

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ БЫСТРОВРАЩАЮЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ

Анализируются различные способы повышения точности измерения угловой скорости вокруг оси вращения. Предлагается способ, не требующий дополнительных аппаратных затрат. Анализируются алгоритмы, реализующие этот способ, и обсуждаются результаты моделирования их работы.

Введение

Быстрое вращение корпуса летательного аппарата вокруг продольной оси широко используется на практике для угловой стабилизации таких объектов, как искусственные спутники Земли, спускаемые космические аппараты, управляемые тактические ракеты и снаряды. Инерциальные навигационные системы данных высокодинамичных подвижных объектов строятся в основном по схеме бесплатформенных систем, и основная проблема обеспечения точности ориентации и навигации состоит в уменьшении влияния погрешностей измерения, зависящих от продольной составляющей угловой скорости. Эти погрешности обусловлены ошибкой масштабного коэффициента продольного датчика угловой скорости (ДУС) и ошибками углов установки осей чувствительности ДУС относительно продольной оси объекта.

В докладе, представленном авторами на XVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам [1], приведены результаты исследования влияния основных инструментальных погрешностей ДУС на точность бесплатформенной инерциальной системы ориентации в условиях быстрого вращения объекта. Было показано, что ошибки определения ориентации, вызванные ошибками углов установки осей чувствительности ДУС относительно продольной оси, на несколько порядков меньше ошибки, вызванной ошибкой масштабного коэффициента продольного ДУС. Проблема сводится, таким образом, к обеспечению точности определения продольной составляющей угловой скорости. Это позволяет при необходимости провести в полете калибровку масштабного коэффициента продольного ДУС.

В данной статье, продолжающей тематику доклада, приведены результаты анализа возможных способов решения этой проблемы и обсуждается метод, не требующий аппаратуры, дополнительной к аппаратуре основной измерительной системы.

Водичева Лариса Валентиновна. Старший научный сотрудник ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики им. академика Н.А. Семихатова» (Екатеринбург).

Алиевская Елизавета Леонидовна. Ведущий инженер-конструктор ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики им. академика Н.А. Семихатова».

Кокшаров Евгений Анатольевич. Начальник отдела ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики им. академика Н.А. Семихатова».

Парышева Юлия Владимировна. Начальник группы ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики им. академика Н.А. Семихатова».

Статья по докладу на XVIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.

Способы повышения точности определения угловой скорости при быстром вращении объекта

Основные способы обеспечения точности определения продольной составляющей угловой скорости быстровращающегося объекта, описанные в литературе и используемые на практике, можно свести к следующим:

- изоляция бесплатформенного инерциального измерительного блока (БИИБ) от вращения корпуса вокруг продольной оси;
- применение дополнительного инерциального измерителя угловой скорости, не имеющего погрешности масштабного коэффициента;
- использование неинерциальных измерений;
- использование принудительной прецессии и оценка ее параметров по показаниям специально установленных акселерометров.

Изоляция бесплатформенного инерциального измерительного блока от вращения корпуса

Упрощенная блок-схема инерциальной системы, в которой бесплатформенный инерциальный измерительный блок развязан от вращения по продольной оси [2–4], приведена на рис. 1.

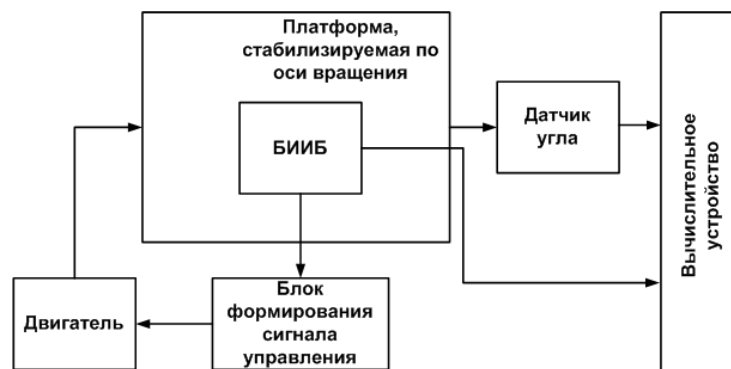


Рис. 1. Изоляция всего БИИБ от вращения по продольной оси

БИИБ, включающий трехосный измеритель угловой скорости и трехосный измеритель линейного ускорения, устанавливается в одноосном кардановом подвесе на платформе, кинематически развязанной по оси подвеса от быстровращающегося объекта и стабилизируемой в инерциальном пространстве относительно продольной оси объекта (оси вращения). Входящий в состав БИИБ датчик угловой скорости, ось чувствительности которого установлена параллельно оси вращения, используется как чувствительный элемент системы стабилизации платформы. Сигнал этого ДУС является входным сигналом регулятора, включающего блок формирования сигнала управления и двигатель. Регулятор поддерживает сигнал продольного ДУС на нулевом уровне, обеспечивая тем самым отсутствие вращения платформы и установленного на ней БИИБ вокруг продольной оси объекта.

В результате существенно снижается диапазон измеряемой угловой скорости, и влияние ошибок ДУС, зависящих от продольной угловой скорости, на

точность навигации и ориентации сводится к минимуму. Для определения углового положения объекта по всем трем осям используется дополнительно установленный на оси карданова подвеса позиционный датчик угла, определяющий угол поворота корпуса объекта относительно платформы и не имеющий погрешности масштабного коэффициента.

Идея использования платформы, установленной в одноосном кардановом подвесе для изоляции гироскопов системы ориентации от быстрого вращения, возникла в начале 60-х годов прошлого века и была реализована в аппаратах с полезной нагрузкой, выводимых ракетами и стабилизируемых вращением [2]. Участвуя в программе исследования атмосферы, Американская национальная лаборатория Sandia совместно с компанией Whitaker Gyro (в настоящее время совместно с компанией Inertial Science, Inc.) разработала систему MARS (Miniature Attitude Reference System). Эта система была предназначена для угловой ориентации датчиков (оптических, инфракрасных, радиационных), установленных на борту аппарата, несущего полезную нагрузку и стабилизируемого вращением. Для обеспечения определения параметров объекта при произвольном угловом движении в системе MARS использовались два двухосных гироскопа, установленных на одноосной стабилизируемой платформе. За последние четыре десятилетия сотни таких систем были использованы в экспериментах, проводимых лабораторией Sandia и NASA. С последними версиями системы MARS, которая продолжает производиться и продаваться, можно ознакомиться на сайте компании Inertial Science, Inc. [5].

