

Ograniczanie błędów nawigacji dla odwiertów kierunkowych i rurociągów podziemnych

Witold Dąbrowski, Stanisław Popowski

Instytut Lotnictwa, Warszawa

Streszczenie: Znajomość trajektorii odwiertu jest niezbędna do prawidłowego sterowania wiertłem, gwarantującego osiągnięcie założonego przebiegu odwiertu. Również w przypadku rurociągów do przesyłania paliw – ich przebieg powinien być monitorowany. Zadania te mogą być zrealizowane dzięki zastosowaniu metody zmniejszania błędów układów nawigacji zliczeniowej, ze szczególnym uwzględnieniem prawidłowo ustalonych warunków początkowych nawigacji.

Słowa kluczowe: nawigacja, nawigacja zliczeniowa, nawigacja inercjalna, błędy nawigacji

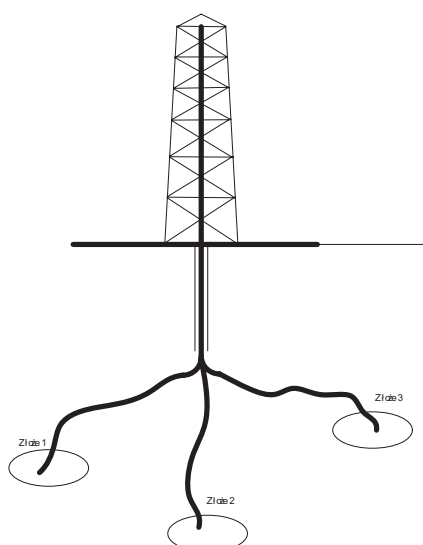
DOI: 10.14313/PAR_206/75

1. Wprowadzenie

Coraz szersze stosowanie odwiertów kierunkowych wymaga znajomości ich trajektorii. Wiedza ta jest niezbędna w trakcie prowadzenia wiercenia w celu umożliwienia ste-

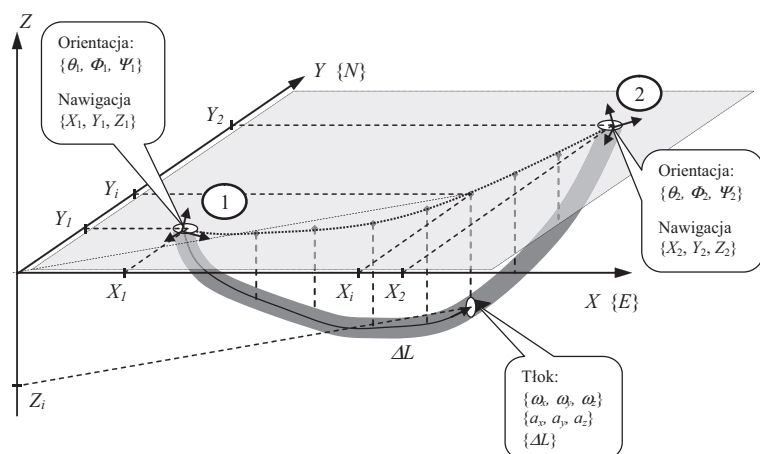
rowania wiertłem tak, aby osiągnąć założone położenie odwiertu. Dzięki temu możliwe jest osiągnięcie z jednego punktu wiercenia różnych rejonów złoża (rys. 1). Można też dotrzeć do trudno dostępnego złoża położonego pod naturalnymi przeszkodami (np. zbiornikami wodnymi lub terenami górzystymi). Podobnie w przypadku rurociągów do przesyłania paliw płynnych i gazowych, które powinny być w szczególności monitorowane ze względu na niebezpieczeństwo wystąpienia katastrofy ekologicznej. Aby zagwarantować bezpieczeństwo, rurociągi te są najczęściej ułożone w wykopach pod ziemią. Również przewozy przez rzeki są wykonywane pod dnem rzek. Takie postępowanie powoduje, że w miejscach, gdzie na skutek oddziaływania dużej masy wody na podłoże niestabilne geologicznie, dochodzi do przemieszczenia fragmentów rurociągów i w efekcie do nieszczelności i wycieków, nie ma bezpośredniego dostępu z zewnątrz i możliwości ich kontroli.

