

И. Е. ТАРЬГИН

**МЕТОДИКА КАЛИБРОВКИ ТЕПЛОВОЙ МОДЕЛИ БЛОКА ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ, СОСТОЯЩЕГО ИЗ ТРЕХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ**

*Рассматриваются методические аспекты задачи калибровки блока, состоящего из трех датчиков угловой скорости (ДУС), с использованием измерений от двухосного поворотного калибровочного стенда с термокамерой. Для инструментальных погрешностей измерений датчиков угловой скорости вводится априорная параметрическая модель, содержащая сдвиги нулей, погрешности масштабных коэффициентов, малые углы неортогональности осей чувствительности, а также коэффициенты зависимости от температуры для всех перечисленных погрешностей измерений. Задача определения параметров введенной параметрической модели сводится к оптимальной оценке вектора состояния линейной динамической системы по вектору измерений, линейно связанному с вектором состояния. При такой постановке задачи вектором измерений является вектор малого поворота между модельной (вычисленной по показаниям ДУС) ориентацией блока и модельной (вычисленной по измерениям стенда) ориентацией планшайбы. Предлагаемый подход формализации задачи калибровки является модификацией разработанного ранее в лаборатории управления и навигации МГУ им. М.В. Ломоносова метода калибровки инерциальных измерительных блоков в сборе на грубых одноосных стендах с горизонтальной осью вращения. Калибровочный эксперимент представляет собой последовательность горизонтальных вращений вокруг каждой из осей чувствительности ДУС. В работе приводятся результаты численного моделирования и ковариационного анализа.*

**Ключевые слова:** калибровка гироскопов, фильтр Калмана, оптимальное оценивание, температурные зависимости.

**Введение**

В работе исследуется задача калибровки блока, состоящего из трех датчиков угловой скорости (ДУС). Предлагаемый подход является модификацией разработанного ранее метода калибровки БИНС на одноосных стендах с горизонтальной осью вращения [1]. Он подразумевает, помимо оценки стандартного набора параметров погрешностей инерциальных датчиков (сдвиги нулей, погрешности масштабных коэффициентов, малые углы неортогональности осей чувствительности), оценку коэффициентов зависимости некоторых параметров от температуры, оценку углов малого поворота между приборным трехгранником и трехгранником, связанным с планшайбой стенда, а также оценку рассогласования во времени между угловыми

**Тарьгин** Илья Евгеньевич. Аспирант, лаборатория управления и навигации МГУ им. М.В. Ломоносова.

измерениями стенда и блока ДУС. При этом измерения углов поворота платформы калибровочного стенда (вокруг внешней и внутренней осей) выступают в качестве эталонной информации для алгоритма калибровки.

В настоящее время методам калибровки БИНС в сборе, а также составных частей БИНС (ДУС и акселерометров) по отдельности уделяется большое внимание [1–11]. В большинстве опубликованных работ вопрос температурной калибровки инерциальных датчиков либо не затрагивается вообще, либо предполагается проведение отдельных температурных экспериментов. Настоящая статья продолжает исследования [9–10], в которых калибровка БИНС рассматривается как задача оптимального оценивания, при этом калибровка блока ДУС при помощи измерений калибровочного стенда осуществляется без привлечения данных, полученных от акселерометров. Предполагается также, что в процессе калибровочного эксперимента температура внутри системы меняется, например, из-за саморазогрева или за счет использования термокамеры. Ранее было доказано, что характер изменения температуры значения не имеет, но общее изменение температуры в процессе эксперимента должно быть достаточным, чтобы существенно проявились включенные в модель температурные зависимости.

Калибровка блока ДУС по измерениям калибровочного стенда требуется, в частности, при калибровке БИНС космического назначения. При работе системы в условиях микрогравитации удельные силы имеют величины, на порядок меньшие, чем на Земле, поэтому в системах космического назначения используются ньютонометры (акселерометры) специального класса точности. Это не позволяет использовать измерения таких ньютонометров в земных условиях при калибровке ДУС, которые остаются неотъемлемой частью блоков чувствительных элементов и нуждаются в предварительной калибровке. Другим примером является калибровка некоторых БИНС на лазерных гироскопах. В силу особенности конструкции, ввиду наличия работающих виброподвесов, возникают дополнительные ускорения чувствительных масс ньютонометров, достигающие  $1 \text{ м/с}^2$ , что фактически делает невозможным использование показаний ньютонометров во время калибровки БИНС.

В работе исследуется принципиальная возможность оценивания стандартного набора параметров погрешностей ДУС и параметров температурной зависимости погрешностей датчиков при помощи ковариационного анализа наблюдаемости параметров введенной априорной модели погрешностей измерений инерциальных датчиков. Приводятся также результаты численного моделирования.

### Обозначения и системы координат

Для удобства дальнейшего изложения введем основные системы координат.

1. Географическая система координат  $Mx^o$  – ортогональная правая система координат, связанная с географической координатной сеткой.  $M$  – некоторая точка внутри блока ДУС, выбранная в качестве измерительного центра. Ось  $Mx_1^o$  проходит через точку  $M$ , расположенную на параллели, и направлена на восток, ось  $Mx_2^o$  лежит в меридиональной плоскости и направлена на север, ось  $Mx_3^o$  противоположна по направлению вектору силы тяжести.
2. Опорная система координат  $Mx$  связана с географической вертикалью и строится путем поворота системы  $Mx^o$  на угол  $\psi$  против часовой стрелки.