В настоящее время измерительная система, реализующая этот способ, широко известна как RIMS – Roll-isolated Inertial Measurement System. Несколько поколений таких систем, разработанных лабораторией Sandia [2] на базе различных инерциальных датчиков, успешно использовались в стабилизируемых вращением спускаемых аппаратах, ракетных зондах, маневрирующих блоках и различных внеатмосферных экспериментальных аппаратах. Модернизация каждого следующего поколения систем касалась в первую очередь инерциальных датчиков, что приводило к улучшению точностных и массогабаритных характеристик.

Вышеупомянутые достоинства систем, использующих изолирующие от вращения корпуса устройства – снижение диапазона измеряемой угловой скорости и уменьшение влияния ошибок ДУС, зависящих от продольной угловой скорости, – дополняются возможностью предполетной калибровки ряда инструментальных погрешностей. В частности, управляемое вращение БИИБ вокруг продольной оси объекта позволяет при его вертикальной предпусковой ориентации провести калибровку смещений нуля горизонтальных ДУС в одном запуске с полетом, что существенно повышает точность предстартового гирокомпасирования.

К недостаткам относится, естественно, увеличение массогабаритных характеристик, энергопотребления и стоимости за счет введения в измерительную систему дополнительных устройств, обеспечивающих изоляцию от вращения основного измерительного блока. В работе [2] отмечаются еще два фактора, которые необходимо учитывать при анализе возможности применения этого способа. Это, во-первых, эффект резонанса в подшипниках карданова подвеса, который, если не использовать виброизолятор, может привести к неисправности инерциальных измерителей. Во-вторых, возможное влияние работы устройств, обеспечивающих изоляцию от вращения, на динамику объекта.

Использование дополнительного инерциального измерителя скорости вращения объекта

В этом случае в состав инерциальной системы дополнительно к основному инерциальному измерительному блоку, жестко закрепленному на корпусе объекта, включается измеритель продольной угловой скорости, не имеющий погрешности масштабного коэффициента. Таким измерителем является одноосный гироскопический стабилизатор (ОГС) с осью стабилизации, направленной вдоль оси, параллельной оси вращения объекта [6, 7]. В качестве чувствительного элемента, установленного на стабилизируемой платформе, в этом ОГС может быть использован как традиционный механический гироскоп, так и любой другой инерциальный измеритель угловой скорости.

Так же, как и в предыдущем случае, платформа стабилизируется в инерциальном пространстве с помощью установленного на ней ДУС и регулятора и на ее оси устанавливается датчик угла (рис. 2). Этот датчик измеряет угол поворота корпуса изделия относительно стабилизируемой платформы, представляющий собой интеграл от продольной составляющей угловой скорости.

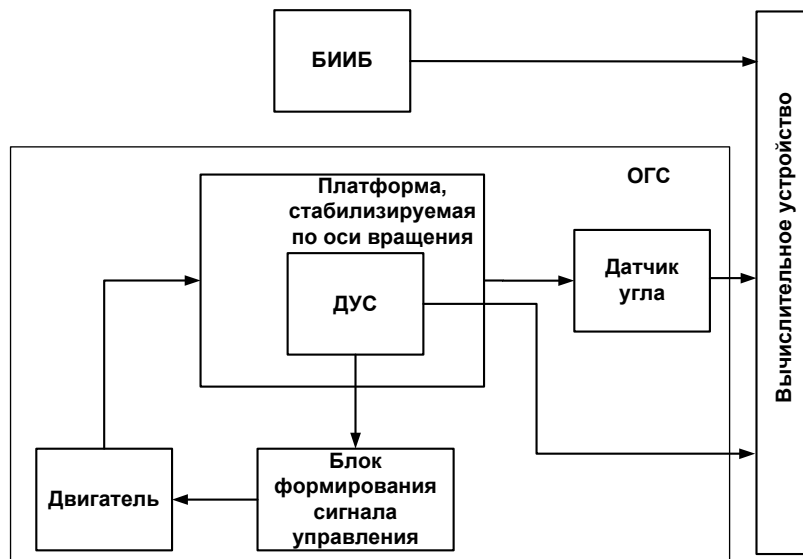


Рис. 2. Использование дополнительного одноосного гироскопического стабилизатора

Комплексируя его показания с показаниями ДУС основного БИИБ и ДУС, установленного на платформе, можно существенно повысить точность определения продольной составляющей угловой скорости. Это позволяет, в свою очередь, откалибровать в полете масштабный коэффициент продольного ДУС и уточнить параметры ориентации и навигации объекта.

Обработка информации в такой измерительной системе может осуществляться с помощью фильтра Калмана. В работе [6], где в качестве датчика угла предложено использовать счетчик целого числа оборотов объекта, в вектор состояния фильтра включаются три угла малого поворота, уточняющие ориентацию объекта относительно инерциальной системы координат, ошибка масштабного коэффициента продольного ДУС, а также ошибка начального значения угла, определяемого счетчиком оборотов.

В НПО автоматики была проведена теоретическая оценка точности такого варианта построения инерциальной измерительной системы. Математическая модель измерений была разработана в НИИ прикладной механики им. академика В.И. Кузнецова (г. Москва) и в части ОГС включала:

- погрешности углов привязки оси стабилизации ОГС к осям приборной системы координат основного БИИБ;
- погрешности ДУС, установленного на стабилизируемой платформе;
- погрешности тракта стабилизации;
- погрешности датчика угла.

