

УДК 629.7.05
EDN LHNУTH

И. Л. СУРОВ, К. С. АЛЕКСЕЕВА

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛА КРЕНА БЫСТРОВРАЩАЮЩЕГОСЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ДАННЫМ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА БАЛЛИСТИЧЕСКОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ

В работе предложен алгоритм определения в полете угла крена быстровращающегося вокруг продольной оси летательного аппарата с использованием данных триады микромеханических датчиков угловой скорости при движении на неуправляемом участке траектории. Угол крена оценивается при помощи фазового детектора путем демодуляции сигналов поперечных датчиков угловой скорости с последующей обработкой, которая выполняется методом наименьших квадратов.

Ключевые слова: угол крена, быстровращающийся летательный аппарат, фазовый детектор, микромеханические датчики угловой скорости, баллистическая траектория.

Введение

Для летательных аппаратов (ЛА) с быстрым вращением вокруг продольной оси одной из основных задач является точная выработка угла крена и устранение погрешности масштабного коэффициента продольного датчика угловой скорости (ДУС) [1, 11]. На подобных объектах погрешность выработки угла крена может быть недопустимо большой, вследствие чего вероятна потеря управления. Из-за высокой продольной угловой скорости вклад масштабного коэффициента продольного ДУС в погрешность навигационной системы является значительным. Чтобы обеспечить точное решение навигационной задачи, в процессе движения необходимо проводить уточнение знания масштабного коэффициента ДУС.

Бортовое электронное оборудование ЛА указанного типа часто приводится в действие в процессе движения. При запуске алгоритмов инерциальной навигационной системы необходимо выполнить начальную выставку, в частности по углу крена. При перемещении ЛА по баллистической траектории, зная уравнения его движения, можно определить начальные значения проекций линейной скорости, координат и углов рыскания и тангажа. Для этих же целей могут применяться внешние измерители навигационной информации, например приемная аппаратура спутниковой навигационной системы (ПА СНС), время готовности которой составляет несколько секунд в режиме «теплого» старта. Оценить угол крена таким образом не представляется возможным. В статье рассматривается задача определения начальной фазы и оценки текущего значения угла крена в процессе движения ЛА.

Суров Илья Леонидович. Начальник отдела разработки систем управления, АО «ГИРООПТИКА» (С.-Петербург).

Алексеева Ксения Сергеевна. Кандидат технических наук, доцент кафедры динамики и управления полетом летательных аппаратов, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова (С.-Петербург).

Существуют следующие способы определения начальной фазы и снижения погрешности определения угла крена для указанного типа ЛА:

- изоляция блока инерциальных чувствительных элементов от вращения вместе с корпусом объекта вокруг продольной оси [1];
- применение дополнительного одноосного гиросtabilизатора по продольной оси [1, 2];
- использование неинерциальных измерений, например от магнитометров [3–5], фазовых измерений ПА СНС [4, 6], оптических датчиков [7], пирометрических датчиков [8], метки прохождения сигнала через ноль [1] и др.;
- принудительная прецессия и оценка ее параметров по показаниям специальным образом размещенных на ЛА датчиков линейного ускорения (ДЛУ) [1];
- повышение наблюдаемости погрешностей ориентации за счет смещения ДЛУ от оси вращения [9, 10], неортогональной установки чувствительных осей [9, 11] или их размещение под углом к оси вращения [11, 12].

Привлечение внешних скоростных и позиционных измерений для коррекции аналитической вертикали не всегда эффективно, так как на баллистическом участке траектории кажущееся ускорение центра масс ЛА определяется в основном силой лобового сопротивления и формирует измерение по продольной оси ЛА, при этом измерения по поперечным осям околонулевые.

В рамках статьи задача вычисления угла крена ЛА с быстрым вращением решена алгоритмически, без использования дополнительных измерителей или особых конструктивных решений.

Алгоритмически поставленная задача может быть решена с помощью:

- специальных алгоритмов расчета параметров ориентации [12–15], посредством которых, однако, нельзя произвести начальную выставку, в частности определить начальную фазу угла крена;
- уравнений динамики движения центра масс и информации об аэродинамических характеристиках ЛА [16, 17];
- методов коррекции угла крена с учетом особенностей движения ЛА, стабилизируемого вращением [18–24].

В [18] предложен алгоритм работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), опирающийся на известные данные начальной выставки. Подобная схема функционирования навигационной системы не всегда возможна и для рассматриваемой задачи не подходит.

В [19] угол крена рассчитывается с использованием угловых скоростей изменения углов курса и возвышения, которые определяются как проекции на оси полусвязанной системы координат (СК) с учетом движения по баллистической траектории или с учетом данных ПА СНС. Данный подход подразумевает допущение малости угла тангажа. В качестве примера рассмотрено вращение ЛА вокруг продольной оси на постоянной частоте не более 2 Гц.

Авторы [20] с использованием фильтра Калмана оценивают угол крена, опираясь на работу [19], и дополнительно оценивают продольную угловую скорость вращения и погрешности смещения нуля поперечных ДУС. Как и в [19], в [20] алгоритм основан на допущении малости угла тангажа, которое может внести значительную погрешность определения текущего угла крена.

