

Koncepcja systemu nawigacji personalnej

Streszczenie. W pracy przedstawiono koncepcję systemu nawigacji personalnej. System składa się z jednostki inercyjnej (triada przyspieszeniomierzy, triada giroskopów), trójosiowego magnetometru oraz odbiornika sygnału GPS. Procesor nawigacyjny realizuje obliczenia związane z algorytmem nawigacji inercyjnej. Dane pomiarowe integrowane są za pomocą filtra Kalmana z korekcją wstecz.

Abstract. The paper presents a concept of pedestrian navigation system. The system consist of inertial measurement unit (three accelerometers and gyroscopes), three-axis magnetometer and GPS receiver. Navigation processor performs Strapdown Inertial Navigation System calculations (SINS). Data from SINS and GNSS are integrated by feed-backward Kalman Filter. (**Concept of pedestrian navigation system**).

Słowa kluczowe: nawigacja inercyjna, GNSS, filtr Kalmana.

Keywords: INS, GNSS, Kalman Filter.

Wstęp

Zagadnienie nawigacji personalnej jest obecnie podejmowane przez wiele ośrodków naukowych zainteresowanych możliwością lokalizacji pieszego wewnątrz budynku oraz poza nim. Informacje te mogą być szczególnie cenne w przypadku służb takich jak Straż Pożarna, Policja czy Wojsko. Większość proponowanych w literaturze rozwiązań systemów nawigacji pieszego bazuje wyłącznie na danych pochodzących z czujników inercyjnych (ang. Inertial Measurement Unit - IMU), tj. przyspieszeniomierzy oraz giroskopów [1,2]. Podejście to, oparte na metodzie nawigacji zliczeniowej, cechuje się znaczną autonomnością systemu nawigacyjnego [3]. Wadą nawigacji zliczeniowej jest narastanie błędów w miarę upływu czasu, wobec czego rozwijane są systemy dokonujące integracji danych pomiarowych pochodzących z różnych sensorów: IMU, dalmierzy ultradźwiękowych oraz kamer wizyjnych. W przypadku systemów wizyjnych najpowszechniej wykorzystywany jest algorytm jednoczesnej lokalizacji i mapowania – ang. SLAM (Simultaneous Localization And Mapping) [4].

Metodą najbardziej uniwersalną jest wspólne przetwarzanie danych pochodzących z systemu INS (ang. Inertial Navigation System) oraz odbiorników GNSS (ang. Global Navigation Satellite System). W terenie otwartym możliwe jest wówczas korygowanie danych INS na podstawie położenia wyznaczonego z GNSS. W przypadku utraty sygnału GNSS (wewnątrz budynku) system zintegrowany wyznacza pozycję obiektu wyłącznie na podstawie pomiarów przyspieszeń pozornych oraz prędkości kątowych. Czas, w którym możliwe jest poprawne określenie pozycji bazującej na sygnałach czujników inercyjnych uzależniony jest przede wszystkim od klasy użytego IMU oraz zaimplementowanego algorytmu SINS (ang. Strapdown Inertial Navigation System).

Struktura sprzętowa systemu nawigacji

W celu realizacji wyżej przedstawionej idei opracowano system nawigacji personalnej, w skład którego wchodzi dwie jednostki pomiarowe: układ IMU ADIS16480 oraz odbiornik GPS Ashtech MB100. System ten jest obecnie w fazie realizacji, natomiast kluczowe algorytmy, które będą w nim zaimplementowane zostały opracowane i opisane w dalszej części artykułu.

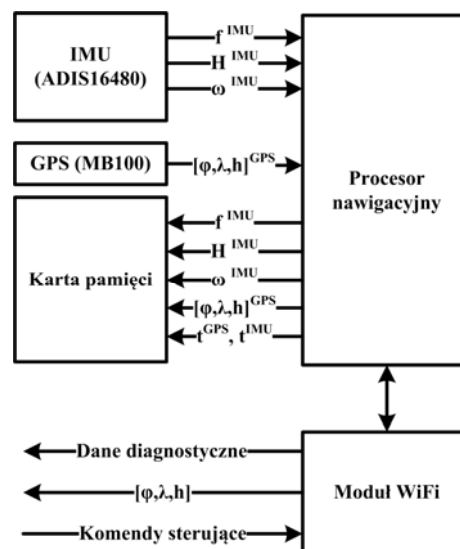
ADIS16480 składa się z trójosiowego przyspieszeniomierza, trójosiowego giroskopu oraz trójosiowego magnetometru. Wykorzystywany układ GPS jest odbiornikiem dwuczęstotliwościowym. Pozwala on na wyznaczenie położenia anteny w geograficznym układzie odniesienia (długość i szerokość geograficzna oraz

wysokość nad elipsoidą odniesienia WGS-84) z częstotliwością 5 Hz.

