

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ ПРЕЦИЗИОННОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Д.А. Бордачев¹

fara0n69@rambler.ru

И.Е. Шустов¹

01@niipm.ru

В.П. Подчезерцев²

podch@list.ru

¹ Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова», Москва, Российская Федерация

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Экспериментально исследована двухконтурная система термостатирования прецизионного гироскопического измерителя вектора угловой скорости космического назначения на двухстепенных поплавковых гироскопах. Описаны выбранные решения построения системы термостатирования, а также схема компоновки прибора и его кинематическая схема. Показаны методика проведения тепловых испытаний и методика определения собственного дрейфа гироскопа (нулевого сигнала) измерительного канала прибора. Приведены экспериментальные результаты работы измерительного канала прибора с двухконтурной системой термостатирования при различных температурных воздействиях на прибор. Проанализированы полученные результаты и предложены рекомендации по дальнейшему совершенствованию системы термостатирования прибора, а именно, введение адаптируемой температуры настройки одного из контуров термостатирования чувствительного элемента прибора

Ключевые слова

Поплавковый гироскоп, двухконтурная система термостатирования, эксперимент, адаптируемая температура настройки

Поступила в редакцию 19.05.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Введение. Рассмотрены методы, средства и результаты экспериментальных исследований системы термостатирования (СТС) прецизионного гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) на двухстепенных поплавковых гироскопах.

Актуальность настоящей работы обусловлена потребностями космической отрасли в прецизионной системе ориентации современных космических аппаратов, способной работать в условиях космического пространства с циклически изменяющейся температурой внутренней среды космического аппарата, определяемой его вращением вокруг Земли. Стабильность нулевого сигнала ГИВУС в течение суток должна быть не хуже $0,002 \text{ }^\circ/\text{ч}$ (3σ), с учетом изменения внешней температуры в диапазоне значений $0 \dots 35 \text{ }^\circ\text{C}$ и изменения напряжения первичного питания в диапазоне значений $25 \dots 29 \text{ В}$ [1].

Цель экспериментальных исследований, представленных в настоящей работе, — проверка разработанной системы термостатирования ГИВУС в части поддержания температуры гироскопического чувствительного элемента с требуемой точностью и стабильности составляющей нулевого сигнала прибора, не зависящей от перегрузки.

Представлены результаты и методика испытаний прибора с индивидуальной для каждого чувствительного элемента двухконтурной СТС, описаны кинематическая схема прибора и схема его компоновки. На основании полученных экспериментальных данных представлен анализ взаимосвязи нулевого сигнала прибора с тепловыми параметрами СТС и чувствительного элемента (ЧЭ) в установившемся и динамическом режимах.

По результатам проведенной работы предложены рекомендации по дальнейшему совершенствованию системы термостатирования гироскопического измерителя вектора угловой скорости, а именно, введение адаптируемой температуры настройки одного из контуров термостатирования чувствительного элемента прибора.

Методика исследования. Рассматриваемая система термостатирования ГИВУС представляет собой индивидуальную для каждого ЧЭ двухконтурную систему термостатирования, при которой ЧЭ и соответствующие ему два электронных устройства размещены в отдельном замкнутом термостатируемом модуле гироблока (МГБ) [2]. Двухконтурная система термостатирования выбрана по результатам моделирования и экспериментальных исследований [2], а также на основании анализа отечественных работ в этой области [3], как наиболее перспективная в плане обеспечения высокой точности термостатирования. Первый контур термостатирования поддерживает температуру окружающей среды вокруг корпуса ЧЭ в диапазоне значений $59 \dots 60,5$ °С, а второй контур термостабилизирует непосредственно корпус ЧЭ при температуре $60,7$ °С — рабочая температура, соответствующая нулевой плавучести поплавка внутри корпуса ЧЭ.

Модули гироблока устанавливаются в центре основания прибора в одной плоскости, а уже вокруг них располагают оставшиеся электронные устройства (рис. 1).