В [21] угол крена определяется по фазе вычисленных углов тангажа и рыскания и по интегралу угловой скорости разворота ЛА по рысканию. Следует отметить,

что в условиях сильно зашумленных сигналов ДУС, наличия систематических погрешностей, высокой частоты вращения и малой частоты обработки сигнала этот алгоритм приведет к существенным погрешностям.

В [22–24] угол крена оценивается при помощи механизма фазового детектора, основанного на демодуляции сигналов поперечных ДУС. В [22, 23] после демодуляции применен комплементарный фильтр [15]. В указанных работах не учитываются погрешность масштабного коэффициента продольного ДУС и поправка на угловую скорость рыскания.

В статье рассмотрим задачу определения текущего угла крена быстровращающегося вокруг продольной оси ЛА при использовании данных триады микромеханических ДУС, откалиброванных в диапазоне измеряемых угловых скоростей и действующих температур и расположенных коллинеарно осям связанной с корпусом ЛА СК. Для измерения проекций вектора угловой скорости по продольной оси установлен ДУС с большим диапазоном измеряемых угловых скоростей. Опорная траектория является баллистической и находится в пределах атмосферы. Алгоритм определения угла крена запускается в полете сразу после инициализации систем бортового электронного оборудования и работает до момента готовности данных ПА СНС и старта алгоритма БИНС.

Алгоритм предназначен для оценки текущего значения угла крена и погрешности масштабного коэффициента продольного ДУС с последующей докалибровкой продольного ДУС в процессе движения. При этом используется эффект модуляции сигналов поперечных ДУС на частоте вращения при движении на начальном, неуправляемом участке баллистической траектории.

В статье описывается математическая модель исследуемого процесса и алгоритм определения текущего угла крена при невозмущенных измерениях. Предложена модификация алгоритма с привлечением измерений триады микромеханических ДУС. Представлены результаты моделирования работы предлагаемого алгоритма для шести опорных траекторий с учетом типовых погрешностей и шумов измерений.

Описание математической модели

Обозначим стартовую СК как $OX_c Y_c Z_c$, полусвязанную – как $OX_e Y_e Z_e$ и связанную – как $OXYZ$, где $OX_c Y_c$ – плоскость стрельбы. СК определены по ГОСТ 20058-80. Для полусвязанной СК началом координат является центр масс ЛА, ось OX_e совпадает с продольной связанной осью OX , ось OY_e перпендикулярна OX_e и лежит в вертикальной плоскости, проходящей через ось OX , ось OZ_e дополняет систему до правой. Данная СК имеет две степени свободы во вращательном движении.

Так как время полета рассматриваемого класса ЛА небольшое, то положим, что угловая скорость вращения стартовой СК относительно инерциального пространства пренебрежимо мала.

В соответствии с кинематическим уравнением вращательного движения ЛА угол крена γ определяется следующим образом:

$$\gamma(t) = \int_0^t (\omega_x - \operatorname{tg}(\vartheta) \cdot (\omega_y \cdot \cos(\gamma) - \omega_z \cdot \sin(\gamma))) dt + \gamma_0, \quad (1)$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции абсолютной угловой скорости ЛА на оси связанной СК, измеряемые ДУС при отсутствии инструментальных погрешностей измерения, рад/с; ϑ – угол тангажа, рад; γ_0 – начальное значение угла крена, рад.

Для оценки текущего угла крена необходимо найти его начальную фазу γ_0 . Оценка γ_0 формируется при помощи алгоритма фазового детектора с использованием эффекта модуляции сигналов поперечных ДУС.

Проекция абсолютной угловой скорости ЛА на оси OY_e и OZ_e полусвязанной СК модулированы углом крена, в результате чего получают значения проекции абсолютной угловой скорости ЛА на оси OY и OZ связанной СК, указанные величины измеряются поперечными ДУС при отсутствии инструментальных погрешностей измерения:

$$\begin{aligned}\omega_y &= \omega_{ye} \cdot \cos(\gamma) + \omega_{ze} \cdot \sin(\gamma), \\ \omega_z &= -\omega_{ye} \cdot \sin(\gamma) + \omega_{ze} \cdot \cos(\gamma),\end{aligned}\quad (2)$$

где ω_{ye} , ω_{ze} – проекции абсолютной угловой скорости ЛА на оси полусвязанной СК, рад/с.

Для обратной процедуры демодуляции определим угол γ_a как интеграл от проекции абсолютной угловой скорости ЛА на продольную ось связанной СК:

$$\gamma_a(t) = \int_0^t \omega_x dt. \quad (3)$$

Промежуточное значение угла γ_a – это вспомогательная величина, оно не является углом крена. Его можно интерпретировать как значение угла крена при допущении малости изменения угла рыскания $\dot{\psi} \approx 0$ и нулевой начальной фазе.

