

# Wyznaczenie kursu bezzałogowego statku powietrznego na podstawie danych GPS i INS

Kamil Krasuski

Zespół Technik Satelitarnych, ul. Zawiszy Czarnego 16, 08-530 Dęblin

Damian Wierzbicki

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Inżynierii Lądowej i Geodezji, Zakład Fotogrametrii i Teledetekcji, ul. Gen. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa 49

**Streszczenie:** Od kilkunastu lat obserwowany jest wzrost zainteresowania wykorzystania bezzałogowych statków latających w fotogrametrii i teledetekcji. Niskobudżetowe bezzałogowe platformy najczęściej korzystają ze stosunkowo tanich jednoczęstotliwościowych odbiorników GPS oraz platformy INS (MEMS). Ich integracja umożliwia wyznaczenie parametrów orientacji bezzałogowego statku latającego w przestrzeni. W artykule zaprezentowano wstępne rezultaty wyznaczenia kursu na podstawie samych danych GPS oraz określono różnicę kursu z wykorzystaniem danych GPS i INS. Przedstawiono również algorytm wyznaczenia kursu oraz opisano dokładnie przebieg eksperymentu lotniczego z wykorzystaniem platformy Trimble UX5. Na podstawie przeprowadzonych badań i uzyskanych wyników stwierdzono, iż średnia różnica kursu na podstawie surowych danych GPS i INS wynosi  $0.21^\circ$  z odchyleniem standardowym  $6,12^\circ$ .

**Słowa kluczowe:** GPS, INS, kurs, odchylenie standardowe, filtr Kalmana

## 1. Wprowadzenie

Integracja danych z sensorów GPS (Global Positioning System) i INS (Inertial Navigation System) umożliwia wyznaczenie parametrów orientacji bezzałogowego statku latającego (BSL) w przestrzeni 3D. Głównym i jednocześnie podstawowym elementem orientacji dla BSL jest określenie kursu statku powietrznego. Poza kursem do parametrów orientacji statku powietrznego zaliczane są również kąt pochylenia (ang. *pitch angle*) oraz kąt obrotu (ang. *roll angle*). Kurs statku powietrznego jest definiowany jako różnica między kierunkiem północy (ang. *North*) a osią podłużną statku powietrznego [5]. Parametr kursu przyjmuje wartości z przedziału od  $0^\circ$  do  $360^\circ$  i jest zliczany na prawo od kierunku północy N. W przypadku pomiarów GPS, kurs jest wyznaczany w układzie referencyjnym (układ przestrzeni nawigacyjnej ENU – East-North-Up) [3] i odnosi się do położenia anteny odbiornika GPS. W przypadku obserwacji z jednostki pomiarowej IMU (dla sensora INS), kurs jest wyznaczany w układzie wewnętrznym statku powietrznego (ang. *body-frame*) i jest odniesiony do lokalizacji jednostki IMU (Inertial Measurement Unit) na pokładzie

statku powietrznym. Różnica wskazań wartości kursu z pomiarów GPS i INS występuje zawsze i w dużej mierze zależy od rozmieszczenia anteny odbiornika GPS i jednostki inercyjnej IMU w statku powietrznym oraz określenia wartości ekscentru między obydwoma urządzeniami pomiarowymi.

Sensory GPS są dość powszechnie stosowane w nawigacji lądowej jako zewnętrzne źródło danych do określenia wartości kursu. Dodatkowo, w ramach procedury wyznaczenia pozycji i orientacji przestrzennej pojazdu lądowego, musi zostać spełnionych kilka warunków [10], tzn.:

- niewielka deniwelacja trasy, po której porusza się pojazd;
- prędkość pojazdu jest większa niż  $5 \text{ m/s}$ ;
- kąt obrotu oscyluje w granicach  $0^\circ$ ;
- w obliczeniach zastosowany jest filtr Kalmana.

Wykorzystanie danych z GPS do wyznaczenia kursu dla statku powietrznego powoduje wiele niedogodności wynikających z działania czynników zewnętrznych (np. prędkość wiatru, opad atmosferyczny) czy wykonywania licznych manewrów podczas trwania lotu. Jednak rozwiązanie to umożliwia uzyskanie przybliżonych wartości kursu, co ma ogromne znaczenie podczas integracji danych GPS/INS z zastosowaniem filtra Kalmana.