Кинематическая схема ГИВУС представлена на рис. 2. Оси чувствительности четырех гироскопов направлены по образующим конуса с углом $54^{\circ}44'08''$. В качестве приборной системы координат используется прямоугольная система координат $Ox_{\Pi}y_{\Pi}z_{\Pi}$, материализованная элементами посадочного места на корпусе прибора. При этом ось Ox_{Π} ортогональна установочной плоскости прибора $Oy_{\Pi}z_{\Pi}$, а оси чувствительности равномерно расположены вокруг оси Ox_{Π} через 90° . Для определения проекций вектора входной угловой скорости на оси приборной системы координат достаточно выходной информации трех измерительных каналов, а их избыточное число необходимо для обеспечения резервирования.

Для проведения тепловых испытаний прибор устанавливали на термостатируемое основание, температура которого изменялась по заданному алгоритму в диапазоне значений $0 \dots 35$ °С. С помощью наклонно-поворотного испытательного

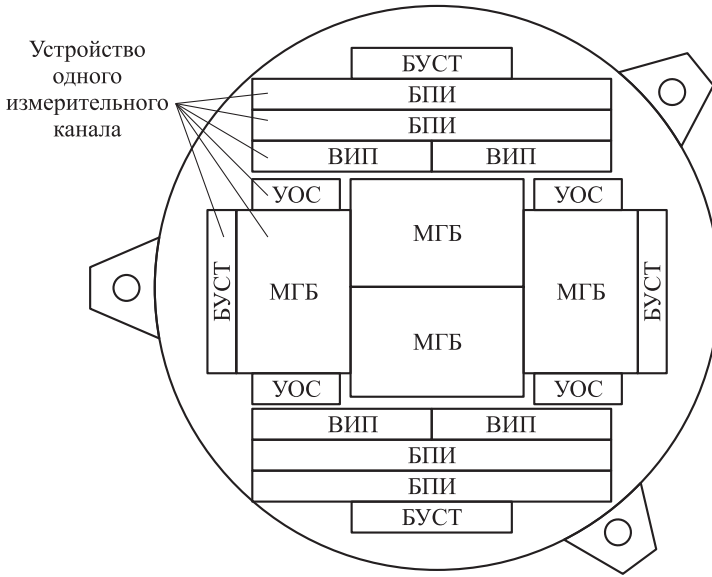


Рис. 1. Схема компоновки прибора:

ВИП — вторичный источник питания; УОС — усилитель обратной связи ЧЭ; БПИ — блок преобразования информации; БУСТ — блок усилителей системы термостатирования

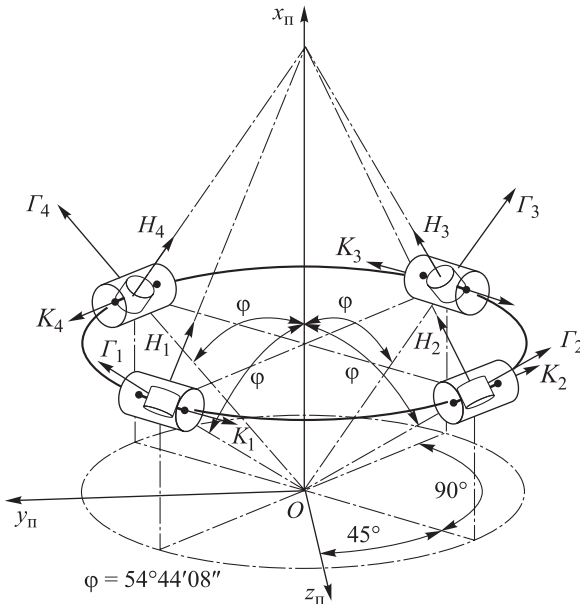


Рис. 2. Кинематическая схема прибора:

Γ_1 – Γ_4 и K_1 – K_4 — оси чувствительности и выходные оси гироскопов; H_1 – H_4 — векторы кинетических моментов; $Ox_{\Pi}y_{\Pi}z_{\Pi}$ — система координат ГИВУС

стенда ГИВУС разворачивали так, чтобы ось Ox_{Π} лежала в горизонтальной плоскости и была направлена на Юг S. Далее вращением вокруг оси Ox_{Π} ГИВУС устанавливали в положение, в котором отсутствовала составляющая собственного дрейфа,

зависящая от ускорения свободного падения исследуемого гироскопа. В этом положении прибора (рис. 3) ось чувствительности гироскопа G и вектор кинетического момента H находятся в горизонтальной плоскости, а отклонение оси чувствительности G гироскопа от направления на Юг S равно углу φ . Такое положение прибора позволяет исключить из выходной информации измерительного канала вертикальную составляющую скорости вращения Земли и составляющую нулевого сигнала, пропорциональную первой степени ускорения и обусловленную остаточной несбалансированностью поплавкового гиросузла [5].

