

УДК 531.383

Алгоритм определения параметров ориентации для летательных аппаратов, имеющих вращение вдоль продольной оси

С.И. Серегин

Аннотация

Внедрение бескарданных систем ориентации и навигации в контур управления беспилотных летательных аппаратов (ЛА) является наиболее перспективной задачей [1]. Особый класс представляют собой ЛА, имеющие вращение по крену. В работе представлен алгоритм определения параметров ориентации таких ЛА. Рассматривались различные способы формирования параметров ориентации и определен наиболее целесообразный в применении на борту высокодинамичного ЛА.

Ключевые слова: система ориентации; беспилотные летательные аппараты; алгоритмы определения параметров ориентации.

Введение

Вопрос о снабжении высокодинамичных ЛА, совершающих вращение вдоль продольной оси, недорогими и малоразмерными системами ориентации является наиболее перспективным. Развитие относительно нового класса инерциальных чувствительных элементов – микромеханических гироскопов (ММГ) и акселерометров (ММА) открывают возможность создания таких систем. ММГ и ММА, выполненные с использованием технологии микроэлектронной промышленности представляют собой миниатюрные и дешевые чувствительные элементы невысокой точности [2]. Системы ориентации на ММГ и ММА в ЛА такого класса могут применяться как штатные устройства для решения задач угловой стабилизации и управления.

ЛА имеющие вращение вдоль продольной оси представлены, как правило, различными видами ракетно-артиллерийского вооружения. Условия работы определяются классом ЛА и характеризуются небольшим временем полета (до 2 мин), наличием стартового ускорения и управляющей перегрузкой, воздействием вибраций и значительной угловой скоростью вращения по крену (до 20 Гц) [3]. Высокая маневренность и вращение ЛА

накладывает более жесткие требования не только к датчикам систем ориентации, но и к их алгоритмическому обеспечению.

В настоящей статье рассмотрен алгоритм ориентации для вращающегося по крену ЛА, имеющий более высокую точность по сравнению с классическими.

Измерение угловой скорости

Учитывая что, исследуемые ЛА имеют высокую угловую скорость вращения по крену измерение угловой скорости крена традиционным способом с помощью микрогироскопов не представляется возможным, так как как современные ММГ имеют диапазон измеряемых угловых скоростей не более $2000^\circ/\text{с}$. Для преодоления этой трудности можно установить МГ относительно продольной оси ЛА под определенным углом так, чтобы МГ измерял проекцию угловой скорости крена $\dot{\gamma}$.

Допустим, на борту ЛА расположены два ММГ, оси чувствительности X_m и Y_m которых развернуты на угол μ относительно оси Z . В таблице 1 приведены три способа расположения ММГ относительно конструктивных осей ЛА, а также алгоритмы формирования сигналов ММГ ω_x, ω_y и погрешности этих измерений. [4]

Таблица 2.1 Способы расположения ММГ на борту ЛА

№	Схема ориентации осей чувствительностей МГ	Алгоритмы определения угловых скоростей ω_X и ω_Y	Преобразование погрешностей
1		$\omega_X = \frac{\omega_{X_u} + \omega_{Y_u}}{2 \sin \mu} - \varepsilon_X,$ $\omega_Y = \frac{\omega_{Y_u} - \omega_{X_u}}{2 \cos \mu} - \varepsilon_Y.$	$\varepsilon_X = \frac{\varepsilon_{MГ_x} + \varepsilon_{MГ_y}}{2 \sin \mu},$ $\varepsilon_Y = \frac{\varepsilon_{MГ_x} - \varepsilon_{MГ_y}}{2 \cos \mu}.$
2		$\omega_X = \frac{\omega_{X_u} - \omega_{Y_u}}{2 \sin \mu} - \varepsilon_X,$ $\omega_Y = \frac{\omega_{Y_u} + \omega_{X_u}}{2 \cos \mu} - \varepsilon_Y.$	$\varepsilon_X = \frac{\varepsilon_{MГ_x} - \varepsilon_{MГ_y}}{2 \sin \mu},$ $\varepsilon_Y = \frac{\varepsilon_{MГ_x} + \varepsilon_{MГ_y}}{2 \cos \mu}.$
3		$\omega_X = \frac{\omega_{X_u} - \omega_{Y_u} \cos \mu}{\sin \mu} + \varepsilon_X,$ $\omega_Y = \omega_{Y_u} + \varepsilon_Y.$	$\varepsilon_X = \varepsilon_{MГ_y} \operatorname{ctg} \mu - \frac{\varepsilon_{MГ_x}}{\sin \mu},$ $\varepsilon_Y = \varepsilon_{MГ_y}.$