В исследованиях использовались различные алгоритмы обработки информации, а также аналитические оценки. Исследования показали, что определяющим из перечисленных параметров являются углы привязки оси стабилизации ОГС к осям приборной системы координат основного БИИБ, причем это касается как случайных, так и систематических составляющих этих углов.

На рис. 3 приведены зависимости скорости ухода моделируемой в БИНС инерциальной системы координат (ИСК) вокруг оси, в начальный момент совпадающей с продольной осью объекта, от значения систематической составляющей угла привязки.

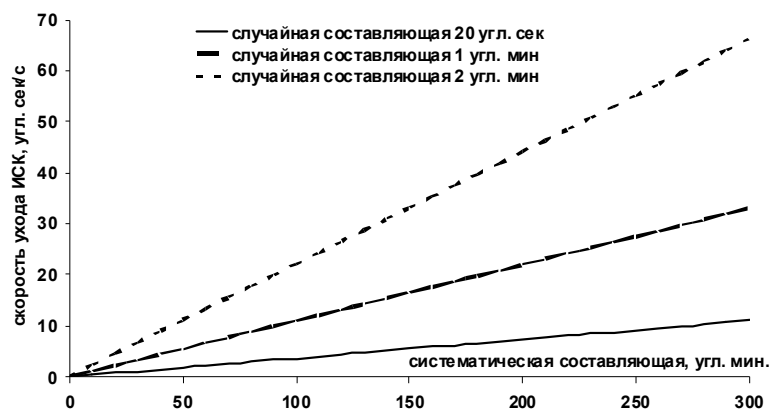


Рис. 3. Скорость ухода моделируемой ИСК вокруг продольной оси в зависимости от ошибок углов привязки оси стабилизации при $\omega = 360^\circ/\text{с}$, угл. с/с

Скорость вращения по продольной оси ω задавалась равной 1 об/с. Из рисунка видно, что скорость ухода моделируемой ИСК вокруг продольной оси линейно зависит от систематической составляющей угла привязки оси стабилизации, что может повлечь за собой невыполнимые требования к сборке ОГС. В частности, для обеспечения скорости ухода на уровне 0,5 угл. с/с ось стабилизации должна быть физически привязана к осям приборной системы координат основного БИИБ с точностью до 15 угл. мин, при этом ошибка угловой привязки должна быть не более 20 угл. с.

Это делает проблематичным использование данного варианта в высокоточных системах и системах средней точности. В современных же низкоточных БИНС используются миниатюрные инерциальные датчики, и измерительная система, построенная по схеме RIMS, имеет практически такие же массогабаритные характеристики, энергопотребление и стоимость, как и измерительная система с дополнительным ОГС.

Использование неинерциальных измерений

Эта группа методов может быть разбита на подгруппы в зависимости от типа неинерциальных измерений. Инерциальные измерения в навигационных системах быстровращающихся объектов комплексированы в основном с измерениями спутниковых навигационных систем и (или) трехосных магнитометров, а также с показаниями астродатчика и солнечного датчика. В принципе такие системы могут быть построены как интегрированные навигационные системы, в которых выходные параметры ориентации и навигации определяются в результате обработки информации всех установленных на борту измерителей с помощью фильтра Калмана.

В последние два десятилетия значительное внимание уделяется разработке систем определения параметров ориентации подвижных объектов по спутниковым фазовым измерениям. В работе [8] содержится подробный обзор таких методов. Остановимся на методах, специально ориентированных на повышение точности определения продольной составляющей угловой скорости. Большинство таких методов основано на использовании модуляции сигналов неинерциальных измерителей, возникающей из-за быстрого вращения объекта.

В частности, рассматривается возможность использования модуляции амплитуды и фазы радиосигнала, принимаемого от спутниковой (или наземной) радионавигационной системы [9]. Усиление и затухание принимаемого сигнала связано с видимостью навигационного спутника, принимаемого антенной, установленной на корпусе вращающегося объекта. При этом аппаратура спутниковой навигации задействована и в решении основных навигационных задач.

В патенте [10], который был опубликован в 2010 году, приводится описание еще одного способа обработки информации спутниковой системы, разработанного специально для определения угла поворота объекта вокруг продольной оси и продольной составляющей угловой скорости быстровращающихся объектов. Угол поворота вокруг продольной оси определяется по разности фазовых измерений в сигналах, принимаемых от одного и того же спутника как минимум двумя антеннами, расположенными на окружности объекта. Так же, как и в предыдущем случае, спутниковая система является частью интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы.

Модуляция сигнала измерения позволяет оценить продольную составляющую угловой скорости и по показаниям магнитометров. Оценка ориентации объекта непосредственно по измерениям направления вектора индукции магнитного поля Земли может оказаться неэффективной из-за магнитных помех. Если же направление измеряемого с помощью магнитометра вектора магнитного поля не совпадает с направлением вектора вращения объекта, продольная составляющая угловой скорости может быть оценена по частоте синусоидального сигнала, измеряемого магнитометрами [11, 12].

Использование принудительной прецессии и показаний акселерометров

Известно, что угловая скорость объекта может быть измерена с помощью акселерометров. Акселерометры устанавливаются как можно дальше от центра масс объекта и измеряют линейное ускорение, обусловленное силами инерции вращающегося тела. Для исключения из их показаний ускорения центра масс, вызванного работой двигателей, используются пары акселерометров с противоположно направленными осями чувствительности.

В случае идеального плоского вращения угловая скорость может быть измерена с помощью акселерометра, ось чувствительности которого лежит в плоскости, перпендикулярной оси вращения, и направлена радиально. Однако требования к погрешности масштабного коэффициента акселерометра будут не менее жесткими, чем требования к масштабному коэффициенту продольного ДУС. Действительно, ошибка определения продольной угловой скорости по показаниям акселерометра, зависящая от величины этой скорости, будет равна

$$\delta\omega = -\frac{1}{2}\delta k_A \cdot \omega, \quad (1)$$

где δk_A – ошибка масштабного коэффициента акселерометра; ω – угловая скорость.