Monitorowanie takich miejsc odwiertów oraz rurociągów jest bardzo kłopotliwe. Metody geodezyjne są bezsilne. Również systemy GPS nie mogą tu być stoso-



Rys. 1. Przykład zastosowania odwiertów kierunkowych

Fig. 1. An example of controlled drilling application



Rys. 2. Przykład odcinka rurociągu podziemnego: 1 – punkt początkowy (wlot), 2 – punkt końcowy (wylot), tłok – inercjalny układ pomiarowy i hodometr do pomiaru długości rurociągu

Fig. 2. The example of underground pipeline part: 1 – start point (inlet), 2 – end point (outlet), piston – the inertial measuring system and the odometer for measurement of length of the pipeline

wane. Jedynym sposobem jest pomiar położenia rurocią-gów od wnętrza rury za pomocą czujników inercjalnych (rys. 2). W systemach nawigacji odwiertów i rurocią-gów ma zastosowanie przede wszystkim nawigacja zliczeniowa lub (w szczególnych przypadkach, gdy nie można skorzy-stać z licznika drogi) nawigacja inercjalna [1, 2]. W pierw-szym przypadku realizowany jest inercjalny pomiar kątów orientacji oraz pomiar przebytej drogi za pomocą hodo-metru. W drugim przypadku – zarówno kąty orientacji, jak i droga są mierzone czujnikami inercjalnymi.

W jednym i drugim przypadku pojawia się problem związany z cechą charakterystyczną nawigacji zliczenio-wej, w szczególności inercjalnej. Na skutek całkowania w systemie błędy rosną wraz z czasem trwania nawigacji. Dla nawigacji zliczeniowej jest to liniowy przyrost błędu w czasie, a w przypadku nawigacji inercjalnej, wzrost para-boliczny.

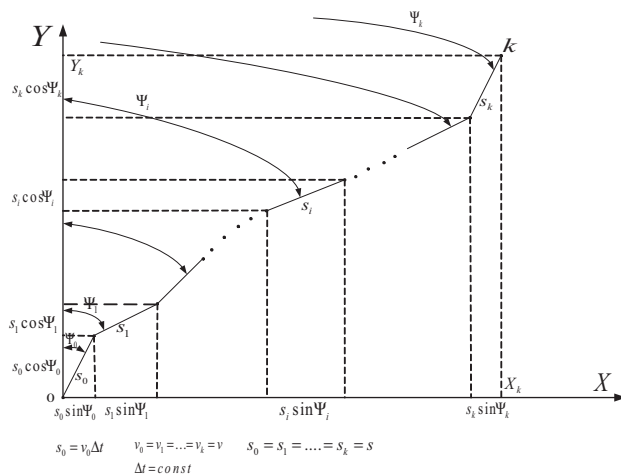
2. Błędy nawigacji zliczeniowej

Dalej zostanie przedstawiony sposób liczenia błędów wystę-pujących w nawigacji zliczeniowej. Dla uproszczenia zosta-nie przeanalizowany przypadek dwuwymiarowy, gdzie po-łożenie określone jest za pomocą dwóch współrzędnych X i Y. Mierzony jest jeden kąt orientacji, azymut, natomiast założona jest stała prędkość obiektu, którego trajekto-rię należy określić. W dużym uproszczeniu jest to model nawigacji w rurociągu, w którym przepływa ciecz o sta-łej prędkości. Rurociąg ten jest zakopany w terenie płas-kim (rys. 3).

Przy powyższych założeniach błąd określenia końco-wego położenia można oszacować następująco:

$$X_k = \sum_{i=0}^k x_i = \sum_{i=0}^k s \sin \Psi_i$$

$$Y_k = \sum_{i=0}^k y_i = \sum_{i=0}^k s \cos \Psi_i$$



Rys. 3. Nawigacja zliczeniowa – model płaski

Fig. 3. Dead reckoning – 2D model

$$\Delta x_i = \Delta s_i \frac{\partial x_i}{\partial s_i} + \Delta \Psi_i \frac{\partial x_i}{\partial \Psi_i}$$

$$\Delta y_i = \Delta s_i \frac{\partial y_i}{\partial s_i} + \Delta \Psi_i \frac{\partial y_i}{\partial \Psi_i}$$