Таким образом, применение ММГ на борту высокودинамического ЛА становится возможным.

В силу того, что классическое применение ММГ невозможно в дальнейшем будем считать, что сформированные значения ω_X, ω_Y являются показаниями ММГ.

Решение задачи ориентации

В отличие от классической, система ориентации вращающегося по крену ЛА, должна вырабатывать четыре параметра ориентации: углы рыскания и тангажа, а также тригонометрические функции синуса и косинуса угла крена. Использование последних объясняется вращением ЛА при котором рули рысканья и тангажа постоянно меняют свое назначение (на рули положение которых близкое к горизонтальному подается команда по тангажу, а когда они занимают вертикальное положение подается сигнал по курсу)(рис.1).

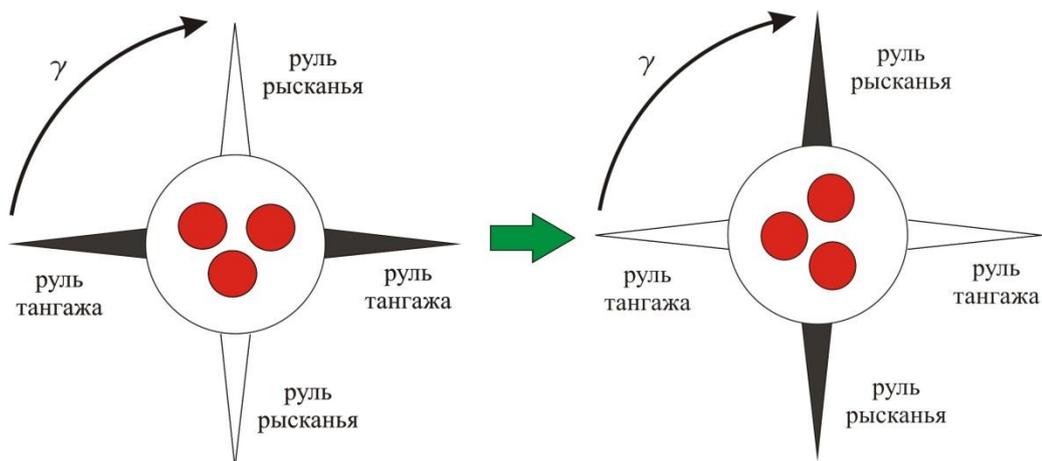


Рис.1. Особенности управления вращающегося по крену ЛА

Формирование управляющих сигналов на рули можно определить как:

$$K_1 = \delta_g \cdot \cos(\gamma) + \delta_\psi \cdot \sin(\gamma) \quad (1)$$

$$K_2 = -\delta_g \cdot \sin(\gamma) + \delta_\psi \cdot \cos(\gamma) \quad (2)$$

где K_1 и K_2 управляющие сигналы на первую и вторую пару рулей.

Как видно из формул 1 и 2 для формирования управляющего сигнала требуется знание тригонометрических функций угла крена.

Таким образом решением задачи ориентации будет выработка четырех параметров: углы рысканья, тангажа и функции синуса и косинуса угла крена.

Таким образом, для высокодинамичного ЛА задача ориентации будет решена выработкой четырех параметров ориентации.

