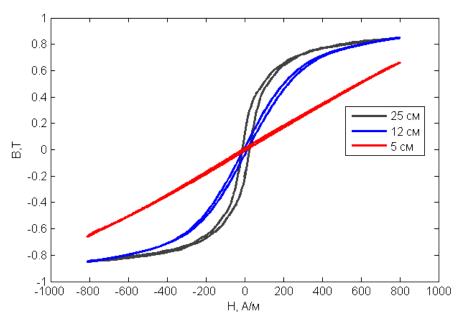


Рис. 6. Гистерезисные петли для стержней разной длины

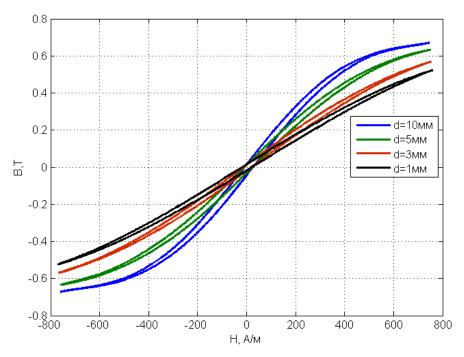


Рис. 7. Гистерезисная петля пяти стержней длины 12 см при различных расстояниях между стержнями

#### 4. 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. Положение чувствительных элементов магнитометра в корпусе спутника и направление измерительных осей изображены на рис. 8. Матрица перехода из системы координат магнитометра Mxyz в связанную с центром масс спутника системы координат CXYZ (рис. 3) имеет вид:

$$A_{M} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix}.$$

Среднеквадратическая ошибка измерений магнитометра составляет около  $\sigma$  = 100 нТ. Неортогональность измерительных осей составляет 1 град.

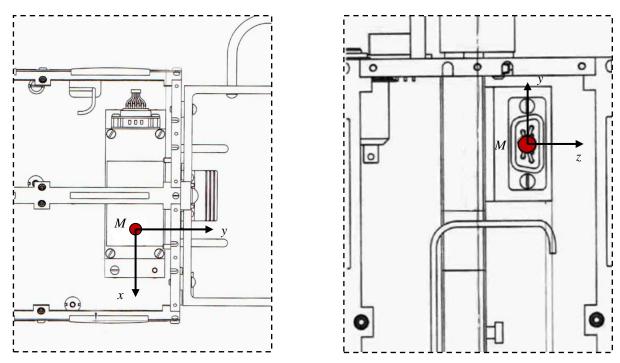


Рис. 8. Положение чувствительного элемента магнитометра и его измерительные оси

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 вдоль оси симметрии спутника, а корпус магнитометра — к нижнему основанию, как изображено на рис. 3. Оценим индукцию магнитного поля, которую создает постоянный магнит в точке, где располагаются чувствительные элементы магнитометра. Магнитная индукция поля постоянного магнита рассчитывается как магнитная индукция поля диполя по формуле

$$\mathbf{B} = \frac{\mu_0}{4\pi} \left( \frac{3(\mathbf{mr})}{r^5} \mathbf{r} - \frac{\mathbf{m}}{r^3} \right),$$

где  ${\bf B}$  — вектор индукции поля постоянного магнита,  ${\bf m}$  — вектор магнитного момента постоянного магнита,  ${\bf r}$  — радиус-вектор, проведенный из центра магнита к точке, в которой вычисляется магнитное поле, r — модуль вектора. В системе координат магнитометра радиус-вектор  ${\bf r}$  и вектор магнитного диполя магнита  ${\bf m}$  равны соответственно

$$\mathbf{r} = \begin{bmatrix} 0.019 \\ 0.210 \\ 0.015 \end{bmatrix} \mathbf{m}, \, \mathbf{m} = \begin{bmatrix} 0 \\ -2.2 \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{A} \cdot \mathbf{m}^2.$$

Тогда напряженность магнитного поля в точке расположения чувствительного элемента магнитометра составляет

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -6.24 \\ -45.66 \\ -4.93 \end{bmatrix} \cdot 10^{-6} \text{T}.$$

Для экспериментального нахождения индукции магнитного поля от бортовых источников спутника в измерениях магнитометра ТНС-0 № 2 был испытан в лаборатории ИПМ им.М.В.Келдыша РАН. К рамке, в которую был помещен спутник, был жестко прикреплен внешний магнитометр МТ-4 для независимого измерения внешнего магнитного поля. Спутник был подвешен на струне в имитаторе магнитного поля (рис. 9). Для нахождения постоянного смещения в измерениях магнитометра спутник последовательно вращался вдоль каждой из осей связанной с ним системы координат. Постоянное смещение вычислялось двумя способами: как разность между измерениями бортового магнитометра и внешнего магнитометра МТ-4, а также как полусумма между измерениями бортового магнитометра при повороте спутника в имитаторе магнитного поля на 180 градусов. В случае вычисления суммы измерений составляющая внешнего постоянного магнитного поля обнуляется и остается двойное смещение, вызванное постоянным собственным полем спутника. В результате вектор смещения бортового магнитометра составил

$$\Delta \mathbf{B} = \begin{bmatrix} -6.95 \\ -57.8 \\ -9.83 \end{bmatrix} \cdot 10^{-6} \text{T}.$$

