

УДК 520.6.07 : 629.78

Калибровка измерителей угловой скорости космических аппаратов, предназначенных для перелёта к Луне

Гуреев П.С., студент

*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Системы автоматического управления»*

Научный руководитель: Фомичев А.В., к.т.н, доцент

Россия, 105045, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

a.v.fomichev@bmstu.ru

Успех беспилотных космических миссий напрямую зависит от качества бортовой системы управления космическим аппаратом (КА). При этом важна правильная реализация одновременно аппаратных и программно-алгоритмических составляющих системы. В зависимости от предъявляемых требований к точности ориентации и стабилизации углового движения КА, могут использоваться различные типы измерителей (датчиков) в системе управления ориентацией и стабилизации (СУОС).

В настоящее время большое распространение получили системы с датчиками угловой скорости (ДУС), измеряющими скорость вращения корпуса КА в инерциальном пространстве, и широкопольными астродатчиками (АД), определяющими угловое положение КА по звёздному небу также в инерциальном пространстве. При этом АД могут либо включаться периодически, корректируя начальные условия для интегрирования сигналов ДУС, либо оставаться включёнными постоянно и осуществлять непрерывную астрокоррекцию (НАК). Последний вариант является предпочтительным, но не всегда возможен в силу жёстких требований к энергопотреблению бортовой аппаратуры, из-за опасности засветки (ослепления) АД Солнцем, Землёй или Луной, при высоком уровне вибрации конструкции КА или при высоких угловых скоростях. Указанные ограничения справедливы, например, для КА, осуществляющего активные баллистические манёвры при посадке на планету, в частности, на Луну. Успешная посадка на Луну возможна лишь при корректной работе системы управления движением (СУД), составной частью которой является СУОС. В свою очередь, при отсутствии сигналов от АД в ходе активных участков посадки точность СУОС непосредственно связана с правильностью обработки сигналов от ДУС.

Объектом рассмотрения данной работы являются погрешности ДУС и возможные методы их калибровки по измерениям АД во время пассивного полёта КА. Несмотря на то что приборы проходят предварительную калибровку до полёта, их параметры могут смещаться в течение полёта. К основным причинам этих изменений относятся повышенные перегрузки на этапе выведения, тепловые деформации посадочных мест приборов и космическая радиация. Поэтому при высоких требованиях к качеству СУОС периодическая калибровка в полёте является обязательной. В качестве примера выбран КА «Луна-Глоб», однако полученные результаты применимы и к другим КА с аналогичным приборным составом.

Введём в рассмотрение следующие системы координат. Вторая экваториальная система координат (ЭСК2) $OXYZ$ связана с центром масс (ЦМ) КА. Ось OX направлена в точку весеннего равноденствия, OZ – на северный полюс мира, OY дополняет тройку до правой. Связанную с корпусом КА систему координат (ССК) обозначим $OX_{ССК}Y_{ССК}Z_{ССК}$, где оси $OX_{ССК}$, $OY_{ССК}$ и $OZ_{ССК}$ также проходят через ЦМ КА и совпадают с соответствующими конструктивными осями КА. Приборную систему координат (ПСК) будем обозначать $O_{ПСК}X_{ПСК}Y_{ПСК}Z_{ПСК}$ или, если будет рассматриваться конкретный прибор, вместо нижних индексов «ПСК» будем писать название прибора. В зависимости от логики работы прибора может также рассматриваться система координат чувствительных элементов (ЧЭ) прибора $O_{ЧЭ}X_{ЧЭ}Y_{ЧЭ}Z_{ЧЭ}$.

Показания ДУС неизбежно содержат в себе ошибку. В данной работе будем рассматривать только инструментальные погрешности ДУС, считая методические погрешности пренебрежимо малыми. Сначала проанализируем погрешности одного отдельно взятого ЧЭ ДУС.