Алгоритмы определения параметров ориентации могут быть реализованы применением параметров Родриго-Гамильтона, кватернионов или направляющих косинусов. В данной статье рассматривались системы ориентации использующие матрицу направляющих косинусов.

Для формирования матрицы направляющих косинусов введем земную (нормальную) систему координат $OX_g Y_g Z_g$ с началом, совмещенным с центром масс ЛА (рис.2), ось OZ_g которой направлена на восток по касательной к параллели, ось OX_g - по касательной к меридиану на север, а ось OY_g - вдоль истинной вертикали места вверх. Также определим связанную систему координат $OX_b Y_b Z_b$, оси которой фиксированы по отношению к конструкционным осям ЛА. Ось OX_b совпадает с продольной осью ЛА и направлена к носу, OZ_b совпадает с поперечной осью ЛА, ось OY_b направлена верхней части, или к части условно ей соответствующей (рис. 2). Положение строительных осей ЛА относительно земной нормальной системы координат определим углами рыскания ψ , тангажа θ и крена γ .

На рис. 2 введена также система осей Резаля OX_r, Y_r, Z_r , которая не принимает участие в вращении на угол крена.

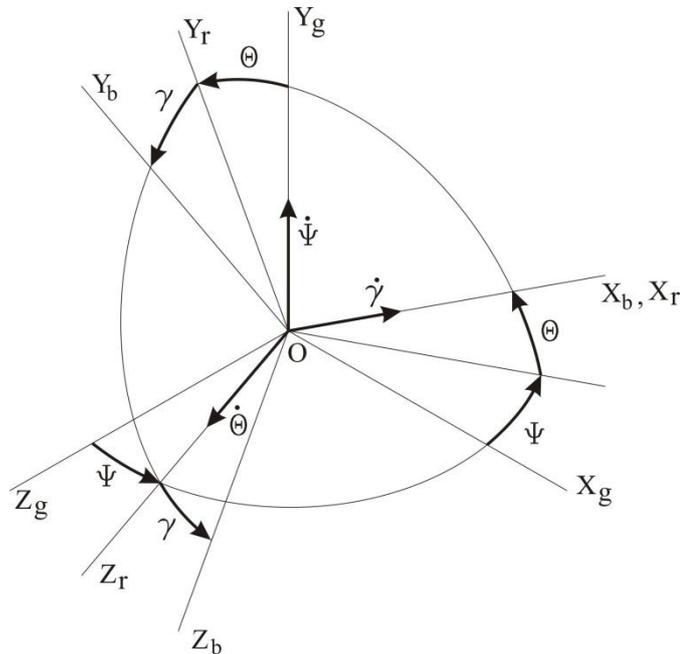


Рис. 2. Взаимное расположение системы осей Резаля связанной и нормальной системами координат

Исходя из рис. 2 можно построить матрицу перехода от нормальной системы координат к связанной которая и является матрицей направляющих косинусов.

$$C_b^g = \begin{vmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \theta & -\cos \theta \sin \psi \\ -\cos \gamma \cos \psi \sin \theta + \sin \gamma \sin \psi & \cos \gamma \cos \theta & \cos \gamma \sin \psi \sin \theta + \sin \gamma \cos \psi \\ \sin \gamma \cos \psi \sin \theta + \cos \gamma \sin \psi & -\sin \gamma \cos \theta & -\sin \gamma \sin \psi \sin \theta + \cos \gamma \cos \psi \end{vmatrix} \quad (3)$$

Обновление матрицы C_b^g реализуем при помощи матричного уравнения Пуассона:

$$\dot{C}_b^g(t) = \omega_{gb}^b \cdot C_b^g(t) \quad (4)$$

где ω_{gb}^b – кососимметрическая матрица

Решение уравнения 4 запишем в виде:

$$C_b^g(k+1) = C_b^g(k) \cdot e^{\omega_{gb}^b \cdot T} \quad (5)$$

Разложим компонент $e^{\omega_{gb}^b \cdot T}$ а ряд Тейлора:

$$C_b^g(k+1) = C_b^g(k) \cdot \sum \left(\frac{\left(\omega_{gb}^b \cdot T \right)^n}{n!} \right) \quad (6)$$

После определения матрицы направляющих косинусов параметры ориентации можно найти как компоненты этой матрицы. Однако выходными параметрами такой системы будут,

классические углы рысканья тангажа и крена, и для вращающегося ЛА придется формировать тригонометрические функции угла крена.