Процесс демодуляции проекций ω_y и ω_z сформирован в соответствии с выражениями:

$$\begin{aligned}v_1 &= \omega_z \cdot \sin(\gamma_a) - \omega_y \cdot \cos(\gamma_a), \\ v_2 &= \omega_y \cdot \sin(\gamma_a) + \omega_z \cdot \cos(\gamma_a).\end{aligned}\quad (4)$$

После подстановки выражений (2) в (4) и применения тригонометрических формул преобразования произведения получим:

$$\begin{aligned}v_1 &= -\omega_{ye} \cdot \cos(\gamma - \gamma_a) - \omega_{ze} \cdot \sin(\gamma - \gamma_a), \\ v_2 &= -\omega_{ye} \cdot \sin(\gamma - \gamma_a) + \omega_{ze} \cdot \cos(\gamma - \gamma_a).\end{aligned}\quad (5)$$

Если представить текущий угол крена в виде произведения средней угловой скорости на время

$$\begin{aligned}\gamma &= \bar{\omega}_x \cdot t + \gamma_0, \\ \gamma_a &= \bar{\omega}_a \cdot t,\end{aligned}\quad (6)$$

где $\bar{\omega}_x$ и $\bar{\omega}_a$ – среднее значение соответствующей угловой скорости за время t , рад, то при близких значениях $\bar{\omega}_x$ и $\bar{\omega}_a$ гармонические сигналы от разности углов имеют низкую частоту $\Delta\omega = \bar{\omega}_x - \bar{\omega}_a$.

Для исключения высокочастотных составляющих сформированные v_1 и v_2 пропускаются через фильтр низких частот:

$$\begin{aligned}v_{1LPF}(s) &= W_{LPF}(s) \cdot v_1(s), \\ v_{2LPF}(s) &= W_{LPF}(s) \cdot v_2(s).\end{aligned}\quad (7)$$

В результате фильтрации выходные значения содержат низкочастотные слагаемые с учетом усиления фильтра k_{LPP} :

$$\begin{aligned} v_{1LPP} &= -k_{LPP} \cdot \omega_{ye} \cdot \cos(\gamma - \gamma_a) - k_{LPP} \cdot \omega_{ze} \cdot \sin(\gamma - \gamma_a), \\ v_{2LPP} &= -k_{LPP} \cdot \omega_{ye} \cdot \sin(\gamma - \gamma_a) + k_{LPP} \cdot \omega_{ze} \cdot \cos(\gamma - \gamma_a). \end{aligned} \quad (8)$$

Преобразуем уравнения (8):

$$\frac{v_{1LPP}}{k_{LPP} \cdot \sqrt{\omega_{ye}^2 + \omega_{ze}^2}} = -\frac{\omega_{ye}}{\sqrt{\omega_{ye}^2 + \omega_{ze}^2}} \cdot \cos(\gamma - \gamma_a) - \frac{\omega_{ze}}{\sqrt{\omega_{ye}^2 + \omega_{ze}^2}} \cdot \sin(\gamma - \gamma_a).$$

Введем угол β , для которого

$$\sin\beta = \frac{\omega_{ye}}{\sqrt{\omega_{ye}^2 + \omega_{ze}^2}}, \cos\beta = \frac{\omega_{ze}}{\sqrt{\omega_{ye}^2 + \omega_{ze}^2}},$$

тогда

$$\frac{v_{1LPP}}{k_{LPP} \cdot \sqrt{\omega_{ye}^2 + \omega_{ze}^2}} = -\sin(\beta + \gamma - \gamma_a). \quad (9)$$

Аналогично

$$\frac{v_{2LPP}}{k_{LPP} \cdot \sqrt{\omega_{ye}^2 + \omega_{ze}^2}} = \cos(\beta + \gamma - \gamma_a), \quad (10)$$

откуда

$$\frac{v_{1LPP}}{v_{2LPP}} = -\operatorname{tg}(\beta + \gamma - \gamma_a). \quad (11)$$

С учетом формул (6) аргумент функции тангенса можно представить в виде

$$\gamma - \gamma_a + \beta = \Delta\omega \cdot t + \gamma_0 + \beta, \quad (12)$$

откуда

$$\Delta\omega \cdot t + \gamma_0 + \beta + \pi \cdot n = -\operatorname{atan}\left(\frac{v_{1LPP}}{v_{2LPP}}\right), n \in Z. \quad (13)$$

Функция арктангенса определяется через два аргумента, что позволяет вычислить квадрант результата в диапазоне $[0; 2\pi]$ и устранить неопределенность слагаемого $\pi \cdot n$, $n \in Z$ из (13). Далее это слагаемое будет опущено.

Значение $\Delta\omega$ представим в виде

$$\Delta\omega = \bar{\omega}_a \cdot \left(\frac{\bar{\omega}_x}{\bar{\omega}_a} - 1\right), \quad (14)$$

откуда

$$\gamma_a \cdot \left(\frac{\bar{\omega}_x}{\bar{\omega}_a} - 1\right) + \gamma_0 + \beta = -\operatorname{atan}\left(\frac{v_{1LPP}}{v_{2LPP}}\right). \quad (15)$$

Теоретический алгоритм фазового детектора, описанный формулами (4)–(15), реализуется с использованием измерений ДУС, имеющих погрешности.