После установки испытуемого гироскопа в положение, показанное на рис. 3, запускали гиromотор и включали режим электрической пружины (режим датчика угловой скорости). При установившемся движении ротора гироскопа (вместе с поплавком) вокруг оси K гироскопический момент $M_{гир} = H\omega_k$, вызываемый вращением корпуса с угловой скоростью ω_k вокруг оси G , компенсируется моментом, развиваемым датчиком момента $M_{д,м} = K_M J_{д,м}$ и возмущающим моментом $M_{воз}$, вызывающим собственный дрейф гироскопа ω_0 (нулевой сигнал гироскопа), т. е. имеет место равенство $M_{гир} = M_{д,м} + M_{воз}$. Тогда получаем

$$\omega_k = KJ_{д,м} + \omega_0, \tag{1}$$

где $K = K_{д,м} / H$ — масштабный коэффициент датчика момента по скорости управления; $J_{д,м}$ — ток в катушке датчика момента.

Величина $KJ_{д,м} = \omega_{изм}$ представляет собой измеряемое гироскопом значение угловой скорости и в соответствии с (1) собственный дрейф гироскопа ω_0 определяют как

$$\omega_0 = \omega_k - \omega_{изм}. \tag{2}$$

Для рассматриваемого положения гироскопа угловая скорость корпуса гироскопа вокруг измерительной оси G , определяемая горизонтальной проекцией угловой скорости Земли, равна $\omega_k = -\omega_{3Г} \cos \varphi$, следовательно, из (2) получаем соотношение для постоянной составляющей дрейфа (нулевого сигнала) гироскопа

$$\omega_0 = -\omega_{3Г} \cos \varphi - \omega_{изм}. \tag{3}$$

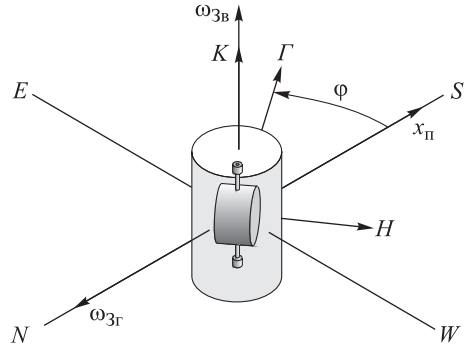


Рис. 3. Положение гироскопического ЧЭ при испытаниях:

$\omega_{3Г}, \omega_{3В}$ — горизонтальная и вертикальная проекции угловой скорости собственного вращения Земли

В процессе проведения испытаний прибора контролировали следующие параметры: температура $T_{\text{ЧЭ}}$ корпуса ЧЭ; температура $T_{\text{осн}}$ основания под прибором; мощность P_1 , выделяемая на нагревательных элементах первого контура СТС; мощность P_2 , выделяемая на нагревательных элементах второго контура СТС (на нагревательных элементах ЧЭ); нулевой сигнал ω_0 гироскопа.

Результаты испытаний. Для оценки работоспособности разработанной СТС и оценки стабильности нулевого сигнала гироскопа ω_0 при внешних температурных воздействиях проведены многократные испытания при равномерном изменении температуры основания прибора $T_{\text{осн}}$ (рис. 4) от установившегося состояния при температуре $0 \dots 35 \text{ }^\circ\text{C}$ в течение 1 ч.

Результаты испытаний с типичным изменением нулевого сигнала измерительного канала $\Delta\omega_0$ также приведены на рис. 4.

