

Повышение точности определения углов ориентации в бесплатформенной инерциальной навигационной системе

П. Новиков¹

УДК 629.05 | ВАК 05.11.03

Автономный способ коррекции (без использования дополнительных источников информации о движении) бесплатформенных инерциальных систем (БИНС) ограничен вследствие стремительного возрастания погрешностей датчиков первичной информации. В настоящее время актуальной задачей является повышение точности выходных параметров БИНС при их продолжительном (более 10 мин) использовании. В статье рассматривается способ коррекции БИНС с использованием алгоритма фильтра Калмана, вектор измерений которого формируется на основании показаний приемника спутниковой навигационной системы (СНС). Рассматриваемый способ отличается простотой реализации и позволяет повысить точность навигационного решения, формируемого БИНС.

В последнее время все большее распространение получают бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС), построенные на низкоточных датчиках первичной информации. Такая популярность обусловлена их низкой стоимостью. Дрейф гироскопов в подобных системах составляет порядка 15...20 град/ч, в результате этого длительное использование низкоточных инерциальных навигационных систем невозможно из-за больших погрешностей в выходных показаниях. Автономное время работы (без корректирующих сигналов от внешних источников информации) данных навигационных систем, как правило, не более 10 мин. Для повышения точности выходных показаний навигационной системы возможно привлечение дополнительной информации о движении для реализации контура компенсации погрешностей.

Во время работы бесплатформенных инерциальных навигационных систем неизбежно возникают погрешности. Традиционный алгоритм работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы [1–3] предусматривает интегральный метод коррекции, при которой сигнал, подающийся для совмещения платформы с плоскостью местного горизонта, пропорционален интегралу от ускорений, которые могут быть получены благодаря измерению акселерометров. В случае БИНС, построенной на грубых датчиках первичной информации, ошибки при определении навигационных параметров стремительно увеличиваются при интегральной коррекции.

Навигационная система в результате становится неработоспособной. Поэтому предлагается использовать радиальную коррекцию, при которой корректирующий сигнал пропорционален измеряемым ускорениям, с контуром компенсации погрешностей специального вида.

В статье рассмотрены методы, которые позволяют увеличить точность определения углов ориентации платформы (или ее образа) при использовании дополнительной информации о движении, получаемой с приемника спутниковой навигационной системы.

АЛГОРИТМ РАБОТЫ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНС

Основная идея инерциальной навигации заключается в интегрировании ускорений, которые могут быть получены благодаря измерению акселерометров. Интегрирование показаний акселерометра позволяет определить текущую скорость подвижного объекта, интегрирование полученных скоростей – пройденное расстояние. Для реализации классического алгоритма работы БИНС используется триада акселерометров и триада гироскопов, которые необходимы для измерения абсолютной угловой скорости объекта. В случае бесплатформенных навигационных систем, датчики жестко закреплены в корпусе прибора так, что оси чувствительности датчиков направлены вдоль строительных осей объекта. В результате величины абсолютной угловой скорости объекта и кажущегося ускорения представляются в виде проекции на оси подвижного объекта. Для пересчета полученных проекций в географический трехгранник вводится матрица направляющих косинусов между связанным с подвижным объектом и географическим трехгранниками. Функциональная схема алгоритма представлена на рис. 1.

¹ ООО ПромЭнерго Автоматика, технико-коммерческий инженер, 11989foad@gmail.com.

