

dr inż. Stanisław Popowski
Instytut Lotnictwa, Warszawa

WYBRANE PROBLEMY NAWIGACJI ZLICZENIOWEJ ROBOTÓW MOBILNYCH

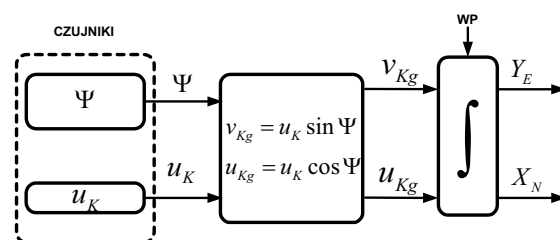
Systemy nawigacji robotów mobilnych zwykle sprowadzają się do układu nawigacji zliczeniowej uzupełnionej prostym układem nawigacji namiarowej. W pracy przedstawiona została dyskusja metody pomiaru kątów: pochylenia i przechylenia oraz rola tych pomiarów w takim systemie nawigacji. Przedstawiono również wybrane metody uzyskiwania liniowej zależności dokładności nawigacji od czasu w przypadku stosowania nawigacji inercyjnej.

SELECTED PROBLEMS OF DEAD RECKONING NAVIGATION FOR MOBILE ROBOTS

Navigation systems used in mobile robots are usually limited to dead reckoning navigation system supported by simple bearing navigation system. The paper presents the discussion focused on methods of pitch and roll angles measurement as well as roles of such measurements in considered navigation system. Selected methods that allow to maintain the linear relationship between the error of determined location and time are also presented for the case of inertial navigation.

1. WPROWADZENIE

Typowy system nawigacji zliczeniowej, wykorzystywany na obiektach mobilnych przedstawia rys. 1 [2]. System zawiera dwa czujniki pomiarowe: czujnik kąta kursu (odchylenia, azymutu) oraz czujnik prędkości obiektu wzdłuż jego osi podłużnej. Nawigację prowadzi się albo na płaszczyźnie horyzontalnej, (jeśli przyjmujemy układ współrzędnych prostokątnych na płaszczyźnie) lub na geoidzie, (jeśli wprowadzimy współrzędne geograficzne, długość i szerokość geograficzną). Znając miejsce startu, kierunek ruchu oraz prędkość względem przyjętego układu współrzędnych można obliczyć aktualne położenie przez całkowanie odpowiednich składowych prędkości względem czasu od chwili startu.

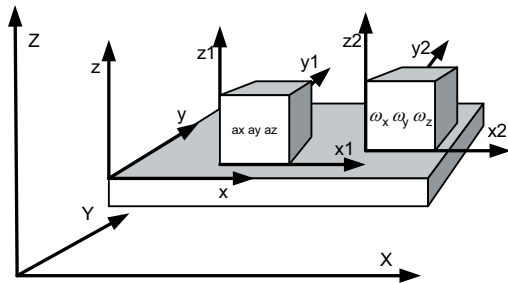


Rys. 1. Typowa struktura systemu nawigacji zliczeniowej

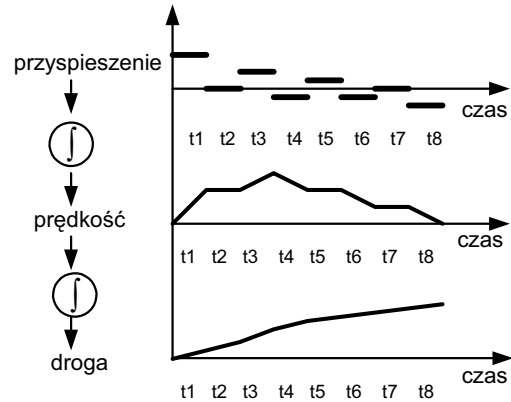
Zgodnie z rys. 1 są dwa czujniki: jeden do określenia kursu, a drugi do pomiaru prędkości wzdłuż osi podłużnej obiektu. Kąt kursu z definicji określony jest w płaszczyźnie horyzontalnej. Aby można było za pomocą takiego systemu określić trzecią współrzędną, wysokość, trzeba mierzyć dodatkowo kąty: pochylenia i przechylenia. Również do dokładnego określenia kąta kursu potrzeba znać te kąty. Cechą charakterystyczną takiego systemu nawigacji jest liniowa zależność dokładności prowadzonej nawigacji od jej czasu trwania.

