



Wykorzystanie techniki GPS do wyznaczenia kątów heading, pitch i roll – część I

Damian WIERZBICKI^{*1}, Kamil KRASUSKI²

¹Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Inżynierii Lądowej i Geodezji,
Instytut Geodezji, Zakład Teledetekcji i Fotogrametrii,
ul. gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa

²Zespół Technik Satelitarnych, ul. Zawiszy Czarnego 16, 08-530 Dęblin
^{*}autor korespondencyjny, e-mail: damian.wierzbicki@wat.edu.pl

Artykuł wpłynął do redakcji 14.11.2014. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano 21.05.2015

DOI 10.5604/20815891.1195205

Streszczenie. W artykule przedstawiono eksperyment dotyczący wyznaczenia kątów heading, pitch i roll z wykorzystaniem technologii GPS. W tym celu stworzono autorski program HPR_GPS, którego kod źródłowy napisano w języku Scilab 5.4.1. Zaprezentowano zasadę działania aplikacji HPR_GPS oraz przedstawiono algorytm wyznaczenia kątów heading, pitch i roll. Dodatkowo, porównano otrzymane wyniki kątów z programu HPR_GPS ze źródłowymi danymi z INS. Średnia różnica dla kąta heading wynosi $0,29^\circ$ z błędem średnim $5,96^\circ$, dla kąta pitch wynosi $4,98^\circ$ z błędem średnim $1,62^\circ$, zaś dla kąta roll wynosi $0,06^\circ$ z błędem średnim $2,31^\circ$.

Słowa kluczowe: GPS, heading, pitch, roll

1. WSTĘP

W ostatnich latach można zaobserwować bardzo szybki i dynamiczny rozwój techniki satelitarnej w lotnictwie. Szczególny nacisk jest położony na



implementację odbiorników satelitarnych jako podstawowych sensorów do wyznaczenia pozycji statku powietrznego. Zazwyczaj są to odbiorniki jednoczesotliwościowe kodowo-fazowe lub kodowe, mogące rejestrować obserwacje tylko z jednego systemu nawigacyjnego, np. GPS (ang. *Global Positioning System*) lub GLONASS (ang. *Global Navigation Satellite System*) [2]. Dokładność takiego rozwiązania jest na poziomie pojedynczych metrów i w dużej mierze zależy od wbudowanego algorytmu do wyznaczenia współrzędnych. Pojawiają się również odbiorniki dwuczotliwościowe kodowo-fazowe z dostępem do sygnałów z wielu systemów nawigacyjnych, w tym także systemów wspomagania, np. EGNOS (ang. *European Geostationary Navigation Overlay Service*) [3]. Przewidywana dokładność takiego rozwiązania może oscylować na poziomie kilku lub kilkunastu cm, kiedy jest zastosowany filtr Kalmana dla metody PPP (ang. *Precise Point Positioning*) [5]. Zakup powyższej infrastruktury technicznej do samolotu wiąże się niestety z dużym wydatkiem, na który nie wszyscy mogą sobie pozwolić. Niedocenione w tym kontekście może być wykorzystanie hybrydy odbiornika GPS oraz platformy inercyjnej INS (ang. *Inertial Navigation System*) [4]. Taka konfiguracja wydaje się optymalna z ekonomicznego punktu widzenia [8] i ważna dla dokładności pozycjonowania [1]. Każdy z sensorów może zaoferować po 6 wypadkowych parametrów, tj. 3 współrzędne: X, Y, Z (lub B, L, H) i 3 prędkości: V_x, V_y, V_z z odbiornika GPS oraz 3 kąty: heading (skręt), pitch (nachylenie), roll (obróć) i 3 przyspieszenia: A_x, A_y, A_z z platformy INS [10, 11]. Dla nawigacji lotniczej połączenie wyżej wymienionych 12 parametrów stanowi tylko środek do celu, czyli zwiększenie dokładności i niezawodności pomiaru. W przypadku geodezji niesie obfitą ilość informacji dodatkowych, które mogą się wzajemnie uzupełniać i pełnić funkcję zastępczą. Jednym z takich przykładów jest wykorzystanie współrzędnych samolotu do wyznaczenia kątów orientacji przestrzennej (heading, pitch i roll). Autorzy, w ramach niniejszego artykułu, zaprezentowali alternatywną metodę do określenia kątów heading, pitch i roll, przy użyciu techniki GPS. W tym celu zostało stworzone autorskie oprogramowanie HPR_GPS w środowisku skryptowym Scilab 5.4.1. Program HPR_GPS jest obecnie rozbudowywany przez autorów, pod kierunkiem omawianego problemu w artykule.