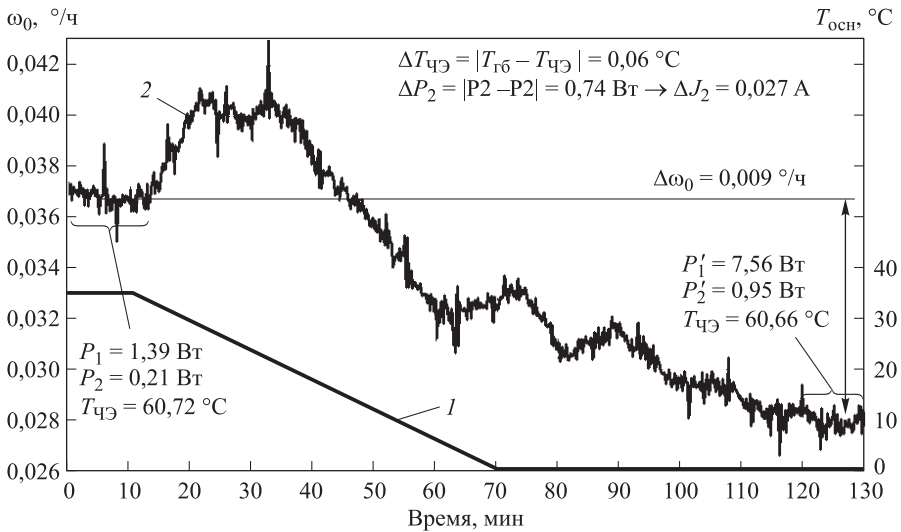


Рис. 4. Зависимости изменения температуры основания (1) и нулевого сигнала гироскопа (2) от времени (ΔJ_2 — изменение тока во втором контуре СТС)

На представленных кривых виден начальный переходной процесс изменения нулевого сигнала ω_0 с 10 по 30 мин. К числу факторов, определяющих такой характер изменения величины ω_0 , можно отнести, в соответствии с работой [5], тепловые деформации корпуса ЧЭ, конвекционные потоки жидкости в зазоре между корпусом ЧЭ и поплавком, возникающие при неравномерном температурном поле в зазоре между корпусом ЧЭ и поплавком и создающие возмущающие моменты вокруг выходной оси гироскопа, а также неравномерное по объему поплавка изменение гидростатической выталкивающей силы вследствие локальных изменений плотности поддерживающей жидкости, компенсирующей массу поплавка. Конечное изменение нулевого сигнала ω_0 относительно исходного значения составило $0,009 \text{ }^\circ/\text{ч}$, что больше допуска на $0,005 \text{ }^\circ/\text{ч}$, при этом стабильность поддержания температуры корпуса ЧЭ составила $\pm 0,03 \text{ }^\circ\text{C}$.

Для выяснения причины изменения нулевого сигнала при указанных выше внешних температурных воздействиях на прибор (при достаточно высокой стабильности поддержания температуры ЧЭ вторым контуром СТС) проведены дополнительные эксперименты. Установлено влияние тока J , протекающего во втором контуре СТС на нулевой сигнал ω_0 . Зависимости изменения нулевого сигнала и температуры $T_{\text{ЧЭ}}$ от величины и направления тока представлены на рис. 5.

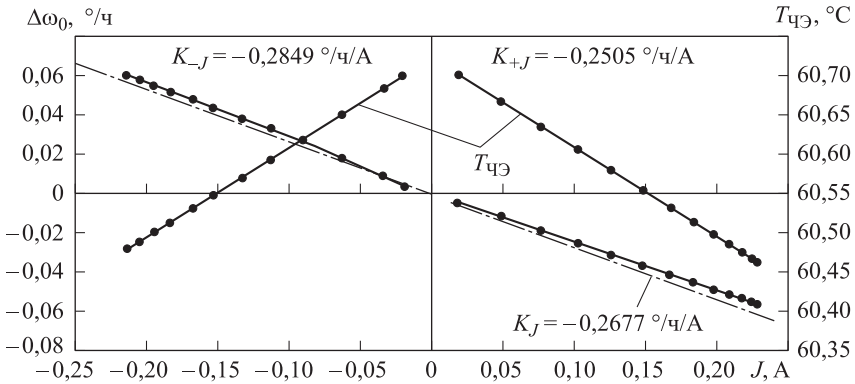


Рис. 5. Зависимость изменения нулевого сигнала и температуры ЧЭ от величины и направления тока во втором контуре СТС

Следует отметить, что зависимость нулевого сигнала от тока имеет несколько отличающийся наклон характеристик для положительного и отрицательного направления тока. Это обусловлено влиянием температуры ЧЭ на нулевой сигнал. Из полученных данных, представленных на рис. 5, можно выделить коэффициенты влияния величины и направления тока во втором контуре СТС и температуры ЧЭ на нулевой сигнал, которые составили $K_J = (K_{-J} + K_{+J})/2 = -0,2677 \text{ } ^\circ/\text{ч}/\text{A}$ и $K_T = 0,0178 \text{ } ^\circ/\text{ч}/^\circ\text{C}$.