Nawigacja bezwładnościowa jest jedną z odmian nawigacji zliczeniowej [1]. W nawigacji bezwładnościowej pierwotną, mierzoną informacją są składowe przyspieszenia w przyjętym układzie współrzędnych, a prędkość jest wielkością pośrednią. 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 są w stanie zmierzyć obrotów i każdy ruch kątowy obiektu niweczy dotychczasowy pomiar. Potrzebne jest dodatkowe urządzenie, które odpowiednio zorientowałoby platformę z przyspieszeniomierzami względem przyjętego układu współrzędnych. Takim urządzeniem może być giroskop, który umożliwia pomiar obrotów w przestrzeni inercjalnej.



Rys. 2. Nawigacja inercjalna: platforma z czujnikami



Rys. 3. Proces dwukrotnego całkowania przyspieszenia

Problem nawigacji na robotach mobilnych znajdujących się na Kuli Ziemskiej i w jej pobliżu polega na nawigowaniu względem obracającej się Ziemi, a nie przestrzeni inercjalnej. Ponadto istnieje jeszcze jeden problem związany z zachowaniem odpowiedniej dokładności nawigacji w czasie. Jeśli zastosowany przyspieszeniomierz w kierunku ruchu obiektu ma dokładność δf , to przy pominięciu wszystkich innych błędów, po czasie t na skutek dwukrotnego całkowania błąd określenia położenia wyniesie (wzór z prawej jest dla konkretnego przyspieszeniomierza o błędzie $\delta f = 10^{-3} \text{ m/s}^2$):

$$\Delta x_p = \frac{\delta f \cdot t^2}{2} \qquad \Delta x_{pnm} = 3.5t^2 \qquad (1)$$

Wartość Δx_{pnm} wyrażona jest w milach morskich (1 nm = 1852 m), a czas t w godzinach. Podobnie dryf giroskopu $\delta\omega$ byłby przyczyną pochylenia platformy od nominalnej płaszczyzny i powodowałby również błędy położenia równe (wzór z prawej strony jest dla dryfu giroskopu $\delta\omega = 0.1 \text{ deg/h}$ i daje wartość błędu położenia w milach morskich przy czasie liczonym w godzinach):

$$\Delta x_g = \frac{g\delta\omega \cdot t^3}{6} \qquad \Delta x_{gmm} = 20t^3 \qquad (2)$$

W ciągu pięciu godzin trwania nawigacji błąd sumaryczny wyniósłby 2 500 mil (około 4630 km). Taki system byłby całkowicie bezużyteczny.

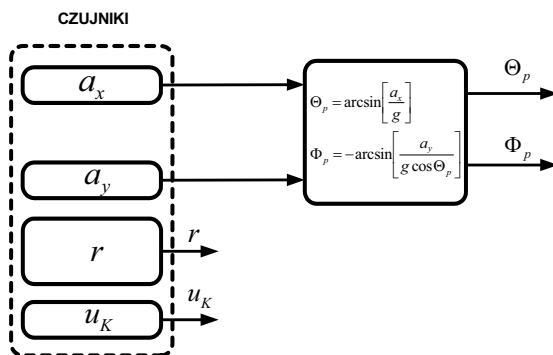
W niniejszej pracy została przedstawiona dyskusja metod pomiaru kątów pochylenia i przechylenia robotów mobilnych poruszających się po powierzchni Ziemi. Zostaną omówione mechanizmy powstawania błędów nawigacji, których źródłem są niedokładności

pomiaru tych kątów. W pracy przedstawione zostaną również metody uzyskiwania liniowej zależności dokładności nawigacji inercjalnej od czasu. Krótko będą przypomniane osiągnięcia M. Schulera oraz zostaną omówione sposoby tłumienia tak zwanych oscylacji Schulera. Zostanie też przedstawiona idea procedury ZUPT (Zero Velocity Updates), która także pozwala na zachowanie liniowej zależności błędu określenia położenia od czasu w nawigacji inercjalnej.

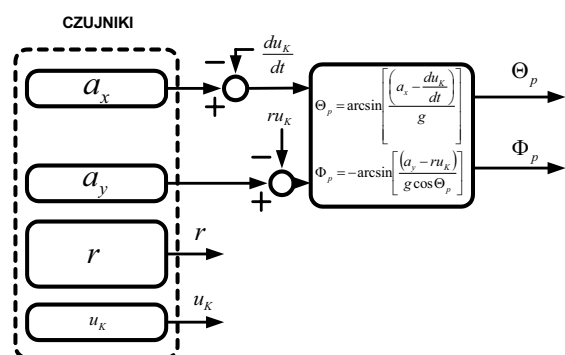
2. ROZWIĄZANIA UKŁADU POMIARU KĄTA POCHYLENIA I PRZECHYLENIA W SYSTEMACH NAWIGACJI ZLICZENIOWEJ NA POWIERZCHNI ZIEMI

