

Рыжков Л.М., д.т.н., Иванов С.В., к.т.н. (НТУУ «КПИ» Украина)

ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ ДВУХРЕЖИМНЫХ КУРСУКАЗАТЕЛЕЙ

Анализируется динамика корректируемого гирокомпаса (КГК) как двухрежимного курсоуказателя с автоматическим изменением режима функционирования. Показано, что за счет переключения прибора в режим гироазимута можно обеспечить высокую точность показаний. Рассмотрено функционирование прибора с использованием наблюдающего устройства, подключаемого на период маневрирования.

Возникающие при маневрах судна баллистические девиации КГК достигают значительных величин. Уменьшить баллистические девиации можно соответствующим выбором параметров его контура управления. Однако несмотря на указанные меры, погрешности однороторных КГК при маневрировании по-прежнему достаточно значительны. Поэтому представляет значительный интерес задача повышения точности КГК при маневрировании путем более полного использования внутренней информации, имеющейся в КГК. В качестве источника информации об ускорениях судна может быть использован штатный индикатор горизонта (акселерометр) КГК, сигнал с которого используется для приведения главной оси КГК в плоскость меридиана.

Рассмотрим особенности динамики КГК как двухрежимного прибора при использовании наблюдающего устройства, формирующего поправку, вводимую в показания прибора. Уравнения движения КГК примем в виде [1]:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} - r_x \delta &= 0; \\ \dot{\beta} + \omega_\eta \alpha + r_z \delta &= 0; \\ T \dot{\delta} + \delta - \beta &= \frac{1}{g} W_\eta. \end{aligned} \quad (1)$$

В качестве модели КГК выберем уравнения, аналогичные по структуре уравнениям КГК [2]

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\alpha}} - r_{xm} \hat{\delta} &= u_x; \\ \dot{\hat{\beta}} + \omega_\eta \hat{\alpha} + r_{zm} \hat{\delta} &= u_z; \\ T_m \dot{\hat{\delta}} + \hat{\delta} - \hat{\beta} &= 0, \end{aligned} \quad (2)$$

где $\hat{\alpha}$, $\hat{\beta}$, $\hat{\delta}$ – переменные модели, соответствующие действительным переменным КГК α , β , δ ; индексом "м" обозначены параметры модели КГК; u_x , u_z – управляющие воздействия. Поскольку текущее значение ускорения судна W_η неизвестно, то в принятую модель КГК не вошло слагаемое, зависящее от этого ускорения. Обозначим через $\Delta\alpha$, $\Delta\beta$, $\Delta\delta$ – ошибки оценивания: $\Delta\alpha = \alpha - \hat{\alpha}$; $\Delta\beta = \beta - \hat{\beta}$; $\Delta\delta = \delta - \hat{\delta}$.

Измерению доступен выходной сигнал δ фильтра акселерометра. Для оценки погрешности курсоуказания α по измеренному сигналу δ синтезируем наблюдающее устройство [2]. Вычитая из измеренного угла курса оценку погрешности $\hat{\alpha}(t)$, выработанную в наблюдающем устройстве, можно скомпенсировать погрешность КГК $\alpha(t)$ с точностью до ошибки оценивания $\Delta\alpha$.

Если синтезировать наблюдающее устройство так, чтобы его ошибка $\Delta\alpha$ была малой, то баллистическая девиация $\alpha(t)$ будет практически исключена из показаний

КГК. При этом нет необходимости измерять или вычислять ускорение W_η движения судна.

Выберем управляющие воздействия u_x, u_z пропорциональными отклонению координаты модели $\hat{\delta}$ от действительного выхода фильтра акселерометра δ :

$$u_x = k_1 (\delta - \hat{\delta}); u_z = k_2 (\delta - \hat{\delta}),$$

где k_1, k_2 — коэффициенты передачи.

Полагая, что параметры модели r_{xM}, r_{zM}, T_M в точности равны действительным параметрам r_x, r_z, T контура управления КГК, и вычитая из уравнений движения КГК уравнения модели, получим систему уравнений для определения ошибок модели:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\alpha} - (r_x - k_1) \Delta \delta &= 0; \\ \Delta \dot{\beta} + \omega_\eta \Delta \alpha + (r_z + k_2) \Delta \delta &= 0; \\ T \Delta \dot{\delta} + \Delta \delta - \Delta \beta &= W_\eta / g \end{aligned} \quad (3)$$

Рассмотрим задачу выбора коэффициентов передачи k_1, k_2 . На время маневра примем

$$k_1 = r_x; k_2 = r'_z - r_z, \quad (4)$$

где r'_z — значение коэффициента r_z в контуре управления КГК, используемое для режима гироазимута.