3. Приборная система координат  $Mz$  выбрана таким образом, чтобы ось  $Mz_1$  совпадала с осью чувствительности первого ДУС, ось  $Mz_2$  располагалась в плоскости, образованной осями чувствительности первого и второго ДУС, и с точностью до малого угла неортогональности совпадала с осью чувствительности второго ДУС. Ось  $Mz_3$  дополняет систему до правой системы координат и с точностью до двух малых углов неортогональности совпадает с осью чувствительности третьего ДУС. Матрица поворота  $L_z$  характеризует ориентацию приборной системы координат относительно опорной.
4. Система координат планшайбы стенда  $Mr$  связана с внутренней осью вращения стенда и плоскостью планшайбы. При этом предполагается, что оси точного двухосного поворотного стенда с термокамерой взаимно ортогональны. Матрица поворота  $L_p$  описывает взаимную ориентацию системы координат планшайбы стенда и опорной системы координат. Блок ДУС располагается на планшайбе таким образом, чтобы системы координат  $Mz$  и  $Mr$  совпадали с точностью до вектора малого поворота  $k_z$ .

### Математические модели задачи калибровки

Будем считать, что модель погрешностей измерений датчиков угловой скорости в приборной системе координат  $Mz$  имеет следующий вид:

$$\omega'_z - \omega_z = -(v_z^0 + T_\omega k_v + \Theta \omega_z + T_\omega K_\Theta \omega_z) + v_z^s,$$

$$v_z^0 = \begin{bmatrix} v_1^0 \\ v_2^0 \\ v_3^0 \end{bmatrix}, \quad \Theta = \begin{bmatrix} \Theta_{11} & 0 & 0 \\ \Theta_{21} & \Theta_{22} & 0 \\ \Theta_{31} & \Theta_{32} & \Theta_{33} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

$$k_v = \begin{bmatrix} k_{v1} \\ k_{v2} \\ k_{v3} \end{bmatrix}, \quad K_\Theta = \begin{bmatrix} K_{\Theta 11} & 0 & 0 \\ 0 & K_{\Theta 22} & 0 \\ 0 & 0 & K_{\Theta 33} \end{bmatrix}.$$

Здесь:

$\omega_z$  – компоненты вектора абсолютной угловой скорости блока ДУС в проекциях на оси приборной системы координат  $Mz$ ;

$\omega'_z$  – измеренные значения абсолютной угловой скорости в приборной системе координат;

$v_z^0$  – вектор сдвигов нулей ДУС;

$\Theta$  – матрица, содержащая погрешности масштабных коэффициентов на диагонали и малые углы неортогональности осей чувствительности вне диагонали; приборная система координат  $Mz$  выбрана таким образом, чтобы элементы матрицы  $\Theta$  над главной диагональю были равны нулю;

$T_\omega$  – значения температур в точках расположения температурных датчиков внутри ДУС, которые, как правило, находятся вблизи инерциальных датчиков (в зависимости от типа ДУС может быть от 1 до 10 датчиков температуры);

$k_v$  – вектор коэффициентов зависимостей от температуры сдвигов нулей ДУС;  
 $K_{\ominus}$  – матрица, содержащая на диагонали температурные коэффициенты погрешностей масштабных коэффициентов ДУС. Считаем, что температурной зависимостью малых углов неортогональности (элементы матрицы вне диагонали) осей чувствительности ДУС в рамках эксперимента можно пренебречь;  
 $v_z^s$  – случайные высокочастотные составляющие погрешностей измерений с нулевым средним и известным стандартным отклонением.

В зависимости от рассматриваемой практической задачи модель может быть расширена. В качестве дополнительных параметров можно добавить коэффициенты динамических дрейфов (для микромеханических гироскопов) [1], динамических углов неортогональности осей чувствительности ДУС (для кольцевых лазерных гироскопов) [6], а также описывающие нелинейность масштабных коэффициентов ДУС [12] и др. В рамках этой статьи ограничимся моделью (1).

Задача калибровки состоит в оценке параметров модели (1) по результатам обработки показаний датчиков во время калибровочного эксперимента. В работах [1, 5, 10, 11] рассматривается калибровка БИНС в полном составе, где калибровочный эксперимент представляет собой последовательность вращений вокруг каждой из приборных осей. Далее калибровка сводится к задаче оптимального оценивания. Корректирующие измерения формируются как разность модельного и измеренного ньютонометрами вектора удельной силы в проекциях на опорный (географический) трехгранник. Доказано [5], что в этом случае параметры модели погрешностей измерений ДУС и ньютонометров наблюдаемы. Здесь рассмотрим аналогичный эксперимент.

При такой постановке задачи ньютонометры отсутствуют и основным источником информации для корректирующих измерений являются измерения углов поворота платформы стенда. Известно, что на результаты измерений инерциальных датчиков различных типов влияет температура [12–16]. При движении космического аппарата на орбите Земли температура внутри БИНС может изменяться в пределах от  $-20$  до  $+70^{\circ}\text{C}$  [13, 14]. Это обстоятельство делает необходимым учитывать температурные зависимости погрешностей датчиков в процессе калибровки. В работах [10, 11] предложена методика, позволяющая выполнять оценку температурных зависимостей в эксперименте с изменяющейся температурой. При этом диапазон изменения температуры в процессе эксперимента выбирается таким образом, чтобы зависимости от температуры были близки к линейным. На практике это условие выполняется при изменении температуры внутри системы на  $10^{\circ}\text{C}$  во время калибровочного эксперимента [11]. Таким образом, рассматриваемая методика предполагает проведение серии экспериментов при изменяющейся температуре в границах рабочего диапазона температур блока и получение набора калибровочных коэффициентов — это является основным ограничением предложенного подхода.