Для оценки угла γ_a проводится численное интегрирование (3) с учетом показаний продольного ДУС $\omega_{xП}$ при нулевых начальных условиях:

$$\hat{\gamma}_a(t) = \int_0^t \omega_{xП} dt. \quad (16)$$

При обработке сигналов поперечных ДУС, чтобы выделить составляющие сигнала на частоте вращения вокруг продольной оси, данные пропускаются через полосовой фильтр с характеристическим уравнением второго порядка. Центральная частота фильтра перестраивается в зависимости от частоты вращения. Передаточная функция полосового фильтра может быть записана в виде

$$W_{BPF}(s) = \frac{\frac{\omega_0}{Q} \cdot s}{s^2 + \frac{\omega_0}{Q} \cdot s + \omega_0^2}, \quad (17)$$

где ω_0 – центральная частота фильтра; $Q = \omega_0 / (2 \cdot \pi \cdot \Delta f)$ – добротность фильтра, вычисляемая исходя из заданной ширины полосы фильтра Δf , данная величина обусловлена частотными характеристиками ДУС, задействованных при реализации алгоритма.

Для получения дискретного фильтра с заданными частотами среза необходимо скорректировать частоты среза аналогового прототипа, чтобы компенсировать искажения частотной оси:

$$\omega_0 = \frac{2}{T_s} \cdot \operatorname{tg}\left(\omega_{xП} \cdot \frac{T_s}{2}\right). \quad (18)$$

С помощью билинейного преобразования получено уравнение для соответствующего цифрового фильтра

$$W_{BPF}(z) = \frac{\frac{b_0}{a_0} + \frac{b_1}{a_0} z^{-1} + \frac{b_2}{a_0} z^{-2}}{1 + \frac{a_1}{a_0} z^{-1} + \frac{a_2}{a_0} z^{-2}} \quad (19)$$

с коэффициентами $a_0 = 4 \cdot Q + 2 \cdot T_s \cdot \omega_0 + Q \cdot T_s^2 \cdot \omega_0^2$, $a_1 = -8 \cdot Q + 2 \cdot Q \cdot T_s^2 \cdot \omega_0^2$, $a_2 = 4 \cdot Q - 2 \cdot T_s \cdot \omega_0 + Q \cdot T_s^2 \cdot \omega_0^2$, $b_0 = 2 \cdot T_s \cdot \omega_0$, $b_1 = 0$, $b_2 = -2 \cdot T_s \cdot \omega_0$, где T_s – период дискретизации входных данных. Фильтр перестраивается в зависимости от текущего значения $\omega_{xП}$ на частоте опроса ДУС.

С использованием вычисленной оценки угла $\hat{\gamma}_a(t)$ и сигналов поперечных ДУС $\omega_{yП}$ и $\omega_{zП}$, пропущенных через цифровой фильтр (19), реализуется фазовый детектор. Для этого в демодуляторе формируются оценки вспомогательных величин v_1 и v_2 согласно формуле (4):

$$\begin{aligned} \hat{v}_1 &= \omega_{zП} \cdot \sin(\hat{\gamma}_a) - \omega_{yП} \cdot \cos(\hat{\gamma}_a), \\ \hat{v}_2 &= \omega_{yП} \cdot \sin(\hat{\gamma}_a) + \omega_{zП} \cdot \cos(\hat{\gamma}_a). \end{aligned} \quad (20)$$

В соответствии с формулой (7) для исключения высокочастотных составляющих сформированные оценки \hat{v}_1 и \hat{v}_2 пропускаются через цифровой фильтр низких ча-

стот. Фильтр выбирается по частоте среза, численное значение которой обусловлено компромиссом между требуемым быстродействием фильтра и устойчивостью к типовым колебаниям, а также типовым значением погрешности знания масштабного коэффициента продольного ДУС. Известное фазовое смещение фильтра необходимо учитывать в дополнительном слагаемом $\Delta\gamma_{lpf}$ добавленном к результату, полученному с помощью алгоритма выделения начальной фазы угла крена.

За счет вычисленной оценки угла $\hat{\gamma}_a$, оценок \hat{v}_{1LPF} , \hat{v}_{2LPF} и с учетом формулы (15) реализуется метод наименьших квадратов (МНК) для линейной регрессии

$$\hat{\gamma}_a \cdot k_{\text{МНК}} + b_{\text{МНК}} = -\text{atan}\left(\frac{\hat{v}_{1LPF}}{\hat{v}_{2LPF}}\right), \quad (21)$$

где $k_{\text{МНК}}$, $b_{\text{МНК}}$ – коэффициенты линейной регрессии:

$$k_{\text{МНК}} = \left(\frac{\bar{\omega}_x}{\bar{\omega}_a} - 1\right), b_{\text{МНК}} = \gamma_0 + \beta. \quad (22)$$

Коэффициент $k_{\text{МНК}}$ оценивает погрешность знания масштабного коэффициента продольного гироскопа, дальнейшее уточнение которой в процессе движения описывается уравнением

$$\hat{\omega}_{x\Pi} = \omega_{x\Pi} + k_{\text{МНК}} \cdot \omega_{x\Pi}. \quad (23)$$

