

Stanisław POPOWSKI
Witold DĄBROWSKI
Instytut Lotnictwa

INERCJALNE METODY OKREŚLENIA KIERUNKU PÓŁNOCNEGO

W artykule przedstawiono metody wyznaczania kierunku północnego oparte na pomiarach inercjalnych. Opisano ideę girokompasu – przyrządu, który zrewolucjonizował na początku XX w. pomiar kursu na statkach i okrętach. Przedstawiono procedurę girokompasowania stosowaną od połowy XX w. najpierw w układach kardanowych, a następnie w układach bezkardanowych orientacji przestrzennej. Pokazano modyfikacje tej metody pozwalające na zwiększenie dokładności pomiaru. Zaprezentowano również metodę inercjalną bezgiroskopową, która stanowi ciekawą propozycję rozwoju inercjalnych metod określenia kierunku północnego.

Wstęp

W 1852 roku francuski uczony Leon Foucault zademonstrował w Paryżu doświadczenia z giroskopem, które wskazały możliwość pomiaru takich wielkości, jak prędkość wirowania Ziemi, szerokość geograficzna miejsca przeprowadzania eksperymentu oraz kierunek w stosunku do południka, czyli kurs geograficzny.

W 1907 roku firma Anschütz opracowała pierwszy model girokompasu morskiego, którego działanie oparto na właściwościach giroskopu [3]. Wcześniej stosowane kompasy morskie wykorzystywały właściwości ziemskiego pola magnetycznego. Kompas te wykazywały liczne wady, które ujawniały się wraz z powszechnym stosowaniem konstrukcji stalowych w budowie okrętów. Wady te, w postaci błędów dewiacji półokrężnej i ćwierćokrężnej, wymagały specjalnych zabiegów do ich kompensacji. Również anomalie ziemskiego pola magnetycznego i duża podatność na zakłócenia sprawiły, że kompasy magnetyczne nie zapewniały dużej dokładności wskazań.

W 1921 roku Max Schuler, pracując w Clausthal-Zellerfeld Technical College, unowocześnił konstrukcję girokompasu i uzyskał w przeprowadzanych eksperymentach dokładność określenia kierunku w stosunku do północy geograficznej rzędu 20 s kątowych [3].

W 1953 roku w USA odbył się pierwszy lot samolotu z systemem nawigacji inercyjnej. System ten zapewniał w pełni autonomiczną nawigację i orientację podczas lotu, jak również umożliwiał wstępną orientację przed startem (girokompasowanie). Był to system typu kardanowego. Do stabilizacji platformy pomiarowej zawierającej giroskopy i przyspieszeniomierze zastosowano ramy zawieszenia Cardana. Systemy tego typu osiągnęły swoją szczytową doskonałość w zastosowaniach na atomowych łodziach podwodnych mogących nieprzerwanie nawigować przez wiele miesięcy.

W latach 60. powstały pierwsze systemy orientacji i nawigacji inercyjnej typu bezkardanowego (*strapdown*). Systemy te są wciąż rozwijane, przez co osiąga się duże dokładności pomiaru, łatwość eksploatacji i umiarkowaną cenę. Znajdują one zastosowanie na obiektach morskich, lądowych i kosmicznych.