Przetwarzanie danych pomiarowych realizowane jest w procesorze nawigacyjnym, w którym planowane jest zaimplementowanie algorytmu SINS oraz filtra Kalmana. Dane pomiarowe z układu IMU oraz odbiornika GPS będą zapisywane na karcie pamięci w celu ich przetwarzania w trybie off-line. Komunikacja z systemem nawigacji realizowana będzie poprzez sieci WiFi. W jej ramach procesor nawigacyjny będzie przysyłał komunikaty diagnostyczne i informacje nawigacyjne oraz odbierał komendy sterujące pracą systemu.

W systemie dokonywany jest pomiar następujących wielkości: wektor przyspieszenia pozornego f^{IMU} , wektor prędkości kątowych ω^{IMU} , wektor natężenia pola magnetycznego Ziemi H^{IMU} , wektor położenia odczytany z GPS $[\phi, \lambda, h]^{GPS}$, czas nadejścia danych pochodzących z IMU t^{IMU} oraz odbiornika GPS t^{GPS} .

Strukturę proponowanego systemu nawigacji przedstawiono na rysunku 1.



Rys.1. Schemat zintegrowanego systemu nawigacji personalnej

Rozmieszczenie elementów systemu nawigacji

Warunkiem poprawnego funkcjonowania systemu nawigacji jest odpowiednie rozmieszczenie jego układów pomiarowych. Problemатyczny jest wybór miejsca montażu czujnika inercyjnego. W literaturze rozważa się jego umiejscowienie na pasie, klatce piersiowej, łydce, stopie lub

głowie człowieka [5,6]. Zaletą umieszczenia czujników inercjalnych na pasie lub klatce piersiowej jest relatywnie niewielka dynamika ruchu tych części ciała człowieka podczas chodu oraz względnie stała orientacja osi pomiarowych czujników względem kierunku przemieszczania. W takiej konfiguracji pomiarowej występują jednak trudności w pomiarze długości wykonanego kroku [6]. Montaż czujników inercjalnych na stopie pozwala na wykorzystanie metody ZUPT (ang. Zero Velocity Update), ponadto możliwe jest pewniejsze rozróżnienie fazy ruchu stopy od jej spoczynku na podłożu [5]. W prezentowanej koncepcji systemu nawigacji układ IMU zamontowano na butce pieszego.

W przypadku odbiornika sygnału GPS istotne jest zamocowanie anteny w miejscu zapewniającym dobrą widoczność sfery niebieskiej – głowa, ramiona lub plecak pieszego.

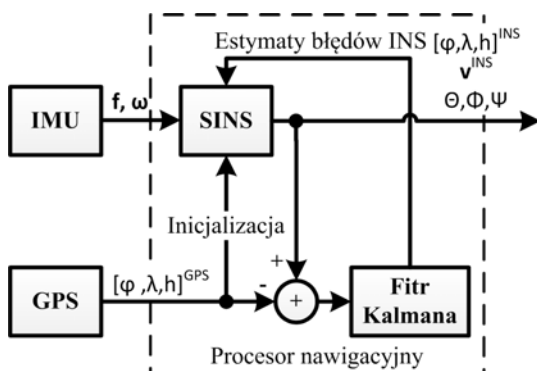
Algorytm nawigacji inercjalnej

W obliczeniach nawigacyjnych wykorzystano 2 układy odniesienia: NED (ang. North-East-Down) oraz ECEF (ang. Earth-Centered, Earth-Fixed) [7]. Układ NED jest lokalnym układem geograficznym o początku w środku ciężkości obiektu, jego osie skierowane są w kierunku północnym, wschodnim oraz pionowo w dół. Układ ECEF posiada początek w środku Ziemi. Jego oś OX skierowana jest w kierunku punktu przecięcia równika z południkiem zerowym, oś OZ leży wzdłuż osi obrotu Ziemi.

W ramach algorytmu SINS [8], na podstawie danych z czujników inercjalnych, wyznaczone jest położenie obiektu w układzie ECEF: szerokość geograficzna – φ , długość geograficzna – λ , wysokość nad elipsoidą WGS84 – h , wektor prędkości w układzie NED – \mathbf{v}^{INS} oraz kąty orientacji przestrzennej: pochylenie – Θ , przechylenie – Φ oraz odchylenie – Ψ .