W ramach niniejszego artykułu, autorzy przeprowadzili eksperyment badawczy, mający na celu wyznaczenie wartości kursu z użyciem sensora GPS dla bezzałogowego statku powietrznego. Dokonano porównania wartości kursu z sensorów GPS i INS oraz wyznaczono różnicę tychże parametrów. Obliczenia zostały zrealizowane w edytorze numerycznym Scilab 5.4.1 na podstawie surowych danych z platformy Trimble UX5. Lot testowy został przeprowadzony w godzinach 10:00–11:00 w sierpniu 2014 r. na obszarze miejscowości Chrzęsne. Otrzymane rezultaty z przeprowadzonych badań zostały zaprezentowane w pracy na odpowiednich wykresach.

### Autor korespondujący:

Damian Wierzbicki, damian.wierzbicki@wat.edu.pl

### Artykuł recenzowany

nadesłany 2.11.2015 r., przyjęty do druku 4.12.2015 r.



Zezwala się na korzystanie z artykułu na warunkach licencji Creative Commons Uznanie autorstwa 3.0

## 2. Model matematyczny wyznaczenia kursu z sensora GPS

Proces odtworzenia kursu dla danych GPS odbywa się z użyciem metod transformacji między układami odniesienia. W pierwszym etapie współrzędne statku powietrznego w układzie geodezyjnym BLH (układ elipsoidalny) są transformowane do układu globalnego XYZ (układ geocentryczny ECEF) za pomocą przekształcenia Helmerta [8]:

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

gdzie:  $a, b$  – parametry wielkiej i małej półosi elipsoidy WGS-84,  $a = 6378137,0$  m,  $b = 6356752, 314245$  m,  $e^2$  – mimośród pierwszy,  $e^2 = 0,006694380023$ ,  $R$  – promień krzywizny pierwszego wertykału elipsoidy WGS-84,  $(X, Y, Z)$  – współrzędne geocentryczne statku powietrznego,  $(B, L, H)$  – zarejestrowane współrzędne statku powietrznego w układzie elipsoidalnym BLH.

Współrzędne statku powietrznego w układzie elipsoidalnym BLH pochodzą z formatu tekstowego log o rozszerzeniu „\*.csv”, w którym zapisywane są zmiany współrzędnych pozycji oraz kątów orientacji (kursu, pochylenia i obrotu) dla każdej sekundy lotu. Warto dodać, iż wartości kątów orientacji odniesione są do układu wewnętrznego statku powietrznego (body-frame) i zostały zarejestrowane przez jednostkę IMU podczas trwania lotu.

W drugim etapie współrzędne geocentryczne statku powietrznego podlegają transformacji do układu nawigacyjnego samolotu (układ ENU), jak poniżej [9]:

$$\begin{cases} E = -\sin L \cdot \Delta X + \cos L \cdot \Delta Y + 0 \cdot \Delta Z \\ N = -\cos L \cdot \sin B \cdot \Delta X - \sin L \cdot \sin B \cdot \Delta Y + \cos L \cdot \Delta Z \\ U = \cos L \cdot \cos B \cdot \Delta X + \sin L \cdot \cos B \cdot \Delta Y + \sin L \cdot \Delta Z \end{cases} \quad (2)$$

gdzie:  $(E, N, U)$  – współrzędne anteny odbiornika GPS w układzie nawigacyjnym ENU.

W trzecim etapie następuje wyznaczenie kursu na podstawie zależności [2]:

$$\psi_{GPS} = \arctg\left(\frac{E}{N}\right) \quad (3)$$

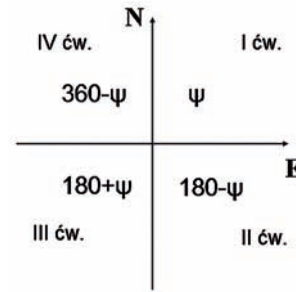
lub alternatywnego wyrażenia [1]:

$$\psi_{GPS} = \arctg\left(\frac{V_E}{V_N}\right) \quad (4)$$

gdzie:  $\psi_{GPS}$  – wyznaczany kąt kursu z techniki GPS,  $V_E$  – prędkość statku powietrznego w układzie ENU w kierunku wschodnim (East),  $V_N$  – prędkość statku powietrznego w układzie ENU w kierunku północy (North).

