

УДК 629.05

Особенности алгоритма решения задачи ориентации в случае микромеханических датчиков

Мкртчян В.И., студент

*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации»;
специалист отдела инерциальных систем и программного обеспечения
Россия, 117246, г. Москва, ООО «ТеКнол»*

*Научный руководитель: Салычев О.С., д.т.н., профессор
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана;
генеральный конструктор
Россия, 117246, г. Москва, ООО «ТеКнол»*

bauman@bmstu.ru
v.mkrtychyan@teknol.ru

В традиционном подходе к решению задачи ориентации подвижного объекта в бесплатформенных инерциальных навигационных системах (БИНС) на датчиках угловой скорости матрица ориентации C_B^{LL} между связанным с объектом трёхгранником и географическим вычисляется с использованием уравнения Пуассона [1]:

$$\dot{C}_B^{LL} = C_B^{LL} \tilde{\omega}_B - \tilde{\omega}_{LL} C_B^{LL}, \quad (1)$$

где $\tilde{\omega}_B = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{zB} & \omega_{yB} \\ \omega_{zB} & 0 & -\omega_{xB} \\ -\omega_{yB} & \omega_{xB} & 0 \end{bmatrix}$ – матрица, составленная из проекций абсолютной

угловой скорости связанного трёхгранника, вырабатываемых датчиками угловой скорости

БИНС; $\tilde{\omega}_{LL} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{Up} & \omega_N \\ \omega_{Up} & 0 & -\omega_E \\ -\omega_N & \omega_E & 0 \end{bmatrix}$ – матрица, составленная из проекций абсолютной

угловой скорости географического трёхгранника на его собственные оси. Эти проекции вычисляются с использованием составляющих путевой скорости объекта в осях географического трёхгранника. Но в БИНС на MEMS-датчиках (MEMS – Micro Electro Mechanical System) вычисление путевой скорости будет происходить с быстро

нарастающей ошибкой [5], поэтому традиционный подход к решению задачи ориентации в таких системах непригоден.

Цель настоящей работы – создание алгоритма решения задачи ориентации для БИНС низкого класса точности. Поскольку определение направления на географический север в БИНС низкого класса точности невозможно из-за большой величины скорости дрейфа MEMS-датчиков, предлагается моделировать в БИНС азимутально-свободный горизонтальный сопровождающий трёхгранник (ГСТ), а при нахождении плоскости местного горизонта использовать тот факт, что проекция ускорения силы тяжести на любую ось, лежащую в этой плоскости, равна нулю. Моделирование ГСТ выполняется двумя методами – автономным (по показаниям акселерометров) и с использованием информации от спутниковой навигационной системы (СНС). Объединение этих методов в единый алгоритм позволило обеспечить работу БИНС в условиях нестабильного приёма сигнала от СНС.

Работоспособность предлагаемых алгоритмов подтверждена результатами испытаний. В качестве объекта испытаний использовалась БИНС «КомпаНав-2М» (ООО «ТеКнол») на MEMS-датчиках [4]. Система испытывалась на вертолёт Ми-8. В качестве эталонной системы использовалась БИНС «КомпаНавнав-5.1» (ООО «ТеКнол») на волоконно-оптических гироскопах [5]. Испытания проводились в условиях крейсерского полёта.

При разработке алгоритмов будем использовать системы координат с общим началом в центре масс летательного аппарата (ЛА) – точке M (рис. 1).

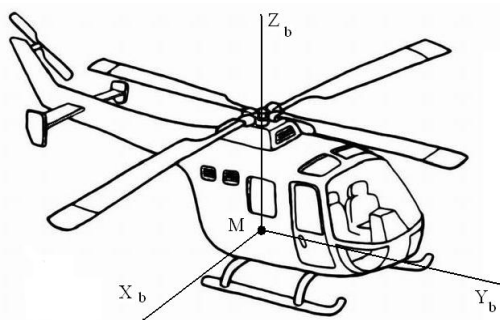


Рис. 1. Связанный с вертолётom трёхгранник.