2.1. Konfiguracja minimalna bez korekcji

W niektórych zastosowaniach, gdy czynniki zakłócające są niewielkie (małe przyspieszenia wynikające z działania napędu i wynikające z ruchu krzywoliniowego), można wykorzystać sygnały przyspieszeniometry do pomiaru pochylenia i przechylenia. Ma to miejsce, np. w przypadku wolno poruszających się obiektów jak roboty podwodne, czy powolne roboty mobilne.



Rys. 4. Pomiar kątów pochylenia i przechylenia dwoma przyspieszeniomierzami



Rys. 5. Pomiar kątów pochylenia i przechylenia dwoma przyspieszeniomierzami z korekcją

Kąty pochylenia i przechylenia są wyznaczone z pomiarów przyspieszeń w osi x i y przy pomocy funkcji arcsin. Z tego powodu wartości tych kątów są ograniczone do 90° .

2.2. Konfiguracja minimalna z korekcją

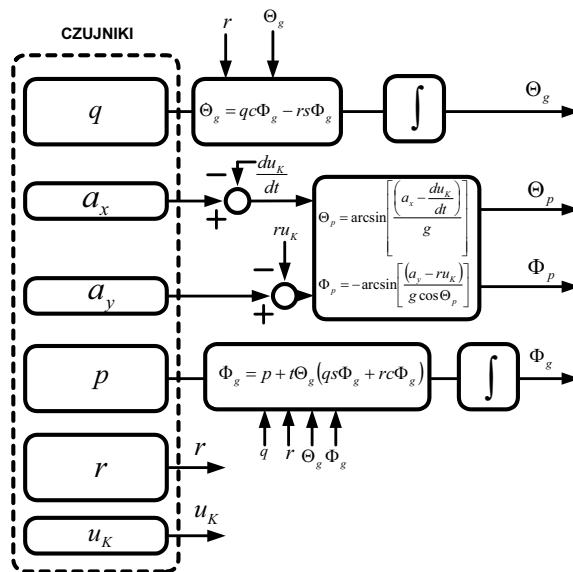
W przypadku obiektu poruszającego się ze znacznymi prędkościami i istotnymi przyspieszeniami podczas działania napędu, podczas hamowania i podczas zakrętów, układ przedstawiony powyżej trzeba uzupełnić o człony korekcyjne mierzonych przyspieszeń [2]. Rys. 5 przedstawia takie rozwiązanie. Typowym obiektem, gdzie można wykorzystać powyższe rozwiązanie są pojazdy mechaniczne, samochody osobowe i ciężarowe, maszyny robocze, roboty mobilne poruszające się ze znacznymi przyspieszeniami (rys. 5).

2.3. Układ z podwójnym pomiarem kątów pochylenia i przechylenia

Dokładając do zestawu czujników konfiguracji minimalnej (rys. 5) dwa giroskopy w osiach x i y , można dodatkowo wyznaczyć za ich pomocą kąty pochylenia i przechylenia. Kąty te

będą określone w oparciu o całkowanie sprowadzonych z układu obiektu do układu normalnego, ziemskiego, zmierzonych prędkości kątowych. Podczas całkowania należy wprowadzić warunki początkowe. W tym rozwiązaniu początkowe wartości kątów podczas uruchamiania układu są wprowadzane z pomiarów za pomocą przyspieszeniomierzy. W trakcie pomiarów wynik w postaci wartości kątów pochylenia i przechylenia z jednego kroku jest wprowadzony jako wartość początkowa w następnym kroku. Cechą szczególną takiego rozwiązania jest narastanie błędów w czasie. Jest to spowodowane operacją całkowania oraz błędami: samych czujników, jak i obliczeń.

Układ przedstawiony na rysunku 6 w praktyce może być wykorzystany na zasadzie przełączania sygnałów kątów z pomiarów giroskopami i przyspieszeniomierzami. W chwili, gdy obiekt stoi i wykonuje małe ruchy kątowe względem środka masy (ruch kulisty), to wtedy prawidłowo mierzone są kąty z pomiarów przyspieszeniomierzami. Gdy jest w ruchu, to pomiary giroskopów są bardziej wiarygodne. Pod warunkiem, że ta faza nie trwa odpowiednio długo (błędy narastają w czasie).