Показания акселерометра, ось чувствительности которого параллельна оси вращения, на плоском вращении при отсутствии внешних сил будут равны нулю. Если же угловое движение объекта представляет собой регулярную прецессию, то показания такого акселерометра будут иметь вид

$$\dot{w}_{x_1} = 2\omega_1\omega_2 \sin \theta \cdot (r_{y_1} \sin \omega_1 t + r_{z_1} \cos \omega_1 t), \quad (2)$$

где x_1, y_1, z_1 – обозначения осей связанной с объектом прямоугольной системы координат (рис. 4); $\omega_1, \omega_2, \theta$ – параметры регулярной прецессии: скорость собственного вращения, скорость прецессии и угол нутации соответственно; r_{y_1}, r_{z_1} – координаты точки установки акселерометра в системе координат, связанной с корпусом объекта.

Оценивая частоту выходного сигнала акселерометра, можно определить частоту собственного вращения объекта. Такой подход используется для коррекции ориентации быстровращающегося объекта вокруг продольной оси [13, 14]. Он требует придания объекту принудительной прецессии. По угловой скорости собственного вращения при знании отношения моментов инерции объекта, как будет показано ниже, можно оценить продольную составляющую угловой скорости.

Отметим, что использование разнесенных акселерометров для измерения линейного ускорения при решении основных навигационных задач может привести к дополнительным ошибкам определения навигационных параметров. Эти ошибки будут вызваны, в частности, ошибками взаимной привязки осей чувствительности разнесенных акселерометров и ошибками пересчета их информации на центр масс.

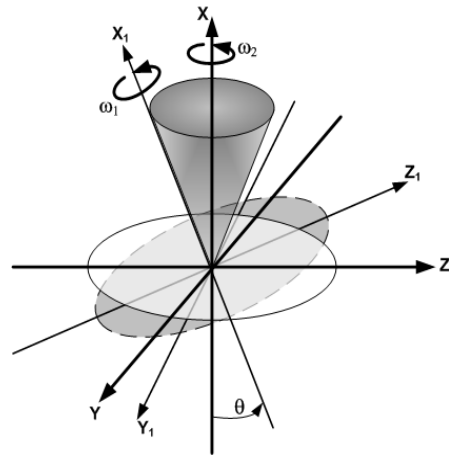


Рис. 4. Регулярная прецессия

Оценка продольной составляющей угловой скорости по показаниям поперечных ДУС

Предлагаемый метод, как и случай специальной установки акселерометров, основан на придании объекту при закрутке вокруг продольной оси поперечной составляющей угловой скорости. Здесь под закруткой понимается раскручивание объекта вокруг продольной оси перед тем, как он начнет движение по основной траектории. При движении в безвоздушном пространстве и отсутствии

моментов внешних сил это приводит к явно выраженной регулярной прецессии, и продольная составляющая угловой скорости оценивается по показаниям поперечных ДУС, входящих в состав основного инерциального измерительного блока.

Обозначим через $OXYZ$ инерциальную систему координат (ИСК), через $OX_1Y_1Z_1$ – систему координат, жестко связанную с корпусом объекта и с осями чувствительности датчиков (приборная система координат). Угловое положение объекта для случая вращения с большой угловой скоростью вокруг одной из осей (в рассматриваемом случае – вокруг оси OX_1) удобно задавать с помощью углов Эйлера (см. рис. 4). В этом случае переход от инерциальной системы координат $OXYZ$ к связанной системе координат (ССК) $OX_1Y_1Z_1$ задается с помощью трех последовательных поворотов (каждый из них – против часовой стрелки):

- 1) вокруг оси OX на угол прецессии ψ ;
- 2) вокруг оси OY на угол нутации θ ;
- 3) вокруг оси OX на угол собственного вращения φ .

Для регулярной прецессии $\psi = \psi_0 + \omega_2 t$, $\omega_2 = \text{const}$; $\varphi = \varphi_0 + \omega_1 t$, $\omega_1 = \text{const}$; $\theta = \text{const}$.

Будем считать рассматриваемый объект осесимметричным твердым телом с моментом инерции относительно продольной оси OX_1 , равным A , и моментами инерции относительно поперечных осей OY_1, OZ_1 , равными B . Полагая, что главные оси инерции объекта совпадают с осями связанной системы координат $OX_1Y_1Z_1$ и моменты внешних сил отсутствуют, динамические уравнения углового движения для такого объекта можно представить следующим образом:

$$\begin{aligned} A \frac{d\omega_{x_1}}{dt} &= 0; \\ B \frac{d\omega_{y_1}}{dt} + (A - B)\omega_{z_1}\omega_{x_1} &= 0; \\ B \frac{d\omega_{z_1}}{dt} + (B - A)\omega_{x_1}\omega_{y_1} &= 0, \end{aligned} \quad (3)$$

где $\omega_{x_1}, \omega_{y_1}, \omega_{z_1}$ – проекции вектора угловой скорости на оси ССК. Уравнения (3) при начальных условиях $\omega_{x_1}(t_0) = \omega_{x_1,0}$; $\omega_{y_1}(t_0) = \omega_{y_1,0}$; $\omega_{z_1}(t_0) = \omega_{z_1,0}$ имеют вид:

$$\begin{aligned} \omega_{x_1}(t) &= \text{const} = \omega_{x_1,0}; \\ \omega_{y_1}(t) &= \omega_{y_1,0} \cos \omega_1 t + \omega_{z_1,0} \sin \omega_1 t; \quad \omega_1 = \frac{B - A}{B} \omega_{x_1,0}; \\ \omega_{z_1}(t) &= -\omega_{y_1,0} \sin \omega_1 t + \omega_{z_1,0} \cos \omega_1 t; \end{aligned} \quad (4)$$

Как видно из соотношений (4), сигналы поперечных ДУС будут представлять собой синусоидальные колебания с частотой, пропорциональной составляющей угловой скорости по продольной оси. Оценив эту частоту, можно определить значение продольной составляющей угловой скорости:

$$\omega_{x_1} = \frac{K}{K - 1} \omega_1, \quad K = \frac{B}{A}. \quad (5)$$

Очевидно, что точность оценки продольной составляющей угловой скорости по скорости собственного вращения в значительной мере зависит от точности знания отношения моментов инерции вокруг поперечной и продольной осей K .