Связанный трёхгранник $Mx_b y_b z_b$ – ортогональный, жёстко связанный с корпусом ЛА; ось y_b совпадает с продольной осью ЛА; ось z_b совпадает с нормальной осью ЛА; ось x_b дополняет трёхгранник до правого (рис. 1). ГСТ $Mx_1 y_1 z_1$ – правый ортогональный трёхгранник, оси x_1 и y_1 которого лежат в плоскости местного горизонта, но имеют

произвольную ориентацию по отношению к осям географического трёхгранника E (направлена на восток) и N (направлена на географический север); ось Z_1 направлена по географической вертикали вверх. Ориентация осей X_1 и Y_1 в азимуте представлена на рис. 2а, где оси E, N лежат в плоскости местного горизонта; ϕ – угол азимута [4]; x и y – проекции на плоскость горизонта осей X_b и Y_b соответственно; H – гироскопический курс – угол, отсчитываемый в горизонтальной плоскости от оси Y_1 к проекции продольной оси ЛА на плоскость горизонта; $H_{ист}$ – истинный курс. Используя азимутально-свободный ГСТ, возможно вычислить углы гироскопического курса, тангажа, крена. Платформенный трёхгранник – правый ортогональный трёхгранник $Mx_2y_2z_2$, ориентация которого в абсолютном пространстве определяется по показаниям датчиков угловой скорости и корректирующим сигналам. В отсутствие корректирующих сигналов этот трёхгранник отклонён на неизвестные углы Φ_1 и Φ_2 от ГСТ (рис. 2б).

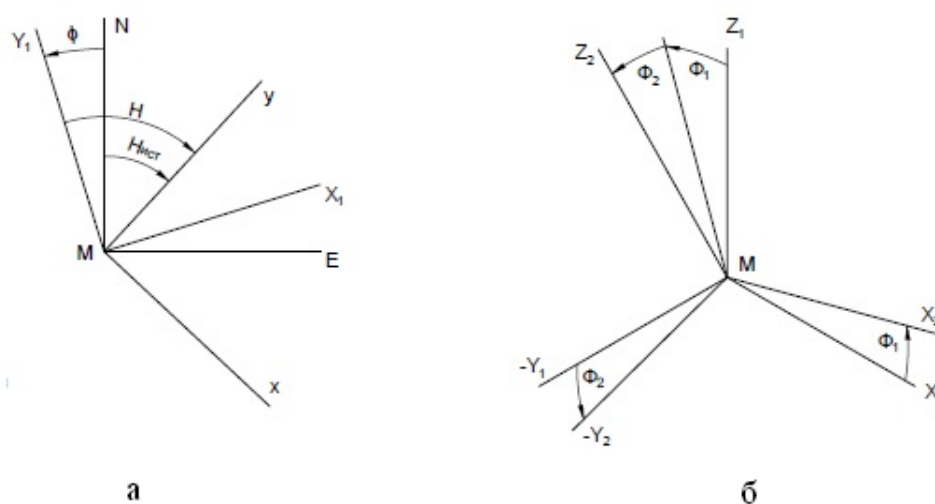


Рис. 2. Ориентация трёхгранников: а – ориентация ГСТ в азимуте; б – ГСТ и платформенный трёхгранник

Перепишем уравнение (1) для платформенного трёхгранника:

$$\dot{C}_B^P = C_B^P \tilde{\omega}_B - \tilde{\omega}_P C_B^P, \quad (2)$$

где C_B^P – матрица ориентации между связанным и платформенным трёхгранниками. Решить задачу ориентации можно, совместив платформенный трёхгранник с ГСТ. Для этого задаются компоненты его абсолютной угловой скорости, пропорциональные проекциям ускорения силы тяжести $\vec{g}$ на оси X_2 и Y_2 , взятым с обратным знаком. Эти

проекция определяются углами Φ_1 и Φ_2 . Выражение для $\vec{\omega}_p$ примет вид:

$$\vec{\omega}_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega_y^c \\ 0 & 0 & -\omega_x^c \\ -\omega_y^c & \omega_x^c & 0 \end{bmatrix}, \text{ где учтено, что моделируемый трёхгранник является}$$

азимутально-свободным. Здесь ω_x^c и ω_y^c – угловые скорости управления или, другими словами, корректирующие сигналы.