Rys. 6. Struktura układu pomiarowego kąta pochylenia i przechylenia za pomocą przyspieszeniomierzy (Θ_p, Φ_p) i giroskopów (Θ_g, Φ_g).

2.4. Układ zintegrowany z podwójnym pomiarem kątów i estymatorami dryfów

Pomiary kątów za pomocą przyspieszeniomierzy i giroskopów wykazują odmienne charakterystyki błędów w zależności od częstotliwości zakłóceń. Proces w wyniku, którego otrzymamy z dwóch takich wielkości, które przedstawiają ten sam parametr zmierzony różnymi metodami, jedną optymalną pod względem dokładności wielkość nazwiemy integracją pomiarów. Wydaje się, że układ z rysunku 6 można doprowadzić do postaci zintegrowanej.

Sygnał kąta otrzymany z całkowania prędkości kątowej ulega degradacji w stosunkowo krótkim okresie czasu przede wszystkim na skutek całkowania błędów giroskopu zwanych dryfami. Im lepszy giroskop, tym dryf mniejszy i błędy w czasie narastają wolniej. Kąty

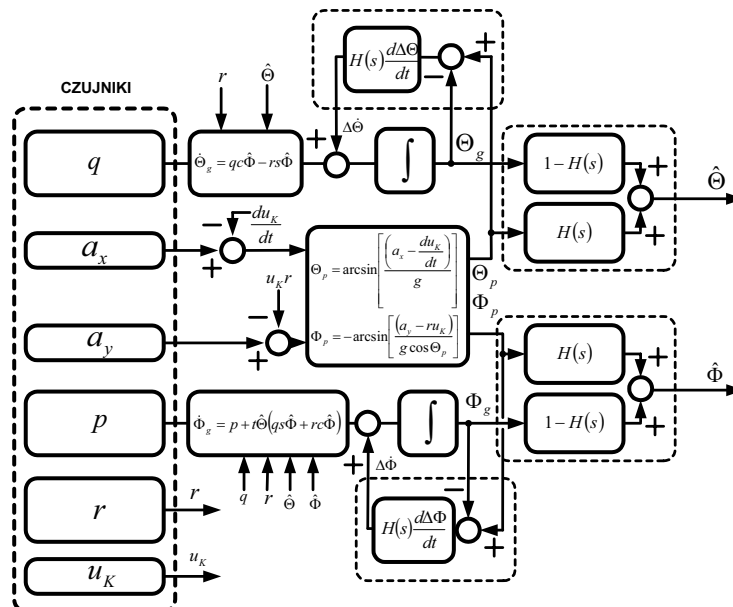
otrzymane z giroskopów charakteryzują się wolnozmiennymi, narastającymi z czasem błędami.

Przeciwieństwem tego są kąty otrzymane z przyspieszeniomierzy. Same czujniki posiadają dość szerokie pasmo pomiarowe (od kilkudziesięciu do kilkuset Hz). Z racji tego dominujące błędy przyspieszeniomierzy to szумы w zakresie wyższych częstotliwości. Błędy niskoczęstotliwościowe zostaną wytłumione filtrem górnoprzepustowym o transmitancji $(1-H(s))$, a błędy wysokoczęstotliwościowe zostaną wytłumione filtrem niskoczęstotliwościowym $H(s)$ – rys. 7.

Problemem, który trzeba rozwiązać w takim filtrze jest dobór częstotliwości rozdzielającej pracę filtrów przy zachodzeniu na siebie zakresów częstotliwości zakłóceń z obu źródeł, co ma najczęściej miejsce w przypadku stosowania tanich czujników. W takiej sytuacji konstrukcja odpowiedniego filtra jest bardzo utrudniona. Najczęściej w roli filtra integracyjnego stosuje się odpowiednio skonfigurowany filtr Kalmana. W pracach [1], [5] można znaleźć przykłady rozwiązań tego problemu.

Jak łatwo zauważyć na rys. 6 i rys. 7, gdy dysponujemy dwoma różnymi źródłami tej samej wielkości to można przez proste działanie otrzymać sumę błędów obu sygnałów kąta. Aby wydzielić z tej sumy sygnałów jeden dotyczący błędu kąta pochodzący z giroskopu, należy tę sumę przefiltrować filtrem dolnoprzepustowym, a następnie zróżniczkować. Proces różniczkowania ma na celu otrzymanie błędu prędkości kątowej, którą to wielkość wprowadzamy w procesie kompensacji dryfu giroskopu do układu. Tak zmodyfikowany układ pomiarowy przedstawiono na rys. 7.