Расщепленный алгоритм определения параметров ориентации

Для повышения точности алгоритмов предлагается пропустить вычисление угла крена и непосредственно вычислять его тригонометрические функции. На рис. 3 представлен расщепленный алгоритм.

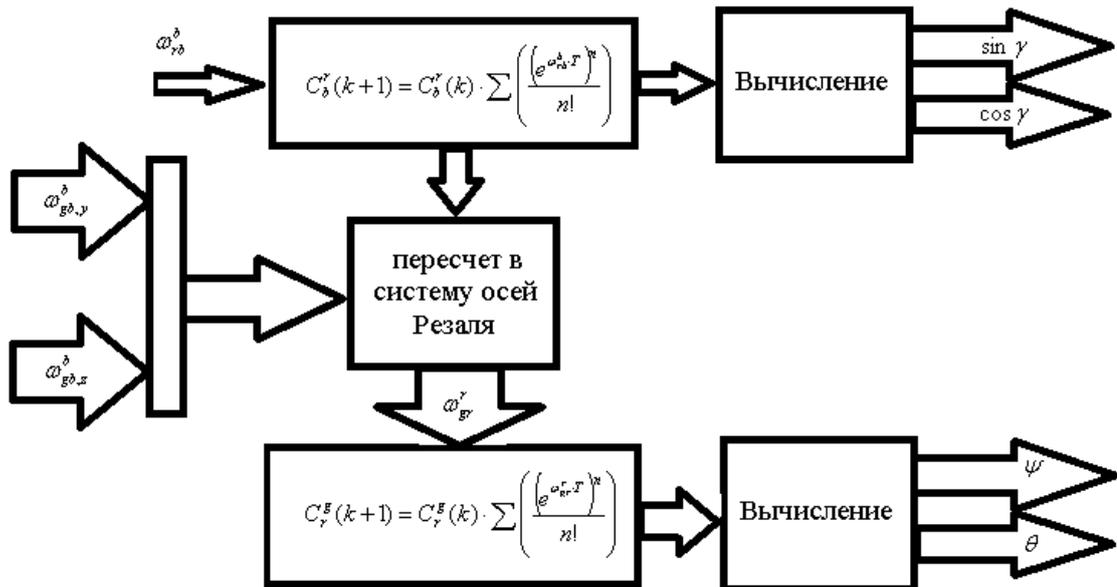


Рис. 3. Расщепленный алгоритм определения параметров ориентации

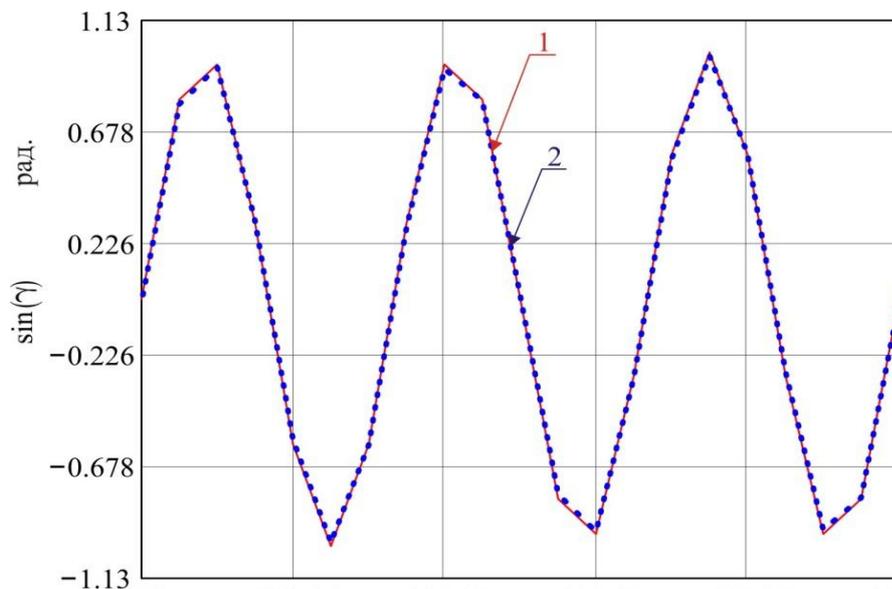
Параметры синус и косинус угла крена определяются из рассмотрения конечного поворота связанной системы координат к системе осей Резаля. В этом случае матрицу направляющих косинусов можно представить в виде:

$$C_b^r = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix} \quad (7)$$

Таким образом, тригонометрические параметры угла крена можно определить как компоненты матрицы 7.

Оставшиеся компоненты рысканья и тангажа определяются из матрицы направляющих косинусов C_r^s характеризующих поворот нормальной системы координат на оси Резаля, которые не участвуют во вращении на угол крена. Значения этих углов определяются как компоненты составленной матрицы. Причем при составлении матрицы C_r^s

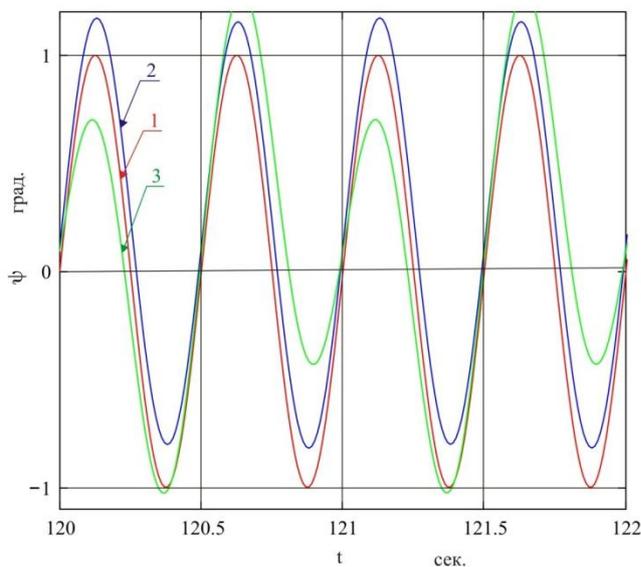
МОЖНО



использовать меньшее количество членов разложения в ряд Тейлора, так как угловая скорость вращения значительно меньше чем γ .

Результаты работы расщепленного алгоритма на частоте вращения вдоль продольной оси 15 Гц, приведены на рис.4, 5.

а)



б)