Задача сводится к формированию вектора $\vec{\omega}_c = \{\omega_x^c, \omega_y^c\}$, компоненты которого пропорциональны проекциям $\vec{g}$ на оси x_2 и y_2 , и несут информацию об углах отклонения платформенного трёхгранника от ГСТ. Корректирующий сигнал $\vec{\omega}_c = \{\omega_x^c, \omega_y^c\}$ в системе управления будет совмещать платформенный трёхгранник с ГСТ. При этом углы ориентации, вычисленные с помощью матрицы C_B^P (найденной из уравнения (2)), будут определять положение связанного трёхгранника по отношению к ГСТ.

Оценку проекций $\vec{g}$ и последующую коррекцию системы предлагается провести двумя способами: а) с использованием информации от внешних источников (в частности, от СНС); б) с использованием априорной информации о динамике вертолѐта.

Рассмотрим первый способ. Пусть V – модуль путевой скорости ЛА, обеспечиваемый сигналом от СНС. $a = \dot{V}$ – проекция продольного ускорения объекта на плоскость горизонта. Если $\dot{H}$ – угловая скорость разворота по курсу, то $V\dot{H}$ – центростремительное ускорение. Пусть f_x, f_y – проекции вектора кажущегося ускорения объекта на оси X и Y соответственно. Тогда:

$$\mathcal{F}_x = f_x - V\dot{H}, \quad (3)$$

$$\mathcal{F}_y = f_y - a, \quad (4)$$

где $\mathcal{F}_x$ и $\mathcal{F}_y$ – проекции ускорения силы тяжести. Структурная схема алгоритма с коррекцией от СНС приведена на рис. 3, на котором приняты обозначения: IMU – инерциальный измерительный блок; $\vec{\omega}_B$ – вектор абсолютной угловой скорости ЛА, измеряемый триадой датчиков угловой скорости; $\vec{f}_B$ – вектор кажущегося ускорения ЛА, измеряемый триадой акселерометров; $\vec{\omega}_c = \{\omega_x^c, \omega_y^c\}$ – вектор корректирующей обратной связи.