1. Girokompas

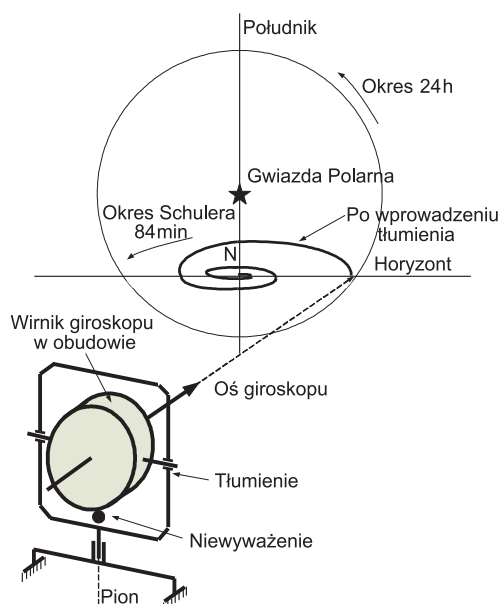
Pierwszy girokompas zademonstrował Leon Foucault w 1852 r. podczas słynnych doświadczeń z giroskopem. Girokompas Foucault nadawał się tylko do pomiarów stacjonarnych. Do końca XIX w. powstawały różne konstrukcje umożliwiające określenie kierunku północnego za pomocą giroskopu, ale dopiero w 1904 r. pojawiły się patenty Anschütza, a w 1907 – pierwsza konstrukcja morskiego girokompasu jednogiroskopowego. Jednak dopiero prace M. Schulera prowadzone w latach 1910-1923 doprowadziły do powstania w pełni użytecznych przyrządów pomiarowych, które potrafiły wyznaczyć w warunkach stacjonarnych kierunek północy z dokładnością ok. 20 sekund kątowych i które potrafiły działać w warunkach eksploatacyjnych na statkach i okrętach. Znaczny wzrost dokładności pomiarów nastąpił po wprowadzeniu zmian, które spowodowały, że okres wahań głównej osi giroskopu jest zgodny z okresem Schulera (84 min). Okres wahań nietłumionych girokompasu określa wzór:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{H}{P_k \Omega_E \cos \Phi}} \quad (1)$$

gdzie: H – kręt giroskopu, P_k – parametr konstrukcyjny związany z niewyważeniem, Ω_E – prędkość obrotowa Ziemi, Φ – szerokość geograficzna miejsca pomiaru.

Wartość $T = 84$ min jest najczęściej osiągnięta dla szerokości geograficznej $\Phi = 60$ deg (nazywana szerokością konstrukcyjną). Drugim istotnym czynnikiem wpływającym na skrócenie czasu pomiaru jest wprowadzenie tłumienia (rys. 1.). Pomimo wielu znaczących udoskonaleń, girokompasy z zasady nie są przewidziane do pracy na obiektach poruszających się z dużymi prędkościami.

Na statkach i okrętach, w związku z falowaniem oraz przyspieszeniami wynikającymi z manewrów, ma się do czynienia z tzw. dewiacją inercyjną, która ogranicza dokładność girokompasów.



Rys. 1. Ruch osi giroskopu w przypadku wprowadzenia tłumienia i jego braku

Girokompassy, poza zastosowaniem stacjonarnym, np. w budownictwie, w przemyśle wydobywczym, górnictwie, wykorzystano w obiektach wolno poruszających się (statkach i okrętach, łodziach podwodnych). Jeden z najmniejszych girokompasów, powstały w 1943 r. w Niemczech, znalazł zastosowanie na miniaturowej łodzi podwodnej. Dokładność tego przyrządu wynosiła ok. 1 deg.

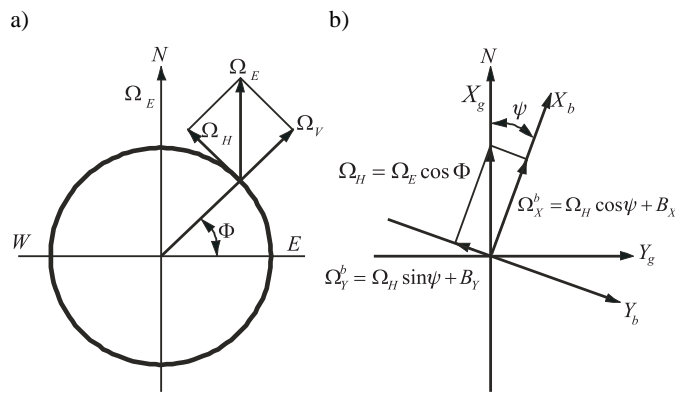
2. Metody pomiaru azymutu w systemach typu *strapdown*