2. OPIS DZIAŁANIA PROGRAMU HPR_GPS. ALGORYTM WYZNACZENIA KĄTÓW HEADING, PITCH I ROLL

HPR_GPS jest narzędziem typu „open source”, przeznaczonym do wyznaczenia kątów heading, pitch i roll w oparciu o wyznaczone współrzędne samolotu. Kod źródłowy programu został napisany w edytorze numerycznym Scilab 5.4.1, co stanowi ułatwienie dla potencjalnych odbiorców (np. studentów).



Podstawowym materiałem badawczym w procesie obliczeniowym są współrzędne samolotu, zapisane w pliku tekstowym (tzw. log). Program HPR_GPS na wstępie wczytuje dane wejściowe, tj. plik log z rozszerzeniem „*.csv” (patrz rys. 1), a następnie dokonuje segregacji i przypisania tychże danych do określonej kolumny. Dla analizowanego przypadku, dane zostały podzielone na 7 kolumn: kolumna 1 – numer zdjęcia (alternatywnie numer epoki pomiarowej), kolumna 2 – szerokość geodezyjna B, kolumna 3 – długość geodezyjna L, kolumna 4 – wysokość elipsoidalna H, kolumna 5 – kąt heading, kolumna 6 – kąt pitch, kolumna 7 – kąt roll.

image	latitude	longitude	altitude	yaw	pitch	roll
DSC05087.JPG	52.45707646	21.52218864	339.30	282.03	3.60	-0.81
DSC05088.JPG	52.45713268	21.52159640	342.01	280.92	3.44	1.25
DSC05089.JPG	52.45718172	21.52099717	346.63	280.37	2.61	-0.45
DSC05090.JPG	52.45722253	21.52034178	348.76	271.92	-0.61	-1.78
DSC05091.JPG	52.45723928	21.51974772	347.57	273.87	-0.59	2.21

Rys. 1. Przykładowy plik log z danymi

Fig. 1. Example log file with data

Tak sformatowane dane są przejrzyste i czytelne dla użytkowników oraz nie wymagają dodatkowych operacji dla komputera. Równocześnie dane liczbowe z pliku log, tj. kolumny od 2 do 7, są zamienione z formatu string (łańcuch) na format numeryczny. Koniec procesu formatowania danych wejściowych jest sygnałem do rozpoczęcia procedury wyznaczenia kątów heading, pitch i roll. Na tym etapie współrzędne samolotu *BLH* (w układzie geodezyjnym) z pliku log są transformowane do układu ortokartezjańskiego XYZ (układ geocentryczny ECEF), za pomocą przekształcenia Hirvonena lub Helmerta, jak poniżej [9]:

$$\begin{aligned}
 e &= \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}} \\
 R &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2 B}} \\
 X &= (R + H) \cdot \cos B \cdot \cos L \\
 Y &= (R + H) \cdot \cos B \cdot \sin L \\
 Z &= (R \cdot (1 - e^2) + H) \cdot \sin B
 \end{aligned} \tag{1}$$



gdzie:

a, b – parametry wielkiej i małej półosi elipsoidy WGS-84,

$a = 6378137,0$ m; $b = 6356752, 314245$ m,

e^2 – mimośród pierwszy = 0,006694380023,

R – promień krzywizny pierwszego wertykału elipsoidy WGS-84,

X, Y, Z – współrzędne geocentryczne samolotu.

Do określenia kątów heading, pitch i roll wykorzystano metodę różnicową, bazującą na wyznaczonych wcześniej współrzędnych samolotu (BLH i XYZ) na epokę t oraz $t + 1$. Procedura obliczeniowa jest realizowana w układzie lokalnym samolotu NEU (ang. *North-East-Up*), związanym z położeniem anteny odbiornika GPS. Kąty heading, pitch i roll są obliczane na podstawie zależności [6, 7]:

$$\begin{aligned}
 E &= -\sin L \cdot \Delta X + \cos L \cdot \Delta Y + 0 \cdot \Delta Z \\
 N &= -\cos L \cdot \sin B \cdot \Delta X - \sin L \cdot \sin B \cdot \Delta Y + \cos L \cdot \Delta Z \\
 U &= \cos L \cdot \cos B \cdot \Delta X + \sin L \cdot \cos B \cdot \Delta Y + \sin L \cdot \Delta Z \\
 \psi_{GPS} &= \arctg\left(\frac{E}{N}\right) \\
 \theta_{GPS} &= \arctg\left(\frac{U}{\sqrt{E^2 + N^2}}\right) \\
 \phi_{GPS} &= -\arctg\left(\frac{U}{E}\right)
 \end{aligned} \tag{2}$$

gdzie:

E, N, U – współrzędne anteny samolotu w układzie lokalnym NEU (układ nawigacyjny samolotu),

$\psi_{GPS}, \theta_{GPS}, \phi_{GPS}$ – wyznaczane kąty z techniki GPS, odpowiednio: heading, pitch i roll.