Kompensacja dryfów giroskopów ma szczególne znaczenie w przypadku stosowania tanich giroskopów o ograniczonych dokładnościach. W krótkim czasie na skutek całkowania dużego dryfu giroskopu sygnał kąta może przekroczyć dopuszczalne zakresy, uniemożliwiając poprawną pracę systemu.

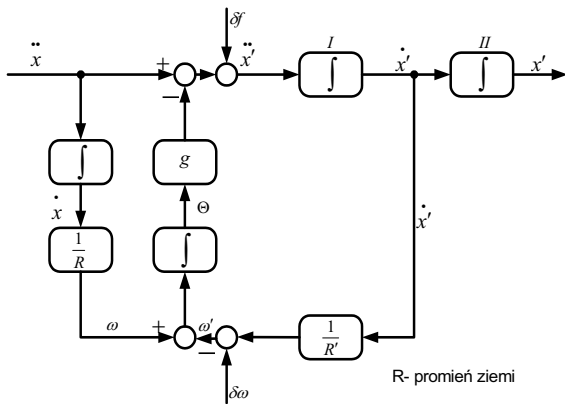


Rys. 7. Struktura układu do pomiaru kąta pochylenia i przechylenia z filtrami integracyjnymi i estymatorami dryfów

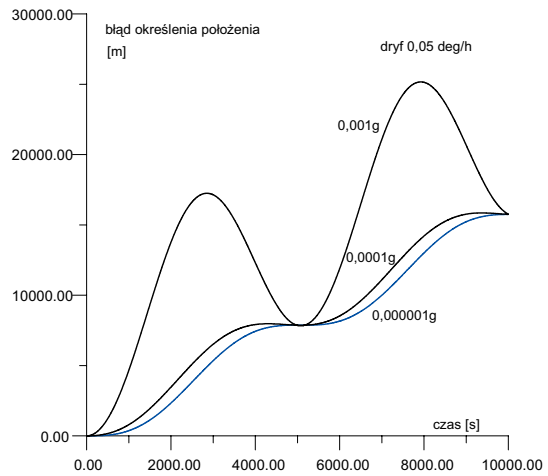
3. KONCEPCJA M. SCHULERA OGRANICZENIA BŁĘDÓW NAWIGACJI INERCJALNEJ

3.1. Koncepcja układów Schulera

W 1923 r. M. Schuler opublikował pracę, w której podał rozwiązanie sterowania platformy w płaszczyźnie horyzontalnej Ziemi w taki sposób, aby była ona niewrażliwa na przyspieszenia horyzontalne [1]. Istotą tego sterowania było utrzymanie częstotliwości drgań własnych platformy takich jak drgania własne wahadła matematycznego o długości



Rys. 8. Struktura pojedynczego kanału nawigacji inercyjnej



Rys. 9. Błąd określenia położenia w funkcji czasu w zależności od błędów giroskopu i przyspieszoniomierza

promienia Ziemi. Okres tych drgań wynosi 84.4 minut i nosi nazwę okresu Schulera (rys. 8 i 9). Przy spełnieniu warunków nastrojenia platformy zgodnie z zaleceniem Schulera błąd określenia położenia na skutek niedokładności czujników może narastać proporcjonalnie do czasu prowadzenia nawigacji (rys. 9). Było to największe osiągnięcie w rozwoju nawigacji inercyjnej i dało podstawy dalszego jej rozwoju. Warunkiem koniecznym do zbudowania takiego układu jest możliwość dokładnego pomiaru prędkości kątowej (błąd pomiaru powinien być kilka rzędów mniejszy od prędkości wirowania Ziemi) oraz przyspieszenia. Możliwości technologiczne i konstrukcyjne umożliwiły praktyczne sprawdzenie tej koncepcji dopiero 30 lat później.

3.2. Koncepcja tłumionych układów Schulera

3.2.1. Bez zewnętrznego źródła prędkości

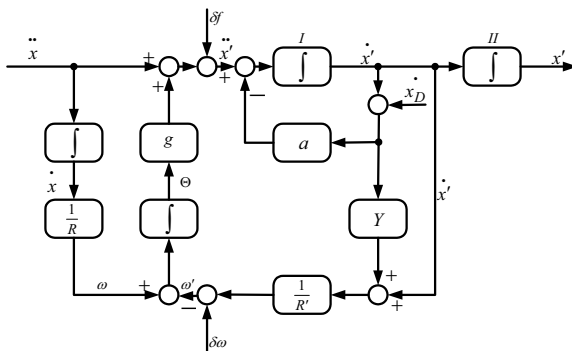
Układ pomiarowy z rys. 8 nie ma tłumienia i każde zakłócenie powoduje oscylacyjny przebieg błędów określenia położenia. Aby wprowadzić tłumienie można w najprostszym przypadku dodać sprzężenie zwrotne wokół pierwszego integratora. Schemat takiego układu przedstawia rys. 10 i 11.