При нулевой действительной угловой скорости вращения вокруг рассматриваемого ЧЭ ДУС, т.е. при $\omega_{ЧЭ} = 0$, сигнал от ЧЭ ДУС, как правило, является ненулевым. Данную ошибку будем называть смещением (нестабильностью) нулевого сигнала. Практические исследования конкретных ЧЭ ДУС показывают, что эта ошибка не является постоянной. Математическую модель смещения нуля запишем в следующем виде:

$$\delta\omega_{ЧЭ}^{нул} = \delta\omega_{ЧЭ}^{сис} + \delta\omega_{ЧЭ}^{зз} + \delta\omega_{ЧЭ}^{зап} + \delta\omega_{ЧЭ}^{шум},$$

где:

$\delta\omega_{ЧЭ}^{нул}$ – смещение нулевого сигнала ЧЭ ДУС;

$\delta\omega_{ЧЭ}^{сис}$ – постоянная систематическая составляющая смещения нулевого сигнала;

Не ограничиваясь в общности рассуждений, будем в дальнейшем рассматривать только ДУС с тремя ЧЭ, номинальные оси которых взаимно ортогональны. Рассмотрим погрешности, связанные с установкой ДУС на корпус КА. Номинальная матрица перехода от показаний точно установленных ЧЭ ДУС к ПСК ДУС $M_{ДУС \leftarrow ЧЭ}^{ном}$ известна. Кроме того, считаем известной номинальную матрицу перехода от ПСК ДУС к ССК КА $M_{ССК \leftarrow ДУС}^{ном}$. Следовательно, можно найти матрицу перехода от базиса ЧЭ ДУС к ССК КА:

$$M_{ССК \leftarrow ЧЭ}^{ном} = M_{ССК \leftarrow ДУС}^{ном} M_{ДУС \leftarrow ЧЭ}^{ном}.$$

Если предположить, что оси всех ЧЭ установлены точно и отсутствуют погрешности смещения и масштабного коэффициента, то снимаемый с ЧЭ сигнал (в данном случае назовём его номинальным) будет определяться следующим образом:

$$\vec{\omega}_{ЧЭ}^{ном} = \begin{bmatrix} \omega_{ЧЭ_x}^{ном} & \omega_{ЧЭ_y}^{ном} & \omega_{ЧЭ_z}^{ном} \end{bmatrix}^T = M_{ССК \leftarrow ЧЭ}^{ном} \vec{\omega}_{ССК}, \quad (1)$$

где $\vec{\omega}_{ССК}^{реал}$ – вектор действительной угловой скорости КА в базисе ССК.

В действительности же ДУС установлен с некоторыми угловыми отклонениями от номинального положения. То же можно сказать и про оси ЧЭ внутри ДУС, причём отклонение каждой из осей ЧЭ не связано с отклонениями двух других осей ЧЭ. При проведении калибровки в полёте идентифицировать отдельно ошибки установки ПСК ДУС относительно ССК и ЧЭ относительно ПСК ДУС невозможно, поэтому будем рассматривать ошибку положения осей ЧЭ относительно ССК, в которую включены две вышеназванные ошибки. Задать математическую модель общей ошибки можно шестью независимыми углами поворота как показано на рисунке 2. Каждая ось ЧЭ поворачивается вокруг номинального положения каждой из двух других осей ЧЭ; угол считается положительными при отсчёте против часовой стрелки. Исходя из предположения, что все углы являются малыми, радианные меры углов можно заменить на линейные меры. На рисунке 2 и далее под обозначением φ_i^j понимается угол поворота i номинальной оси ЧЭ вокруг j номинальной оси ЧЭ; $\omega_{ЧЭ_i}^{реал}$ – угловая скорость вращения вокруг действительной i оси ЧЭ. Таким образом, связанная с неточностью установки ЧЭ погрешность $\delta \vec{\omega}_{ЧЭ}^{уст}$ выражается через компоненты номинальной угловой скорости вокруг рассматриваемых ЧЭ:

$$\delta\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{уст}} = \begin{bmatrix} \varphi_x^z \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{НОМ}} - \varphi_x^y \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{НОМ}} \\ -\varphi_y^z \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{НОМ}} + \varphi_y^x \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{НОМ}} \\ \varphi_z^y \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{НОМ}} - \varphi_z^x \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{НОМ}} \end{bmatrix}.$$