С учетом равенства (12) для получения текущего значения оценки угла крена $\hat{\gamma}$ используется выражение

$$\hat{\gamma} = \hat{\gamma}_a \cdot (k_{\text{МНК}} + 1) + b_{\text{МНК}} - \beta + \Delta\gamma_{lpf}. \quad (24)$$

Значение поправки $\Delta\gamma_{lpf}$ определяется как фазовое запаздывание примененного фильтра низких частот на частоте $\Delta\omega$. Поправка β вычисляется следующим образом:

$$\beta = \begin{cases} \text{atan}\left(\frac{\omega_{ye}}{\omega_{ze}}\right), & \text{если } \omega_{ze} > 0 \\ \pi + \text{atan}\left(\frac{\omega_{ye}}{\omega_{ze}}\right), & \text{если } \omega_{ze} < 0 \end{cases} = \begin{cases} \text{atan}\left(\frac{\dot{\psi} \cos \vartheta}{\dot{\vartheta}}\right), & \text{если } \dot{\vartheta} > 0, \\ \pi + \text{atan}\left(\frac{\dot{\psi} \cos \vartheta}{\dot{\vartheta}}\right), & \text{если } \dot{\vartheta} < 0. \end{cases} \quad (25)$$

По аналогии с (15) значение арктангенса находится через два аргумента в диапазоне $[0; 2\pi]$, что позволяет избавиться от условия «если».

Численные значения $\dot{\psi}$, $\dot{\vartheta}$ и ϑ могут быть рассчитаны с привлечением алгоритма начальной выставки при использовании опорной траектории или упрощенной модели движения ЛА для границ малого интервала времени около нескольких секунд, на котором работает алгоритм оценки угла крена. При отсутствии данных начальной выставки примем значение $\beta = 0$ (при $\dot{\vartheta} > 0$) или $\beta = \pi$ (при $\dot{\vartheta} < 0$) в зависимости от характера движения ЛА.

Результаты моделирования

Работа алгоритма определения угла крена проверялась на опорных данных, полученных в результате моделирования движения стабилизированного вращением ЛА для шести различных траекторий в детерминированной постановке (рис. 1–2).

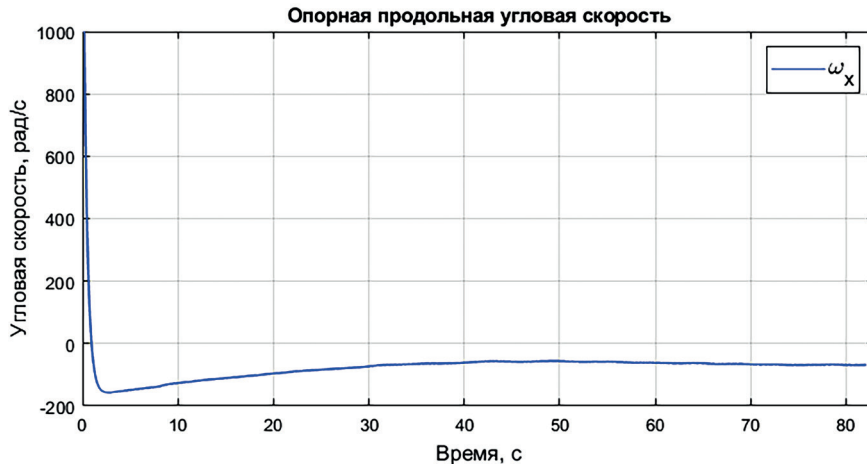


Рис. 1. Опорная продольная угловая скорость для траектории №1

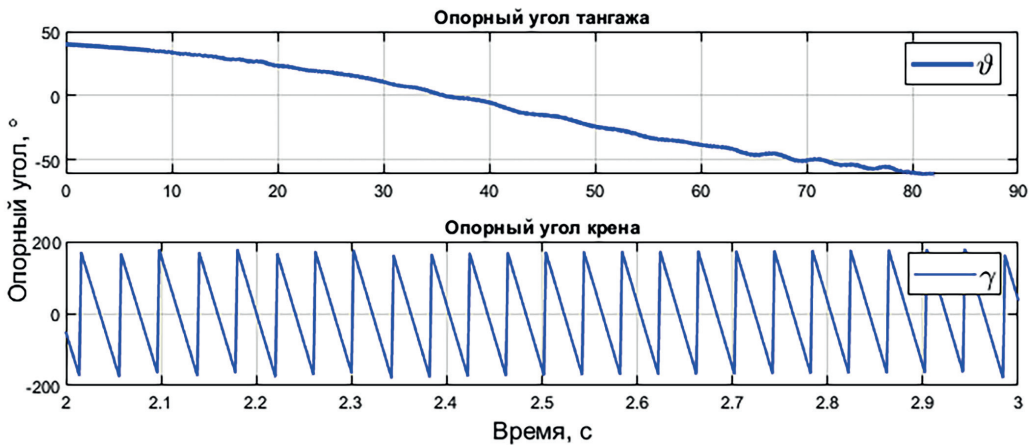


Рис. 2. Опорные углы тангажа и крена для траектории №1

Опорные значения угловой скорости для каждой траектории являются исходными данными для моделирования сигналов ДУС, которые сформированы как сумма полезного сигнала, систематических и случайных погрешностей. Численные значения погрешностей, принятых для датчиков, представлены в табл. 1, где $N(m; \sigma^2)$ – нормально распределенная случайная величина с математическим ожиданием (МО) m и среднеквадратическим отклонением (СКО) σ .