Рассматривается точный двухосный поворотный стенд с термокамерой (предполагается, что оси вращения стенда взаимно ортогональны). Вводится система координат  $Mp$ , связанная с планшайбой стенда. Схематическое расположение блока ДУС на стенде представлено на рис. 1.  $M$  – некоторая точка внутри блока ДУС, условно выбранная в качестве измерительного центра.  $Mz$  – приборная система координат.  $Mx$  – опорная (географическая) система координат.  $Mp$  – система координат, связанная с планшайбой стенда. Будем считать, что в начальный момент времени системы  $Mx$  и  $Mp$  совпадают.  $\psi$  – угол между направлением на север и осью  $Mx_1$ .  $\zeta_1, \zeta_2$  – ис-

тинные значения углов поворота платформы стенда вокруг внешней и внутренней осей вращения.

Модель измерений стенда в проекциях на оси системы координат  $Mp$  имеет следующий вид:

$$\zeta'_1 = \zeta_1 + \delta\zeta_1^s,$$

$$\zeta'_2 = \zeta_2 + \delta\zeta_2^s,$$

где  $\zeta_1, \zeta_2$  – истинные значения углов поворота платформы стенда вокруг внешней и внутренней осей вращения;

$\zeta'_1, \zeta'_2$  – измеренные значения углов поворота платформы стенда;

$\delta\zeta_1^s, \delta\zeta_2^s$  – случайные высокочастотные составляющие погрешностей измерений с нулевым средним и известным стандартным отклонением.

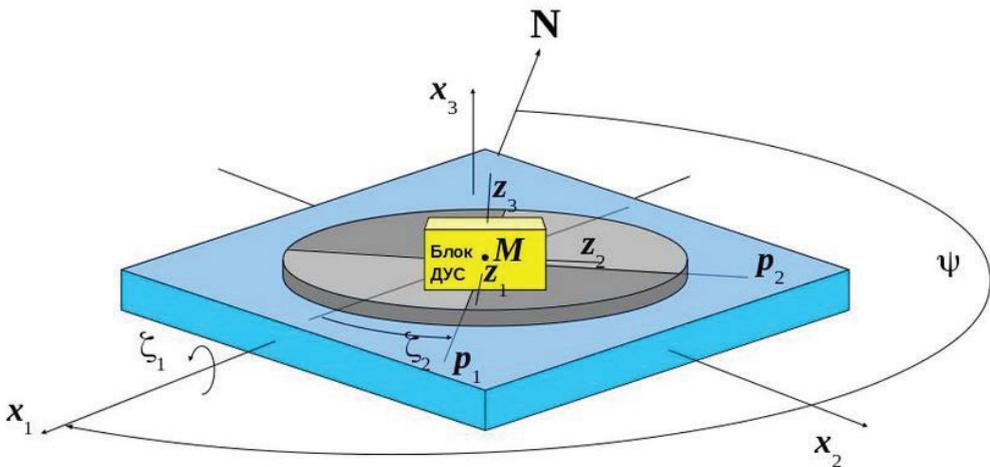


Рис. 1. Схематическое расположения блока ДУС на стенде

В некоторых практических случаях модель измерений стенда может содержать дополнительные погрешности: систематические погрешности измерения углов поворота платформы, нестабильность угловой скорости внутри оборота, технологические погрешности стенда и погрешности системы управления. Легко показать, что постоянные составляющие погрешности измерений не влияют на наблюдаемость вектора состояния. Погрешность измерения угла  $\zeta_1$  – составляющая погрешности определения ориентации вокруг горизонтальной оси – влияет на оценку погрешности определения опорной системы координат. Погрешность измерения угла  $\zeta_2$  влияет на оценку углового рассогласования приборной системы координат и системы, связанной с планшайбой стенда (т.е. вектор  $\kappa_2$ ). Погрешности оценки этих компонент не влияют на оценки параметров модели погрешностей (1). Нестабильность угловой скорости внутри оборота, систематические погрешности системы управления, а также технологические погрешности стенда не влияют на наблюдаемость в рассматриваемой задаче в силу того, что предлагаемый калибровочный эксперимент не требует точного соблюдения какой-либо последовательности операций, угловой скорости или углов поворота платформы – достаточно [1] обеспечить вращение вокруг каждой из приборных осей. Общая продолжительность вращения вокруг одной оси варьируется в зависимости от типа системы в пределах от 15 мин до часа.

При калибровке инерциальных измерительных блоков с использованием измерений стенда одним из факторов, влияющих на ее точность, является степень синхронизации потоков данных, поступающих от стенда и системы. Введем  $\tau$  – общий параметр взаимной рассинхронизации измерений стенда и блока ДУС. Будем считать параметр  $\tau$  постоянным.

В произвольный момент времени взаимная ориентация трехгранников  $Mx$  и  $Mp$  характеризуется матрицей поворота:

$$L_p(\zeta_1, \zeta_2) = \begin{bmatrix} \cos \zeta_2 & -\cos \zeta_1 \sin \zeta_2 & \sin \zeta_1 \sin \zeta_2 \\ \sin \zeta_2 & \cos \zeta_1 \cos \zeta_2 & -\sin \zeta_1 \cos \zeta_2 \\ 0 & \sin \zeta_1 & \cos \zeta_1 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Матрица  $L_p$  строится как последовательность поворотов от трехгранника  $Mx$  к  $Mp$ :  $Mx \xrightarrow{1 \zeta_1} \xrightarrow{3 \zeta_2} Mp$ .