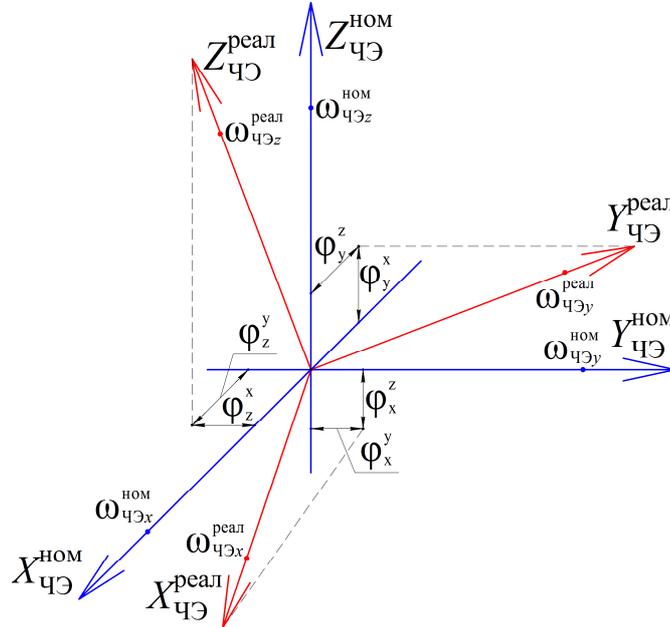


Рис. 2. Отклонения реальных осей ЧЭ ДУС от номинальных. Углы поворотов φ_i^j заменены на соответствующие линейные меры в силу малости этих углов

Приняв во внимание описанные выше ошибки ДУС, рассмотрим связь сигнала $\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{реал}}$, снимаемого с ЧЭ, с номинальной угловой скоростью $\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{НОМ}}$ при условии независимости всех ошибок:

$$\begin{aligned} \vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{реал}} &= \vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{НОМ}} + \delta\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{нул}} + \delta\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{масш}} + \delta\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{уст}} = \\ &= \begin{bmatrix} \omega_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{НОМ}} \\ \omega_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{НОМ}} \\ \omega_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{НОМ}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta\omega_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{нул}} \\ \delta\omega_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{нул}} \\ \delta\omega_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{нул}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{М}} \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{НОМ}} \\ k_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{М}} \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{НОМ}} \\ k_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{М}} \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{НОМ}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varphi_x^z \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{НОМ}} - \varphi_x^y \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{НОМ}} \\ -\varphi_y^z \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{НОМ}} + \varphi_y^x \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{НОМ}} \\ \varphi_z^y \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{НОМ}} - \varphi_z^x \cdot \omega_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{НОМ}} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (2)$$

Таким образом, калибровка ДУС состоит в нахождении оценок параметров $\delta\omega_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{нул}}$, $\delta\omega_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{нул}}$, $\delta\omega_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{нул}}$, $k_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{М}}$, $k_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{М}}$, $k_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{М}}$, φ_x^z , φ_x^y , φ_y^z , φ_y^x , φ_z^y и φ_z^x , с помощью которых можно по измеренному ДУС вектору значений $\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{реал}}$ получить более точную оценку вектора номинальной угловой скорости в базисе ЧЭ $\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{НОМ}}$, чтобы затем перевести его в ССК по соотношению, обратному формуле (1):

$$\vec{\omega}_{\text{ССК}} = \left(M_{\text{ССК} \leftarrow \text{ЧЭ}}^{\text{НОМ}} \right)^{-1} \vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{НОМ}}.$$

Один из возможных методов проведения калибровки заключается в построении псеводлинейного фильтра Калмана (PSELIKA). Вектор состояния X состоит из 3 компонент угловой скорости в ССК, 12 искомым параметров ошибки измерений и 4 компонент кватерниона текущей ориентации КА в ССК. Матрица эволюции фильтра F_k строится на основе динамической модели углового движения КА, а матрица измерений H_k – на основе уравнения (2) с добавлением элементов, описывающих наблюдение кватерниона. Матрица F_k получается зависимой от угловой скорости КА в ССК, которая одновременно является и оцениваемой величиной. Кроме того, эта матрица зависит от моментов инерции, которые известны лишь с некоторой точностью, вследствие чего метод может давать ошибки при несовпадении номинальных моментов инерции с действительными. Ещё один недостаток применения этого метода – вычислительная сложность, связанная с необходимостью оперировать матрицами чисел с плавающей запятой большой размерности, в том числе осуществлять операции обращения матриц.