Do określenia kierunku południka (kierunku północy geograficznej) wykorzystuje się zjawisko ruchu obrotowego Ziemi oraz jej grawitację. Proces girokompasowania w systemach *strapdown* przebiega dwuetapowo. W pierwszym etapie system określa położenie płaszczyzny horyzontalnej w miejscu wykonania pomiaru. Do tego celu wykorzystuje się pomiar wektora przyspieszenia ziemskiego. Tylko składowe wektora przyspieszenia leżące w płaszczyźnie horyzontalnej mają wartości zerowe, a składowa pionowa przyjmuje wartość 1 g. Mając wyznaczone położenie tej płaszczyzny odniesienia (azymut obiektu określona się w płaszczyźnie horyzontu), przechodzi się do drugiego etapu procesu,

w trakcie którego wyznaczony zostaje azymut obiektu. Proces ten nazywa się girokompasowaniem. Na rysunku 2. przedstawiono zasadę przeprowadzania tego pomiaru. Rysunek 2a przedstawia kulę ziemską z zaznaczonym wektorem prędkości jej obrotu Ω_E . W miejscu przeprowadzania girokompasowania o szerokości geograficznej Φ istnieją dwie składowe tego wektora – pionowa i pozioma o wartościach:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_V &= \Omega_E \sin \Phi \\ \Omega_H &= \Omega_E \cos \Phi \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

gdzie: Ω_E – prędkość obrotu kuli ziemskiej = 15,041 deg/h, Ω_V – składowa pionowa, Ω_H – składowa pozioma.



Rys. 2. Proces girokompasowania – określenie kierunku północnego: a) wektor obrotu kuli ziemskiej, b) pomiar azymutu

Na rysunku 2b przedstawiono proces pomiaru azymutu podczas girokompasowania w płaszczyźnie horyzontalnej. Wprowadzono dwa układy współrzędnych prostokątnych. Jeden oznaczony OX_gY_g jest układem normalnym ziemskim, którego jedna oś skierowana jest na północ, a druga na wschód. Drugi układ OX_bY_b związany jest z obiektem i wyznacza kierunki jego głównych osi sprowadzonych do płaszczyzny horyzontu. W punkcie 0 zamocowane są czujniki pomiarowe zorientowane zgodnie z osiami obiektu, które mierzą składowe horyzontalne prędkości obrotu kuli ziemskiej:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_X^b &= \Omega_H \cos \psi + B_X \\ \Omega_Y^b &= \Omega_H \sin \psi + B_Y \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

gdzie: Ω_X^b – składowa horyzontalna mierzona wzdłuż osi X_b obiektu, Ω_Y^b – składowa horyzontalna mierzona wzdłuż osi Y_b obiektu, ψ – azymut obiektu, B_X, B_Y – błędy giroskopów wzdłuż osi X_b i Y_b .

Na podstawie rys. 2b można obliczyć wartość azymutu:

$$\psi_{obl} = \arctg\left(\frac{\Omega_Y^b}{\Omega_X^b}\right) = \arctg\left(\frac{\Omega_H \sin \psi + B_Y}{\Omega_H \cos \psi + B_X}\right) \quad (4)$$

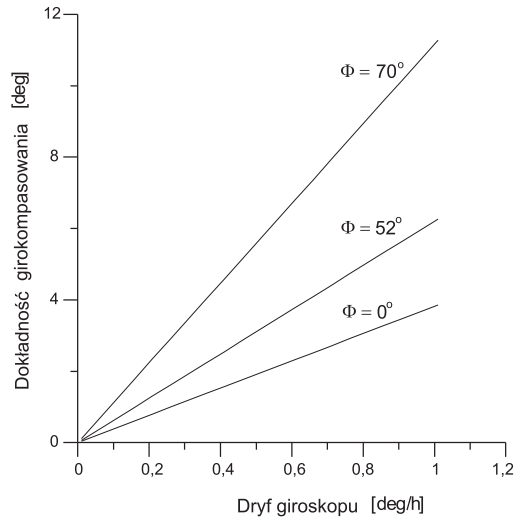
gdzie: ψ_{obl} – wartość obliczona azymutu, ψ – wartość rzeczywista azymutu.