Под каждой стрелкой указан номер оси системы координат, вокруг которой совершается поворот. Заметим, что при нулевых значениях  $\zeta_1, \zeta_2$  трехгранники  $Mx$  и  $Mp$  совпадают.

Взаимная ориентация трехгранников  $Mz$  и  $Mp$  характеризуется вектором малого поворота  $\kappa_z$  (в соответствии с теоремой вращения Эйлера), тогда справедливы соотношения:

$$L_z = (E + \hat{\kappa}_z)L_p, \quad \hat{\kappa}_z = \begin{bmatrix} 0 & \kappa_3 & -\kappa_2 \\ -\kappa_3 & 0 & \kappa_1 \\ \kappa_2 & -\kappa_1 & 0 \end{bmatrix}.$$

Вектор малого поворота  $\kappa_z$  описывает рассогласование приборной системы координат и системы координат, связанной с планшайбой стенда.

Введем обозначение  $L'_p := L_p(\zeta'_1, \zeta'_2)$ , матрица поворота  $L'_p$  характеризует вычисленную (по показаниям датчиков стенда) ориентацию трехгранника  $Mp$  относительно  $Mx$ .

### Задача калибровки блока ДУС как задача оптимального оценивания

В процессе вращения платформы стенда изменение ориентации блока ДУС описывается кинематическим уравнением Пуассона:

$$\begin{aligned} \dot{L}_z &= \hat{\omega}_z L_z - L_z \hat{u}_x, \\ \dot{L}'_z &= \hat{\omega}'_z L'_z - L'_z \hat{u}_x, \quad L'_z(0) = L'_0, \end{aligned}$$

где  $L_z, L'_z$  – реальная и модельная (вычисленная по показаниям ДУС) матрицы ориентации приборного трехгранника  $Mz$  относительно опорного  $Mx$ .  $u_x$  – вектор угловой скорости Земли в проекциях на оси опорного трехгранника. При наличии идеальных измерений ДУС и идеальной информации о начальной ориентации блока матрицы  $L_z$  и  $L'_z$  совпадают. В реальности эта информация содержит различного

рода погрешности, и матрицы ориентации в линейном приближении связаны вектором малого поворота  $\beta_z$ :  $L_z = (E + \hat{\beta}_z)L_z'$ .

Вектор  $\beta_z$  является угловой погрешностью определения приборной системы координат  $Mz$  и подчиняется кинематическому уравнению Пуассона для вектора малого поворота:  $\frac{d}{dt}\beta_z = \hat{\omega}'_z\beta_z + v'_z$ .

Перейдем в оси трехгранника  $Mx$ :

$$\frac{d}{dt}\beta_x = \hat{u}_x\beta_x + L_z^T(v_z^0 + T_\omega k_v + \Theta\omega_z + T_\omega K_\Theta\omega_z) + L_z^T v_z^s \quad \beta_x(0) = \beta_0. \quad (3)$$

Вектор  $\beta_x = L_z'^T\beta_z$  является проекцией вектора  $\beta_z$  в осях трехгранника  $Mx$  и содержит погрешности определения опорной системы координат  $Mx$  в вычислителе.

Введем вектор состояния, в котором присутствуют угловые погрешности определения приборной системы координат, параметры модели погрешностей измерений ДУС, угловые погрешности планшайбы стенда и параметр рассинхронизации показаний ДУС и стенда. Условно представим его в следующем виде:

$$x = [\beta_x, v_z^0, \Theta, k_v, K_\Theta, \kappa_z, \tau]^T. \quad (4)$$

Вектор состояния содержит 22 компоненты.

Введем вектор малого поворота  $z''$  между модельной ориентацией блока ДУС и модельной ориентацией планшайбы, компоненты которого будем использовать далее в качестве вектора измерений:  $L_z' = (E + \hat{z}'')L_p'$ . Вектор  $z''$  можно выразить так:

$$z'' = \begin{bmatrix} \Delta L_{23} - \Delta L_{32} \\ 2 \\ \Delta L_{31} - \Delta L_{13} \\ 2 \\ \Delta L_{12} - \Delta L_{21} \\ 2 \end{bmatrix}, \quad \Delta L = L_p' L_z'^T,$$

где  $\Delta L_{ij}$ ,  $i, j = 1, 2, 3$  – компоненты матрицы  $\Delta L$ .

Отметим, что в отличие от вектора  $\kappa_z$  вектор  $z''$  описывает рассогласование между модельными матрицами ориентации, а не истинными. Связь построенного вектора измерений и компонент вектора состояния может быть записана следующим образом:

$$z'' = \beta_x - L_z'^T(\kappa_z - (\omega'_z - u_z)\tau) + r_z, \quad (5)$$

где  $u_z$  – вектор угловой скорости Земли в проекциях на оси приборного трехгранника;  $r_z = r_z(\delta\zeta_1^s, \delta\zeta_2^s)$  – случайные составляющие измерений с нулевым средним и известной среднеквадратической погрешностью (СКП). Функциональная зависимость погрешностей  $r_z$  от порождающих их погрешностей  $\delta\zeta_1^s, \delta\zeta_2^s$  в настоящей статье не обсуждается.