$$x_i = s \sin \Psi_i$$

$$\frac{\partial x_i}{\partial s_i} = \sin \Psi_i$$

$$\frac{\partial x_i}{\partial \Psi_i} = s \cos \Psi_i$$

$$y_i = s \cos \Psi_i$$

$$\frac{\partial y_i}{\partial s_i} = \cos \Psi_i$$

$$\frac{\partial y_i}{\partial \Psi_i} = -s \sin \Psi_i$$

$$\Delta x_i = \Delta s_i \sin \Psi_i + \Delta \Psi_i s \cos \Psi_i$$

$$\Delta y_i = \Delta s_i \cos \Psi_i - \Delta \Psi_i s \sin \Psi_i$$

$$\Delta L_i = \sqrt{\Delta x_i^2 + \Delta y_i^2}$$

$$\Delta L_i = \sqrt{\Delta x_i^2 + \Delta y_i^2}$$

$$\Delta L_i = \sqrt{(\Delta s_i^2 + \Delta \Psi_i^2 s^2)}$$

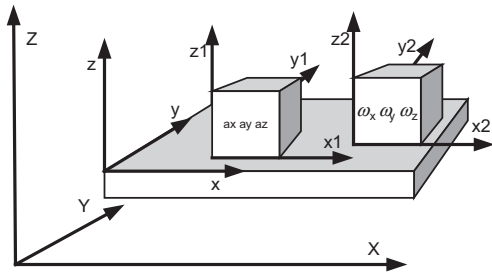
$$\Delta L = \sum_{i=0}^k \Delta L_i = \sum_{i=0}^k \sqrt{(\Delta s_i^2 + \Delta \Psi_i^2 s^2)} \tag{1}$$

Mierząc w trakcie przemieszczania drogę i azymut, można określić końcowe położenie z dokładnością ΔL (1). Dokładność tego pomiaru zależy od błędu hodo-metru i błędu azymutu. Pomiar hodo-metrem charakte-ryzuje się dużą dokładnością. Najczęściej jest to licznik drogi z rolką dociśniętą do wnętrza rury. Obroty rolki są zliczane i przy znajomości długości obwodu rolki przeli-czane na drogę. W celu zapewnienia redundancji pomiaru, układ hodo-metru może być zwielokrotniony (2-, 3-krot-nie). Problemem podstawowym jest zapewnienie dokład-ności pomiaru azymutu, i to zarówno podczas ustalania warunków początkowych (na starcie), jak i podczas ruchu.

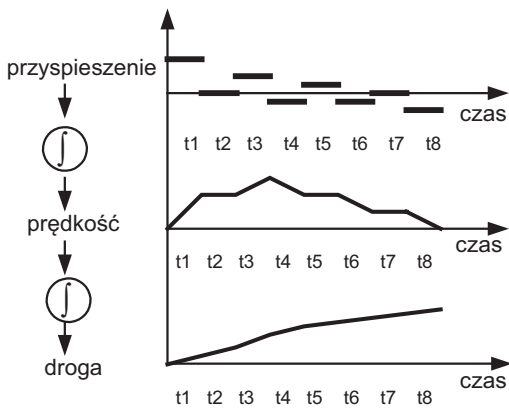
3. Błędy nawigacji inercjalnej

Nawigacja bezwładnościowa jest jedną z odmian nawiga-cji zliczeniowej. Znając miejsce startu, mierząc w każdej chwili kierunek ruchu oraz prędkość względem przyjętego układu współrzędnych, można obliczyć aktualne położe-nie przez całkowanie odpowiednich składowych prędkości względem czasu. W nawigacji inercjalnej pierwotną, mie-rzoną informacją są składowe przyspieszenia w przyjętym układzie współrzędnych, a prędkość jest wielkością pośred-nią (rys. 5). Składowe przyspieszenia mierzone są przez przyspieszeniomierze, które najczęściej działają na zasadzie pomiaru sił bezwładności masy pomiarowej utrzymywanej w stałym położeniu za pomocą sił zawieszenia.