Warto w tym momencie wspomnieć, iż estymowane kąty orientacji z równania (2) wyrażone są w układzie nawigacyjnym samolotu. W rzeczywistości jednak poza układem nawigacyjnym samolotu istnieje dodatkowo układ wewnętrzny obiektu (tzw. „body frame”), który reprezentowany jest przez trójkę liczb (x_b, y_b, z_b). Informacja o współrzędnych w układzie lokalnym samolotu oraz układzie wewnętrznym obiektu pozwala na wierne odtworzenie kątów orientacji w przestrzeni, jak przedstawiono w równaniu (3) [7]:

$$r_{body} = R(\psi, \theta, \phi) \cdot r_{NEU} \tag{3}$$

gdzie:

r_{body} – współrzędne samolotu w układzie obiektu, $r_{body} = [x_b, y_b, z_b]$,

$R(\psi, \theta, \varphi)$ – macierz rotacji,

r_{NEU} – współrzędne samolotu w układzie nawigacyjnym, $r_{NEU} = [N, E, U]$.

W ramach przekładanej pracy przyjęto pewne założenie, iż oba układy są tożsame, co niesie ze sobą pewne niedogodności dla wyznaczanych kątów orientacji. Mianowicie o ile kąty heading i pitch można z pewnym przybliżeniem uznać za zgodne w obu układach, o tyle kąt roll tym regułą już nie podlega. Jego wartość może ulegać gwałtownym zmianom na skutek występowania błędów systematycznych shift i drift w systemie INS.

Algorytm programu HPR_GPS jest realizowany w sposób iteracyjny dla $(n - 1)$ wyznaczeń kątów heading, pitch i roll. Estymowane parametry są zawsze odnoszone na epokę $(t + 1)$, co powoduje niemożność uzyskania wartości szukanych kątów dla epoki początkowej. W ramach przeprowadzonego algorytmu przyjęto, iż parametry heading, pitch i roll dla epoki początkowej zostały przyjęte za 0° (wartość domyślna). Takie podejście wydaje się optymalne z punktu widzenia przeprowadzonego eksperymentu.

W ramach porównania uzyskanych wartości kątów orientacji z danymi źródłowymi z INS, autorzy zaproponowali wyznaczenie 6 parametrów, tj. średniej różnicy pomiędzy wartościami kątów heading, pitch i roll z techniki GPS oraz wartościami kątów zarejestrowanych z pomiaru INS:

$$\begin{aligned} d\psi &= \sum_1^n \frac{\psi_{INS} - \psi_{GPS}}{n} \\ d\theta &= \sum_1^n \frac{\theta_{INS} - \theta_{GPS}}{n} \\ d\phi &= \sum_1^n \frac{\phi_{INS} - \phi_{GPS}}{n} \end{aligned} \quad (4)$$

oraz dodatkowo błędów średnich parametrów z równania (4):

$$\begin{aligned} m_{d\psi} &= \sqrt{\frac{(\psi_{INS} - \psi_{GPS})^2}{n - 1}} \\ m_{d\theta} &= \sqrt{\frac{(\theta_{INS} - \theta_{GPS})^2}{n - 1}} \\ m_{d\phi} &= \sqrt{\frac{(\phi_{INS} - \phi_{GPS})^2}{n - 1}} \end{aligned} \quad (5)$$