При этом среднеквадратическая ошибка определения по осям x и z составила около 300 нТ, а по оси y-1000 нТ. Таким образом, несмотря на то что постоянный магнит является основным источником магнитного поля на борту, на измерения магнитометра влияют и другие источники — гистерезисные стержни, аккумуляторная батарея.

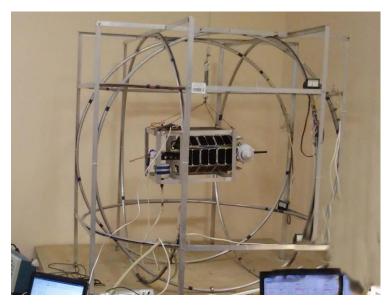


Рис. 9. ТНС-0 №2 в имитаторе магнитного поля

Кроме постоянного смещения, в измерениях магнитометра может присутствовать переменная составляющая, вызванная переменными магнитными полями в результате включения и выключения приемо-передатчиков, бортовых приборов, а также вызванная токами с 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 переменного магнитного поля удалось достичь, в частности, благодаря специальному расположению всех питающих проводов на спутнике, при котором возникающее магнитное поле вокруг проводов очень мало.

#### 5. Оптические датчики

На наноспутнике ТНС-0 №2 установлено 8 оптических датчиков: 6 фотодиодных датчиков, 1 ультрафиолетовый солнечный датчик и 1 инфракрасный датчик горизонта. На рис. 10 представлена схема расположения оптических датчиков на верхнем основании спутника (шестой фотодиодный солнечный датчик установлен на нижнем основании). Фотодиодные датчики № 5 и № 3 направлены соосно с ультрафиолетовым и инфракрасным датчиками соответственно (рис. 11).

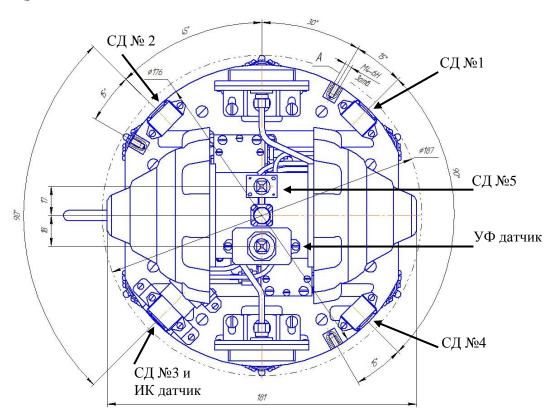
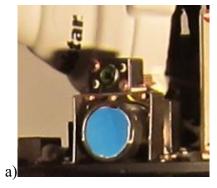


Рис. 10. Расположение солнечных датчиков ТНС-0 № 2



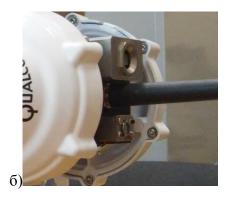


Рис. 11. Инфракрасный (а) и ультрафиолетовый (б) датчики, расположенные сонаправлено с фотодиодными датчиками

Фотодиодные датчики измеряют напряжение на фотодиодной панельке, которое зависит от направления на источник излучения, как правило, по косинусоидальному закону. 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 альбедо 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 до нескольких градусов.

Этого недостатка лишен ультрафиолетовый датчик. В ультрафиолетовом диапазоне светит только Солнце, так как Земля полностью поглощает его. Таким образом, с использованием ультрафиолетового датчика можно определить угол падения луча Солнца. Так как чувствительные оси ультрафиолетового датчика и солнечного датчика совпадают и направлены вдоль оси *z* аппарата, то при сопоставлении измерений можно из измерений фотодиодного солнечного датчика исключить вклад от альбедо Земли и таким образом прокалибровать его.

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 в тени.

В лаборатории ИПМ были проведены тесты работы солнечных датчиков с использованием имитатора солнечного излучения на основе ксеноновой лампы. Имитатор солнечного света является источником излучения, повторяющего спектр и интенсивность Солнца на околоземной орбите. В основе имитатора Солнца лежит газоразрядная ксеноновая лампа. С помощью системы зеркал, размещенных внутри корпуса солнечного имитатора, удается собрать и направить на выход имитатора значительную часть света. Выход солнечного имитатора оснащен системой линз из кварцевого стекла, оптически прозрачного во всем необходимом диапазоне частот.