На рис. 5 приведены зависимости относительной погрешности оценки продольной составляющей угловой скорости $\frac{\delta\omega_{x_1}}{\omega_{x_1}}$ от погрешности δK отношения моментов инерции K , используемого в расчетах, для различных значений K .

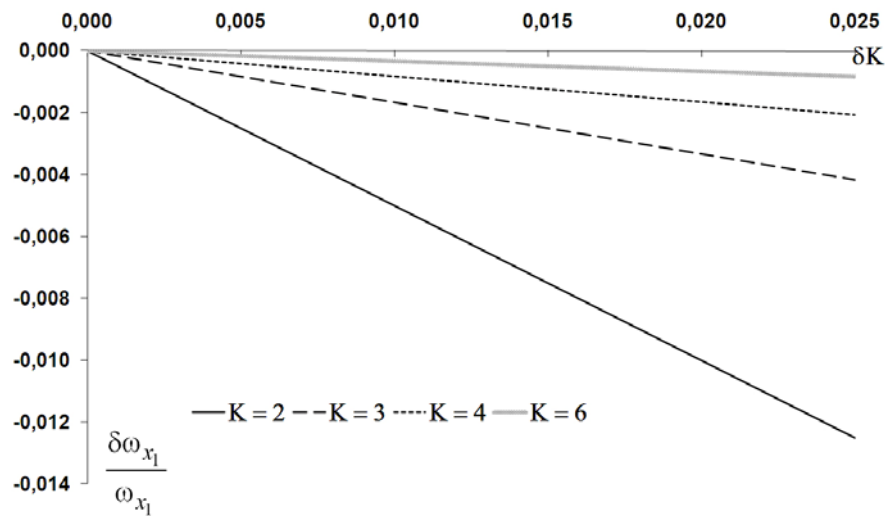


Рис. 5. Зависимость относительной погрешности оценки продольной угловой скорости от погрешности отношения моментов инерции

Из рис. 5 видно, что чем больше отношение поперечного момента инерции к продольному, тем менее чувствительна ошибка определения продольной составляющей угловой скорости к погрешности отношения моментов инерции.

В частности, для определения продольной угловой скорости при постоянном вращении со скоростью один оборот в секунду и отношении моментов инерции $\frac{B}{A}$ на уровне 6 ошибка определения отношения моментов инерции должна быть на уровне $10^{-2} \div 10^{-3} \%$.

Алгоритмы оценки частоты собственного вращения

При оценке частоты синусоидального сигнала широко используется метод оценки периодов прохождения сигнала через ноль [13]. В дискретном варианте период колебаний оценивается следующим образом:

$$T_j = t_{n+k_j}^{j+1} - t_n^j, \quad \hat{T} = \frac{1}{J} \sum_{j=1}^J T_j, \quad (6)$$

где $t_{n+k_j}^{j+1}, t_n^j$ – опорные точки алгоритма, представляющие собой времена перехода сигнала поперечного ДУС через ноль с учетом смены знака; эти опорные точки совпадают с моментами опроса датчиков, т. е. кратны длительности цикла обработки информации; j – счетчик интервалов между моментами перехода через ноль с учетом смены знака; J – показания счетчика на конец интервала обработки.

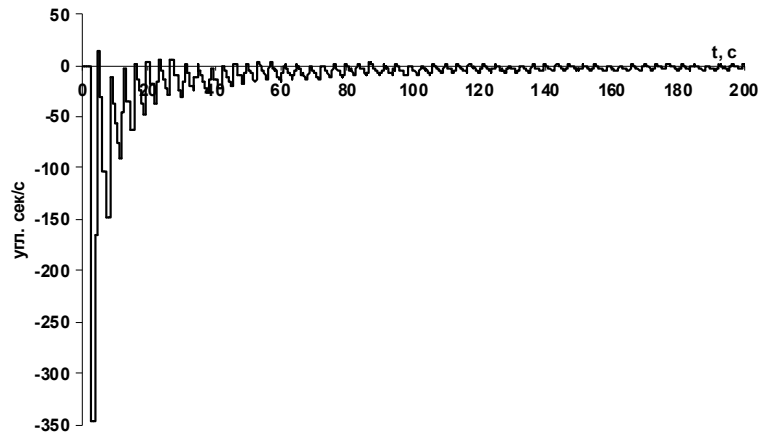


Рис. 6. Ошибка оценки скорости собственного вращения с помощью дискретного алгоритма, угл. с/с

Точность этого алгоритма существенно зависит от частоты и длительности интервала обработки информации. На рис. 6 приведена ошибка оценки скорости собственного вращения, полученная в результате математического моделирования работы алгоритма (6) на регулярной прецессии с параметрами $\omega_1 = 300,08^\circ/\text{с}$, $\omega_2 = 60,02^\circ/\text{с}$, $\theta = 3,5^\circ$. Длительность цикла обработки задавалась равной 1 мс.

Среднее значение этой ошибки на последних 20 с 200-секундного интервала обработки при $t \in [180, 200]$ с составляет 2.1 угл. с/с. Ошибка уменьшается с увеличением интервала обработки, однако, остается существенной. На последних 20 секундах получасового интервала, при $t \in [1780, 1800]$ с, величина среднего значения ошибки составит 0.2 угл. с/с.