Niestety, przyspieszeniomierze liniowe nie mogą zmie-rzyć obrotów i każdy ruch kątowy platformy niweczy



Rys. 4. Nawigacja inercjalna: platforma z czujnikami
Fig. 4. Inertial navigation: platform with sensors



Rys. 5. Nawigacja inercjalna: proces dwukrotnego całkowania przyspieszenia
Fig. 5. Inertial navigation: double integration process of acceleration

dotychczasowy pomiar. Potrzebne jest dodatkowe urządzenie, które odpowiednio zorientowałoby platformę względem przyjętego układu współrzędnych. Takim urządzeniem może być żyroskop, który umożliwia realizację pomiaru obrotów w przestrzeni inercjalnej.

Problem nawigacji na obiektach polega na nawigowaniu względem obracającej się Ziemi, a nie przestrzeni inercjalnej. Ponadto, istnieje jeszcze jeden problem związany z zachowaniem odpowiedniej dokładności nawigacji inercjalnej w czasie. Jeśli zastosowany przyspieszoniomierz w kierunku ruchu obiektu ma dokładność δf , to przy pominięciu wszystkich innych błędów, po czasie t na skutek dwukrotnego całkowania błąd określenia położenia wyniesie:

$$\Delta x_p = \frac{\delta f \cdot t^2}{2} \quad (2)$$

Podobnie dryf żyroskopu $\delta\omega$ byłby przyczyną pochylenia platformy od nominalnej płaszczyzny i powodowałby również błędy położenia równe:

$$\Delta x_g = \frac{g\delta\omega \cdot t^3}{6} \quad (3)$$

Błąd całkowity tak prowadzonej nawigacji byłby w najprostszym przypadku sumą obu błędów. Jak widać,

błędy w funkcji czasu narastają nieliniowo, osiągając w krótkim czasie bardzo duże wartości. W przypadku czujników inercjalnych średniej klasy o dokładności żyroskopu 1 deg/h i przyspieszoniomierza 0,1 mg, dla czasu pomiaru 60 s można uzyskać dokładność rzędu $\Delta x_p = 1,74$ m oraz $\Delta x_g = 1,8$ m, w sumie powyżej 3,5 m.

4. Ograniczanie błędów początkowych nawigacji

Jak widać z przedstawionych przykładów, zarówno dla nawigacji zliczeniowej, jak i dla jego szczególnego przypadku – nawigacji inercjalnej – błędy narastają z czasem. Wynika to z procesu całkowania, który występuje w obu przypadkach. Dodatkowo, wpływ na wynik końcowy mają warunki początkowe całego procesu, które również są obciążone błędami. W obu przypadkach nawigacji jest sześć warunków początkowych. Trzy dotyczą położenia punktu startu (X_0, Y_0, Z_0) oraz trzy dotyczą początkowej orientacji sondy pomiarowej (Θ_0, Φ_0, Ψ_0). W przypadku współrzędnych miejsca startu stosunkowo łatwo ustalić je z dużą dokładnością korzystając z metod geodezyjnych lub za pomocą różnicowego odbiornika GPS. Kąty początkowe muszą zostać wyznaczone inercjalnymi czujnikami pomiarowymi. Najłatwiej jest w przypadku pochylenia i przechylenia. Kąty są mierzone za pomocą przyspieszoniomierzy. Zależność (4) [3] określa mierzone przyspieszenia. Wynikają one z ruchu sondy oraz z przyspieszeń grawitacyjnych. W przypadku unieruchomienia, przyspieszenia wynikające z ruchu są równe zero i wtedy można za pomocą dwóch pierwszych równań zmierzyć oba kąty (5).