Filtr Kalmana

W prezentowanej koncepcji systemu, integracja danych pomiarowych pochodzących z IMU oraz odbiornika GPS realizowana jest metodą filtracji pośredniej (kompensacji) za pomocą filtra Kalmana z korekcją wstecz. Na rysunku 2 przedstawiono przepływ informacji w proponowanym systemie nawigacji.



Rys.2. Integracja danych w systemie nawigacyjnym

W metodzie kompensacji dane z przyrządu referencyjnego (IMU, SINS) są korygowane za pomocą pomiarów z innych przyrządów nawigacyjnych (odbiornik GPS). W systemach tego typu wektor pomiarowy zawiera kombinację błędów pomiarowych przyrządu referencyjnego i korekcyjnego. Zadanie filtra Kalmana polega na estymacji błędów systemu referencyjnego w celu korekcji danych nawigacyjnych pochodzących z tego przyrządu [8,9].

Dyskretny model dynamiki [10] opisywanego systemu dany jest zależnością:

$$(1) \quad \mathbf{x}(k+1) = \mathbf{\Phi}(k+1, k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{w}(k)$$

gdzie: \mathbf{x} - wektor stanu, $\mathbf{\Phi}$ - macierz tranzycyjna, \mathbf{w} - wektor dyskretnych zaburzeń procesu, k - indeks czasu dyskretnego.

Model obserwacji, opisujący relacje pomiędzy wielkościami mierzonymi oraz wektorem stanu, ma natomiast postać:

$$(2) \quad \mathbf{z}(k) = \mathbf{H}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{v}(k)$$

gdzie: \mathbf{z} - wektor pomiarowy, \mathbf{H} - macierz obserwacji, \mathbf{v} - wektor błędów pomiarowych.

Założony 9-stanowy model dynamiki [7] opisuje propagację błędów systemu INS w czasie (położenie, prędkość, orientacja przestrzenna). Model ten składa się z następujących równań różniczkowych:

$$(3) \quad \delta \dot{N} = \delta v_N$$

$$(4) \quad \delta \dot{v}_N = -f_D \phi_E + f_E \phi_D + u_{vN}$$

$$(5) \quad \dot{\phi}_E = -\frac{1}{R} \delta v_N + \omega_N \phi_D + u_{\phi E}$$

$$(6) \quad \delta \dot{E} = \delta v_E$$

$$(7) \quad \delta v_E = f_D \phi_N - f_N \phi_D + u_{vE}$$

$$(8) \quad \dot{\phi}_N = \frac{1}{R} \delta v_E - \omega_E \phi_D + u_{\phi N}$$

$$(9) \quad \delta \dot{D} = \delta v_D$$

$$(10) \quad \delta \dot{v}_D = 2 \frac{g}{R} \delta D + u_{vD}$$

$$(11) \quad \dot{\phi}_D = u_{\phi D}$$

gdzie: $\delta N, \delta E, \delta D$ - błędy wyznaczania położenia przez INS wzdłuż osi północnej, wschodniej oraz pionowej, $\delta v_N, \delta v_E, \delta v_D$ - błędy wyznaczania prędkości wzdłuż osi północnej, wschodniej oraz pionowej, ϕ_N, ϕ_E, ϕ_D - błędy wyznaczenia kątów Eulera wokół osi północnej, wschodniej oraz pionowej, $u_{\phi N}, u_{\phi E}, u_{\phi D}, u_{vN}, u_{vE}, u_{vD}$ - losowe zakłócenia procesu (szum biały), g - przyspieszenie grawitacyjne Ziemi, R - średni promień Ziemi.

Na podstawie równań (3)-(11) można zapisać ciągły model dynamiki systemu – równanie (12). Model obserwacji opisuje natomiast równanie (13).