Методическую ошибку алгоритма можно существенно уменьшить, если в качестве опорных точек брать не дискретные моменты времени, а более точно учитывать моменты перехода синусоидального сигнала через ноль. Простейший из таких алгоритмов реализует линейную интерполяцию угловой скорости по двум точкам вблизи нуля, где она близка к прямой. В качестве опорных точек в этом случае берутся точки перехода интерполяционной прямой через ноль, которые рассчитываются с помощью следующего соотношения:

$$t_{\text{int}}^j = t_n^j + \frac{\Delta t}{2} \cdot \frac{\Delta \vartheta_n + \Delta \vartheta_{n+1}}{\Delta \vartheta_n - \Delta \vartheta_{n+1}}, \quad (7)$$

где $\Delta \vartheta_n, \Delta \vartheta_{n+1}$ — показания ДУС до и после смены знака, $\Delta \vartheta_n = \int_{t_{n-1}}^{t_n} \omega(t) dt$; Δt — длительность цикла обработки.

На рис. 7 приведена ошибка оценки угловой скорости с помощью алгоритма (7), полученная в результате моделирования при тех же исходных данных, что и для алгоритма (6).

Как видно из рис. 7, точность этого алгоритма на несколько порядков выше, чем алгоритма без интерполяции. Среднее значение ошибки на интервале $t \in [180, 200]$ с составляет $2,4 \cdot 10^{-6}$ угл. с/с, на интервале $t \in [1780, 1800]$ с $2,5 \cdot 10^{-7}$ угл. с/с.

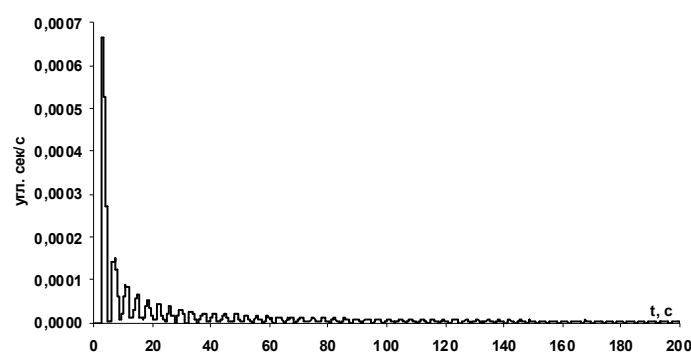


Рис. 7. Ошибка оценки угловой скорости собственного вращения с помощью алгоритма с интерполяцией, угл. с/с

Очевидно, что постоянные составляющие инструментальных погрешностей поперечных ДУС — смещения нуля, ошибки масштабных коэффициентов, ошибки привязки осей чувствительности — на измеряемую частоту синусоидальных сигналов не влияют. Эти погрешности приводят к искажению амплитуды и смещению сигнала по обеим осям.

В то же время заметное влияние на точность алгоритмов оценки оказывает квантование по уровню выходной информации ДУС. В частности, при задании цены дискрета, равной 0,01 угл. с, среднее значение ошибки оценки угловой скорости с помощью алгоритма (7) возрастает на несколько порядков: на интервале $t \in [180, 200]$ с от $2,4 \cdot 10^{-6}$ угл. с/с до $4,2 \cdot 10^{-2}$ угл. с/с, на интервале $t \in [1780, 1800]$ с от $2,5 \cdot 10^{-7}$ угл. с/с до $1,2 \cdot 10^{-2}$ угл. с/с.

Уменьшить ошибку из-за квантования можно, заложив непосредственно в алгоритм процедуру сглаживания. Для этого измеряемая угловая скорость вблизи нуля аппроксимируется прямой по нескольким точкам с помощью метода наименьших квадратов (МНК). Это несколько усложняет алгоритм, но позволяет сгладить шум из-за квантования.

Исследовалось влияние на точность алгоритма количества точек, взятых для аппроксимации; были промоделированы алгоритмы с аппроксимацией по 4, 6, 8 и 10 точкам, взятым симметрично относительно точки перехода через ноль.

Таблица 1

Ошибки оценки угловой скорости собственного вращения различными алгоритмами, построенными на основе подсчета моментов прохождения через ноль, угл. с/с

Алгоритм	Величина среднего значения ошибки на всем интервале	Величина среднего значения ошибки при $t \in [1780, 1800]$, с	Величина среднего значения ошибки при $t \in [180, 200]$, с
Интерполяция по двум точкам (без квантования)	2,6E-05	2,5E-07	2,4E-06
Интерполяция по двум точкам	0,0305	0,0121	0,042
Аппроксимация МНК по 4 точкам	0,9186	0,0110	0,131
Аппроксимация МНК по 6 точкам	0,0063	0,0025	0,001
Аппроксимация МНК по 8 точкам	0,1778	0,0003	0,011
Аппроксимация МНК по 10 точкам	0,1958	0,0011	0,020

В табл. 1 приведены точностные характеристики этих алгоритмов при задаваемой цене дискрета выходной информации ДУС 0.01 угл. с: средние значения ошибки на получасовом интервале обработки на последних 20 секундах этого интервала и на последних 20 секундах 200-секундного интервала обработки. Для сравнения приведены аналогичные характеристики алгоритма с интерполяцией по двум точкам и этого же алгоритма в отсутствии квантования информации ДУС по уровню.

Как видно из таблицы, при задаваемых условиях минимальное значение средней ошибки на всем получасовом интервале и на конце 200-секундного интервала имеет алгоритм со сглаживанием по 6 точкам. На конце получасового интервала минимальную среднюю ошибку имеет алгоритм со сглаживанием по 8 точкам. Дальнейшее увеличение количества точек для аппроксимации точностных характеристик алгоритма не улучшает. Это связано с тем, что аппроксимируемый сигнал начинает отличаться от прямой.

Очевидно, что на работу алгоритмов будут влиять шумовые характеристики ДУС, которые зависят от типа датчика. Гироскопы на новых физических принципах (волоконно-оптические, микромеханические) имеют значительный уровень шума. Алгоритмы со встроенными сглаживающими функциями могут оказаться неэффективными, и потребуются предварительная фильтрация выходных сигналов гироскопов. Задача выбора алгоритма аппроксимации, включая отбраковку ложных сигналов, при наличии шума измерения требует дополнительных исследований, ориентированных на определенный тип ДУС.