Используя полученные коэффициенты, можно определить изменение нулевого сигнала от изменения тока $\Delta J_2 = 0,027\text{A}$ и температуры ЧЭ $\Delta T_{\text{ЧЭ}} = 0,06 \text{ } ^\circ\text{C}$ для представленной на рис. 4 зависимости выходной информации прибора. Приращение нулевого сигнала от изменения тока в контуре СТС чувствительного элемента составило $0,007 \text{ } ^\circ/\text{ч}$, а от изменения температуры — $0,001 \text{ } ^\circ/\text{ч}$. Суммарное расчетное изменение нулевого сигнала, обусловленное двумя этими факторами, равно $0,008 \text{ } ^\circ/\text{ч}$, что достаточно хорошо соответствует экспериментальному значению $0,009 \text{ } ^\circ/\text{ч}$ с учетом погрешностей измерения.

Предположительно, влияние тока на нулевой сигнал обусловлено конструктивными особенностями и погрешностями изготовления бифилярных нагревательных элементов, приклеенных к торцевым поверхностям корпуса ЧЭ. Таким образом, ток и создаваемое им нескомпенсированное магнитное поле формируют возмущающие моменты вокруг выходной оси гироскопа через взаимодействие с ферромагнитными включениями поплавка ЧЭ [5]. Как показывают экс-

перименты, коэффициент влияния K_f индивидуален для каждого образца ЧЭ, как по величине, так и по знаку. Для двух испытанных гироскопов коэффициент влияния K_f варьируется в пределах $-0,2677...0,0978$ °/ч/А.

Следовательно, термостабилизация ЧЭ с точностью $\pm 0,03$ °С вызывает изменение нулевого сигнала на $0,001$ °/ч, что удовлетворяет требованию к стабильности нулевого сигнала прибора $\pm 0,002$ °/ч. Однако дополнительно необходимо обеспечить минимальное изменение мощности в нагревательных элементах ЧЭ за счет перераспределения мощности между двумя контурами СТС в целях уменьшения влияние тока во втором контуре СТС на нулевой сигнал.

В настоящей работе на нагревательные элементы второго контура СТС с блока усилителей СТС подавалось напряжение с однополярной широтно-импульсной модуляцией. В результате возникало нескомпенсированное постоянное магнитное поле, зависящее от величины и направления протекающего тока во втором контуре СТС. Поэтому еще одним вариантом уменьшения влияния тока на нулевой сигнал является использование двухполярного напряжения, подаваемого на нагревательные элементы гироскопа. Такой метод позволит исключить влияние магнитного поля постоянной ориентации на нулевой сигнал измерительного канала.

Направления дальнейших работ. Для решения задачи стабилизации изменения мощности во втором контуре СТС предложено ввести адаптируемую температуру настройки первого контура СТС. Экспериментальные данные для работы измерительного канала и СТС с алгоритмом поддержания мощности во втором контуре СТС не более 0,4 Вт приведены на рис. 6.