Полученный сигнал ДУС пропускается через соответствующую передаточную функцию для формирования динамических погрешностей и требуемых частотных характеристик датчика. Передаточная функция ДУС образуется как последовательное соединение следующих звеньев:

- колебательного звена, учитывающего динамику работы ДУС;
- компенсации колебательного звена, неидеального сокращения с учетом отклонения собственной частоты и добротности;
- фильтра низких частот 2-го порядка с собственной частотой 225 Гц и добротностью $Q = 1$;
- усредняющего до частоты обновления фильтра;
- идеального запаздывания на один период обновления выходной информации.

Численные значения погрешностей ДУС

Характеристика, размерность	Значение
Систематическое смещение нуля в запуске, °/с	$N(0; 0,1^2)$
Погрешность масштабного коэффициента, %	$N(0; 0,033^2)$
Коэффициент нестабильности смещения нуля, °/с	$2,5 \cdot 10^{-3}$
Коэффициент случайного блуждания угла, (°/с) $\cdot\sqrt{с}$	$2 \cdot 10^{-3}$
Погрешность квантования, °	$0,75 \cdot 10^{-3}$
Коэффициент случайного блуждания угловой скорости, (°/с) $\cdot\sqrt{с}$	$2 \cdot 10^{-4}$
Коэффициент линейного дрейфа выходного сигнала, (°/с ²) $\cdot\sqrt{с}$	$N(0; (0,2 \cdot 10^{-3})^2)$
Углы рассогласования осей приборной и связанной СК, °	$N(0; (0,033)^2)$

Моделирование начинается с момента времени $t_1 = 2,5$ с (с учетом времени готовности бортового электронного оборудования) и продолжается до момента времени $t_2 = 8$ с, т.е. до начала управления движением ЛА. Выборка и обработка опорных данных выполняются на частоте $f_s = 500$ Гц. Погрешность определения угла крена $\Delta\gamma$, полученная в результате сравнения с опорными значениями углов в детерминированной постановке, представлена на рис. 3. На графиках представлены зависимости от времени с 4,5 с для исключения времени сходимости фильтров и МНК.

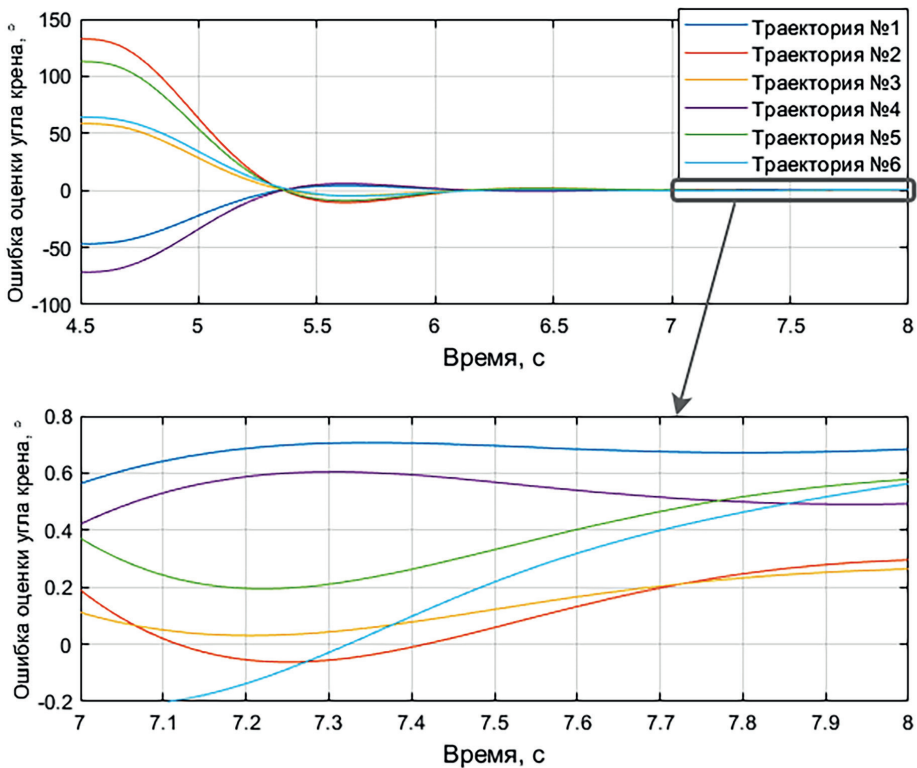


Рис. 3. Погрешность определения угла крена

Оценка масштабного коэффициента в сравнении с заранее заданным систематическим значением погрешности масштабного коэффициента продольного ДУС представлена на рис. 4.