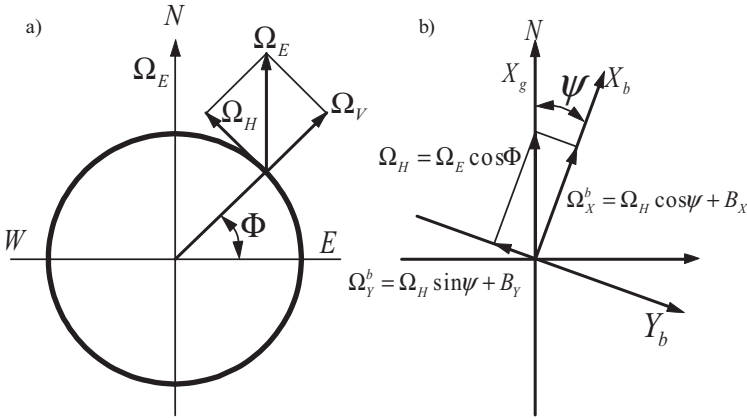
$$\begin{bmatrix} \mathbf{a}_x \\ \mathbf{a}_y \\ \mathbf{a}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{u}} + \mathbf{q}\mathbf{w} - \mathbf{r}\mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{r}\mathbf{u} - \mathbf{p}\mathbf{w} \\ \dot{\mathbf{w}} + \mathbf{p}\mathbf{v} - \mathbf{q}\mathbf{u} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g \sin \Theta \\ -g \cos \Theta \sin \Phi \\ -g \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \Theta &= a \sin\left(\frac{\mathbf{a}_x}{g}\right), \\ \Phi &= -a \sin\left(\frac{\mathbf{a}_y}{g \cos \Theta}\right). \end{aligned} \quad (5)$$

W zależności od dokładności zastosowanych przyspieszoniomierzy można osiągnąć różne dokładności pomiaru kątów. Przykładowo, dla dokładności przyspieszoniomierza 0,01g otrzymamy dokładność pomiaru kąta 0,0573 deg; dla 0,0005g – dokładność 0,0286 deg.

Istotnym problemem jest pomiar kąta azymutu początkowego. Do tego celu wykorzystuje się pomiary prędkości kątowej dokonane za pomocą żyroskopów. Na rys. 6 pokazano ideę takiego pomiaru.

Założono wstępnie, że kąty pochylenia i przechylenia są już wyznaczone z pomiarów przyspieszoniomierzami. Na rys. 6 (po lewej) przedstawiono kulę ziemską, która wiruje z prędkością kątową Ω_F . Urządzenie pomiarowe znajduje się na szerokości geograficznej Φ . W tym miejscu prędkość kątoowa obrotu kuli ziemskiej ma dwie składowe, horyzontalną Ω_H oraz pionową Ω_V . Na rys. 6 (z prawej) przed-



Rys. 6. Pomiar azymutu początkowego w procesie żyrokompasowania
Fig. 6. An initial azimuth measurement during gyrocompassing

Błąd azymutu początkowego określamy jako różnicę między azymutem obliczonym i rzeczywistym. Na podstawie (6) wynosi on:

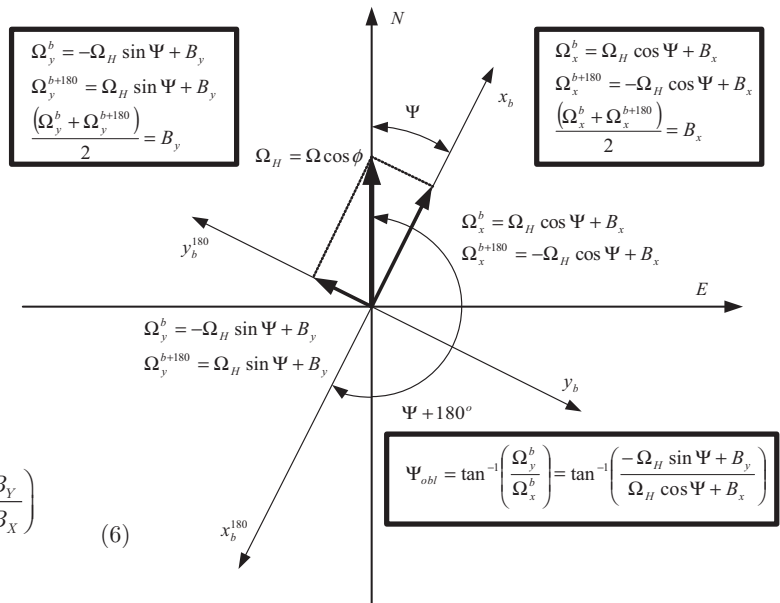
$$\Psi_{obl} - \Psi \approx \frac{B_y}{\Omega_H} \quad (7)$$

Na rys. 7 przedstawiono zależność błędu azymutu początkowego w funkcji dryfu żyroskopów i szerokości geograficznej, na której dokonywany jest pomiar.