Parametr kursu dla danych GPS jest określony na podstawie znaku wartości przyrostów dla parametrów N i E (równanie {3}) w układzie lokalnym anteny odbiornika ENU (rys. 1). Na podstawie rys. 1 można wywnioskować, iż wartość kąta kursu wynosi:

- $\psi$ , gdy wartości E i N są dodatnie (I ćwiartka),
- $180 - \psi$ , gdy wartość E jest dodatnia i N ujemna (II ćwiartka),
- $180 + \psi$ , gdy wartości E i N są ujemne (III ćwiartka),
- $360 - \psi$ , gdy wartość E jest ujemna i N dodatnia (IV ćwiartka).



Rys. 1. Wartości kursu dla danej ćwiartki w układzie ENU  
Fig. 1. The Course value in ENU frame

Ekwiwalentne rozwiązanie wartości kursu (dla danych GPS) można uzyskać z równania (4), z tymże konieczne jest wyznaczenie składowych wektora prędkości statku powietrznego w kierunku N i E.

Równocześnie kurs może być wyznaczony na podstawie pomiarów żyroskopów umieszczonych w jednostce IMU. W tym przypadku zakłada się, iż układ wewnętrzny bezzałogowego statku powietrznego pokrywa się z układem sensora IMU [7]. W ten sposób możliwe jest wyznaczenie różnicy wartości kursu z rozwiązania GPS i INS, jak poniżej [1]:

$$d\psi = \psi_{INS} - \psi_{GPS} \quad (5)$$

gdzie:  $\psi_{INS}$  – kurs zarejestrowany przez IMU,  $d\psi$  – różnica kursu.

Dodatkowo w ramach analizy dokładności wyznaczono odchylenie standardowe dla różnicy kursu:

$$m_{d\psi} = \sqrt{\frac{v_{d\psi} v_{d\psi}}{n - 1}} \quad (6)$$

gdzie:  $m_{d\psi}$  – dokładność różnicy kursu,  $v_{d\psi} = d\psi_i - \overline{d\psi}$ ,  $v_{d\psi}$  – poprawka,  $i$  – epoka pomiarowa,  $\overline{d\psi}$  – średnia wartość różnicy kursu dla wszystkich epok pomiarowych,  $n$  – liczba obserwacji.

## 3. Eksperyment oraz wstępne wyniki

W eksperymencie badawczym wykorzystano współrzędne pozycji i parametry orientacji statku powietrznego, zapisane w pliku tekstowym *log* i pozyskane z urządzeń pomiarowych, umieszczonych na platformie UX5 (rys. 2). Platforma Trimble UX5 zaliczana jest do grupy „minibezałogowców” (ang. *mini-sized UAV*) i jest stosowana w fotogrametrii lotniczej do wykonywania zdjęć z niskiego i średniego pułapu wysokości.

Platforma Trimble UX5 umożliwia automatyczną kontrolę startu, lotu i lądowania. Zdjęcia pozyskiwane są przez automatyczne wyzwolenie migawki aparatu. Podstawowe parametry systemu Trimble UX-5 przedstawiono w tabeli 1.

Bezpieczeństwo lotu jest kontrolowane automatycznie, jednak istnieje możliwość ingerencji operatora przez kontrolę awaryjnych procedur bezpieczeństwa. Start platformy Trimble UX5 może być realizowany wyłącznie za pomocą wyrzutni mechanicznej. System może operować przy prędkości wiatru nieprzekraczającej wartości 18 m/s oraz w warunkach nie gorszych niż lekki deszcz. Urządzenie może pozyskiwać zobrażenia z pułapu o wysokości od 75 m do 750 m, z rozdzielczością terenową od

**Tabela 1. Parametry techniczne platformy Trimble UX-5 [11]**

Table 1. Technical parameters of Trimble UX5 platform [11]