Отметим, что в алгоритмах, использующих счетчик периодов синусоиды по точкам прохождения через ноль, целесообразно использовать моменты перехода как с плюса на минус, так и с минуса на плюс, причем для сигналов обоих поперечных ДУС. Это дает четыре значения оценки частоты собственного вращения, которые можно использовать для повышения точности и надежности алгоритмов.

Кроме алгоритмов, использующих в качестве опорных точки прохождения через ноль, также был исследован класс алгоритмов, использующих максимумы (минимумы) функций. Это может оказаться полезным в условиях, когда прохождение сигнала через ноль имеет место не только в точках, соответствующих периоду основной гармонике. Кроме того, это дает еще одну оценку измеряемой частоты.

Исследования показали, что при отсутствии квантования по уровню методические ошибки таких алгоритмов близки к методическим ошибкам алгоритмов счета числа прохождений через ноль. Дискретный алгоритм, не учитывающий точный момент, в котором функция максимальна, имеет тот же уровень ошибок, что и алгоритм (6). Алгоритм с интерполяцией в этом случае несколько сложнее: вблизи максимума он использует интерполяцию по трем точкам полиномом второго порядка. Опорные точки в этом алгоритме рассчитываются по формуле

$$t_{\text{int}}^j = t_n^j - \Delta t \frac{\Delta \vartheta_{n+1} - \Delta \vartheta_n}{\Delta \vartheta_{n+1} - 2\Delta \vartheta_n + \Delta \vartheta_{n-1}}, \quad (8)$$

где $\Delta \vartheta_n$ – максимум (минимум) значения сигнала ДУС; t_n^j – момент съема j -го максимального значения сигнала.

Ошибки такого алгоритма для случаев, когда квантование по уровню не моделировалось и когда цена дискрета ДУС по уровню задавалась равной 0.01 угл. с, приведены в табл. 2.

Таблица 2

Ошибки оценки угловой скорости собственного вращения алгоритмом,
построенным на основе подсчета максимумов, угл. с/с

Алгоритм	Величина среднего значения ошибки на всем интервале	Величина среднего значения ошибки при $t \in [1780, 1800]$, с	Величина среднего значения ошибки при $t \in [180, 200]$, с
Квантование по уровню не моделировалось	2,2E-05	1,9E-07	2,1E-06
Цена дискрета ДУС по уровню 0,01 угл. с	15,1	1,15	10,4

Как видно из таблицы, при отсутствии квантования по уровню выходной информации ДУС ошибки алгоритма (8) близки к ошибкам алгоритма (7), приведенным в первой строке табл. 1. Однако ошибки этого алгоритма на несколько порядков увеличатся, если задать квантование по уровню. Это связано с тем, что скорость изменения синусоидального сигнала вблизи точек максимума минимальна и показания ДУС становятся соизмеримыми с ценой дискрета, что делает проблематичным использование такого алгоритма в реальных системах.

Влияние возмущающих факторов на точность оценки

В реальных условиях, даже при отсутствии управляющих воздействий и движении вне атмосферы, угловое движение быстровращающегося объекта будет отличаться от идеальной регулярной прецессии. Это отличие может быть вызвано, в частности, возмущающими моментами, которые необходимо учитывать в правых частях уравнения (3). Кроме того, реальный объект отличается от идеального осесимметричного тела и жестко связанная с ним система координат (а также связанная с осями чувствительности ДУС приборная система координат) привязана к главным осям инерции объекта с некоторыми погрешностями. Исследование влияния этих факторов на точность работы алгоритмов было проведено с помощью численного интегрирования динамических уравнений Эйлера. Определялась ошибка оценки угловой скорости, измеряемой продольным ДУС. Наличие постоянных возмущающих моментов по поперечным осям приводит к некоторым изменениям параметров синусоидальных сигналов, измеряемых поперечными ДУС. При этом продольная составляющая угловой скорости не изменяется и остается постоянной. Ошибка оценки продольной составляющей угловой скорости на получасовом интервале обработки при возмущающем моменте внешних сил вокруг оси OY_1 , равном 1 Н·м, приведена на рис. 8.

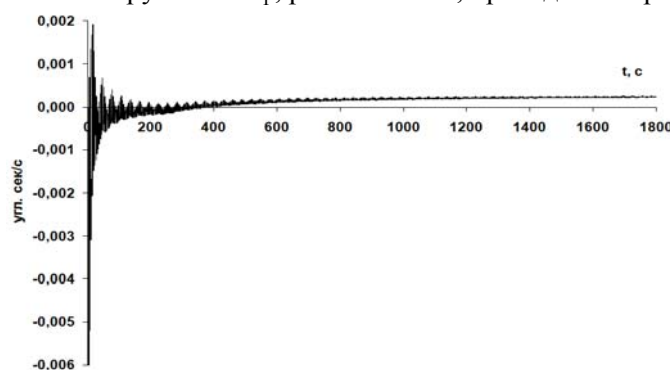


Рис. 8. Ошибка оценки продольной составляющей угловой скорости

Цена дискрета ДУС не задавалась; в качестве алгоритма оценки использовался алгоритм счета периодов по точкам прохождения синусоиды через ноль с интерполяцией по двум точкам. Среднее значение ошибки оценки на всем получасовом интервале составляет $4,4 \cdot 10^{-4}$ угл. с/с; на последних 20 секундах этого интервала $2,4 \cdot 10^{-4}$ угл. с/с; на последних 20 секундах 200-секундного интервала $8,9 \cdot 10^{-5}$ угл. с/с.

Для оценки влияния ошибок привязки связанной системы координат к главным осям инерции объекта моделировался поворот эллипсоида инерции вокруг поперечных осей. В этом случае при закрутке вокруг продольной оси при дальнейшем свободном вращении объекта постоянная составляющая угловой скорости проектируется на оси чувствительности всех трех ДУС. Этот эффект учитывается в алгоритме оценки.

При оценке ошибок алгоритма осредненная составляющая продольной угловой скорости сравнивалась со средним значением моделируемой продольной угловой скорости. На рис. 9 приведена ошибка оценки продольной составляющей угловой скорости на 200-секундном интервале работы.