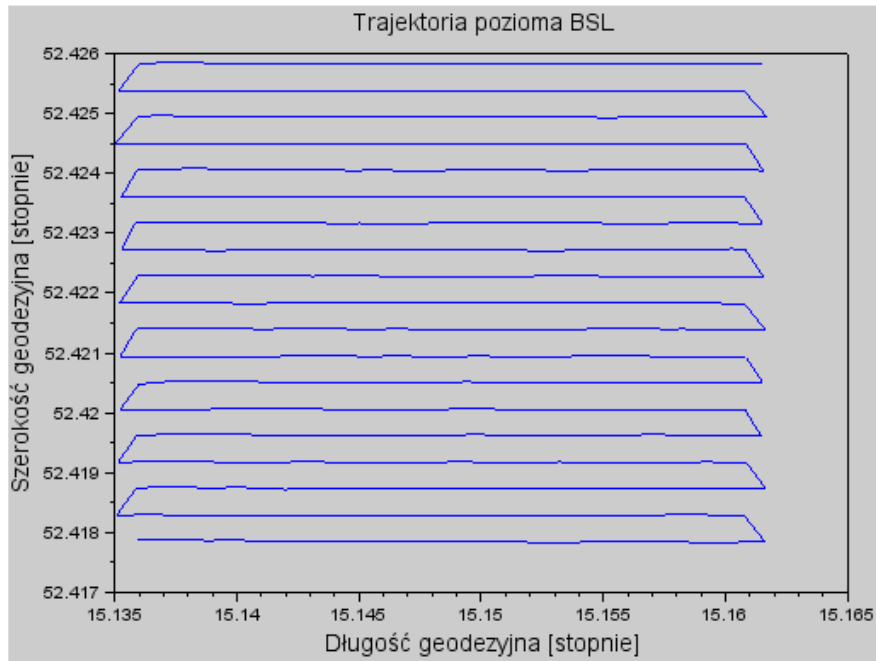


gdzie:

$\psi_{INS}, \theta_{INS}, \phi_{INS}$ – zarejestrowane kąty przez sensor INS, odpowiednio: heading, pitch i roll,
 n – liczba obserwacji.

3. EKSPERYMENT I ANALIZA WYNIKÓW

Do badań zostały użyte parametry pozycji statku powietrznego, zapisane w pliku tekstowym log i pozyskane z platformy UX5 (mini BSL – Bezpilotowy Statek Latający). Lot testowy wykonano w okresie jesiennym w dobrych warunkach pogodowych (prędkość wiatru około 3,9 m/s, brak opadów atmosferycznych, niebo bezchmurne, kąt padania promieni słonecznych wynosił około 42°, warunki fotografowania sprzyjające).

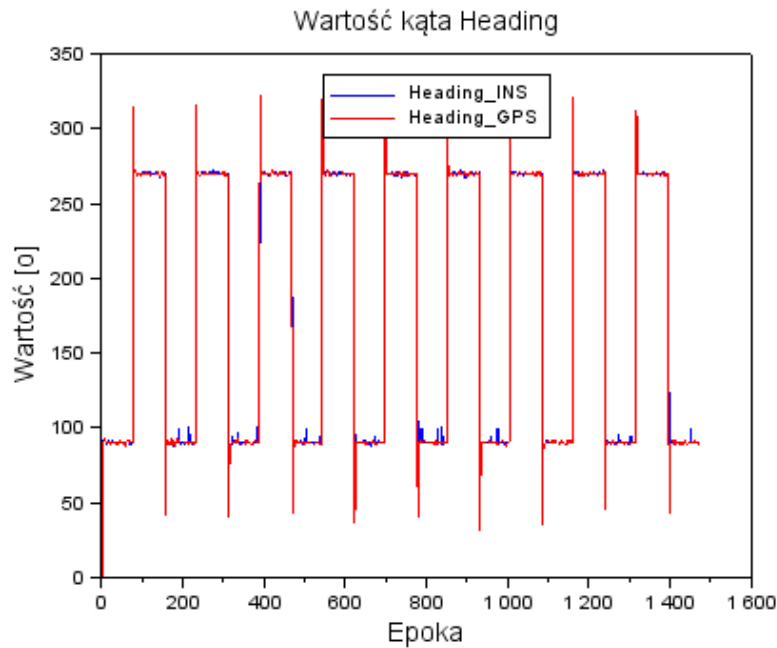


Rys. 2. Trajektoria pozioma BSL

Fig. 2. Horizontal trajectory of UAV

Lot został wykonany bezzałogową platformą latającą Trimble UX-5, wyposażoną w jednoczęstotliwościowy odbiornik GPS rejestrujący dane z częstotliwością 10 Hz. Czas trwania lotu wynosił 45 minut. Nalot został zrealizowany w celu pozyskania zobrażeń z niskiego pułapu (wysokość lotu $H = 100$ m) dla potrzeb produkcji ortofotomapy obszaru badawczego.

Nalot zrealizowano na obszarze testowym o rozmiarach 1250×3750 m, kierunek nalogu wschód-zachód. W celu pozyskania zdjęć z obszaru testowego, płatowiec Trimble UX5 został wyposażony w kamerę SONY NEX5R. Nalot zaplanowano w oprogramowaniu *Trimble Aerial Imaging*. Ustawienia kamery zdefiniowano w trybie manualnym, natomiast ostrość obiektywu ustawiono na nieskończoność. Czułość ISO ustawiono w trybie AUTO. Czas naświetlania wynosił $1/4000$ s. W ramach misji fotolotniczej pozyskano 980 obrazów z pułapu 200 m, gdzie terenowy rozmiar piksela wyniósł 0,06 m. Pokrycie podłużne i poprzeczne wynosiło 75%.