Typ	jednolity korpus ze skrzydłami
Masa	2,5 kg
Rozpiętość skrzydeł	1 m
Powierzchnia skrzydeł	34 dm <sup>2</sup>
Wymiary	100 cm × 65 cm × 10 cm
Materiał	pianka EPP; węglowa konstrukcja ramy; elementy kompozytowe
Napęd	śmigło napędzające – elektryczny silnik komutatorowy

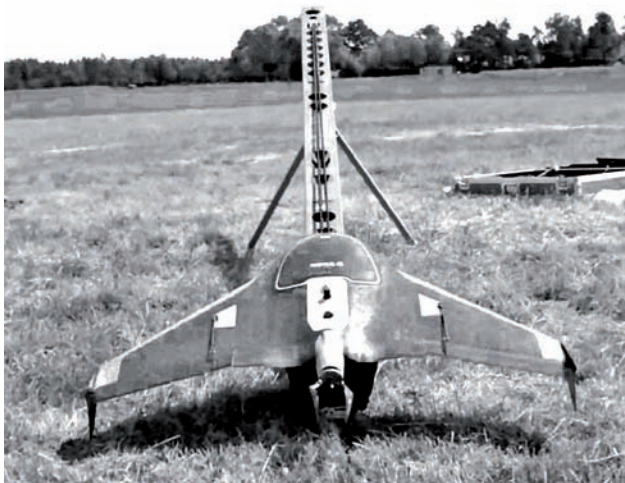
**Rys. 2. Trimble UX5 na wyrzutni przed startem**

Fig. 2. The Trimble UX5 before fly start

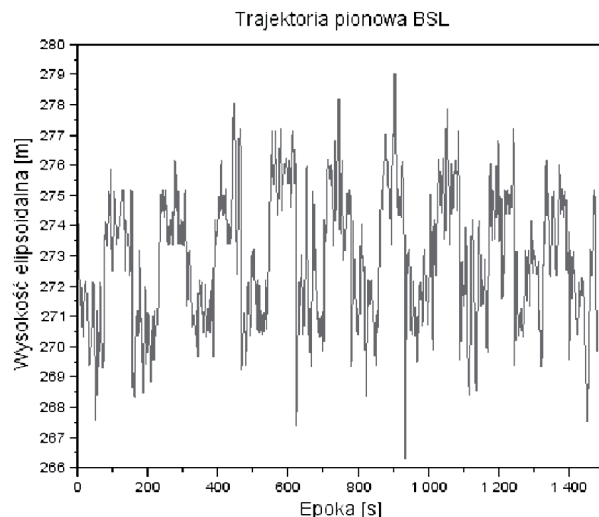
**Rys. 3. Trajektoria pionowa platformy Trimble UX5**

Fig. 3. Vertical trajectory of Trimble UX5 platform

0,024 m do 0,24 m. Do pozyskania danych obrazowych została wybrana kamera SONY NEX-5R – jeden z częściej wybieranych sensorów montowanych na pokładzie bezałogowych statków latających. Wykonane zdjęcia zapisywane są w formacie JPEG. W przypadku platformy Trimble UX-5 zdjęcia wykonywane są za pomocą super jasnego obiektywu Voigtlander o ogniskowej 15 mm i maksymalnej wartości przysłony F4.5.

W ramach eksperymentu został wykonany lot testowy w sierpniu 2014 r. w godzinach 10:00–11:00 czasu lokalnego. Powierzchnia obrazowania wynosiła 1250 m × 3750 m. Do pozycjonowania bezałogowego statku latającego wykorzystano jednoczesotliwościowy odbiornik GPS zapisujący obserwacje z częstotliwością 10 Hz. Pozyskane obrazy posłużyły do produkcji ortofotomapy obrazowanego obszaru. Średnia wysokość lotu wynosiła 273 m, natomiast maksymalna i minimalna wartość wynosiły odpowiednio 266 m i 279 m (rys. 3).