Przy założeniu, że ψ ma małą wartość, można przyjąć $\sin \psi = \psi$ i $\cos \psi = 1$. Zakładając dodatkowo, że B_X jest małe w stosunku do Ω_H (co praktycznie zawsze jest spełnione), ze wzoru (4) można obliczyć:

$$\psi_{obl} - \psi = \frac{B_Y}{\Omega_H} \quad (5)$$

Różnica azymutów $\psi_{obl} - \psi$ jest błędem wyznaczenia azymutu:

$$\delta_k = \frac{B_Y}{\Omega_H} \quad (6)$$



Rys. 3. Błędy girokompasowania w zależności od dryfu giroskopu i szerokości geograficznej

Na rysunku 3. przedstawiono wartości błędu girokompasowania δ_k , wyliczone z równania (6), w funkcji błędów giroskopów oraz dla szerokości geograficznych od równika do 70° . Wyprowadzenie błędu wyznaczenia azymutu oparte jest na założeniu, że kąt ψ ma małą wartość. Można jednak udowodnić, że równanie to jest również prawdziwe dla całego zakresu zmian kierunku.

Na podstawie równania (4) widać, że na kierunku wschód–zachód wartość azymutu będzie nieokreślona. Aby do tego nie dopuścić, w pobliżu tego kierunku stosuje się następującą zależność [7]:

$$\psi_{obl} = \frac{\pi}{2} - \arctg\left(\frac{\Omega_X^b}{\Omega_Y^b}\right) \quad (7)$$

Metody ograniczenia wpływu błędów giroskopów podczas girokompasowania stosowane w systemach *strapdown*

Metoda dwukrotnego pomiaru

W metodzie tej girokompasowanie przeprowadza się dwukrotnie. Pierwszy pomiar dokonywany jest zgodnie z rys. 2b. Zespół czujników pomiarowych obraca się w płaszczyźnie horyzontu o 180° , a następnie pomiar powtarza. Pomiarzy uzyskane w pierwszym i drugim etapie określają wzory:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_X^b(0) &= \Omega_H \cos \psi + B_X, & \Omega_X^b(180) &= \Omega_H \cos(\psi + 180^\circ) + B_X \\ \Omega_Y^b(0) &= \Omega_H \sin \psi + B_Y, & \Omega_Y^b(180) &= \Omega_H \sin(\psi + 180^\circ) + B_Y \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Przy założeniu stałych błędów giroskopów, azymut jest wyliczany zgodnie z równaniem (9):

$$\psi_{obl} = \arctg\left(\frac{\Omega_Y^b(0) - \Omega_Y^b(180)}{\Omega_X^b(0) - \Omega_X^b(180)}\right) = \arctg\left(\frac{\Omega_H \sin \psi}{\Omega_H \cos \psi}\right) \quad (9)$$

Z zestawienia równań (3) i (9) widać, że stałe dryfy giroskopów zostały wyeliminowane. W warunkach rzeczywistych dryfy są zmienne, jednakże w krótkim czasie przeprowadzania girokompasowania dla giroskopów o dużej stabilności współczynnika skali zmiany te są niewielkie, przez co metoda ta jest wyjątkowo skuteczna.

Metoda wielokrotnego pomiaru [3]

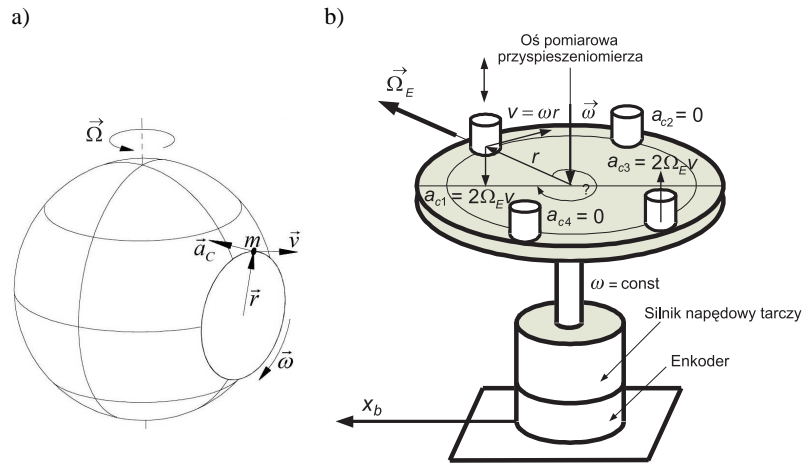
W metodzie wielokrotnego pomiaru wykonuje się N pomiarów. Proces pomiaru wyjaśniają równania:

$$\left. \begin{aligned} R &= \sum_{i=1}^N \Omega(\psi_i) \cos(\psi_i) \\ I &= \sum_{i=1}^N \Omega(\psi_i) \sin(\psi_i) \\ \psi_{obl} &= \arctg\left(\frac{I}{R}\right) \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

gdzie: N – liczba pomiarów, ψ_i – bieżący azymut, R – suma składowych mierzonych wzdłuż osi X obiektu, I – suma składowych mierzonych wzdłuż osi Y obiektu.

3. Inercyjne metody bezgiroskopowe określania północy

Ciekawą propozycję urządzenia bezgiroskopowego zamieszczono w pracach [1, 4]. Koncepcja tych rozwiązań zakłada wykorzystanie siły Coriolisa, będącej następstwem przyspieszenia powstałego podczas unoszenia z prędkością kątową (w tym przypadku z prędkością Ziemi Ω_Z) ciała poruszającego się z prędkością liniową v . Prędkość liniową v uzyskuje się w wyniku zadania ruchu obrotowego tarczy obracającej się ze stałą prędkością obrotową ω o promieniu r (rys. 4a). Aby zwiększyć przejrzystość opisu rozwiązania, należy rozpatrzeć położenie poziome tarczy na równiku; oś podłużna obiektu odchylona jest o poszukiwaną wartość kąta ψ . Wartość przyspieszenia Coriolisa mierzona jest za pomocą przyspieszeniomierza o osi pomiarowej prostopadłej do po-



Rys. 4. Idea pomiaru kierunku bez giroskopów (a), układ doświadczalny (b)

wierzchni wirującej tarczy (rys. 4b). Przyspieszenie to jest proporcjonalne do iloczynu odpowiednich składowych prędkości Ω_E i ω . Przy założeniu stałej (lub zmierzonej) wartości ω przyspieszenie Coriolisa mierzone przez przyspieszeniometer jest funkcją kąta obrotu tarczy (względem osi podłużnej x_b) z przesunięciem fazowym o wartości ψ (czyli azymutu). Maksimum amplitudy sygnału przyspieszeniometera jest osiągane dla kąta położenia wirującej tarczy równego ψ . W rzeczywistości amplituda sygnału jest funkcją pozostałych kątów orientacji. W tym przypadku proponuje się określić wartość kąta ψ poprzez wyszukanie zerowych wartości amplitud sygnału. Wartość zerowa sygnału jest osiągana, gdy kąty położenia tarczy przyjmują wartości $(\psi - 90 \text{ deg})$ i $(\psi + 90 \text{ deg})$.

Aby wypoziomować lub zmierzyć kąty pochylenia i przechylenia obiektu na wirującej tarczy, montuje się przyspieszeniometer (o osi pomiarowej leżącej w płaszczyźnie tarczy), mierzący składowe przyspieszenia ziemskiego w funkcji kąta obrotu tarczy. Według publikacji [1] w urządzeniu z tarczą wirującą z prędkością 25 obrotów na sekundę i o promieniu zabudowy przyspieszeniometera równym 15 mm błąd azymutu w warunkach ustalonych był na poziomie 0,01 deg.

4. Wnioski

Inercjalne metody określenia azymutu obiektów znajdujących się na powierzchni Ziemi lub w jej pobliżu (pod ziemią, pod wodą, nad ziemią, na lądzie, w wodzie, w bliskim kosmosie) są bardzo „atrakcyjne” z racji dużej niezawodności tych metod i dość dużej dokładności. Wysoka niezawodność tych pomiarów związana jest z niemożnością zakłócenia pola grawitacyjnego Ziemi oraz jej wektora prędkości obrotowej. Są to cechy szczególne dla Ziemi, umożliwiające przeprowadzenie opisanych metod.