Rys. 3. Wartość kąta heading

Fig. 3. Value of heading angle

Wyniki uzyskane w programie HPR_GPS w trakcie eksperymentu zostały porównane z danymi źródłowymi z sensora GPS. Wyniki porównania zamieszczono na rysunkach 3-8. Rysunek 3 przedstawia wartości kąta heading z programu HPR_GPS (kolor czerwony) oraz sensora INS (kolor niebieski). Wartość średnia różnicy $d\psi$ dla prezentowanych danych wyniosła $0,29^\circ$, ale odchylenie standardowe ponad $5,96^\circ$. Rozrzut otrzymanych wyników dla kąta heading wyniósł odpowiednio od 0° do $322,81^\circ$, z wartością mediany na poziomie $92,10^\circ$. Odstające punkty na wykresie (kolor czerwony) spowodowane są gwałtowną zmianą kierunku lotu platformy UX5.

Dla wykrycia punktów odstających, na wykresie nr 3 przyjęto następujące kryterium graniczne:

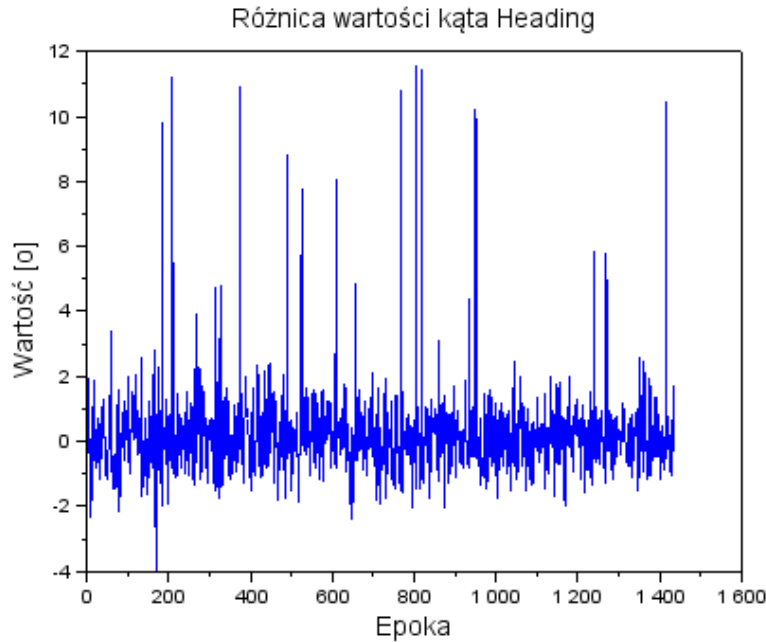
$$\Delta\psi = \psi_{t+1} - \psi_t \leq k_1 \cdot M_\psi \quad (6)$$

gdzie:

$\Delta\psi$ – różnica kątów heading pomiędzy epokami $(t + 1)$ oraz t ,

k_1 – liczba całkowita, $k_1 = 3$,

M_ψ – dokładność odczytu kąta heading na podst. metryki instrumentu, $M_\psi = 2^\circ$.



Rys. 4. Różnica wartości kąta heading na podstawie pomiarów INS i GPS

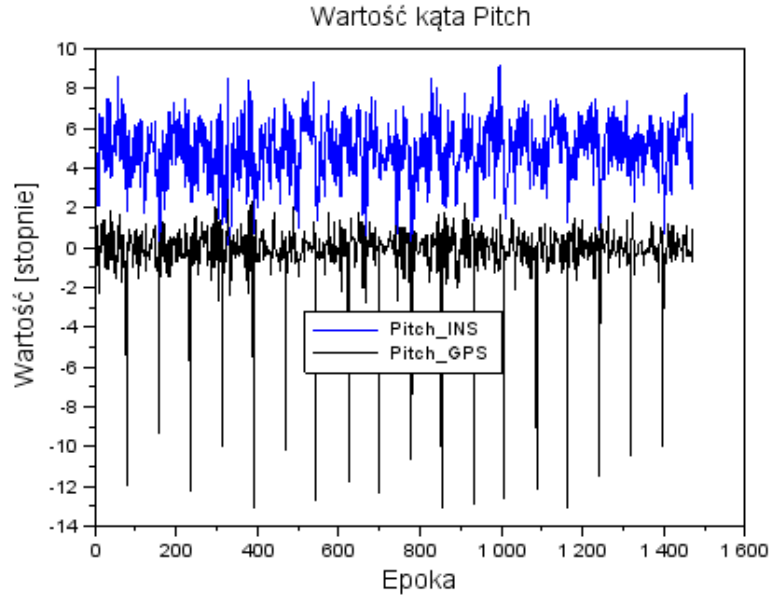
Fig. 4. Different of heading angle between INS and GPS measurements

Przekroczenie kryterium granicznego w równaniu (6) oznacza wystąpienie wartości odstających dla kąta heading, które muszą zostać usunięte z dalszej analizy (patrz rys. 4). Takich punktów wykryto około 20 dla całego zbioru obserwacyjnego dla kąta heading. Nowa wartość średniej różnicy $d\psi$ wynosi teraz $0,23^\circ$ z odchyleniem standardowym $1,34^\circ$, co skutkuje zmniejszeniem się błędu średniego o około 78% w odniesieniu do wartości z wykresu 3.