В этом случае уравнения ошибок (3) принимают вид:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\alpha} &= 0; \\ \Delta \dot{\beta} + \omega_\eta \Delta \alpha + r'_z \Delta \delta &= 0; \\ T \Delta \dot{\delta} + \Delta \delta - \Delta \beta &= W_\eta / g. \end{aligned} \quad (5)$$

Таким образом, ошибка $\Delta \alpha$ оценивания с помощью наблюдающего устройства погрешности КГК при маневре не зависит от величины ускорения судна W_η и определяется только начальным отклонением модельной координаты $\hat{\alpha}$ от погрешности КГК α .

Использование наблюдающего устройства для оценивания погрешности КГК во время маневра судна эквивалентно переключению КГК в режим гироазимута. Наблюдающее устройство, ограничивая баллистическую девиацию КГК, имеет тот же недостаток, что и гироазимут: ошибка определения угла курса $\Delta \alpha$, как следует из первого уравнения (5), равна начальному отклонению оценки $\hat{\alpha}$ от погрешности КГК α и не убывает. Более того, точно так же, как и погрешность курсоуказания гироазимута, ошибка $\Delta \alpha$ будет накапливается со скоростью азимутального дрейфа гироскопа. Поэтому после окончания маневра необходимо так изменить коэффициенты передачи k_1, k_2 наблюдающего устройства, чтобы обеспечить убывание ошибки $\Delta \alpha$.

Если после окончания маневра ($W_\eta = 0$) выбрать коэффициенты передачи k_1, k_2 нулевыми $k_1 = 0; k_2 = 0$, то уравнения ошибок наблюдающего устройства с точностью до обозначений будут совпадать с уравнениями свободного движения КГК :

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\alpha} - r_x \Delta \delta &= 0; \\ \Delta \dot{\beta} + \omega_\eta \Delta \alpha + r_z \Delta \delta &= 0; \\ T \Delta \dot{\delta} + \Delta \delta - \Delta \beta &= 0. \end{aligned} \quad (6)$$

В этом случае ошибки наблюдающего устройства будут иметь ту же динамику, что и погрешности КГК.

Для проверки ефективності проведеного алгоритма компенсації баллістическої девіації КГК проведемо комп'ютерне моделювання поведінки КГК «Крузиз». Полагаємо, що значення параметрів моделі r_{xM}, r_{zM}, T_M равны дійсним значенням параметрів контура управління КГК r_x, r_z, T .

Рассмотрим движение судна с ускорением $W_n = 0,172 \text{ м/с}^2$ в течении $t_M = 1$ минута, что соответствует набору скорости 20 узлов. Широта плавания судна $\phi = 60^\circ$.

На рис. 1 линия 1 показывает график баллістической девіації $\alpha(t)$ КГК при его физическом переключении в режим гироазимута во время маневра. Линия 2 показывает ошибку $\Delta\alpha$ оценивания баллістической девіації КГК в предложенном наблюдающем устройстве. При этом сам КГК все время работает в штатном режиме гирокомпаса. Моменты времени изменения значений коэффициентов передачи k_1, k_2 определяются путем сравнения выходного сигнала δ фильтра акселерометра с пороговым значением $u = 5$ угл.мин с задержками переключения $t_{гк-га} = 90 \text{ с}$, $t_{га-гк} = 180 \text{ с}$.

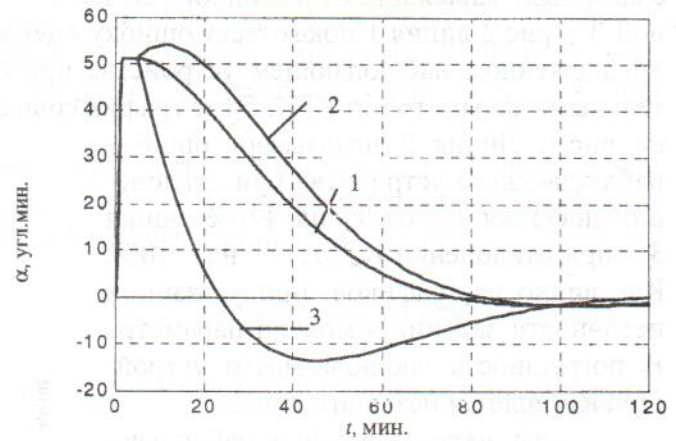


Рис. 1. Баллістическа девіація КГК и ее оценка в наблюдающем устройстве

Как следует из сравнения приведенных графиков, ошибка оценивания баллістической девіації наблюдающим устройством при неизменной работе КГК в штатном режиме гирокомпаса (линия 2) незначительно отличается от баллістической девіації КГК при его физических переключениях в режимы гироазимута и гирокомпаса (линия 1). В то же время использование наблюдающего устройства при постоянной работе КГК в режиме гирокомпаса имеет то преимущество перед двухрежимным КГК, что здесь отсутствует проблема приведения главной оси в меридиан с больших начальных углов отклонения. Поэтому нет необходимости увеличивать крутизну управляющего сигнала r_z на время работы КГК в режиме гироазимута до значения r'_z . Более того, выбрав значение $r'_z = 0$ для коэффициента передачи k_2 наблюдающего устройства на время маневра судна, можно уменьшить ошибку $\Delta\beta$ наблюдающего устройства на время маневра. При этом будет меньше и ошибка $\Delta\alpha$ компенсации баллістической девіації в наблюдающем устройстве после окончания маневра. Указанный эффект иллюстрирует линия 3 на рис. 1, представляющая ошибку оценивания при $r'_z = 0$.