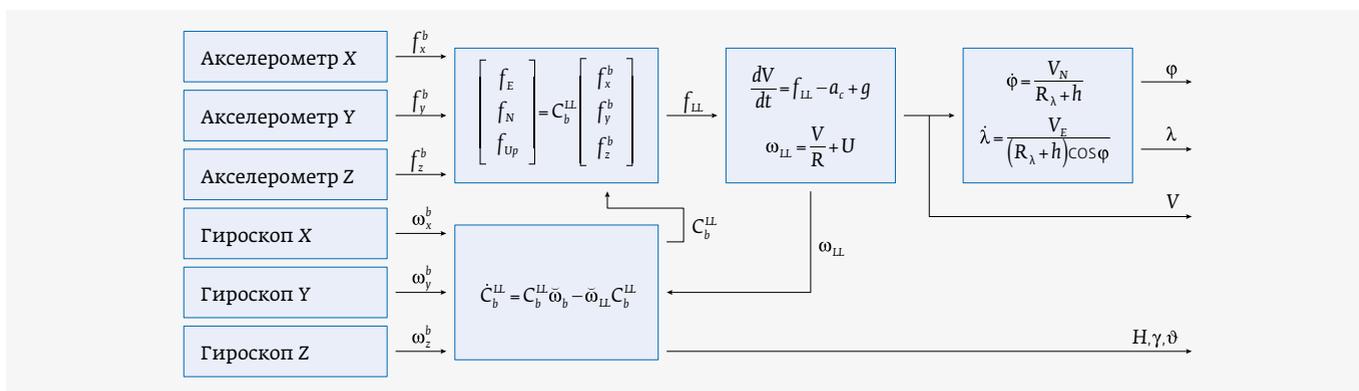


Рис. 1. Структурная схема БИНС: f_x^b, f_y^b, f_z^b – составляющие вектора кажущегося ускорения, измеренного акселерометрами; $f_{LL}(f_E, f_N, f_{Up})$ – вектор кажущегося ускорения, который образует проекции вектора f^b в проекции на оси географического трехгранника; $\omega_x^b, \omega_y^b, \omega_z^b$ – составляющие вектора угловой скорости объекта, измеренного гироскопами; ω_{LL} – угловая скорость географического трехгранника; C_b^{LL} – матрица направляющих косинусов; V – текущая скорость подвижного объекта; $a_c = \omega_{LL} \cdot V - U \cdot V$ – ускорение Кориолиса; U – угловая скорость вращения Земли; R, R_φ, R_λ – радиусы эллиптической модели Земли; g – ускорение свободного падения; $\tilde{\omega}_b, \tilde{\omega}_{LL}$ – кососимметрические матрицы, которые соответствуют ω_b, ω_{LL} ; φ, λ – координаты объекта (широта, долгота); H, γ, ϑ – углы ориентации объекта (курсовой угол, угол крена, угол тангажа)

Возможно использование следующей математической модели ошибок [1, 3]:

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= a_N \Phi_{Up} - g \Phi_N, \\ \delta \dot{V}_N &= g \Phi_E - a_E \Phi_{Up}, \\ \dot{\Phi}_E &= \omega_{Up} \Phi_N - \Phi_{Up} \omega_N - \frac{\delta V_N}{R} + \omega_E^{dr}, \\ \dot{\Phi}_N &= \omega_E \Phi_{Up} - \Phi_E \omega_{Up} + \frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr}, \\ \dot{\Phi}_{Up} &= \omega_N \Phi_E - \Phi_N \omega_E + \frac{\delta V_E}{R} tg \varphi + \omega_{Up}^{dr}, \end{aligned}$$

где δV_i – ошибка определения скорости; $a_i = \dot{V}_i$; Φ_i – ошибка в определении углов ориентации трехгранника; ω_i – величина угловой скорости географического трехгранника в проекции на соответствующую ось; ω_i^{dr} – дрейф нулевого сигнала гироскопа; $i = E, N, Up$.

КОРРЕКЦИЯ УГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ ПЛАТФОРМЫ

Для расчета углов ориентации подвижного объекта можно использовать классический алгоритм, в котором для определения взаимного положения навигационного трехгранника, связанного с подвижным объектом, и географического трехгранника применяются кватернионы. Для отслеживания плоскости местного горизонта на платформу (или ее образ) подаются сигналы, пропорциональные углу отклонения платформы от плоскости местного горизонта (рис. 2) [4].