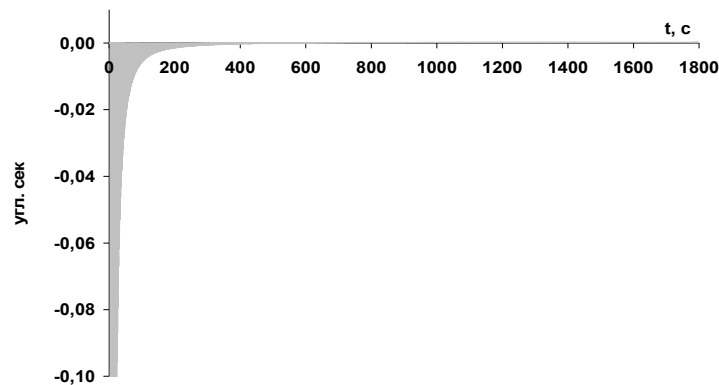


Рис. 9. Ошибка оценки продольной составляющей угловой скорости при повороте эллипсоида инерции вокруг поперечной оси, угл.с/с

Задавался поворот эллипсоида инерции вокруг оси OY_1 на 2° . Среднее значения ошибки на всем получасовом интервале составляет 0.08 угл. с, на последних 20 секундах этого интервала $2,4 \cdot 10^{-4}$ угл. с/с и на последних 20 секундах 200-секундного интервала $8,4 \cdot 10^{-4}$ угл. с/с.

Заключение

Повысить точность измерения продольной составляющей угловой скорости быстровращающегося объекта можно различными способами. Выбор способа определяется требованиями к точности, массогабаритным характеристикам, энергопотреблению.

При наличии регулярной прецессии, которая задается принудительно, продольную составляющую угловой скорости можно оценить по измерениям частоты сигналов поперечных ДУС. Методические ошибки алгоритмов оценки можно свести к уровню 10^{-5} – 10^{-6} угл. с/с.

Рассмотренные возмущающие факторы, приводящие к отклонению угловой траектории объекта от регулярной прецессии, не являются препятствием для

использования этого способа в системах средней точности. Одной из основных проблем практического применения предложенного способа являются жесткие требования к точности знания отношения моментов инерции объекта вокруг поперечной и продольной осей. Кроме того, дополнительных исследований требует оценка эффективности метода в условиях шумов измерений, которую целесообразно проводить применительно к конкретным типам ДУС. Алгоритм может быть использован совместно с любым другим способом как дополнительный для контроля и повышения надежности навигационной системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Vodicheva, L.** Instrument Errors of a Strapdown Attitude Reference Unit for a Spinning Vehicle: an Estimation Technique and Some results / L.Vodicheva, E.Alievskaya, YuParysheva // The 17th St.-Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 31 May – 02 June, 2010. – P. 125-127.
2. **Beadar, Mark E.** Application of Roll-isolated Inertial Measurement Units to the Instrumentation of Spinning Vehicles. Sandia National Laboratories, December, 2000. <http://www.osti.gov>.
3. **Handrich, E.** Rotational Speed Measurement Device for Rotating Missiles/ E.Handrich, H.Hog.- . United States Patent No. US 6,539,799. Apr. 1, 2003.
4. **Goldstein, M.S.** Inertially Decoupled Strapdown System. United States Patent No. 4,262,861. Apr. 21, 1981.
5. <http://www.inertialscience.com>
6. **Kau, Sh. P.** Inertial Measurement Unit with Aiding from Roll Isolated Gyro. United States Patent No 5,067,084. Nov. 19, 1991.
7. **Жбанов, Ю.К.** Коррекция масштабного коэффициента датчика угловой скорости БИНС быстровращающегося объекта / Ю.К.Жбанов [и др.] // Материалы XVIII Санкт-Петербургской межд. конф. по интегрированным навигационным системам.- СПб.: ГИЦ РФ-ЦНИИ "Электроприбор".- 2011.- С. 102-103.
8. **Степанов, О.А.** Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем / О.А.Степанов, Д.А.Кошаев // Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации. – СПб.: ГИЦ РФ-ЦНИИ "Электроприбор". - 2001.- С. 197-221.
9. **Doty J.H., McGraw G.A.** Spinning-vehicle Navigation Using Apparent Modulation of Navigation Signals. United States Patent No. 6,520,448. Feb. 18, 2003.
10. **Vander Velde W., J. Cafarella, Tseng H-W., Dimos G., Upadhyay T.** GPS-based Measurement of Roll Rate and Roll Angle of Spinning Platforms. United States Patent No. US2010/0117894. May 13, 2010.
11. **Mickelson, W.A.** Navigation System for Spinning Projectiles. United States Patent No. 6,163,021. Dec. 19, 2000.
12. **Minor R.R., Rowe D.W.** Utilization of a Magnetic Sensor to Compensate a MEMS-IMU/GPS and De-spin Strapdown on Rolling Missiles. United States Patent No. 6,208,936. Mar. 27, 2001.
13. **Grosso A.V., Fitzgerald R.J., DeFonzo R.J.** Strap Down Roll Reference. United States Patent No. 4,676,456. Jun. 30, 1987.
14. **Harris, J.C.** Navigation Method for Spinning Body and Projectile Using Same. United States Patent No. 5,114,094. May 19, 1992.

Abstract. Application of Strapdown Inertial Navigation Systems (SINS) to highly spinning vehicles imposes very stringent and in most cases unrealizable requirements to scale factor errors of angular rate sensors (ARS). Various techniques for accuracy improvement of measurement of angular rate along the rotation axis are analyzed. A solution without additional hardware is proposed. This solution is based upon the forced regular precession of a vehicle. This precession allows estimating the spin rate around the longitudinal axis with the help of outputs of cross angular rate sensors; these angular rate sensors are part of the principal inertial measurement unit. Algorithms implementing the proposed technique are analyzed, and the results of simulation are discussed.

Key words: Strapdown Inertial Navigation System, spin stabilization, angular rate sensor, scale factor error