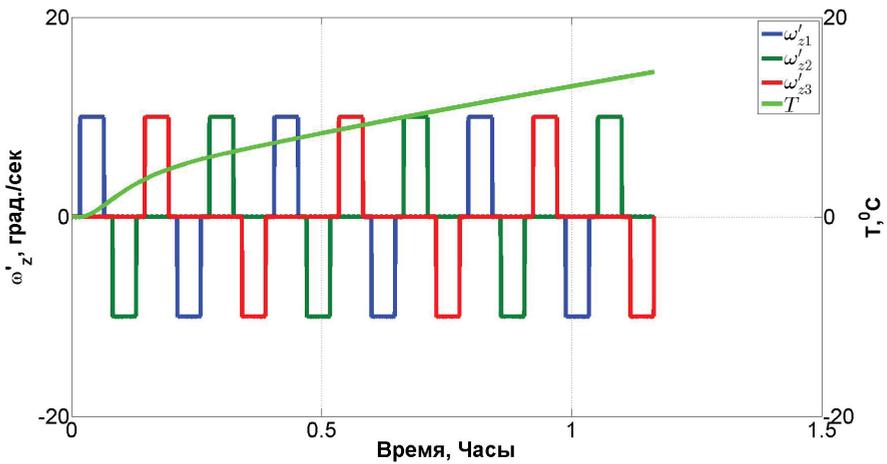


Рис. 3. Показания датчиков угловой скорости (левая ось ординат) и одного из датчиков температуры (правая ось ординат) во время эксперимента

Моделирование проводилось для ДУС со следующими характеристиками:

- стабильность нулевого сигнала –  $0,5 \text{ } ^\circ/\text{ч}$ ;
- спектральная плотность шума –  $0,2 \text{ } ^\circ/\text{ч}/\sqrt{\text{Hz}}$ ;
- стабильность масштабного коэффициента –  $0,01\%$ .

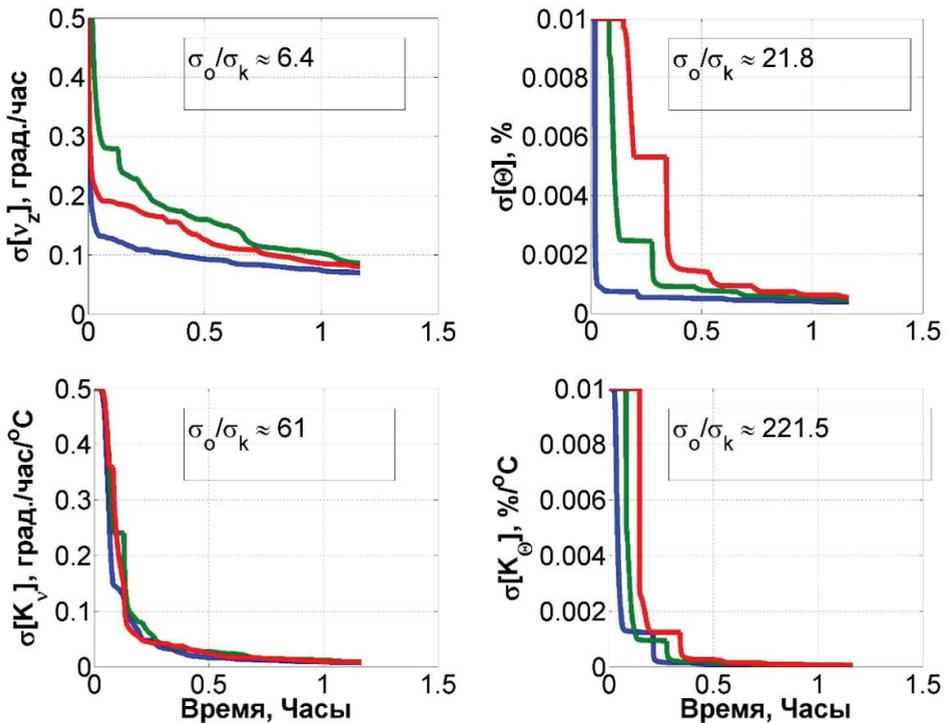


Рис. 4. Оценки стандартного отклонения оценок сдвигов нулей, масштабных коэффициентов и соответствующих температурных коэффициентов. Каждая кривая соответствует некоторому параметру одного из ДУС. На графиках также приведены отношения начальных и конечных оценок

В процессе моделирования выполнялась оценка вектора состояния (4). Начальные ковариации для составляющих вектора состояния подбирались в соответствии с характеристиками и классом точности рассматриваемой системы. Модельные ковариации, т.е. оценки стандартного отклонения погрешностей оценки различных параметров в процессе обработки записей калибровочного эксперимента, представлены на рис. 4–5. На графиках также приводятся отношения начальных и конечных модельных ковариаций оценок параметров.