В основе алгоритма коррекции лежит принцип радиальной коррекции гировертикалей. Управляющий

сигнал, который необходим для совмещения платформы (или ее образа) с ее идеальным положением равен [4]:

$$\begin{aligned} \omega_{XP}^C &= -K \Delta W_{XP} = -K T f_{YP}, \\ \omega_{YP}^C &= K \Delta W_{XP} = K T f_{XP}, \end{aligned}$$

где $\Delta W_{XP}, \Delta W_{YP}$ – проекции приращения вектора скорости на оси платформенного трехгранника.

Кажущиеся ускорения, которые используются в сигналах управления, пропорциональны углам отклонения. При условии, что объект не перемещается, кажущиеся ускорения равны соответственно:

$$f_{XP} = -g \Phi_N, f_{YP} = g \Phi_E.$$

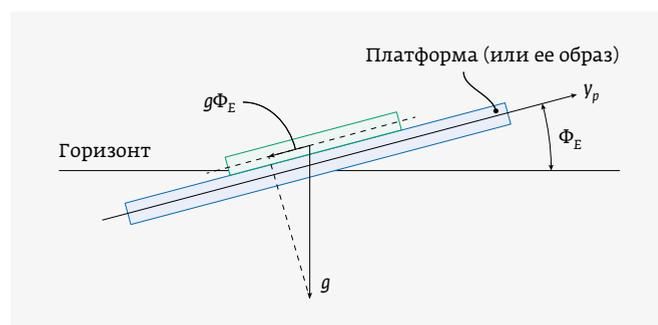


Рис. 2. Отклонение платформы от идеального положения: Y_p – ось Y платформенного трехгранника (или ее образа); $g\Phi_E$ – показания акселерометра (при условии, что объект неподвижен)

Принцип радиальной коррекции заключается в подаче сигналов, величина которых пропорциональна измененным с помощью акселерометров горизонтальным ускорениям. Сигналы подаются на двигатели, которые приводят платформу (или ее образ) в плоскость местного горизонта. Тем самым радиальная коррекция реализует отрицательную обратную связь [3]:

$$\dot{\Phi}_E = \omega_{XP} + \delta\omega_E = -KTg\Phi_E + \delta\omega_E,$$

$$\dot{\Phi}_N = \omega_{YP} + \delta\omega_N = -KTg\Phi_N + \delta\omega_N.$$

При движении объекта с ускорением возникает соответствующая ошибка. Кажущиеся ускорения, которые измеряют акселерометры, в этом случае равны:

$$f_{XP} = a_E - g\Phi_N, f_{YP} = a_N + g\Phi_E.$$

В корректирующих сигналах возникнут дополнительные слагаемые: $-KTa_N$, $-KTa_E$. В результате платформа будет выставлена с погрешностями. В случае если $f_{XP} = f_{YP} = 0$, углы отклонения платформы от плоскости местного горизонта равны:

$$\Phi_N = \frac{a_E}{g},$$

$$\Phi_E = -\frac{a_N}{g}.$$

Коррекция возникающих погрешностей возможна двумя способами. Если с помощью приемника спутниковой навигационной системы возможно определить текущую скорость автомобиля, то эти значения скоростей проецируются на соответствующие оси навигационного трехгранника. Далее, с использованием фильтра Калмана, спроецированные скорости дифференцируются. Запишем соответствующие матрицы для принятой модели фильтра Калмана:

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} 0 \\ T \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

Уравнения принятой модели имеют вид:

$$\dot{x}_1 = x_2,$$

$$\dot{x}_2 = w,$$

$$z = x_1 + v.$$

Вектор z является вектором измерения, x_1 – низкочастотная составляющая вектора z . Если в качестве вектора измерения принять $z = V_{EN}^{CHC}$, то $x_2 = a_{EN}^{CHC}$. Найденные с помощью фильтра Калмана ускорения используются в корректирующем сигнале:

$$\omega_{XP}^C = -K(\Delta W_{YP} - a_N^{CHC}T) = -KT(f_{YP} - a_N^{CHC}),$$

$$\omega_{YP}^C = K(\Delta W_{XP} - a_E^{CHC}T) = KT(f_{XP} - a_E^{CHC}).$$

В итоге, корректирующие сигналы, которые приводят платформу в плоскость местного горизонта, пропорциональны углам отклонения платформы от своего идеального положения – Φ_E , Φ_N .