Na rysunku 5 zamieszczono wartości kąta pitch z programu HPR_GPS (kolor czarny) i sensora INS (kolor niebieski). Wartość średnia różnicy $d\theta$ dla prezentowanych wyników wyniosła $4,98^\circ$, a odchylenie standardowe $1,62^\circ$. W porównaniu z wykresem 3, widać zdecydowaną poprawę dokładności otrzymanych rezultatów dla techniki GPS.



Podobnie jak na wykresie 3, można zaobserwować odstające punkty (występują w tych samych epokach pomiarowych). Charakter zmian wartości dla tych punktów jest widocznie ujemny. Rozrzut otrzymanych wyników dla kąta pitch wyniósł na podstawie przeprowadzonych obliczeń odpowiednio od $-1,33^\circ$ do $16,47^\circ$, z wartością mediany około $4,95^\circ$.



Rys. 5. Wartość kąta pitch

Fig. 5. Value of pitch angle

Dla wykrycia punktów odstających dla kąta pitch, na wykresie 5 przyjęto następujące kryterium graniczne:

$$\Delta\theta = \theta_{t+1} - \theta_t \leq k_2 \cdot M_\theta \quad (7)$$

gdzie:

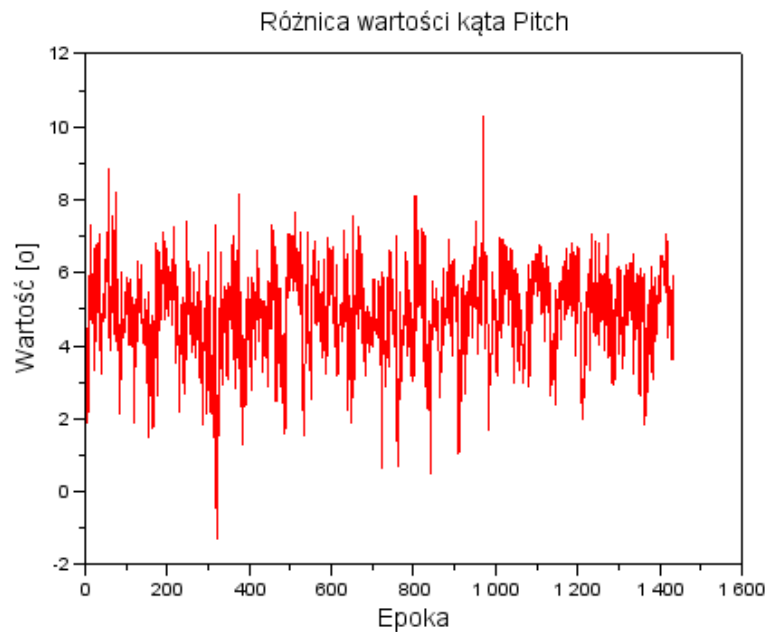
$\Delta\theta$ – różnica kątów pitch pomiędzy epokami $(t + 1)$ oraz t ,

k_2 – liczba całkowita, $k_2 = 3$,

M_θ – dokładność odczytu kąta pitch na podst. metryki instrumentu, $M_\theta = 1,5^\circ$.