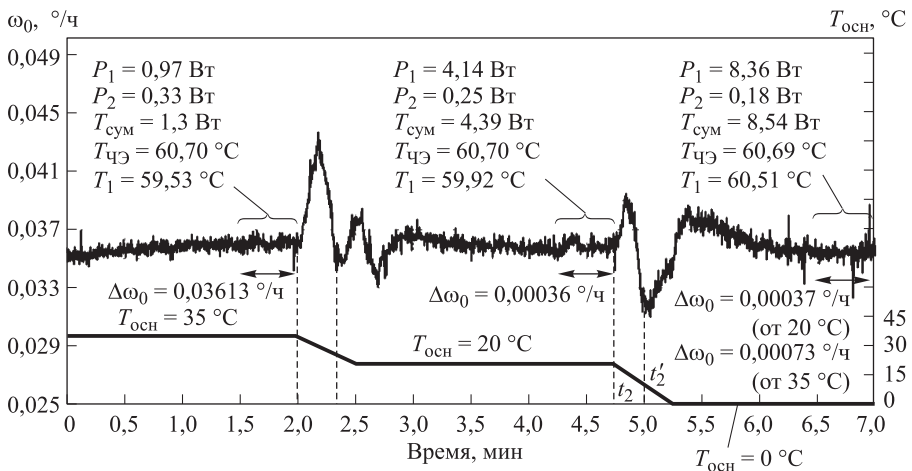


Рис. 6. Зависимости нулевого сигнала измерительного канала с адаптируемой температурой настройки первого контура СТС от времени

В ходе эксперимента температура основания под прибором изменялась два раза по линейной зависимости в течение 30 мин: $20...35$ °С (при $t_1 = 2$ ч) и $0...20$ °С (при $t_2 = 4,7$ ч). Значение температуры настройки первого контура СТС (T_1) изменялось в

моменты времени $t'_{\text{з}} = 2,3$ и $t'_{\text{з}} = 5,0$ ч так, чтобы мощность, потребляемая контуром СТС корпуса ЧЭ, не превышала 0,4 Вт. Изменение нулевого сигнала, полученное в ходе эксперимента при воздействии на прибор внешней температуры из диапазона значений 0...35 °С, составило 0,0007 °/ч, что удовлетворяет требованиям, предъявляемым к прибору.

Полученные по результатам эксперимента изменения нулевого сигнала при изменении температуры основания под прибором в интервалах времени 2...3 ч и 4,5...5,5 ч могут определяться:

- достаточно высокой скоростью изменения температуры основания под прибором 30...40 °С/ч;
- перераспределением мощности в первом и втором контурах СТС (постоянные времени контуров СТС около 8 мин) в результате изменения температуры настройки первого контура.

В штатных условиях эксплуатации прибора в составе космического аппарата скорость изменения температуры теплоотводящей плиты под прибором не превышает 2 °С/ч, что должно значительно уменьшить изменение нулевого сигнала в переходном процессе, по отношению к экспериментально полученному значению при скорости 30...40 °С/ч.

Влияние на нулевой сигнал реакции контуров СТС на изменение температуры настройки первого контура системы может быть снижено за счет увеличения числа шагов изменения температуры настройки с двух, как в эксперименте, до восьми и соответственно уменьшения одного шага с 0,49 °С, как в эксперименте, до 0,12 °С. Число шагов, равное 8, выбрано исходя из длины одного шага 0,12 °С, что позволяет изменять мощность, выделяемую во втором контуре СТС, не более чем на 0,2 Вт за один шаг увеличения или уменьшения температуры настройки, тем самым обеспечивая возможность удержания мощности в узком диапазоне 0,2...0,4 Вт.

В этом случае работу первого контура СТС с адаптируемой температурой настройки можно реализовать по алгоритму, представленному на рис. 7.

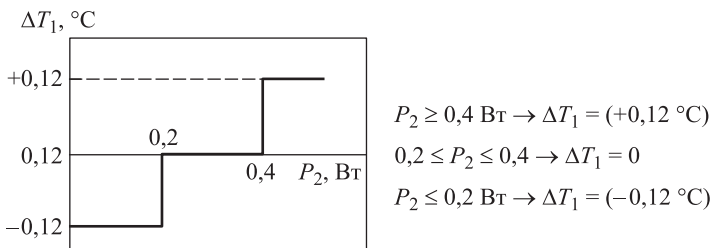


Рис. 7. Алгоритм изменения температуры настройки первого контура СТС

При достижении мощности P_2 , выделяемой в нагревательных элементах ЧЭ, значения 0,4 Вт, в первый контур СТС должна подаваться команда на увеличение его температуры настройки на один шаг 0,12 °С, а при выделяемой мощности менее 0,2 Вт температура настройки должна снижаться на 0,12 °С. При этом

в целях завершения переходных процессов в первом и втором контурах СТС после срабатывания команды на переключение температуры настройки первого контура СТС, должна осуществляться задержка приблизительно 8 мин перед выдачей следующей команды переключения.