Если информация с приемника спутниковой навигационной системы не доступна, коррекция осуществляется с помощью коэффициента K , значение которого зависит от динамики транспортного средства. В случае если объект активно не маневрирует и перемещается равномерно ($|\dot{H}| < 2$ °/с, $\sqrt{a_E^2 + a_N^2} < 0,4$ с²), применяется высокий коэффициент: $K = 0,1$ рад/м, в остальных случаях коэффициент радиальной коррекции составляет $K = 0,02$ рад/м.

Коррекция канала курса также возможна с использованием алгоритма фильтра Калмана. Запишем соответствующие матрицы для принятой модели фильтра Калмана:

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} 0 \\ T \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

Уравнения принятой модели:

$$\dot{x}_1 = x_2,$$

$$\dot{x}_2 = w,$$

$$z = x_1 + v.$$

Если в качестве вектора измерения принять ошибку в определении курсового угла $z = H^{CHC} - H^{BINCH} = \delta H$, то $x^2 = \omega_{ZP}^{dr}$. H^{BINCH} – курсовой угол, вычисленный с помощью бесплатформенной инерциальной системы. H^{CHC} – курсовой угол, определенный с помощью спутниковой навигационной системы. Запишем уравнение для определения H^{CHC} (рис. 3):

$$tgH^{CHC} = \frac{V_E^{CHC}}{V_N^{CHC}}.$$

Корректирующий сигнал ω_{ZP}^C , используемый в контуре коррекции для канала курса, пропорционален ω_{ZP}^{dr} . Следует учитывать, что необходимо выполнение определенных условий для возможности коррекции курсового угла. Поскольку курсовой угол характеризует направление движения подвижного объекта, то погрешность в определении курсового угла тем ниже, чем выше текущая скорость объекта. Поэтому для осуществления коррекции необходимо превышение минимальной скорости объекта.

Корректирующие сигналы ω_{XP}^C , ω_{YP}^C , ω_{ZP}^C подаются в блок вычисления матрицы направляющих косинусов C_b^{LL} (см. рис. 1).

* * *

Предложенный метод коррекции погрешностей позволяет повысить точность навигационного решения

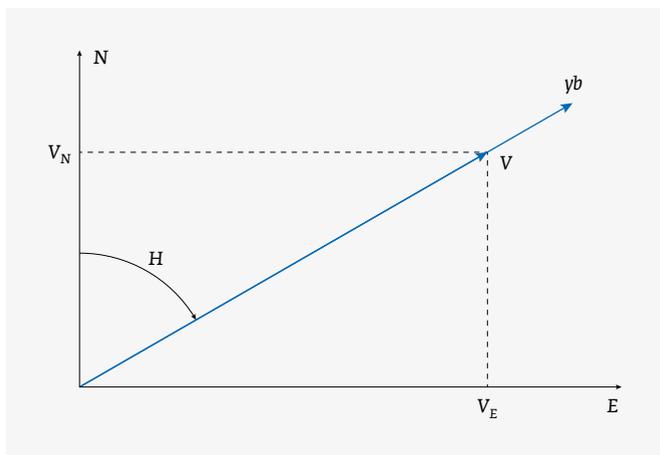


Рис. 3. Вычисление курсового угла подвижного объекта по средствам СНС: V_E , V_N – проекции абсолютной скорости V на восточную и северную оси географического трехгранника