Algorytm SINS pozwala na wyznaczenie położenia w układzie geograficznym, składników wektora prędkości wyrażonych w układzie NED oraz kątów orientacji przestrzennej. Odbiornik GPS dostarcza z kolei informacji jedynie o współrzędnych położenia obiektu. Z tego powodu wektor pomiarowy jest 3-elementowy, a macierz obserwacji ma wymiar 3x9.

$$(12) \quad \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \delta N \\ \delta v_N \\ \phi_E \\ \delta E \\ \delta v_E \\ \phi_N \\ \delta D \\ \delta v_D \\ \phi_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -f_D & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & f_E \\ 0 & -\frac{1}{R} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \omega_N \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & f_D & 0 & 0 & -f_N \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{R} & 0 & 0 & 0 & -\omega_E \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\frac{g}{R} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta N \\ \delta v_N \\ \phi_E \\ \delta E \\ \delta v_E \\ \phi_N \\ \delta D \\ \delta v_D \\ \phi_D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ u_{vN} \\ u_{\phi E} \\ 0 \\ u_{vE} \\ u_{\phi N} \\ 0 \\ u_{vD} \\ u_{\delta D} \end{bmatrix}$$

$$(13) \quad \begin{bmatrix} \varphi^{INS} - \varphi^{GPS} \\ \lambda^{INS} - \lambda^{GPS} \\ h^{INS} - h^{GPS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{R} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{R \cos \varphi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta N \\ \delta v_N \\ \phi_E \\ \delta E \\ \delta v_E \\ \phi_N \\ \delta D \\ \delta v_D \\ \phi_D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_\varphi \\ v_\lambda \\ v_h \end{bmatrix}$$

gdzie: $\varphi^{INS}, \lambda^{INS}, h^{INS}$ - współrzędne geograficzne wyznaczone przez algorytm SINS, $\varphi^{GPS}, \lambda^{GPS}, h^{GPS}$ - współrzędne geograficzne wyznaczone przez odbiornik GPS, $v_\varphi, v_\lambda, v_h$ - błędy pomiarowe odbiornika GPS dotyczące współrzędnych położenia obiektu.

W zastosowanym filtrze Kalmana z korekcją wstecz predykowany wektor stanu w chwili $k+1 - \hat{\mathbf{x}}(k+1|k)$ składa się wyłącznie z elementów zerowych, ponieważ błędy INS są na bieżąco estymowane i usuwane z danych wyjściowych tego systemu [11]:

$$(14) \quad \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) = \mathbf{\Phi}(k+1|k)\hat{\mathbf{x}}(k|k) = \mathbf{0}$$

gdzie: $\hat{\mathbf{x}}(k+1|k)$ - predykowany wektor stanu w chwili $(k+1)T$, $\hat{\mathbf{x}}(k|k)$ - wektor stanu po korekcji w chwili kT .

Założenie to upraszcza równania filtru Kalmana. Inicjalizacja realizowana jest według zależności [11]:

$$(15) \quad \hat{\mathbf{x}}(0|0) = \mathbf{0}$$

$$(16) \quad \mathbf{P}(0|0) = \mathbf{P}(0)$$

Równania fazy predykcji i korekcji są następujące:

$$(17) \quad \mathbf{P}(k+1|k) = \mathbf{\Phi P}(k|k)\mathbf{\Phi}^T + \mathbf{Q}$$

gdzie: $\mathbf{P}(k+1|k)$ - macierz kowariancji błędów predykcji, $\mathbf{P}(k|k)$ - macierz kowariancji błędów filtracji w chwili kT , \mathbf{Q} - macierz dyskretnych zakłóceń procesu.

$$(18) \quad \mathbf{K}(k+1) = \mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{H}(k+1)^T \cdot [\mathbf{H}(k+1)\mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{H}(k+1)^T + \mathbf{R}]^{-1}$$

gdzie: $\mathbf{K}(k+1)$ - macierz wzmocnień Kalmana, \mathbf{R} - macierz kowariancji błędów pomiarowych.

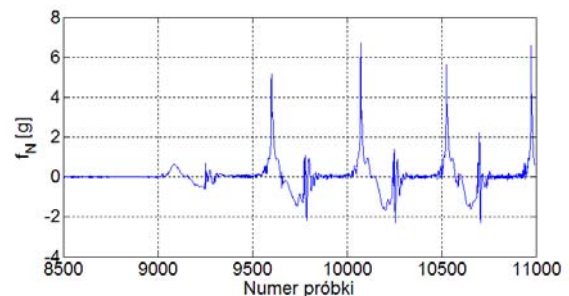
$$(19) \quad \hat{\mathbf{x}}(k+1|k+1) = \mathbf{K}(k+1)\mathbf{z}(k+1)$$

gdzie: $\hat{\mathbf{x}}(k+1|k+1)$ - wektor stanu po wykonaniu korekcji w chwili $(k+1)T$.