Выше при анализе работы наблюдающего устройства предполагалось, что параметры модели r_{xM}, r_{zM}, T_M в точности равны действительным параметрам r_x, r_z, T контура управления КГК. Действительные значения этих параметров зависят от стабильности параметров электрических цепей блока управления КГК и могут изменяться во время эксплуатации прибора до $\pm 10\%$ от номинальных значений.

Введем ошибки $\Delta r_x, \Delta r_z, \Delta T$ задания параметров контура управления КГК:

$$\Delta r_x = r_x - r_{xM}; \quad \Delta r_z = r_z - r_{zM}; \quad \Delta T = T - T_M. \quad (7)$$

В этом случае имеем следующие уравнения для ошибок наблюдающего устройства:

$$\begin{aligned} \Delta\dot{\alpha} - (r_{xM} - k_1) \Delta\delta &= \Delta r_x \delta; \\ \Delta\dot{\beta} + \omega_{\eta} \Delta\alpha + (r_{zM} + k_2) \Delta\delta &= -\Delta r_z \delta; \\ T_M \Delta\dot{\delta} + \Delta\delta - \Delta\beta &= W_{\eta}/g - \Delta_T \dot{\delta}. \end{aligned} \quad (8)$$

Основным отличием уравнений (8) от уравнений ошибок модели при точно известных значениях параметров r_x , r_z , T является наличие в правых частях уравнений (8) слагаемых, зависящих от выходного сигнала δ фильтра акселерометра и его производной. На рис.2 линия 1 показывает ошибку оценивания баллистической девиации КГК в предложенном наблюдающем устройстве при совпадении его параметров с действительными параметрами КГК. Этот график совпадает с графиком, показанным линией 3 на рис.1. Линия 2 показывает ошибку наблюдающего устройства при отклонении значения r_{xM} от r_x на +10%, линия 3 – при отклонении r_{xM} от r_x на -10%. Как видно из графиков, при указанной неточности задания в модели параметра r_x погрешность наблюдающего устройства изменяется незначительно.

Еще менее критично наблюдающее устройство к неточности задания других параметров контура управления КГК – параметров r_z и T . Неточность задания этих параметров практически не влияет на ошибку $\Delta\alpha$ наблюдающего устройства во время маневра судна. Отличия наблюдаются лишь в переходном процессе уменьшения ошибки $\Delta\alpha$ после окончания маневра.

Таким образом, двухрежимное использование курсоуказателя с автоматическим переключением в режим гироазимута и обратно по информации с индикатора горизонта позволяет обеспечить необходимую точность указания курса. Применение наблюдающего устройства позволяет обеспечить ту же точность курсоуказания без физического переключения прибора в режим гироазимута, что повышает надежность функционирования гирокомпаса.

Список литературы

1. Иванов С.В., Рижков Л.М. Особливості динаміки дворежимного гірокомпаса // Вісник Центрального наукового центру Транспортної академії України. – 1999. – №2. – С. 54-56.
2. Bezvesilnaya O.N., Ivanov S.V., Rizhkov L.M., Staritskiy L.P. Corrected Gyrocompass Synthesis as a System with Changeable Structure. – Proc. of Symposium Gyro Technology 2003, Stuttgart, Germany, 2003. – pp.12.0-12.8.

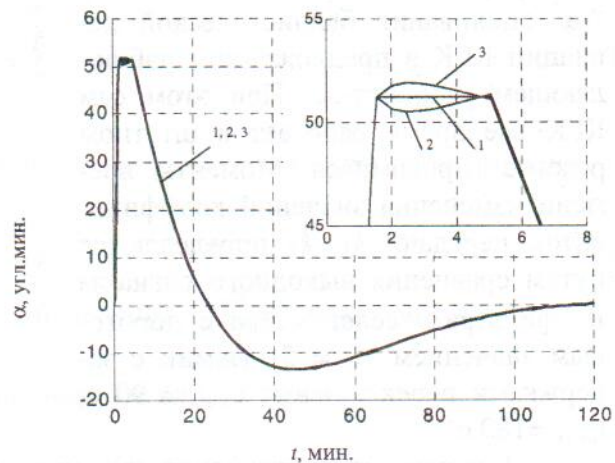


Рис.2. Влияние отклонения параметра r_{xM}