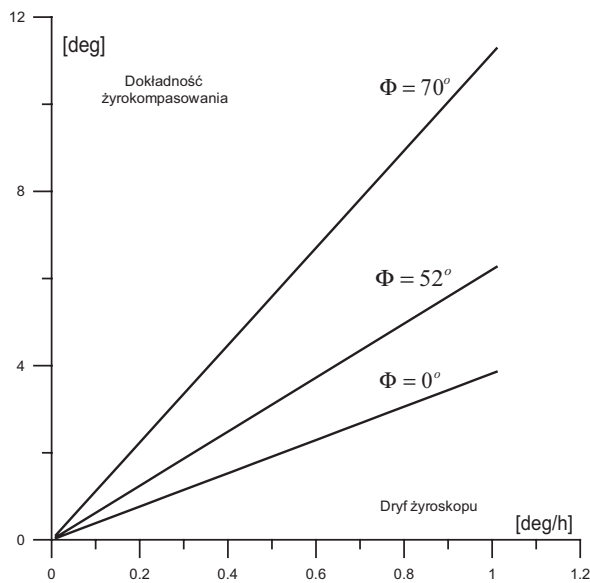
Azymut początkowy jest ważnym parametrem, od dokładności którego zależy jakość prowadzonej nawigacji.

stawiono sytuację w płaszczyźnie horyzontalnej w miejscu pomiaru. Wzdłuż kierunku N (północnego) jest wspomniana wyżej składowa horyzontalna prędkości obrotu kuli ziemskiej. Z sondą pomiarową związany jest układ współrzędnych $X_b Y_b$, a na niej żyroskopy zorientowane wzdłuż tych osi. Każdy z żyroskopów ma błąd B_x i B_y . Obliczony azymut początkowy (6):

$$\Psi_{obl} = \tan^{-1} \left(\frac{\Omega_y^b}{\Omega_x^b} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{\Omega_H \sin \Psi + B_y}{\Omega_H \cos \Psi + B_x} \right) \quad (6)$$



Rys. 8. Procedura podwójnego żyrokompasowania
Fig. 8. The double gyrocompassing procedure



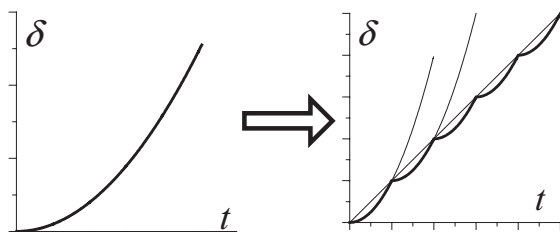
Rys. 7. Błędy azymutu początkowego
Fig. 7. The initial azimuth errors

Tak jak w przypadku pochylenia i przechylenia stosunkowo łatwo jest zwiększyć dokładność przez zastosowanie dokładniejszych przyspieszeniomierzy, to w przypadku azymutu należy zastosować bardzo dokładne (tym samym drogą) żyroskopy.

Na rys. 8 przedstawiono sposób umożliwiający zmniejszenie tych błędów. Wykorzystano tu zjawisko obserwowane w żyroskopach wysokiej dokładności, że dryfy ulegają zmianom stosunkowo wolno. Bardzo często po włączeniu urządzenia, po wygrzaniu czujników (osiągnięciu równowagi termodynamicznej) żyroskopy przez długi czas wykazują dryfy quasi stałe. W tym momencie wykonanie dwóch pomiarów: jeden na wybranym azymucie, drugi przemieszczony o 180 deg pozwala na wyeliminowanie tego dryfu. Metoda nie jest w pełni skuteczna, ale w praktyce pozwala na kilkukrotne zmniejszenie błędu azymutu początkowego w stosunku do pomiaru jednokrotnego.

5. Ograniczanie błędów podczas nawigacji

Do ograniczenia błędów nawigacji inercyjnej można również zastosować procedurę ZUPT (ang. *Zero Velocity Updates*). Procedura ta polega na kalibracji czujników inercyjnych podczas zatrzymania obiektu względem Ziemi lub innego ciała niebieskiego. Na rys. 9 przedstawiono efekt działania procedury ZUPT.