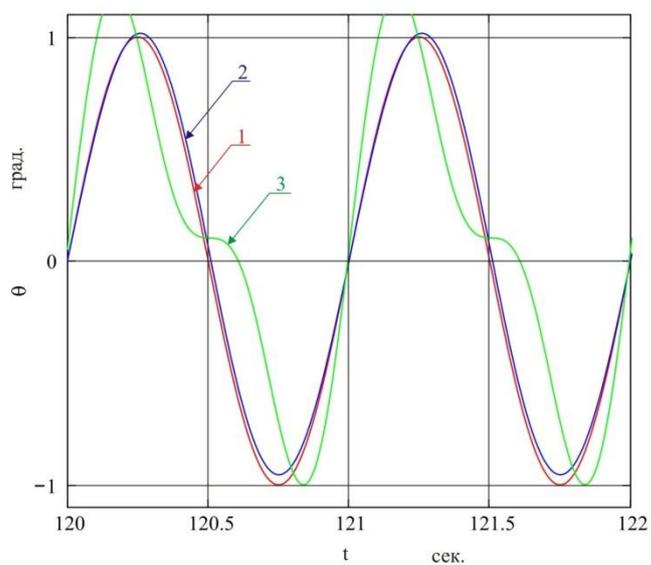


Рис. 4. Значения углов рысканья и тангажа

1 – истинное значение угла

2 – рассчитанное расщепленным алгоритмом значение угла

3 – рассчитанное классическим алгоритмом значение угла

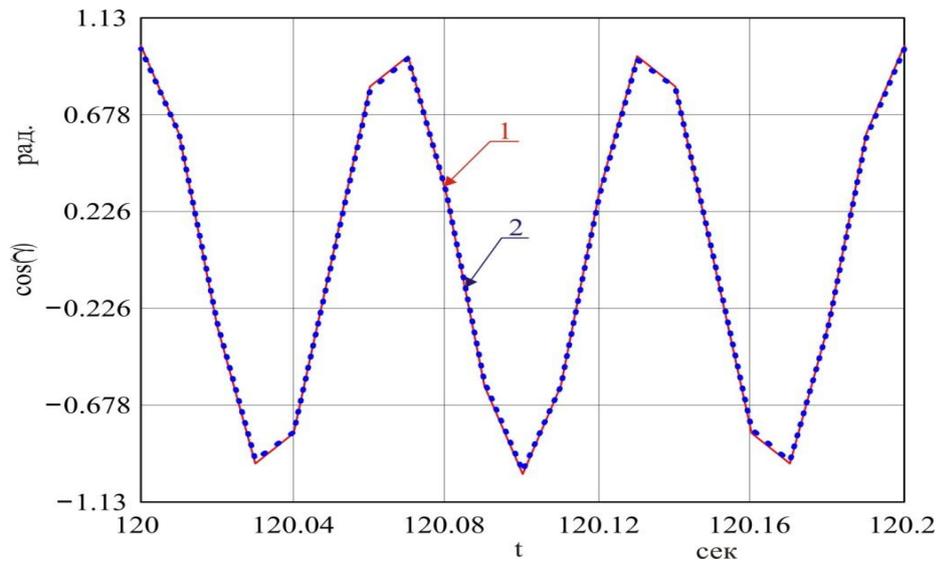


Рис. 5. Значения тригонометрических функций угла крена

1 – истинное значение

2 – рассчитанное значение расщепленным алгоритмом

Как видно по рис. 4 значения угла рысканья и тангажа полученные при работе расщепленного алгоритма гораздо ближе к истинным значениям этих параметров, чем полученные при помощи классического алгоритма.

На рис. 5 показаны значения синуса и косинуса угла крена, полученные расщепленным алгоритмом, классический алгоритм в данном случае не рассматривался, так как требуется восстанавливать значения синуса и косинуса, что приводит к высоким погрешностям.

Таким образом, можно сделать вывод о пригодности использования рассмотренного алгоритма на борту высокодинамичного ЛА.

Библиографический список

1. Savage, P. G., “Strapdown Inertial Navigation System Integration Algorithm Design Part 1-Attitude Algorithms,” Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 21, No. 1, Jan.–Feb. 1998, pp. 19–28.

2. Распопов В.Я. Микромеханические приборы. учебн. пособие. М.:Машиностроение. 2007.-399с.

3. Распопов В.Я., Марков А.П., Иванов Ю.В., Малютин Д.М., Горин А.А., Алалуев Р.В., Матвеев В.В. Демпфирование поперечных колебаний вращающейся по крену ракеты с помощью микрогироскопа//Гироскопия и навигация.- 2007. №1 (56).с 125-129.

4. Распопов В.Я., Матвеев В.В., Малютин Д.М., Алалуев Р.В., Горин А.А., Иванов Ю.В. Информационно-управляющие системы на микрогироскопах вращающихся по крену летательных аппаратов// Датчики и системы. – 2007. №4 с.8-11

Сведения об авторах

Серегин Станислав Игоревич, аспирант кафедры приборы управления ГОУ ВПО «Тульский государственный университет»; тел.: 8-920-751-23-68; e-mail: seregin-stas87@mail.ru