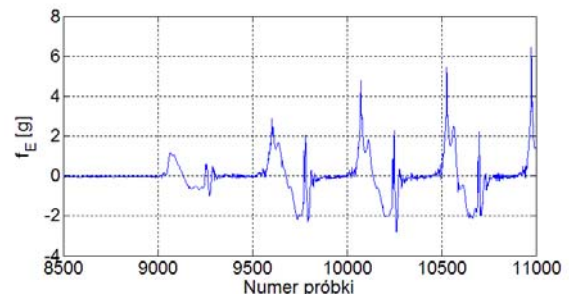
$$(20) \quad \mathbf{P}(k+1|k+1) = \mathbf{P}(k+1|k) - \mathbf{K}(k+1)\mathbf{H}(k+1)\mathbf{P}(k+1|k)$$

gdzie: $\mathbf{P}(k+1|k+1)$ - macierz kowariancji błędów filtracji.

Faza predykcji filtru Kalmana wykonywana jest z częstotliwością pozyskiwania nowych danych pomiarowych z układu IMU (około 400 Hz). W fazie korekcji wykorzystywane są dane pomiarowe GPS, które udostępniane są z częstotliwością 5 Hz, zatem z taką częstotliwością są realizowane równania tego etapu filtracji Kalmana. Elementy estymowanego w ten sposób wektora stanu $\hat{\mathbf{x}}(k+1|k+1)$ odejmowane są następnie od odpowiadających im wartości wyznaczonych w ramach algorytmu SINS.



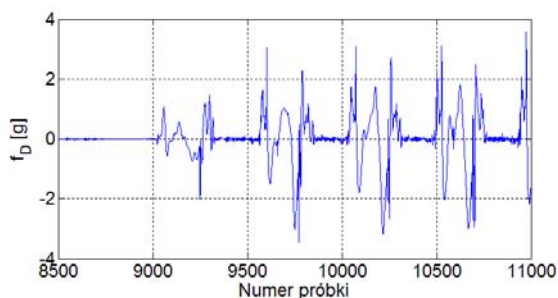
Rys.3. Przyspieszenie obiektu w osi północnej układu NED



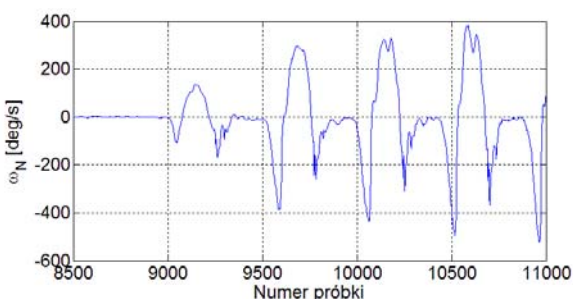
Rys.4. Przyspieszenie obiektu w osi wschodniej układu NED

Wyniki eksperymentów

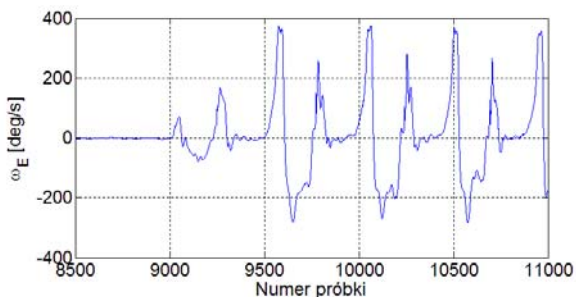
W ramach wstępnych badań systemu dokonano rejestracji danych z układu IMU. Układ ten został zamontowany na boku buta, a następnie zrealizowano przejścia po trasie o kształcie prostokąta. Po włączeniu zasilania urządzenia pieszy pozostawał w bezruchu przez około 60 sekund, w celu zebrania danych umożliwiających inicjalizację algorytmu SINS, po czym rozpoczynano marsz. Na rysunkach 3-5 przedstawiono składniki wektora przyspieszenia mierzonego w układzie NED, natomiast na rysunkach 6-8 składniki wektora prędkości kątowej.



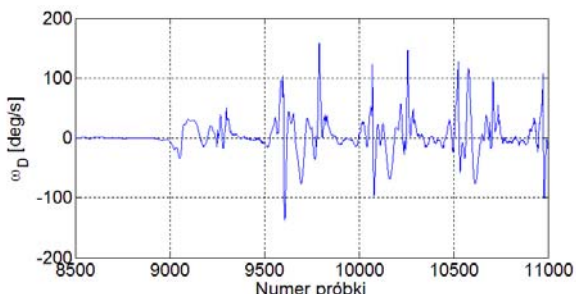
Rys.5. Przyspieszenie obiektu w osi pionowej układu NED