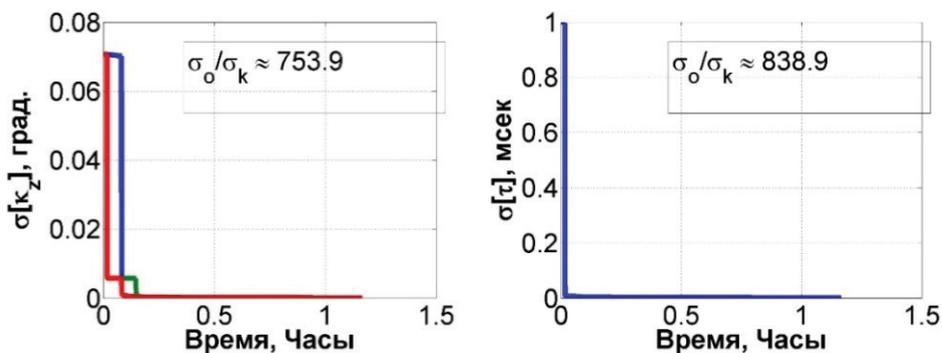


Рис. 5. Оценки стандартного отклонения оценок угловых погрешностей планшайбы и параметра рассинхронизации между измерениями стенда и ДУС. На графиках приведены отношения начальных и конечных оценок

Из приведенных графиков СКП оценок параметров модели инструментальных погрешностей ДУС следует, что все оцениваемые параметры наблюдаемы. Результаты моделирования и соответствующего ковариационного анализа показывают хорошую оцениваемость параметров температурных зависимостей (в экспериментах рассматриваемого типа).

### Сравнение с калибровкой в температурных точках

Как упоминалось ранее, одним из наиболее распространенных методов температурной калибровки является калибровка в температурных точках, основная идея которого заключается в следующем: рабочий диапазон температуры блока разделяется на набор дискретных точек с заранее заданным шагом. Как правило, шаг составляет 10-15°C. В каждой из точек с помощью термокамеры задается фиксированная температура, некоторое время уходит на стабилизацию температуры внутри блока ДУС, далее выполняется калибровочный эксперимент, который повторяется несколько раз при разных температурах. Полученные результаты обрабатываются независимо, затем аппроксимируются, например полиномами 3 степени. Таким образом они экстраполируются на все остальные точки внутри рабочего диапазона температур блока ДУС. Среди основных преимуществ этого подхода отметим его простоту: не требуется изменять существующий план эксперимента и алгоритмы калибровки. Тем не менее есть и ряд недостатков: во-первых, в разы увеличивается длительность проведения экспериментов и обработки их результатов (проводится несколько экспериментов, и много времени уходит на стабилизацию температуры); во-вторых, при калибровке при фиксированной температуре принципиально невозможно оценить параметры зависимостей инструментальных погрешностей инерциальных датчиков

от скорости изменения температуры внутри системы, а также от пространственного распределения температуры внутри нее (пространственного градиента температуры) – эти зависимости проявляются только при изменяющейся температуре.

Сравним результаты калибровки, полученные в температурных точках и с помощью предлагаемого метода. Рассмотрим два различных модельных эксперимента: первый полностью соответствует эксперименту, описанному в предыдущем разделе, другой аналогичен по характеристикам и осуществляется при фиксированной температуре. Возьмем две различные модели погрешностей измерений ДУС: модель с температурными коэффициентами (1) и аналогичную ей, но без температурных коэффициентов. В качестве основного инструмента для оценки качества калибровки, как и ранее, воспользуемся ковариационным анализом и сравним начальные и конечные ковариации.

Т а б л и ц а

**Начальные и конечные оценки стандартных отклонений для параметров модели погрешностей измерений ДУС в двух разных экспериментах**

Параметр	$v_{z\ 1}^0$	$v_{z\ 2}^0$	$v_{z\ 3}^0$	$\Theta_{11}$	$\Theta_{22}$	$\Theta_{33}$	$\Theta_{12}$	$\Theta_{13}$	$\Theta_{23}$
Размерность	°/час			%			град.		
Начальные ковариации, $\sigma_0$	0,5			0,01			0,01		
Эксперимент при изменяющейся температуре, $\sigma_k$	0,06	0,065	0,069	0,00038	0,00046	0,00053	0,00024	0,00024	0,00028
Эксперимент при фиксированной температуре, $\sigma_k$	0,041	0,041	0,041	0,00017	0,00017	0,00017	0,00024	0,00024	0,00028

В таблице приведены начальные и конечные оценки стандартного отклонения для сдвигов нулей, погрешностей масштабных коэффициентов и малых углов неортогональности осей чувствительности ДУС. Из таблицы видно, что конечные оценки стандартного отклонения существенно меньше начальных. Кроме того, конечные оценки стандартного отклонения одинаковы для углов перекосов осей чувствительности ДУС (для них температурные коэффициенты не вводились в модели (1)). Наконец, заметно отличие в 2-3 раза конечных оценок стандартного отклонения для оценок сдвигов нулей и масштабных коэффициентов ДУС. Результаты численного сравнения указывают на то, что потенциальная точность калибровки при фиксированной температуре выше, однако для достижения указанной точности в реальном эксперименте потребуется обеспечить постоянную температуру внутри блока ДУС, что практически невозможно. Это связано с несколькими факторами: во время вращения блока внутри термокамеры происходит конвекция, вследствие этого температура варьируется; во-вторых, температура вблизи чувствительного элемента в целом не является стабильной. В реальных экспериментах с термокамерой при фиксированной температуре внутри блока ДУС температура может варьироваться

в пределах  $0,1^\circ\text{C}$ . Таким образом, в температурных точках могут проявляться температурные зависимости параметров модели погрешностей измерений ДУС. Конечная оценка стандартного отклонения параметра при фиксированной температуре связана с вариацией температуры в течение эксперимента следующим образом:

$$\sigma_{\epsilon}(v_z^0 + k_v \Delta T) = \sigma_{\epsilon}(v_z^0) + \sigma_0(k_v) \Delta T.$$

Из этого равенства следует: чтобы обеспечить погрешность стандартного отклонения параметров на уровне эксперимента с изменяющейся температурой, необходима стабильная температура внутри блока ДУС с колебаниями на уровне  $0,01\text{-}0,02^\circ\text{C}$ , что практически невозможно.