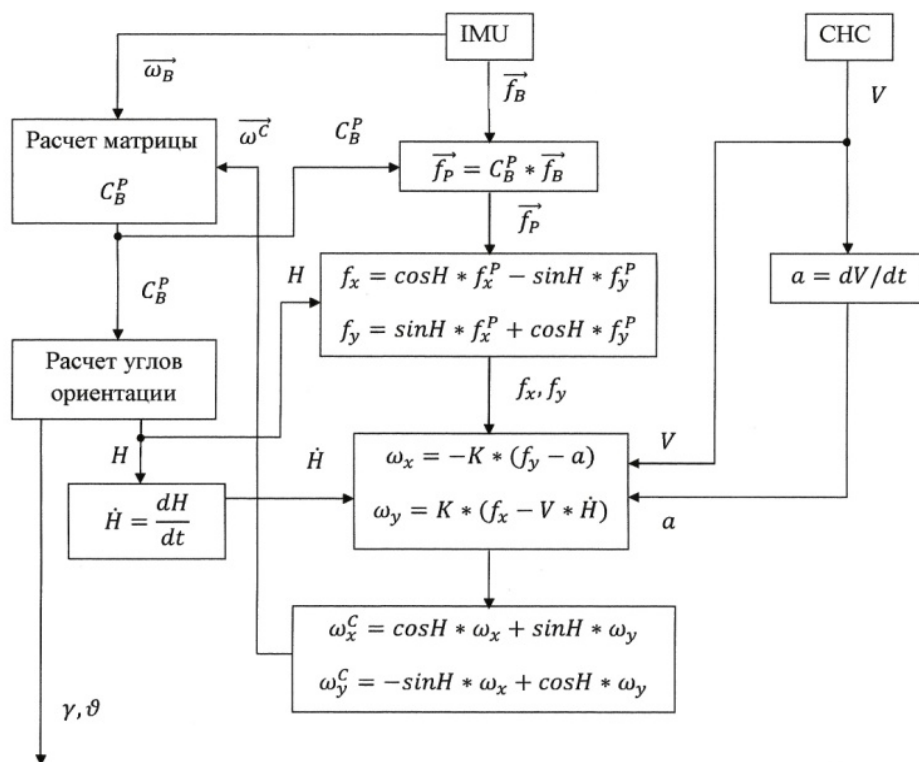


Рис. 3. Структурная схема алгоритма с коррекцией от СНС

Согласно схеме, проекции вектора абсолютной угловой скорости на оси связанного трёхгранника поступают в блок вычисления матрицы ориентации C_B^P между связанным и платформенным трёхгранниками. В этот же блок поступают компоненты вектора корректирующей обратной связи. Вычисленная из уравнения (2) матрица C_B^P используется для пересчета показаний акселерометров из связанного трёхгранника в ГСТ, а также для вычисления углов ориентации ЛА по отношению к ГСТ. По информации о скорости, поступающей от СНС, вычисляется продольное ускорение ЛА, которое затем поступает на вход блока вычисления компонент вектора корректирующей обратной связи. Результат коррекции с использованием СНС – на рис. 4, на примере ошибки по углу тангажа (ошибка по отношению к эталонной системе «КомпаНав-5.1»). Среднеквадратичное отклонение от эталонных значений по углам крена и тангажа составляет (0,2...0,5)град.

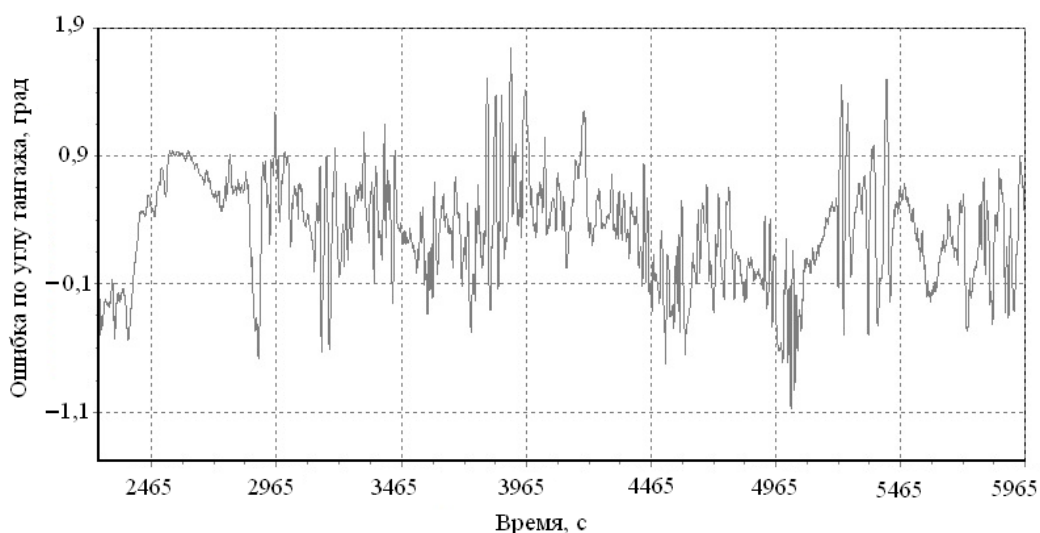


Рис. 4. Результат испытания алгоритма с коррекцией от СНС на системе «КомпаНав-2М»
(эталонная система – «КомпаНав-5.1»)

Рассмотрим второй способ. Кинематика вертолѐта такова, что проекции вектора $\vec{g}$ на оси x_2 и y_2 платформенного трёхгранника (определяемые угловым движением ЛА) меняются во времени намного медленнее, чем ускорения, обусловленные линейным движением ЛА. Значит, низкочастотные составляющие проекций $\hat{f}_x, \hat{f}_y$ вектора ускорения на платформенные оси можно использовать в качестве сигнала корректирующей обратной связи. Эта процедура не требует использования внешней информации и реализуется в автономном режиме. Схема алгоритма представлена на рис. 5. Она аналогична приведѐнной на рис. 3, за тем исключением, что здесь для вычисления сигналов корректирующей обратной связи используются низкочастотные составляющие проекций кажущегося ускорения, пересчитанные на оси платформенного трёхгранника. Выделение низкочастотных составляющих осуществляется в блоке «Фильтр нижних частот» с помощью аperiодических звеньев [2]. Результат коррекции приведѐн на рис. 6 на примере ошибки по углу тангажа (ошибка по отношению к эталонной системе «КомпаНав-5.1»). Среднеквадратичное отклонение от эталонных значений по углам крена и тангажа составляет (0,3...1,0) град.