Dla współczynnika tłumienia bliskiego tłumieniu krytycznego ($a = 0.0016 s^{-1}$) otrzymano błąd ustalony 107 000 m przy założonej prędkości liniowej 100 m/s. Daje to wielkość rzędu 0,3 km błędu położenia na każdy 1 km/h prędkości. Jest to wartość bardzo duża i czyni ten sposób tłumienia nie do przyjęcia.

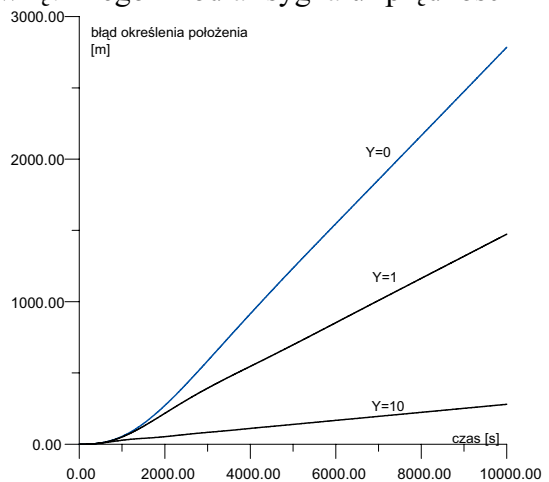
Charakterystyki systemu inercyjnego i radaru Dopplera są komplementarne. Połączenie obu tych układów może stworzyć system, który będzie miał najlepsze cechy każdego z nich jednocześnie minimalizując niekorzystne efekty ich indywidualnych błędów (rys. 12 i 13).

Radar Dopplera ma swoją największą dokładność podczas długiego okresu pracy. Jednocześnie dokładnie można określić prędkość w krótkich okresach czasu przez całkowanie sygnałów z przyspieszeniomierzy. Można zbudować taki układ sterowania platformą, w którym jego naturalna częstotliwość byłaby sztucznie zwiększana. Dawałoby to efekt szybkiego zanikania błędów przy wprowadzeniu tłumienia od zewnętrznego źródła sygnału prędkości. Taki zmodyfikowany układ przedstawiono na rys. 14, a błędy położenia na rys. 15.

Przy założeniu, że Y jest stałe, naturalna częstotliwość systemu wzrasta $(1+Y)$ razy i system jest tłumiony szybciej przy wykorzystaniu zewnętrznego źródła sygnału prędkości niż poprzednio (rys. 12).



Rys. 14. Struktura układu z rys. 12 ze zwiększoną częstotliwością własną układu



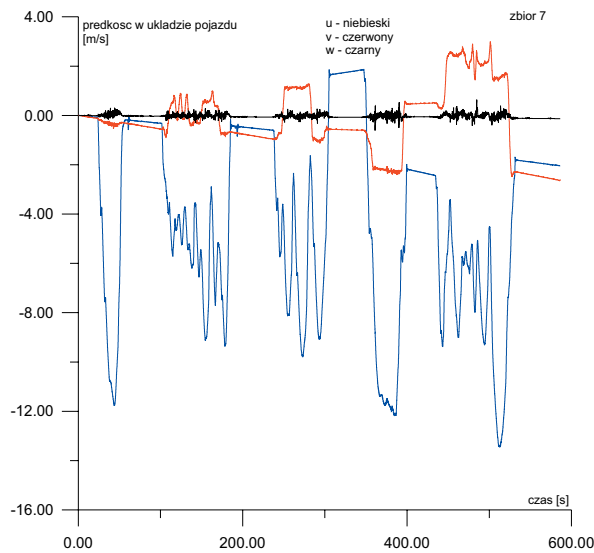
Rys. 15. Błędy położenia dla struktury z rys. 14 dla różnych współczynników Y