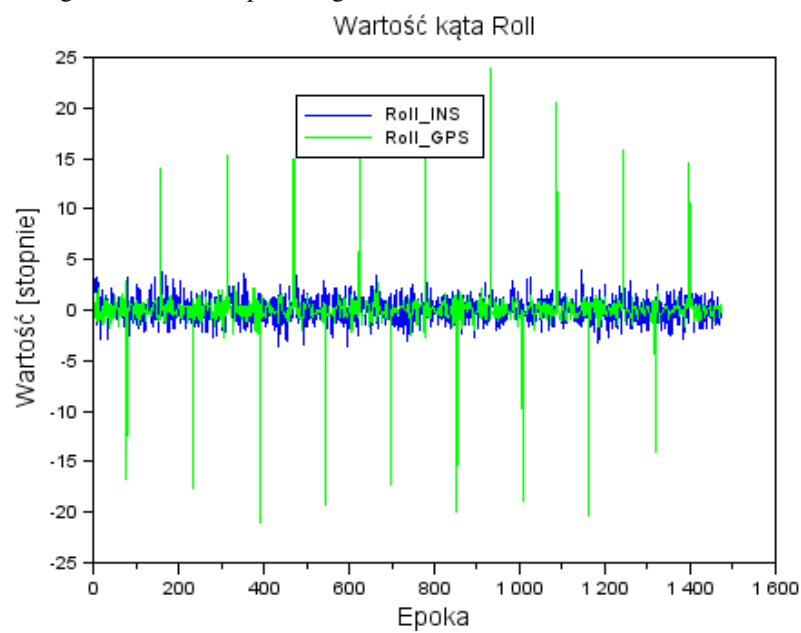
Przyjęcie kryterium granicznego z równania (7) spowodowało, iż nowa wartość średniej różnicy $d\theta$ dla kąta pitch wynosi $4,86^\circ$, co skutkuje poprawą precyzji tylko o około 3% (patrz rys. 6). W przypadku dokładności (nowa wartość $1,25^\circ$), poprawa tego parametru jest bardziej zauważalna i oscyluje w granicach około 23%.





Rys. 6. Różnica wartości kąta pitch na podstawie pomiarów INS i GPS

Fig. 6. Different of pitch angle between INS and GPS measurements



Rys. 7. Wartość kąta roll

Fig. 7. Value of roll angle

Rysunek 7 przedstawia wartości kąta roll z programu HPR_GPS (kolor zielony) i sensora INS (kolor niebieski). Wartość średnia różnicy $d\Phi$ dla prezentowanych wyników jest stosunkowo mała (przebieg zmian podobny do szumu białego) i wynosi $0,06^\circ$, a odchylenie standardowe $2,31^\circ$. W porównaniu z wykresami 3 i 5, widać zdecydowaną poprawę precyzji otrzymanych rezultatów z sensora GPS. W przypadku odstających punktów na wykresie 7, charakter zmian ich wartości jest zarówno dodatni, jak i ujemny.

Dla wykrycia punktów odstających dla kąta roll na wykresie 7 przyjęto następujące kryterium graniczne:

$$\Delta\varphi = \varphi_{t+1} - \varphi_t \leq k_3 \cdot M_\varphi \quad (8)$$

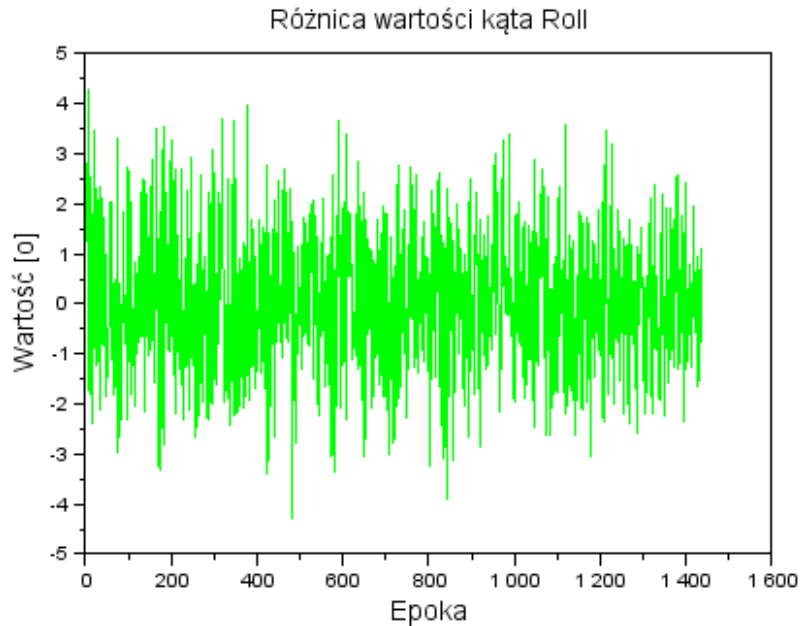
gdzie:

$\Delta\varphi$ – różnica kątów roll pomiędzy epokami $(t + 1)$ oraz t ,

k_3 – liczba całkowita, $k_3 = 3$,

M_φ – dokładność odczytu kąta roll na podstawie metryki instrumentu, $M_\varphi = 1,5^\circ$.

Kryterium graniczne dla kąta roll w równaniu (8) umożliwiło poprawę wyznaczenia wartości średniej $d\Phi$ o około 65% w stosunku do danych z wykresu 7. Nowa wartość średniej różnicy $d\Phi$ po usunięciu punktów odstających wynosi $-0,04^\circ$ (patrz rys. 8).