Таким образом, предлагаемая методика калибровки позволяет существенно сократить время на проведение калибровочных экспериментов и обработку их результатов (без необходимости стабилизации температуры с практически недостижимой точностью), при этом сохраняется точность оценки определяемых параметров модели погрешностей инерциальных датчиков. Отметим также, что рассматриваемая модель погрешностей может быть дополнена другими параметрами, отвечающими за зависимости от производной температуры по времени и пространственного градиента температуры. Эти параметры могут быть оценены только в рамках эксперимента при изменяющейся температуре. В некоторых случаях [11] использование рассматриваемой методики позволяет проводить калибровочные эксперименты без термокамеры, когда необходимое изменение температуры обеспечивается в процессе саморазогрева системы после включения.

### **Заключение**

Разработанная ранее методика калибровки БИНС в сборе на одноосных стендах с горизонтальной осью вращения модифицирована для калибровки блока чувствительных элементов, состоящего только из ДУС. Задача калибровки формулируется как задача оптимального оценивания вектора состояния линейной динамической системы. Вектор состояния содержит угловые погрешности определения ориентации системы, стандартный набор погрешностей измерений инерциальных датчиков, а также температурные коэффициенты для некоторых погрешностей. Измерения строятся как малые углы поворота модельной ориентации блока ДУС относительно модельной ориентации планшайбы стенда. Приведены результаты численного моделирования и ковариационного анализа. Доказана хорошая оцениваемость компонент вектора состояния. Далее проведено сравнение с методом калибровки в температурных точках, по итогам которого можно сделать следующие выводы:

- 1) рассматриваемая методика позволяет получить аналогичные по точности результаты калибровки и при этом существенно сократить время на проведение экспериментов;
- 2) предложенная модель погрешностей измерений принципиально может быть дополнена другими параметрами зависимости от температуры: коэффициентами зависимости от производной температуры по времени и коэффициентами зависимости от пространственного градиента температуры; в рамках калибровки в температурных точках подобное расширение принципиально невозможно.

Полученные результаты обработки модельных данных и сравнения позволяют перейти к обработке реальных записей экспериментов.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Голован А.А., Парусников Н.А. Математические основы навигационных систем. Часть II. Приложения методов оптимального оценивания к задачам навигации / 2-е изд. испр. и доп. Москва: МАКС Пресс, 2012. 172 с.
2. Веремеенко К.К., Галай И.А. Разработка алгоритмов калибровки инерциальной навигационной системы на двухосном испытательном стенде // Труды МАИ. 2013. № 63.
3. Драницына Е.В., Егоров Д.А., Унтилов А.А., Дейнека Г.Б., Шарков И.А., Дейнека И.Г. Снижение влияния изменения температуры на выходной сигнал волоконно-оптического гироскопа // Гироскопия и навигация, 2012. № 4. С. 10–20.
4. Боронахин А.М., Иванов П. А., Суворов И.Л. Исследование погрешностей триады микромеханических гироскопов с использованием малогабаритного двухосного стенда // Нано- и микро-системная техника. 2010. №1. С. 35–41.
5. Вавилова Н.Б., Голован А.А., Парусников Н.А., Васниёва И.А. Задача калибровки бескарданных инерциальных навигационных систем на точных стендах // XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. С. 52–55.
6. Diesel, John W., Calibration of a ring laser gyro inertial navigation system, Proceedings of 13<sup>th</sup> biennial guidance test symposium, 1987, vol. 1.
7. Bergman, Z., Inertial Sensors – A New Approach for Low Cost Calibration and Testing, Inertial Sensors and Systems, 2011.
8. Syed, Z.F., Aggarwal, P., Goodall, C., Niu, X., El-Sheimy, N., A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems, Measurement Science and Technology, 2007 May 15; 18(7):1897.
9. Zhang, H., Wu, Y., Wu, W., Wu, M., Hu, X., Improved multi-position calibration for inertial measurement units, Measurement Science and Technology, 2009 Nov 23; 21 (1): 015107.
10. Козлов А.В., Тарыгин И.Е., Голован А.А., Шаймарданов И.Х., Дзюев А.А. Калибровка инерциальных измерительных блоков с оценкой температурных зависимостей по эксперименту с переменной температурой: результаты калибровки БИНС-РТ // XXIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 225–228.
11. Козлов А.В., Тарыгин И.Е., Голован А.А. Калибровка инерциальных измерительных блоков на грубых стендах с оценкой температурных зависимостей по эксперименту с переменной температурой // XXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014. С. 319–322.
12. Tang, Q., Wang, X., Yang, Q., Liu, C., An improved scale factor calibration model of MEMS gyroscopes, 2014 IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference (I2MTC) Proceedings, Montevideo, 2014, pp. 752–755.
13. Parolis, D.M., Pinter-Krainer, W., Current and future techniques for spacecraft thermal control, ESA Bulletin, 1996, no. 87.
14. Gilmore, D., Spacecraft thermal control handbook, Volume I: fundamental technologies. Calif. Aerospace Press, 2002.
15. Niu, X., Li, Y., Zhang, H., Wang, Q., Ban, Y., Fast thermal calibration of low-grade inertial sensors and inertial measurement units, Sensors, 2013 Sep;13(9):12192–217.
16. Prikhodko, I.P., Zotov, S.A., Trusov, A.A., Shkel, A.M., Thermal Calibration of Silicon MEMS Gyroscope, 8<sup>th</sup> International Conference and Exhibition on Device Packaging, 2012.