Рис. 5. Структурная схема алгоритма с автономной коррекцией

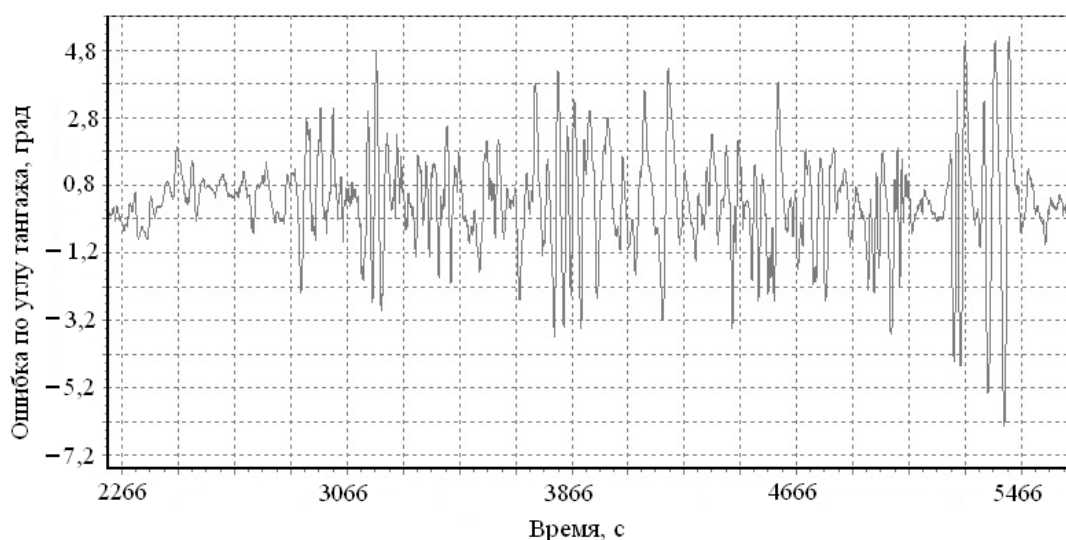


Рис. 6. Результат испытания алгоритма в автономном режиме работы на системе «КомпаНав-2М» (эталонная система – «КомпаНав-5.1)»

В предлагаемом алгоритме гироскопический курс корректируется по путевому углу H_{tr} , доступному от СНС. Вычисление истинного курса не проводится из-за быстро нарастающей ошибки определения угла ϕ в азимуте [5]. В результате выходным значением БИНС является комплексированный курс H^* , который вычисляется по формуле:

$$H_k^* = H_{k-1}^* + (H_k - H_{k-1}) - h(H_{k-1}^* - H_{tr})/T, \quad (5)$$

где k – номер вычислительного такта; h – период дискретизации по времени; $T = 50h$ – эмпирическое значение, характерное для крейсерского полёта на вертолётё; H – гироскопический курс, определяемый из элементов матрицы ориентации между связанным трёхгранником и ГСТ.

В условиях полёта существуют промежутки времени, когда СНС недоступна. Поэтому в алгоритмах БИНС целесообразно сочетать 1-ый и 2-ой способы коррекции. Структурная схема единого алгоритма приведена на рис. 7. Решение задачи ориентации (углы крена и тангажа - γ^{out} и ϑ^{out} , соответственно) является комбинацией решений, полученных при использовании первого способа коррекции (углы γ^1 и ϑ^1) и при использовании второго способа (углы γ^2 и ϑ^2). Значение $k = 0$ на схеме соответствует автономному режиму, когда СНС недоступно (режим GNSS Gap). Выходное решение по каналу курса представляет собой либо комплексированный курс, либо гироскопический (в автономном режиме работы).