В качестве альтернативы этому методу можно предложить метод последовательной оценки неизвестных параметров на основе уравнения (2). Предположим, что во время проведения калибровки величина случайного дрейфа в запуске ДУС очень мала. Следовательно, величины $\delta\omega_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{нул}}$ за вычетом шума можно считать константами. Вектор $\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{реал}}$ является непосредственным измерением ЧЭ ДУС, а вектор $\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{НОМ}}$ оценивается на основе приращения показаний АД при приведении этого приращения в базис ЧЭ. Назначим в качестве начальных оценок всех параметров ошибок нулевые значения. Будем использовать несколько итераций оценки, причём в каждая итерация будет содержать в себе 4 этапа:

- оценка $\delta\omega_{\text{ЧЭ}_i}^{\text{нул}}$ при малой угловой скорости КА;
- оценка $k_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{М}}$, φ_y^z и φ_z^y при вращении КА вокруг оси ЧЭ_x ДУС или близкой к ней;
- оценка $k_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{М}}$, φ_x^z и φ_z^x при вращении КА вокруг оси ЧЭ_y ДУС или близкой к ней;
- оценка $k_{\text{ЧЭ}_z}^{\text{М}}$, φ_x^y и φ_y^x при вращении КА вокруг оси ЧЭ_z ДУС или близкой к ней.

Далее осуществляется переход на следующую итерацию. Количество итераций, время каждой оценки и величина угловой скорости калибровочных поворотов является предметом отдельного рассмотрения. Формулы для оценки параметров получаются из уравнения (2) при подстановке вместо неизвестных параметров их текущих оценок. Предложенный выбор осей поворотов основан на том, что при вращении вокруг оси, близкой к оси ЧЭ, в каждой строке векторного уравнения (2) два неизвестных параметра из трёх будут иметь очень малое влияние на третий неизвестный параметр, позволяя идентифицировать его с хорошей точностью. Фильтрацию шумов оценок, возникающих в результате шумов АД и ДУС, можно осуществлять с помощью арифметического усреднения оценки. Таким образом, данный метод не зависит от точности соответствия номинальных моментов инерции истинным значениям, не использует обращения матриц и не требует точного описания случайных шумов измерения – требуется лишь несмещённость этих шумов, как в случае применения фильтра Калмана.

Для испытания метода была использована модель КА «Луна-Глоб» («Луна-25»). Корпус КА рассматривался как жёсткое тело, тензор инерции которого в осях ССК имеет ненулевые центробежные моменты инерции. Приборный состав КА включает два бесплатформенных инерциальных блока (БИБ), осуществляющих, в том числе, функции ДУС, два АД БОКЗ-МФ и бортовой информационно-вычислительный комплекс БИВК-Р. Особенность БИБ как измерителя угловой скорости заключается в том, что в нём уже встроен интегратор, то есть фактически на выходе БИБ имеем не угловую скорость, а угол поворота вокруг ЧЭ за время между опросами. Кроме этого свойства в модели БИБ были учтены также белый шум измерений и цифровой вид выходного сигнала БИБ (цена младшего разряда). Выходной информацией БОКЗ-МФ является матрица перехода $M_{\text{ПСК} \leftarrow \text{ЭСК}2}$, компоненты которой искажены матрицей шума измерений БОКЗ-МФ. Прибор БИБ выдаёт измерения с частотой до 10 Гц, а БОКЗ-МФ – до 1 Гц.

На тех тактах работы БИВК-Р, когда не производится чтение показаний АД, осуществляется только суммирование сигнала БИБ. При чтении с АД входная матрица $M_{\text{ПСК} \leftarrow \text{ЭСК}2}$ преобразуется в кватернион ориентации, по изменению кватерниона за интервал между опросами оценивается изменение угла поворота в осях ССК (за 1 секунду). Затем с помощью формулы (1) производится перевод этой оценки в базис ЧЭ. Полученная угловая скорость принимается за $\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{ном}}$ в формуле (2), а просуммированный сигнал БИБ за тот же временной интервал – за $\vec{\omega}_{\text{ЧЭ}}^{\text{реал}}$. Далее производится расчёт новой оценки для трёх из 12 параметров, согласно предложенному методу.

На рисунке 3 приведён результат оценки калибруемых параметров $\delta\omega_{\text{ЧЭ}_x}^{\text{нул}}$, $k_{\text{ЧЭ}_y}^{\text{м}}$, φ_y^x и φ_z^y . Для остальных параметров результаты аналогичны. Время каждого интервала оценки принято равным 100 с, общее время трёх итераций калибровки составило 20 мин. Угловая скорость калибровочных поворотов принята равной 0,5 °/с, а амплитуда шума БИБ не превышает 0,5 угл.сек./с. На всех графиках длинной пунктирной линией показано истинное значение.