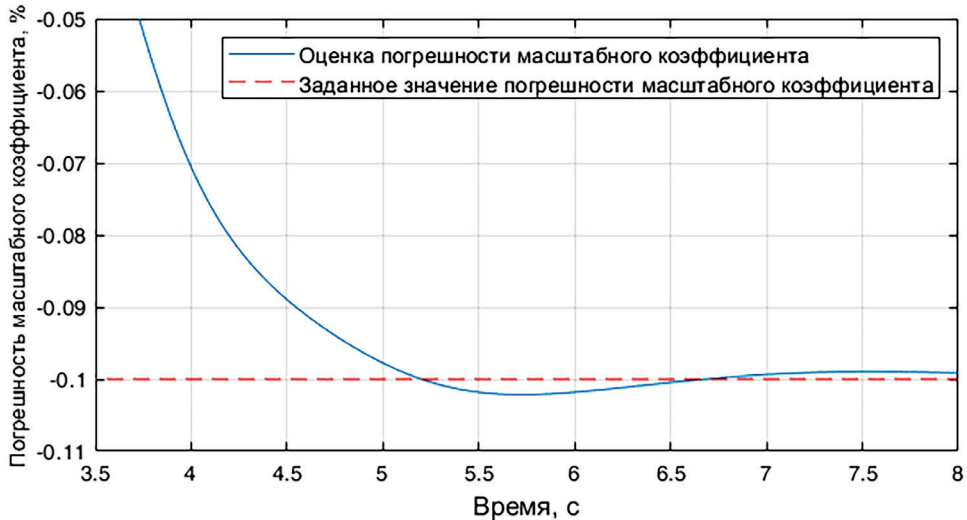


Рис. 4. Оценка погрешности масштабного коэффициента продольного ДУС

Для погрешности определения угла крена $\Delta\gamma$ с учетом погрешностей ДУС в стохастической постановке рассчитаны статистические характеристики. В результате моделирования для 500 запусков алгоритма проведена статистическая обработка полученного набора численных значений погрешности определения угла крена в момент времени t_2 . В качестве статистических показателей используются МО, СКО, а также 2,5 процентиль и 97,5 процентиль, которые задают границы интервала (ГИ), содержащего 95% наблюдений, и определяют величину нормального размаха.

Таблица 2

Статистические характеристики погрешности определения угла крена без корректировки масштабного коэффициента ДУС

№ траектории	МО, °	СКО, °	ГИ, °	
1	0,96	0,94	-1,15	3,18
2	0,57	1,02	-1,71	2,67
3	0,46	0,80	-1,38	2,27
4	0,82	0,99	-1,33	3,11
5	0,90	1,03	-1,34	3,18
6	0,99	1,07	-1,58	3,33

Результаты моделирования для имеющихся опорных траекторий показывают погрешность оценки угла крена в детерминированной постановке и установившемся режиме работы фильтра не более $0,7^\circ$. При оценке погрешности определения угла крена с учетом влияния погрешностей измерений ДУС получено СКО не более $1,07^\circ$.

Заключение

В работе предложен алгоритм оценки угла крена быстровращающегося ЛА по данным инерциальных ДУС на баллистическом участке траектории. Результаты моделирования для имеющихся опорных траекторий показывают СКО погрешности оценки угла крена не более $1,07^\circ$. Для автономной системы ориентации на подвижном быстровращающемся объекте с использованием инерциальных датчиков средней точности такой результат является хорошим.