Заключение. Установлено, что разработанная индивидуальная двухконтурная СТС чувствительного элемента ГИВУС, способна поддерживать температуру корпуса гироскопа с точностью $\pm 0,03$ °С. При внешних температурных воздействиях на прибор в диапазоне значений $0...35$ °С СТС обеспечивает стабильность нулевого сигнала измерительного канала прибора, равную $\pm 0,0045$ °/ч, что превышает предъявляемые к прибору требования ($\pm 0,002$ °/ч).

Выявлено, что повышенная нестабильность нулевого сигнала связана с его зависимостью от тока, протекающего через нагревательные элементы чувствительного элемента во втором контуре СТС, обеспечивающем термостабилизацию корпуса гироскопа. Эта зависимость нулевого сигнала от тока может быть обусловлена влиянием нескомпенсированных магнитных полей, возникающих от тока, на ферромагнитные включения поплавка гироскопа.

В целях снижения влияния тока в нагревательных элементах гироскопа на нулевой сигнал измерительного канала предложено ввести адаптируемую температуру настройки первого контура СТС, поддерживающую температуру окружающей среды вокруг корпуса чувствительного элемента. Адаптируемая температура настройки должна обеспечить стабилизацию изменения мощности, выделяемой во втором контуре СТС, в пределах $0,2...0,4$ Вт. Предложенная методика проверена экспериментально с изменением температуры настройки при изменении температуры основания прибора в диапазоне значений $0...35$ °С. Результаты эксперимента подтвердили возможность обеспечения стабильности нулевого сигнала измерительного канала прибора на уровне $\pm 0,002$ °/ч.

Альтернативным вариантом уменьшения влияния тока на нулевой сигнал является использование двухполярного напряжения, подаваемого на нагревательные элементы гироблока, что позволит исключить влияние магнитного поля постоянной ориентации на нулевой сигнал измерительного канала.

Дальнейшая разработка СТС прибора должна идти в направлении обеспечения автоматического режима адаптируемой температуры настройки первого контура СТС ЧЭ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Система датчиков гида в контуре наведения космического телескопа проекта СПЕКТР-УФ / Г.А. Аванесов, Е.В. Белинская, С.В. Воронков, Н.А. Строилов, И.Ю. Катасонов, М.И. Куделин, А.В. Никитин // Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов: Сб. тр. Третьей Всероссийской науч.-тех. конф. М., 2013. С. 38–46.
2. Бордачев Д.А., Подчерзцев В.П., Фатеев В.В. Моделирование системы термостатирования гироскопического измерителя вектора угловой скорости // Авиакосмическое приборостроение. 2015. № 3. С. 3–9.

3. Джашишов В.Э., Панкратов В.М., Голиков А.В. Активное управление температурными полями бесплатформенной инерциальной навигационной системы с волоконно-оптическими датчиками // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 1 (154). С. 67–72.
4. Опыт создания высокоточных поплавковых гиросприборов, применяемых в системах угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов и станций / А.А. Волынцев, Л.А. Дудко, Б.А. Казаков, В.В. Козлов, А.П. Мезенцев, В.И. Решетников, Д.Н. Дибров, В.С. Рыжков // X Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам: Сб. материалов. СПб.: Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2003. С. 226–234.
5. Бромберг П.В., Михалев И.А., Никитин Е.А. и др. Гироскопические системы. Ч. II / под ред. Д.С. Пельпора. М.: Высшая школа, 1971. 100 с.

Бордачев Дмитрий Анатольевич — главный специалист, аспирант Филиала ФГУП «ЦЭНКИ» — «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова» (Российская Федерация, 111123, Москва, Авиамоторная ул., д. 55).

Шустов Игорь Евгеньевич — канд. техн. наук, начальник сектора Филиала ФГУП «ЦЭНКИ» — «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова» (Российская Федерация, 111123, Москва, Авиамоторная ул., д. 55).

Подчерзцев Виктор Павлович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

Пробьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Бордачев Д.А., Шустов И.Е., Подчерзцев В.П. Экспериментальные исследования системы термостатирования прецизионного гироскопического измерителя вектора угловой скорости // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. № 1. С. 24–34.