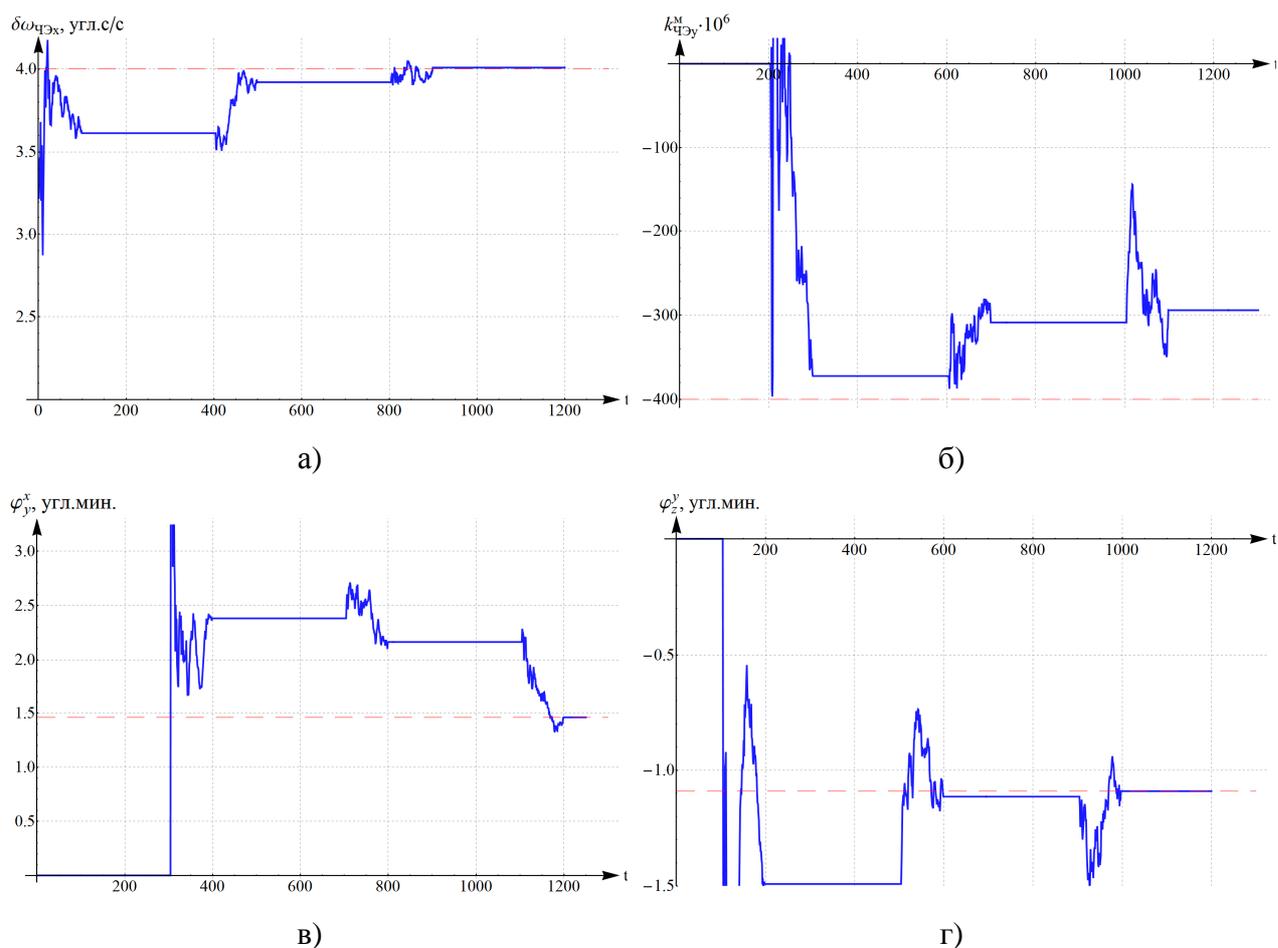


Рис. 3. Результаты калибровки параметров ошибок БИБ с помощью метода последовательной оценки: а) постоянное смещение сигнала ЧЭ_х; б) погрешность масштабного коэффициента ЧЭ_у; в) угол поворота оси ЧЭ_у относительно номинальной оси ЧЭ_х; г) угол поворота оси ЧЭ_z относительно номинальной оси ЧЭ_у