4. PROCEDURA ZUPT

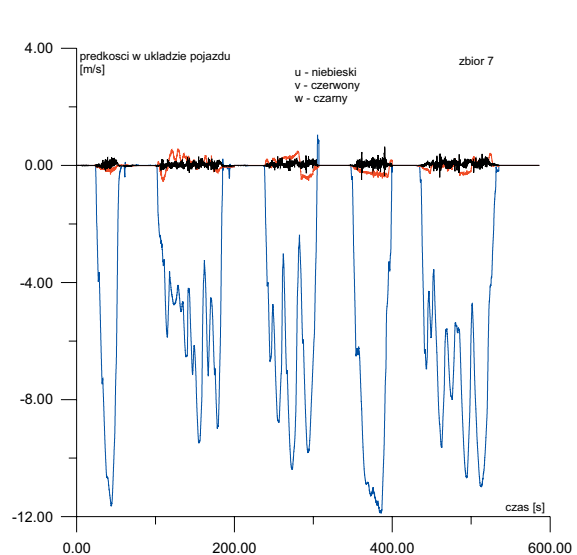
Do ograniczenia błędów nawigacji inercyjnej można również wykorzystać procedurę **ZUPT** (**Z**ero **V**elocity **U**Pda**T**es) [3]. Procedura ta polega na kalibracji czujników inercyjnych podczas zatrzymania obiektu względem Ziemi lub innego ciała niebieskiego. Z tego powodu procedura ta jest łatwa do stosowania w nawigacji lądowej. W pewnych sytuacjach można ją rozszerzyć na obiekty ruchome [4]. Na rysunku 16 zostały przedstawione wykresy trzech składowych prędkości obiektu otrzymane w wyniku pomiarów inercyjnych (po pierwszym całkowaniu).

W czasie 600 s obiekt przebył ok. 2000 m, zatrzymując się po drodze cztery razy na jedną minutę. Pomiary przyspieszeń dokonano z dokładnością $0,005 \text{ m/s}^2$, a prędkości kątowej z dokładnością $0,05 \text{ deg/h}$. Wykres na rys. 16 przedstawia składowe prędkości otrzymane z całkowania podczas całej trasy. Widać wyraźnie proces narastania błędów mierzonych prędkości. Wykres na rys. 17 przedstawia pomiary na tej trasie, ale otrzymane z całkowania poszczególnych odcinków drogi. W momencie zatrzymania (składowe prędkości zerowe) zerowano również prędkości. Wielkości błędów oszacowane z pierwszego odcinka drogi wprowadzono jako poprawki w następnym odcinku. W ten sposób otrzymano poprawione

składowe prędkości, które następnie posłużyły po drugim całkowaniu do prowadzenia nawigacji.



Rys. 16. Składowe prędkości obiektu otrzymane przez całkowanie przyspieszeń



Rys. 17. Składowe prędkości otrzymane przez całkowanie przyspieszeń po zastosowaniu procedury ZUPT

Punkt końcowy dla pierwszego przypadku był odległy od dokładnej pozycji o przeszło 1000 m. Współrzędne punktu końcowego otrzymane z przebiegów z wykresu prawego były odległe od pozycji dokładnej o 60 m. Wzrost dokładności w tym eksperymencie jest ponad piętnastokrotny! Ograniczając czas całkowania do krótkich odcinków (praktycznie paruminutowych) i rozdzielając je momentami zatrzymania (poniżej minuty) można wielokrotnie zwiększyć dokładność prowadzonej nawigacji. Zależność błędu nawigacji od czasu, która w przypadku nawigacji inercyjnej jest kwadratowa udaje się w ten sposób sprowadzić do liniowej. Efekt podobny jak w przypadku stosowania układu Schulera.

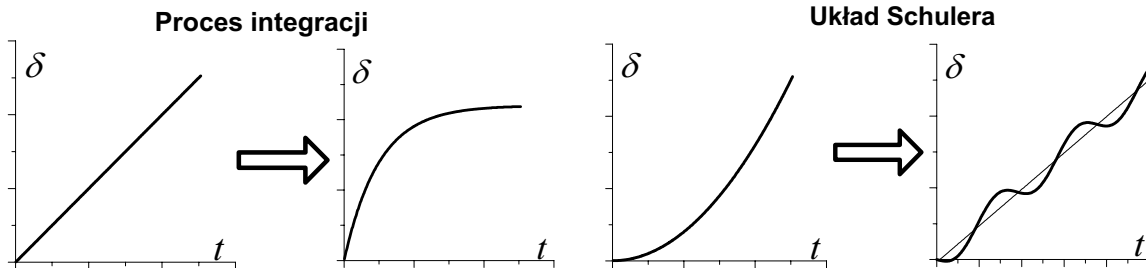
5. WNIOSKI KOŃCOWE

Przedstawione metody zmniejszania błędów układów nawigacji zliczeniowej, w tym również inercyjnej znalazły szerokie zastosowanie we współczesnych systemach nawigacji obiektów mobilnych.