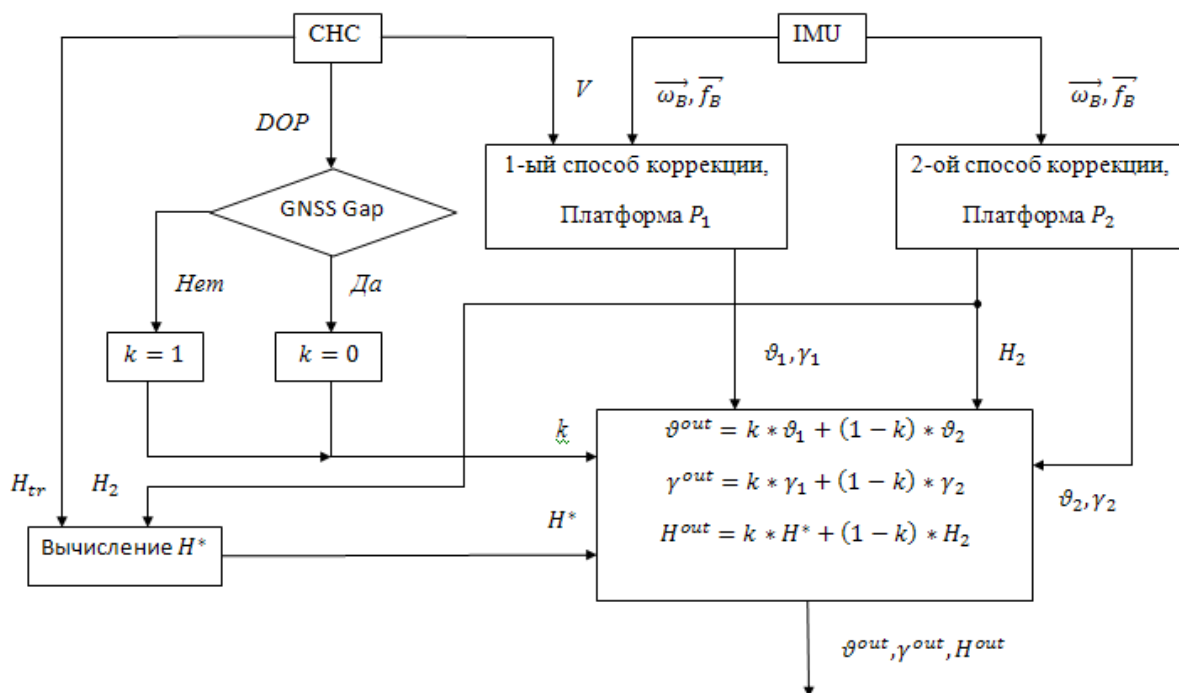


Рис. 7. Структурная схема единого алгоритма

Рассмотрены алгоритмические способы, позволяющие получить решение задачи ориентации летательного аппарата с помощью БИНС низкого класса точности, построенной на микромеханических чувствительных элементах. Комбинация рассмотренных способов в единый алгоритм позволяет получить решение как в режиме

коррекции от СНС, так и в автономном режиме, когда сигнал от СНС недоступен. Результаты испытаний показали возможность определения углов ориентации с точностью, приемлемой для пилотирования вертолётom.

Список литературы

1. Терешков В.М. Методика полунатурных испытаний корректируемых бесплатформенных инерциальных навигационных систем: дисс. ... канд. техн. наук. М., 2011. 133 с.
2. Солодовников В.В., Плотников В.Н., Яковлев А.В. Теория автоматического управления техническими системами. М.: Изд-во МГТУ, 1993. 492 с.
3. Titterton D.H., Weston J.L. Strapdown Inertial Navigation Technology. 2nd ed.. Stevenage: The Institution of Electrical Engineers, 2004. 581 p.
4. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. Moscow: Bauman MSTU Press, 2004. 304 p.
5. Salychev O.S. MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality. Moscow: Bauman MSTU Press, 2012. 208 p.