Результаты калибровки демонстрируют работоспособность метода последовательной оценки. При выбранных условиях моделирования новые оценки параметров оказались ближе к истинным значениям, чем принятые изначально нулевые

оценки, причём относительная ошибка для угловых параметров φ_i^j практически равна нулю, а для смещений нулевого сигнала $\delta\omega_{\text{чЭ}_i}^{\text{нул}}$ не превышает 5 %. Оценки погрешностей масштабных коэффициентов $k_{\text{чЭ}_i}^M$ имеют удовлетворительную относительную ошибку (до 40 %).

Однако, относительную погрешность результатов калибровки нельзя расценивать как единственный достоверный критерий качества. Так, при близости нулю истинного значения какого-либо калибруемого параметра относительная ошибка калибровки может составлять сотни процентов, но при этом оставаться удовлетворительной с точки зрения конечного качества оценки угловой скорости.

Для проверки алгоритма был проведён также ряд дополнительных испытаний при случайно заданных φ_i^j в диапазоне -5..5 угл.мин; $\delta\omega_{\text{чЭ}_i}^{\text{нул}}$ в диапазоне -3..3 угл.сек./с; $k_{\text{чЭ}_i}^M$ в диапазоне -0.05..0.05% и при амплитуде шума БИБ в диапазоне 0.2..1.5 угл.сек./с. Ставилась цель определить в результате испытаний статистические параметры ошибок калибровки с помощью предложенного метода. Они приведены в таблице.

	Абсолютная ошибка		Относительная ошибка, %	
	Средняя	Максимальная	Средняя	Максимальная
Ошибка определения φ_i^j , угл. мин.	0,344	2,065	255	2237
Ошибка определения $\delta\omega_{\text{чЭ}_i}^{\text{нул}}$, угл.сек./с	0,168	0,195	26	133
Ошибка определения $k_{\text{чЭ}_i}^M \cdot 10^6$, б/р	257	357	236	1136

Табличные данные подтверждают предположение о том, что оценивать ошибку калибровки правильнее с помощью абсолютной ошибки. Кроме того, результаты статистических испытаний ещё раз подтверждают вывод о том, что в целом метод способен давать достаточно точные оценки погрешностей ДУС. При этом потенциал улучшения метода заключается в варьировании количества итераций, длительностей интервалов оценки и величин угловой скорости калибровочных поворотов.

Недостатками метода можно считать его относительно медленную сходимость, зависимость от точности стабилизации требуемых угловых скоростей и невозможность одновременного проведения калибровки двух или более ДУС.

Список литературы

1. Bar-Itzhack I.Y., Harman R.R. A comparison between implicit and explicit spacecraft gyro calibration // WSEAS transactions on Circuits and Systems. 2002. Vol. 2. № 4. P. 728-734.
2. Bar-Itzhack I.Y. Pseudolinear and State-Dependent Riccati Equation Filters for Angular Rate Estimation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1999. Vol. 22. № 5. P. 723-725.
3. Бессонов Р.В., Дятлов С.А., Куркина А.Н. Особенности построения и функционирования приборов астроориентации БОКЗ со встроенными датчиками угловой скорости // Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов: матер. всерос. конф. Таруса. 2008. С. 33-40.
4. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н. Принципы построения астроинерциальной системы авиационного применения // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2013. Т. 10. № 2. С. 9-29.
5. Дьяконов В. П. Mathematica 5/6/7. Полное руководство. М.: ДМК Пресс, 2009. 624 с.
6. Thienel J.K. Nonlinear observer/controller designs for spacecraft attitude control systems with uncalibrated gyros: PhD dissertation. College Park, University of Maryland, 2004. 186 p.
7. Bishop G., Welch G. An Introduction to the Kalman Filter // SIGGRAPH: conference paper (course 8). Los Angeles, 2001. 81 p.
8. Shuster M.D. Inflight estimation of spacecraft sensor alignment // Advances in the Astronautical Sciences. 1990. Vol. 72. P. 253-274.