ЛИТЕРАТУРА

1. Водичева Л.В., Алиевская Е.Л., Кокшаров Е.А., Парышева Ю.В. Повышение точности определения угловой скорости быстровращающихся объектов // Гироскопия и навигация. 2012. №1 (76). С. 27–41.
2. Жбанов Ю.К., Климов Д.М., Алёхова Е.Ю., Петелин В.Л., Слёзкин Л.Н., Терёшкин А.И. Коррекция масштабного коэффициента датчика угловой скорости БИНС быстровращающегося объекта // Гироскопия и навигация. 2012. № 3 (78). С. 78–84.
3. Zhaowei Deng, Qiang Shen, Zilong Deng, Jisi Cheng, Real-Time Estimation for Roll Angle of Spinning Projectile Based on Phase-Locked Loop on Signals from Single-Axis Magnetometer, *Sensors*, 2019, 19, 839, doi 10.3390/s19040839.
4. Емельянец Г.И., Блажнов Б.А., Степанов А.П. О решении задачи ориентации инерциально-спутниковой системой с использованием фазовых и магнитометрических определений для объектов с быстрым вращением // Гироскопия и навигация. 2014. №2 (85). С. 28–42.
5. Hui Zhao, Zhong Su, Qing Li, Fuchao Liu, Ning Liu, Real-time attitude propagation algorithm for high spinning flying bodies, *Measurement*, 2021, no. 177, pp. 109–260.
6. Shuangbiao Zhang, Zhong Su, Xingcheng Li, Real-Time Angular Motion Decoupling and Attitude Updating Method of Spinning Bodies Assisted by Satellite Navigation Data, *IEEE Access*, 2019, doi 10.1109/ACCESS.2019.2960602.
7. Hepner, D.J., Harkins, T.E., Determining Inertial Orientation of a Spinning Body With Body-Fixed Sensors, *Army Research Laboratory*, ARL-TR-2313, Jan. 2001.
8. Rogers, J., Costello, M., A Low-Cost Orientation Estimator for Smart Projectiles Using Magnetometers and Thermopiles, *Navigation*, March 2012, vol. 59, no. 1, pp. 9–24.
9. Fuchao Liu, Zhong Su, Hui Zhao, Qing Li, Chao Li, Attitude Measurement for High-Spinning Projectile with a Hollow MEMS IMU Consisting of Multiple Accelerometers and Gyros, *Sensors*, 2019, 19, 1799, doi 10.3390/s19081799.
10. Емельянец Г.И., Несенюк Л.П., Блажнов Б.А., Коротков А.Н., Степанов А.П. Об особенностях построения интегрированной инерциально-спутниковой системы для объектов, двигающихся в начальный период по баллистической траектории // Гироскопия и навигация. 2009. №1 (64). С. 9–21.
11. Лихошерст В.В., Шведов А.П. Определение параметров углового движения вращающихся по крену объектов // Информационные ресурсы, системы и технологии. 2014. №3. Материалы VI Международной научно-технической конференции «Информационные технологии в науке, образовании и производстве».
12. Сергеев С.И. Алгоритм определения параметров ориентации для летательных аппаратов, имеющих вращение вдоль продольной оси // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. №63.
13. Распопов В.Я. Бесплатформенная инерциальная навигационная система для вращающихся летательных аппаратов // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2013. С. 43–46.
14. Матвеев В.В. Информационно-измерительные системы ориентации, стабилизации и навигации на кориолисовых вибрационных гироскопах. Дисс. ... д.т.н. Тула, 2020.
15. Jiang Pan, Wang Guochen, Zhang Ya, Zhang Lin, Fan Shiwei, Xu Dingjie, An Improved Attitude Compensation Algorithm in High Dynamic Environment, *Sensors Journal*, 2020, vol. 20, no. 1, pp. 306–317.
16. Recchia, T., Projectile Velocity Estimation Using Aerodynamics and Accelerometer Measurements: A Kalman Filter Approach, *Technical Report ARMET-TR-10010*, U.S. Army Armament Research, New Jersey, 2010.

17. **Fairfax, L.D., Fresconi, F.E.**, Cost-Efficient State Estimation for Precision Projectiles, *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2011.
18. **Богданов М.Б., Савельев В.В.** Математическая модель процесса вычисления угловых и линейных координат малогабаритного управляемого летательного аппарата с малым временем полета, движущегося в начальный период по баллистической траектории // *Известия Тульского государственного университета. Технические науки*. 2013. № 11. С. 8-24.
19. **Lucia, D.J.**, *Estimation of the Local Vertical State for Guided Munition Shell with an Embedded GPS/Micro-Mechanical Inertial Navigation System*, Submitted to the Department of Aeronautics and Astronautics ... of master of science in aeronautics and astronautics, Massachusetts Institute of Technology, May 1995.
20. **Hee Young Park, Kwang Jin Kim, Jang Gyu Lee, Chan Gook Park**, Roll Angle Estimation for Smart Munitions, *IFAC Proceedings Volumes*, 2007, vol. 40, no. 7, pp. 49–54.
21. **Бабичев В.И., Гусев А.В., Морозов В.И., Шигин А.В., Рабинович В.И., Долгова Т.С., Акулинин С.И.** Способ определения угла крена бесплатформенной инерциальной навигационной системы вращающегося по крену артиллерийского снаряда. Патент RU (11) 2 584 400(13) С1. 2016.
22. **Lindquist, E., Kreichauf, R.D.**, Apparatus and appertaining method for upfinding in spinning projectiles using a phase-lock-loop or correlator mechanism, patent US 7,395,987 B2, Jul. 8, 2008.
23. **Kreichauf, R.D., Lindquist, E.**, Estimation of the Roll Angle in a Spinning Guided Munition Shell, *IEEE/ION Position, Location, And Navigation Symposium*, 2006, doi 10.1109/PLANS.2006.1650580.
24. **Yang Qifan, Wang Jiang, Fan Shipeng, Bai Chan, Zhou Yongjia, Hu Shaoyong**, In-flight Alignment Method of Guided Projectile Roll Angle Based on Trajectory Bending Angular Velocity Single Vector, *Acta Armamentarii*, 2023, vol. 44, no. 2, doi 10.12382/bgxb.2021.0707.

Surov, I.L. (Gyrooptics, St. Petersburg, Russia) **and Alekseeva, K.S.** (Baltic State Technical University Voenmech, St. Petersburg, Russia)

Roll Angle Estimation Algorithm for a Spinning Vehicle on a Ballistic Trajectory Based on MEMS Gyroscope Data, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2024, vol. 32, no. 1 (124), pp. 41–52.

Abstract. The paper describes an algorithm of in-flight roll angle estimation for a spinning vehicle following an unguided trajectory based on MEMS gyroscope triad data. The roll angles are estimated with a phase detector by demodulating the signals of transverse gyroscopes with subsequent least squares processing.

Key words: roll angle, spinning vehicle, phase detector, micromechanical gyroscopes, ballistic trajectory.

Материал поступил 29.09.2023