DOI: 10.18698/0236-3933-2017-1-24-34

EXPERIMENTAL RESEARCH OF TEMPERATURE CONTROL SYSTEM OF A PRECISION GYROSCOPIC METER OF ANGULAR VELOCITY VECTOR

D.A. Bordachev¹

fara0n69@rambler.ru

I.E. Shustov¹

01@niipm.ru

V.P. Podchertsev²

podch@list.ru

¹ **Kuznetsov Research Institute of Applied Mechanics, Branch of Center of Ground-Based Space Infrastructure Facilities, Moscow, Russian Federation**

² **Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

Abstract

The article focuses on experimental research of the two-contour temperature control system of a precision gyroscopic meter of angular velocity vector intended for space exploitation. The study is based on a two-degree-of-freedom floated-type gyroscope. The article describes solutions chosen for constructing the temperature control system as well the device layout and its kinematic scheme. Moreover, we show methods of thermal tests and means of determining the gyroscope's intrinsic drift value (zero signal)

Keywords

Floated-type gyroscope, two-contour temperature control system, experiment, adaptable adjustment temperature

of the device's measuring channel. We present the experimental work results of the measuring channel of the device with the two-contour temperature control system at various temperature effects on the device. According to the analysis of the results obtained, we give recommendations for further improvement of the temperature control system of the device, i. e. we suggest introducing adaptable adjustment temperature of one of the contours of the device's sensing element temperature control

REFERENCES

- [1] Avanesov G.A., Belinskaya Ye.V., Vorontsov S.V., Stroilov N.A., Katasonov I.Yu., Kudelin M.I., Nikitin A.V. [The sensor guide system in the pointing circuit of the Spektr-UF project space telescope]. *Sovremennye problemy orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov: Sb. tr. Tretyey Vserossiyskoy nauch.-tekh. konf* [Current issues of space satellite orientation and navigation. Proc. 3d Russ. sci.-tech. conf.]. Moscow, 2013, pp. 38–46 (in Russ.).
- [2] Bordachev D.A., Podchertsev V.P., Matveyev V.V. Modeling of thermal control system a precision angular rate measurement gyrodevice. *Aviakosmicheskoye priborostroyeniye* [Aerospace Instrument-Making], 2015, no. 3, pp. 3–9 (in Russ.).
- [3] Dzhashitov V.E., Pankratov V.M., Golikov A.V. Active control by temperature fields of strapdown inertial navigation system with fiber-optical sensors. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2014, no. 1 (154), pp. 67–72 (in Russ.).
- [4] Volyn'tsev A.A., Dudko L.A., Kazakov B.A., Mezentsev A.P. et al. The high-accuracy gyroscopic instruments for the attitude control and stabilization systems of spacecrafts and orbital space stations — the experience in design and development. *X Sankt-Peterburgskaya mezhd. konf. po integrirovannym navigatsionnym sistemam: Sb. materialov* [Proc. X St. Petersburg Int. Conf. on Integrated Navigation Systems]. Sankt-Petersburg, Kontsern "TsNII "Elektropribor", 2003, pp. 226–234 (in Russ.).
- [5] Bromberg P.V., Mikhalev I.A., Nikitin E.A. et al. Girokopticheskie sistemy. Ch. 2 [Gyrosystems. Vol. 2]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1971. 100 p.

Bordachev D.A. — Chief Specialist, post-graduate student of Kuznetsov Research Institute of Applied Mechanics, Branch of Center Ground-Based Space Infrastructure Facilities (Aviamotornaya ul. 55, Moscow, 111123 Russian Federation).

Shustov I.E. — Cand. Sci. (Eng.), Head of Section, Kuznetsov Research Institute of Applied Mechanics, Branch of Center Ground-Based Space Infrastructure Facilities (Aviamotornaya ul. 55, Moscow, 111123 Russian Federation).

Podchertsev V.P. — Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor of Gyroscopic Instruments and Systems for Orientation, Navigation and Stabilization Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Bordachev D.A., Shustov I.E., Podchertsev V.P. Experimental Research of Temperature Control System of a Precision Gyroscopic Meter of Angular Velocity Vector. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2017, no. 1, pp. 24–34. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-1-24-34