Najbardziej uniwersalny jest układ Schulera (rys. 19). Można go stosować na wszystkich obiektach poruszających się na Ziemi lub w jej pobliżu. Układ Schulera szczególnie nadaje się w przypadku długiego czasu prowadzenia nawigacji (od godzin do dni, miesięcy). Efektem jego wprowadzenia jest otrzymanie liniowej zależności błędu położenia od czasu. W przypadku układów nietłumionych pojawiają się charakterystyczne oscylacje z okresem Schulera (ok. 84 min). Amplituda tych oscylacji zależy w największym stopniu od dokładności gioskopów i przyspieszoniomierzy użytych do budowy układu.

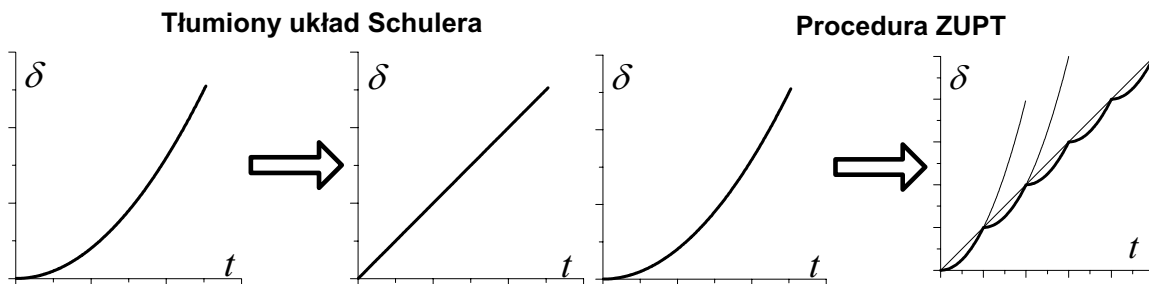
Sz szczególnie miejsce zajmują układy tłumione zewnętrznym sygnałem prędkości (rys. 20). W takich układach poza wzrostem dokładności można również mówić o wzroście niezawodności spowodowanej redundancją. Ponadto poprzez wytłumienie oscylacji otrzymujemy liniową zależność błędu określenia położenia od czasu – rys. 20. Układy tłumione Schulera są szeroko wykorzystane w nawigacji lotniczej, morskiej i lądowej.

Procedura ZUPT szczególnie nadaje się do układów nawigacji lądowej. Na rys. 21 przedstawiono w sposób poglądowy jej ideę. Pewne modyfikacje tej metody [4] można stosować na obiektach pływających i latających. Zarówno układ Schulera jak i procedura ZUPT pozwala na osiągnięcie liniowej zależności błędu prowadzonej nawigacji w funkcji



Rys. 18. Efekt działania integracji nawigacji zliczeniowej z nawigacją niamiarową (np. odbiornikiem GPS)

Rys. 19. Efekt działania układu Schulera na dokładność określenia położenia



Rys. 20. Efekt działania tłumionego układu Schulera

Rys. 21. Efekt działania procedury ZUPT

czasu. W przypadku nawigacji lądowej można wymienione procedury stosować łącznie, tworząc systemy nawigacji z korekcją od zewnętrznego sygnału prędkości, w których również procedura ZUPT może być wykonywana.

Poza wymienionymi metodami zmniejszania błędów w nawigacji inercyjnej można stosować integrację tych metod z innymi, współczesnymi systemami nawigacji jak na przykład z nawigacją satelitarną czy nawigacją korelacyjno-porównawczą. Rys. 18 przedstawia efekt działania takiej integracji w przypadku nawigacji zliczeniowej integrowanej np. z GPS.

LITERATURA

- [1] S. Merhav: *Aerospace Sensor Systems and Applications*, Springer –Verlag, 1996 r.
- [2] S. Popowski: Wyznaczanie kąta pochylenia i przechylenia w tanich systemach nawigacji lądowej, *V Konferencja Awioniki, Rzeszów 2007 r.*
- [3] J. Szymanowski, J. Grzelak, S. Popowski: Static Initial Azimuth Update Method in Land Navigation Systems, *Annual of Navigation nr 6, 2003 r.*
- [4] J. Szymanowski, J. Grzelak, S. Popowski: Dynamic Initial Settings Update Method in Inertial Navigation Systems, *Annual of Navigation nr 8, 2004 r.*
- [5] R. G. Brown, P. Y. C. Hwang, *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*, John Wiley & Sons, 1997.