Aby metody te mogły być stosowane, muszą być spełnione pewne warunki [2, 7]. Jednym z najważniejszych warunków jest zachowanie podczas procesu girokompasowania niezakłóconej pracy w sensie mechanicznym. Prędkość obrotu Ziemi jest stosunkowo niewielka (15,04 deg/h) i każdy ruch układu może w istotny sposób zakłócać pomiar. Jest to szczególnie ważne w przypadku wykonywania procedury girokompasowania na obiekcie latającym, który stoi na ziemi, zaopatrzonym w duże powierzchnie nośne podatne na podmuchy wiatru. Innym warunkiem jest eliminacja wpływu szkodliwych przyspieszeń pochodzących od manewrów oraz falowania na statkach i okrętach. Do eliminacji tych niepożądanych zjawisk (dewiacja inercyjna) stosuje się filtracje, w tym kalmanowską oraz aproksymację falkową. Zakłócenia mechaniczne powodują wzrost czasu trwania procedury girokompasowania. W przypadku typowym wynosi on

ok. 5 min, a w czasie zakłóceń wzrasta do 10÷15 min, przy czym proces girokompasowania może zakończyć się bez sukcesu.

W przypadku pojazdów lądowych można próbować przeprowadzać proces girokompasowania podczas ruchu obiektu. Taką próbę opisano w pracach [5, 6]. Metody podwójnego i wielokrotnego girokompasowania pozwalają na znaczące zwiększenie dokładności przy wykorzystaniu tych samych czujników. W praktyce metoda podwójnego girokompasowania pozwala na zmniejszenie błędu azymutu początkowego 3÷4 razy dla giroskopów klasy 1 deg/h. Wykonując girokompasowanie na szerokości geograficznej Warszawy giroskopami o dryfie 1 deg/h, można spodziewać się błędu azymutu na poziomie 6 deg (rys. 3.), a po podwójnym girokompasowaniu – błędu poniżej 2 deg. W przypadku giroskopów dających dokładniejsze wyniki zysk jest jeszcze większy, co wynika ze wzrostu stabilności sygnału z girokopu.

Literatura

- [1] Bar-Itzhack I.Y., Reiner J., Naroditsky M.: New inertial azimuth finder apparatus, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 24, no 2, 2001.
- [2] Kayton M., Fried W.R.: *Avionics navigation systems*, John Wiley & Sons, London 1997.
- [3] Lamprecht H.A., Tromp H., Abbot M.A.: Base motion compensation for a fiber-optic north-seeking gyroscope, *Symposium Gyro Technology*, Stuttgart 1996.
- [4] Pöthig T.: Entwicklung und Erprobung eines Systems Zurkreisellosten Nordrichtungsbestimmung auf Grundlage von Beschleunigungsmessungen, *Regelungstechnisches Kolloquium in Boppard*, 25÷27 Februar 2009.
- [5] Szymanowski J., Grzelak J., Popowski S.: Dynamic initial settings update method in inertial navigation systems, *Annual of Navigation*, no 8, 2004.
- [6] Szymanowski J., Grzelak J., Popowski S.: Static initial azimuth update method in land navigation systems, *Annual of Navigation*, no 6, 2003.
- [7] Titterton D.H., Weston J.L.: *Strapdown inertial navigation technology*, Peter Peregrinus, 1997.

INERTIAL NORTH FINDING METHODS

Abstract

In the article north finding methods based on inertial measurements are presented. The idea of gyrocompass is described, as at the beginning of 20th century this instrument revolutionised procedures of course angle measurement on ships. The gyrocompassing procedure is presented – it was used during first half of 20th century, primarily in cardan and then in strapdown inertial attitude measuring systems. Modifications of this method, aimed at improving measurement accuracy, are discussed. The nongyroscopic inertial method is also considered, as an interesting proposition for the development of inertial north finding methods.

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.