БИНС, построенной на низкоточных датчиках. Для осуществления коррекции необходима дополнительная информация о движении, которую можно получить, используя спутниковую навигационную систему. В основе предложенного метода коррекции углов ориентации

подвижного объекта лежит специализированный алгоритм работы фильтра Калмана. Найденные с помощью фильтра Калмана значения ускорений вводятся в закон управления платформой при радиальной коррекции. Также с помощью фильтра Калмана возможна реализация контура коррекции для курсового угла подвижного объекта.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Salychev O. S.** Verified approaches to inertial navigation. Moscow: BMSTU Press, 2017. 368 p.
2. **Titterton D. H., Weston J. L.** Strapdown Inertial Navigation Technology / 2nd ed. UK Stevenage, The Institution of Electrical Engineers. 2004. 581 p.
3. **Терешков В. И.** Методика полунатурных испытаний корректируемых бесплатформенных инерциальных навигационных систем: специальность 05.11.03 «Приборы навигации»; дис. на соиск. уч. ст. канд. техн. наук; МГТУ им. Н.Э. Баумана. М., 2011. 133 с.
4. **Пельпор Д. С., С. Ф. Коновалов, В. А. Матвеев и др.** Гироскопические системы: Учебник для вузов по специальности «Гироскоп. Приборы и системы»: в 3 ч. М.: Высшая школа, 1988. 423 с.
5. **Salychev O. S.** MEMS-based inertial navigation: expectations and reality. Moscow: BMSTU Press, 2012. 208 p.

Тестирование электроники в эпоху миниатюризации

Хотите узнать больше о наших технологиях и продукции? Свяжитесь с нами по электронной почте russia@jtag.com или посетите наш сайт www.jtag.com.

JTAG TECHNOLOGIES

Как разрабатывать, производить и тестировать высококачественные электронные изделия с меньшими затратами и в короткие сроки?

Более 25 лет в самом сердце электроники

Клиенты в более чем 50 странах

По всему миру продано более 10 000 систем

Более 2500 клиентов

Поддержка по всему миру

Scanning now possible

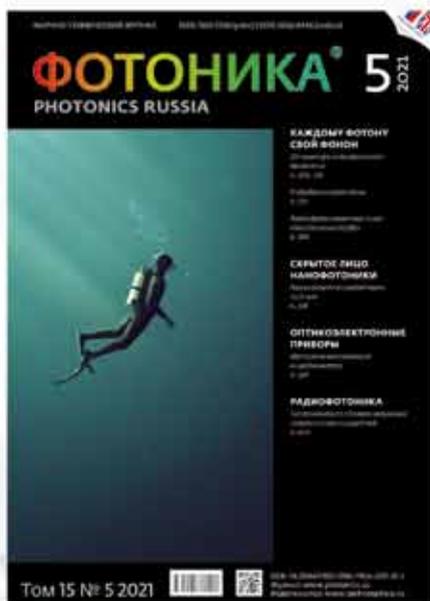


ТЕХНОСФЕРА
РЕКЛАМНО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР

**100% ГАРАНТИЯ
ПОЛУЧЕНИЯ ВСЕХ НОМЕРОВ**



Стоимость 2200 р. за номер
Периодичность: 10 номеров в год
www.electronics.ru



Стоимость 1430 р. за номер
Периодичность: 8 номеров в год
www.photonics.ru



Стоимость 1430 р. за номер
Периодичность: 6 номеров в год
www.j-analytics.ru

ПОДПИСКА НА ЖУРНАЛЫ

www.technosfera.ru



Стоимость 1056 р. за номер
Периодичность: 8 номеров в год
www.lastmile.ru



Стоимость 1287 р. за номер
Периодичность: 8 номеров в год
www.nanoindustry.ru



Стоимость 1716 р. за номер
Периодичность: 4 номера в год
www.stankoinstrument.ru