**Tarygin, I.E.** (Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia)  
Calibration Methodology for a Thermal Model of a 3-Axis Measurement Unit Based on Gyroscopes, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2019, vol. 27, no. 4 (107), pp. 88–102.

**Abstract.** The paper considers the methodological aspects of calibration of a 3-axis gyroscope unit on a two-axis calibration turntable with a thermal chamber. For the instrumental errors of angular rate sensor (ARS) measurements, an a priori parametric model is introduced, which includes bias, scale factor errors, small angles of sensitive axes nonorthogonality, as well as the coefficients of temperature variations for all the above measurement errors. The problem of parameters identification for the parametric model consists in the optimal estimation of the state vector of linear dynamic system, based on the vector of measurements linearly linked with the state vector. In such a statement, the vector of measurements is the vector of small turn between the simulated (calculated by the ARS readings) attitude of the unit and the simulated (calculated by the turntable measurements) attitude of the base plate. The proposed approach to the calibration problem formal characterization is a modification of the method of inertial measurement unit calibration, previously developed at the Lomonosov Moscow State University's Laboratory of Control and Navigation. The method allows for assembled units calibration on low-grade one-axis turntables with horizontal axis of rotation. The calibration experiment is a sequence of horizontal rotations about each of the sensitive axes of ARS. The paper presents the results of numerical modeling and covariance analysis.

**Key words:** gyroscope calibration, optimal estimation, Kalman filter, temperature variations

#### REFERENCES

1. **Golovan, A.A., Parusnikov, N.A.**, *Matematicheskie osnovy navigatsionnykh sistem. Chast' 2. Prilozheniya metodov optimal'nogo otsenvaniya k zadacham navigatsii (Mathematical Fundamentals of Navigation Systems. Part 2. Application of Optimal Estimation Methods to Navigation Problems)*, Moscow: MAKS Press, 2012.
2. **Veremeenko, K.K., Galai, I.A.**, Calibration algorithm development for inertial navigation system with the use of two-axis motion simulator, *Proceedings of Moscow Aviation Institute (MAI)*, 2013, no. 63.
3. **Dranitsyna, E.V., Egorov, D.A., Untilov, A.A., Deineka, G.B., Sharkov, I.A. and Deineka, I.G.**, Reducing the effect of temperature variations on FOG output signal, *Gyroscopy and Navigation*, 2013, no. 4, pp. 92–98.
4. **Boronakhin, A.M., Ivanov, P.A. and Surov, I.L.**, The investigation of errors of MEMS-based gyro triad by means of small-sized two-axis rotary test table, *Nano- i mikrosistemnaya tekhnika*, 2010, no. 1, pp. 35–41.
5. **Vavilova, N.B., Golovan, A.A., Parusnikov, N.A. and Vasnyova, I.A.**, Calibration of strapdown inertial navigation systems on high-precision turntables, *Proc. 23rd St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, St. Petersburg, 2016, pp. 52–55.
6. **Diesel, J.W.**, Calibration of a ring laser gyro inertial navigation system, *Proceedings of 13th Biennial Guidance Test Symposium, New Mexico*, 1987, vol. 1, pp. SO1A.1–SO1A.37.
7. **Berman, Z.**, Inertial sensors – A new approach for low cost calibration and testing, *Inertial Sensors and Systems*, 2011, pp. 8.1–8.19.
8. **Syed, Z.F., Aggarwal, P., Goodall, C., Niu, X. and El-Sheimy, N.**, A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems, *Measurement Science and Technology*, 2007, vol. 18, no. 7, pp.1897–1907.
9. **Zhang, H., Wu, Y., Wu, W., Wu, M., Hu, X.**, Improved multi-position calibration for inertial measurement units, *Measurement Science and Technology*, 2009, vol. 21, no. 1, p. 015107.
10. **Kozlov, A.V., Tarygin, I.E., Golovan, A.A., Shaimardanov, I.Kh. and Dzuev, A.A.**, Calibration of an Inertial Measurement Unit at Changing Temperature with Simultaneous Estimation of Temperature

---

Variation Coefficients: a Case Study on BINS-RT, Proc. 24th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2017, pp. 225–228.

11. **Kozlov, A.V., Tarygin, I.E. and Golovan, A.A.**, Calibration of inertial measurement units on a low-grade turntable with simultaneous estimation of temperature coefficients, Proc. 21st St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2014, pp. 319–322.
12. **Tang, Q., Wang, X., Yang, Q. and Liu, C.**, An improved scale factor calibration model of MEMS gyroscopes, Proc. 2014 IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference (I2MTC), Montevideo, 2014, pp. 752–755.
13. **Parolis, D.M., Pinter-Krainer, W.**, Current and future techniques for spacecraft thermal control, ESA Bulletin, 1996, no. 87.
14. **Gilmore, D.**, Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume I: Fundamental Technologies, Calif. Aerospace Press, 2002.
15. **Niu, X., Li, Y., Zhang, H., Wang, Q., Ban, Y.**, Fast thermal calibration of low-grade inertial sensors and inertial measurement units, Sensors, 2013, vol. 13, no. 9, pp. 12192–12217.
16. **Prikhod'ko, I.P., Zotov, S.A., Trusov, A.A. and Shkel, A.M.**, Thermal calibration of silicon MEMS gyroscope, Proc. 8th International Conference and Exhibition on Device Packaging, 2012.

Материал поступил 23.10.2018