Rys.6. Prędkość obrotowa wokół w osi północnej układu NED



Rys.7. Prędkość obrotowa wokół w osi wschodniej układu NED



Rys.8. Prędkość obrotowa wokół w osi pionowej układu NED

Analizując powyższe wykresy można stwierdzić, iż możliwe jest rozróżnienie faz, w których stopa znajdowała się w spoczynku na podłożu od faz ruchu. W przedstawionym fragmencie wyników pieszy wykonał 4 kroki. Podczas fazy spoczynku stopy na podłożu składowe

wektora przyspieszenia przyjmują wartości bliskie zeru, podobnie zachowują się składowe wektora prędkości kątowej. Największe wartości przyspieszeń obserwowane są w początkowej fazie kroku, tuż po podniesieniu stopy z podłoża. Przeprowadzone badania pozwalają na stwierdzenie, że w opisanej konfiguracji systemu możliwe będzie dodatkowo zaimplementowanie i efektywne wykorzystanie algorytmu ZUPT. Uzupełnienie opisanego systemu nawigacji personalnej INS/GPS o algorytm ZUPT zwiększy jego funkcjonalność umożliwiając dłuższą pracę w warunkach braku dostępu do sygnałów GPS (np. wewnątrz budynków).

Podsumowanie

W artykule zaprezentowano koncepcję systemu nawigacji personalnej wykorzystującego czujniki inercyjne (przyspieszeniomierze i giroskopy), magnetometr oraz odbiornik GPS. Przedstawiono algorytm filtra Kalmana z korekcją wstecz, który realizuje wspólne przetwarzanie danych z obu wymienionych urządzeń. Przeprowadzono badania, których celem było zgromadzenie danych pomiarowych z systemu IMU. Na podstawie uzyskanych wyników można stwierdzić, iż umieszczenie IMU na butach pieszego pozwala na detekcję faz kroków, co ma zasadnicze znaczenie dla możliwości implementacji algorytmu ZUPT. Dalsze prace polegać będą na realizacji sprzętowej opisanego systemu i implementacji w nim algorytmu SINS, filtra Kalmana oraz docelowo również algorytmu ZUPT.

Autorzy: mgr inż. Michał Łabowski, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 01-476 Warszawa, E-mail: michal.labowski@wat.edu.pl; dr hab. inż. Piotr Kaniewski, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 01-476 Warszawa, E-mail: piotr.kaniewski@wat.edu.pl; mgr inż. Jacek Paszek, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 01-476 Warszawa, E-mail: jacek.paszek@wat.edu.pl.

LITERATURA

- [1] Ojeda L., Borenstein J., Personal Dead-reckoning System for GPS-denied Environments, IEEE International Workshop on Safety, Security and Rescue Robotics, Rome (2007), 1-6
- [2] Bebek O., Suster M., Rajgopal S., Fu M.J., Xuemei H., Çavuşoğlu M.C., Young D., Mehregany, M.; van den Bogert A.J., Mastrangelo C.H., Personal navigation via High-Resolution Gait-Corrected Inertial Measurement Units, IEEE Transactions On Instrumentation and Measurement, Vol. 59, No. 11 (2010), 3018-3027
- [3] Ortyl A., Autonomiczne Systemy Nawigacji Lotniczej, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa (2000), 25-30
- [4] Davison A., Reid I.D., Molton N.D., Stasse O., MonoSLAM: Real-Time Single Camera SLAM, IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, Vol. 29, No. 6 (2007), 1052-1067
- [5] Jimenez R., Seco F., Prieto C., Guevera J., A comparison of Pedestrian Dead-Reckoning Algorithms using Low-Cost MEMS IMU, IEEE International Symposium on Intelligent Signal Processing (2009), 37-42
- [6] Stirling R., Collin J., Fyfe K., Lachapelle G., An Innovative Shoe-mounted Pedestrian navigation System, GNSS 2003, 1-15
- [7] Titterton D.H., Weston J.L., Strapdown Inertial Navigation Technology, Institution of Electrical Engineers, UK (2004), 21-22, 335-374
- [8] Groves P., Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems, Artech House, Boston (2013), 559-622, 163-216
- [9] Kaniewski P., Struktury Modele i algorytmy w zintegrowanych systemach pozycjonujących i nawigacyjnych, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa (2010), 46-48
- [10] Brown R.G., Hwang P.Y.C., Introduction to random signals and applied Kalman filtering, Wiley, UK (2012), 143-148
- [11] Minkler G., Minkler J., Theory and Application of Kalman Filtering, Magellan Book Company, USA (1993), 567-584