Rys. 9. Efekt działania procedury ZUPT

Fig. 9. The effect of the ZUPT procedure functioning

Na rysunku po lewej stronie przedstawiono wykres błędów prowadzenia nawigacji w czasie. Błąd narasta nieliniowo w czasie od momentu rozpoczęcia nawigacji (całkowania). Na rysunku po prawej stronie przedstawiono błąd nawigacji po zastosowaniu tej procedury. Po krótkim czasie prowadzenia nawigacji sonda pomiarowa zatrzymała się. W tym momencie wyliczone położenie końcowe jest zapamiętywane jako położenie początkowe dla następnego odcinka pomiarowego. Ten scenariusz powtarza się wielokrotnie, zatrzymując się w każdym przypadku. Dzięki temu błędy narastają liniowo (a nie nieliniowo) w czasie, zaś kąt nachylenia tej prostej można w pewnym zakresie regulować częstotliwością zatrzymań.

Procedurę ZUPT można stosować w przypadku, gdy można dokonać zatrzymania, na przykład w odwiertach pionowych. W przypadku rurociągów z poruszającym się medium (ropą lub gazem) jest to niemożliwe.

6. Wnioski końcowe

Przedstawione metody zmniejszania błędów układów nawigacji zliczeniowej, a w szczególności inercyjnej mogą znaleźć zastosowanie do nawigacji w odwiertach kierunkowych i w nawigacji rurociągów. Najważniejsze jest, aby zarówno w jednym, jak i w drugim przypadku nawigacji, warunki początkowe nawigacji były prawidłowo ustalone. Tutaj bardzo przydatna może być procedura podwójnego żyrokompasowania ze względu na trudności z otrzymaniem dokładnej wartości azymutu. Bez prawidłowych warunków początkowych nie może być dokładnej nawigacji. W pracy [4] przedstawiono alternatywną metodę.

Procedura ZUPT przeznaczona jest dla nawigacji inercyjnej przy założeniu, że sonda pomiarowa ma możliwość zatrzymania się względem Ziemi. Ogranicza to jej zastosowanie do odwiertów kierunkowych. Pewne modyfika-

cje prezentowanej metody [5] można próbować stosować w rurociągach.

Procedura ZUPT pozwala na osiągnięcie liniowej zależności błędu prowadzonej nawigacji w funkcji czasu dla nawigacji inercyjnej.

Bibliografia

1. Collinson R.P.G., *Introduction to Avionics*, Chapman & Hall, 1996. DOI: 10.1007/978-94-011-0007-6
2. Kayton M., Fried W.R., *Avionics Navigation Systems*, John Wiley and Sons, 1997. DOI: 10.1002/9780470172704
3. Merhav S., *Aerospace Sensor Systems and Applications*, Springer-Verlag, 1996.
4. Szymanowski J., Grzelak J., Popowski S., *Static Initial Azimuth Update Method in Land Navigation Systems*, "Annual of Navigation", no. 6, 2003, 91–101.
5. Szymanowski J., Grzelak J., Popowski S., *Dynamic Initial Settings Update Method in Inertial Navigation Systems*, "Annual of Navigation", no. 8, 2004, 45–56.

Methods of errors limitation of navigation for directional drilling and underground pipelines

Abstract: Knowledge of the trajectory of the borehole is necessary in order to allow for the control of the drill so as to achieve the established process bore. Similarly, in the case of pipelines for transferring fuels, they should be monitored. This is possible thanks to the use of methods of reducing errors in dead reckoning navigation systems with special taking into account of proper set of the initial conditions of navigation.

Keywords: navigation, dead reckoning, inertial navigation, navigation errors, ZUPT

Artykuł recenzowany; nadesłany 21.11.2013 r.; przyjęty do druku 10.03.2014 r.

dr inż. Stanisław Popowski

Adiunkt w Instytucie Lotnictwa. Absolwent Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej w 1978 r. Główne zainteresowania badawcze – lotnicze układy pomiarowe, szczególnie pomiary z wykorzystaniem technologii inercyjnych.

e-mail: stanislaw.popowski@ilot.edu.pl



mgr inż. Witold Dąbrowski

Starszy specjalista badawczo-techniczny w Instytucie Lotnictwa. Absolwent Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej w 1979 r. Jego główne zainteresowania badawcze to lotnicze układy pomiarowe.

e-mail: witold.dabrowski@ilot.edu.pl