Для контроля взаимной ориентации солнечных датчиков и направления луча солнечного имитатора на строительной рамке спутника и на корпусе имитатора установлены специальные оптические метки в виде вложенных кон-

трастных контуров (рис. 12). Над столом установлена камера, с помощью обработки её изображения вычисляется с точностью 0.2 градуса относительная ориентация меток [9].



Рис. 12. Тестирование солнечных датчиков с помощью имитатора Солнца

На рис. 13 представлена зависимость выходных значений ультрафиолетового датчика от угла падения луча солнечного имитатора. Угол зрения УФдатчика составил 120 градусов. Неравномерность интенсивности излучения имитатора в пучке света в ультрафиолетовом диапазоне не позволила снять калибровочную характеристику датчика в рабочем диапазоне с достаточной точностью, однако эту характеристику можно будет получить во время летных испытаний. На рис. 14 в качестве примера приведены измерения с фотодиодного датчика №3. Его угол зрения также составляет порядка 120 градусов, но, когда угол падения луча света больше 50 градусов, измерения плохо ложатся на косинусоидальную зависимость, которая получается с помощью метода наименьших квадратов. На рис.14 эта зависимость выделена красным цветом. Однако калибровка фотодиодных датчиков также была выполнена с невысокой точностью вследствие неоднородности интенсивности внутри пучка света от имитатора Солнца.

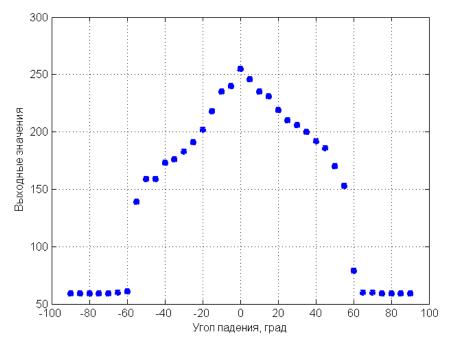


Рис. 13. Зависимость выходных значений УФ-датчика от угла падения пучка света

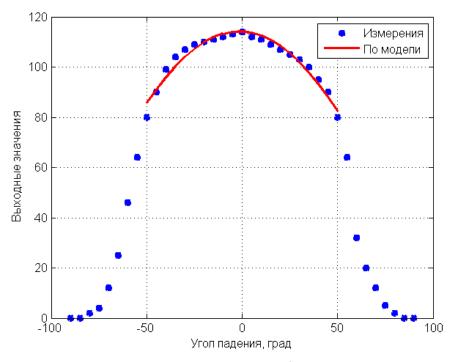


Рис. 14. Зависимость выходных значений фотодиодного датчика № 3 от угла падения пучка света

#### **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

Пассивная магнитная система ориентации наноспутника ТНС-0 № 2 после запуска аппарата обеспечит демпфирование начальной угловой закрутки и движение оси симметрии спутника вслед за вектором магнитной индукции Земли. Установленные на борту датчики позволят определить угловое движение спутника во время летных испытаний и не только проследить как работает система ориентации, но и предсказать сеансы связи с наземными станциями, когда спутник будет не только находиться в зоне видимости, но и ориентирован антенной требуемым образом. Кроме того, обработка измерений датчиков на Земле позволит протестировать алгоритмы автономного определения углового движения для будущих миссий с использованием активной магнитной системы ориентации на основе магнитных катушек.

#### 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. pp. 527–529.
- 2. Карпенко С.О. и др. Система ориентации первого российского наноспутника ТНС-0 №1 // Космические исследования. 2010. Т. 48. № 6. С. 532—540.
- 3. Ovchinnikov M.Y. et al. Attitude dynamics of the first Russian nanosatellite TNS-0 // Acta Astronaut. 2007. V. 61. № 1–6. pp. 277–285.
- 4. 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.
- 5. Овчинников М.Ю. и др. Магнитные системы ориентации малых спутников. М.: ИПМ им.М.В.Келдыша, 2016. 365 с. ISBN 978-5-98354-028-6. DOI: 10.20948/mono-2016-ovchinnikov
- 6. Сарычев В.А., Овчинников М.Ю. Магнитные системы ориентации искусственных спутников Земли // Итоги науки и техники, сер. Исследование космического пространства. 1985. Т. 23. С. 104.
- 7. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. Москва: Машиностроение, 1975.
- 8. 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.
- 9. Коптев М.Д., Прошунин Н.Н., Иванов Д.С. Определение движения макетов системы управления микроспутников на аэродинамическом столе с использованием видеокамеры // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2015. № 109. 32 с.

#### Оглавление

Вв	едение	3
1.	Массо-габаритные характеристики наноспутника ТНС-0 № 2	4
	Постоянный магнит	
3.	Гистерезисные стержни	8
	Магнитометр	
	Оптические датчики	
3A	КЛЮЧЕНИЕ	19
	ІИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	