Rys. 8. Różnica wartości kąta roll na podstawie pomiarów INS i GPS

Fig. 8. Different of roll angle between INS and GPS measurements

Dokładność dla średniej różnicy $d\Phi$ spadła do wartości $1,31^\circ$, czyli o około 44% w odniesieniu do wyników z wykresu 7.

4. WNIOSKI

W artykule zaprezentowano wyniki eksperymentu dotyczącego wyznaczenia kątów orientacji przestrzennej heading, pitch i roll na podstawie techniki GPS. W ramach optymalizacji zadania napisano program HPS_GPS, w edytorze Scilab 5.4.1, służący do obliczeń i weryfikacji otrzymanych wyników z danymi zewnętrznymi (np. z sensora INS). Program HPR_GPS został szczegółowo opisany ze szczególnym naciskiem na algorytm i metodę wyznaczenia kątów heading, pitch i roll. Wstępne wyniki porównawcze z sensora INS i techniki GPS są zadowalające dla parametru pitch i roll, ale w przypadku kąta heading są mniej optymistyczne, ze względu na duże odchylenie standardowe pomiarów (ponad 5°). Jednakże w porównaniu z dokładnościami referencyjnymi z metryki instrumentu, uzyskane w trakcie obliczeń błędy średnie nie przekraczają kryterium granicznego dokładności dla poszczególnego kąta orientacji. Potrzeba dalszych badań nad prezentowaną w pracy metodą badawczą, szczególnie w aspekcie poprawy wyników z sensora GPS. Wydaje się oczywiste, iż zastosowanie techniki wygładzania (np. filtru Kalmana) pozwoli na zmniejszenie dyspersji wyników oraz usunięcie wartości odstających.

LITERATURA

- [1] Bevly David. 2006. Navigation for Control of Ground Vehicles. In *5th Annual Summer Workshop, NDIA Intelligent Vehicles Symposium*. Department of Mechanical Engineering.
- [2] Cheng Chao. 1998. *Calculations for Positioning with Global Navigation Satellite System*. Master Thesis, Ohio University.
- [3] Ćwiklak Janusz, Marek Grzegorzewski, Henryk Jafernik, Adam Ciećko. 2011. „Wykorzystanie systemu EGNOS na potrzeby nawigacji lotniczej w Polsce Wschodniej”. *Problemy eksploatacji* 1 : 57-64.
- [4] Dumitrache Alexandru, Miguel Zamora, Rafael Toledo-Moreo, Antonio Gomez Skarmeta. 2008. Hybridized GPS/DR positioning system with unknown initial heading for land vehicles. In *Proceedings of the 11th International IEEE Conference on Intelligent Transportation Systems*, 974-979. Beijing, China.
- [5] Gao Yang. 2004. „Performance analysis of precise point positioning using real-time orbit and clock products”. *Journal of Global Positioning Systems* 3 (1-2) : 95-100.



- [6] Jarrell Jason. 2008. *Employ Sensor Fusion Techniques for Determining Aircraft Attitude and Position Information*. Master Thesis: West Virginia University.
- [7] Keong Jiun Han. 1999. *Determining Heading and Pitch using a Single Difference GPS/GLONASS Approach*. Master Thesis: University of Calgary.
- [8] Kolecki Jakub. 2012. „Wykorzystanie jednostki IMU typu MEMS do określania przybliżonych elementów orientacji zdjęć naziemnych”. *Archiwum Fotogrametrii, Kartografii i Teledetekcji* 24 : 133-143.
- [9] Osada Edward. 2001. *Geodezja*. Wrocław: Politechnika Wrocławska.
- [10] Pyka Krystian. 2007/2008. *Aerotriangulacja*. Wykłady w ramach przedmiotu „Fotogrametria cyfrowa”.
- [11] Rönnbäck Sven. 2000. *Development of a INS/GPS Navigation Loop for an UAV*. Master Thesis, Lulea University of Technology.

Utilization GPS Technics for Determination Heading, Pitch and Roll Angles –Part I

Damian WIERZBICKI, Kamil KRASUSKI

Abstract. This article presents an experiment concerning the designation of heading, pitch and roll angles using GPS technology. For this purpose, authorial HPR_GPS software has been created, the code source of which was written in Scilab 5.4.1 language. Operation of application was presented and an algorithm of estimation of heading, pitch, and roll angles was showed. Additionally, final results of angles from HPR_GPS software were compared with raw INS data. Based on comparison, mean difference for heading angle is equal to 0.29° with standard deviation of 5.96° , for pitch angle it is equal to 4.98° with standard deviation of 1.62° , and for roll angle it is about 0.06° with standard deviation of 2.31° , respectively.

Keywords: GPS, heading, pitch, roll