W trakcie wykonywania eksperymentu badawczego, surowe wartości kursu z jednostki IMU zostały porównane z wynikami uzyskanymi z sensora GPS. Na rys. 4 przedstawiono uzyskane wartości kursu dla techniki INS (kolor czarny) i metody GPS (kolor niebieski). Wartość średnia różnicy  $d\psi$  dla prezentowanych danych wyniosła 0,21°, a odchylenie standardowe  $m_{d\psi}$  ponad 6,12°. Uzyskane rezultaty parametru  $d\psi$  świadczą o tym, iż charakter zmian tego parametru jest podobny do szumu białego (wartość średnia dąży do 0, a odchylenie standardowe jest znacznie większe od 0). Rozrzut otrzymanych wyników dla parametru  $d\psi$  wyniósł odpowiednio od  $-56,20^\circ$  do  $67,82^\circ$ , z wartością mediany na poziomie  $0,01^\circ$  (rys. 5). Duże wahania wartości parametru  $d\psi$  w głównej mierze są spowodowane czynnikami zewnętrznymi (opad atmosferyczny, zmiana prędkości wiatru), zmianą trajektorii lotu platformy Trimble UX5 (zmiana kierunku lotu i wysokości elipsoidalnej lotu) oraz czynnikami ludzkimi (brak doświadczenia operatora, niskie wykształcenie, brak dobrej znajomości sprzętu i oprogramowania). Odstające wartości parametru  $d\psi$  na wykresie nr 5 powodują konieczność zastosowania dodatkowych algorytmów wygładzających (filtry dolnoprzepustowe oraz wielomiany  $n$ -tego stopnia) lub metod pozwalających na odrzucenie pomiarów odstających.

W celu wykrycia dużych różnic wartości parametru  $d\psi$  na wykresie nr 5, a tym samym wygładzeniu uzyskanych wyników, zastosowano w pierwszym kroku filtr Kalmana. Filtr Kalmana jest operacją matematyczną mającą na celu ograniczenie (właściwie wyeliminowanie) podczas analizy pomiarów odstających oraz zmniejszenie błędów średnich dla wyznaczanych parametru.

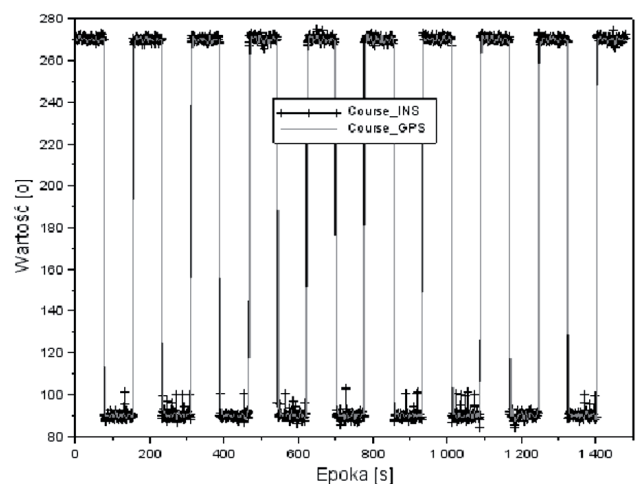
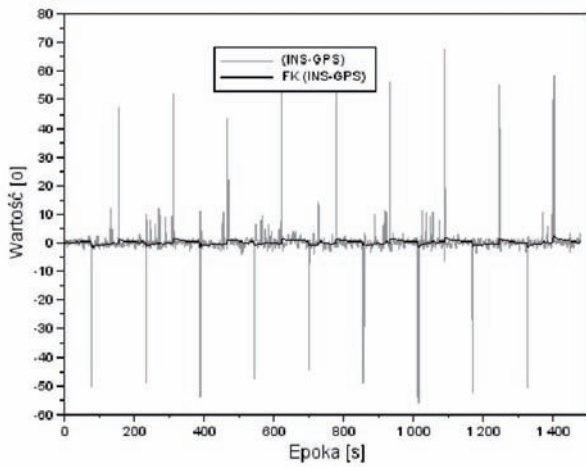
**Rys. 4. Wartość kursu z danych GPS i INS**

Fig. 4. The course value from GPS and INS data



Rys. 5. Wartość różnicy kursu z surowych danych GPS i INS  
Fig. 5. The value of course difference from raw GPS and INS data

trów. Filtr Kalmana jest procesem dwuetapowym, tzn. składa się z etapu „predykcji” i „korekcji”, jak poniżej [4]:

1) proces „predykcji”:

$$x_p = A \cdot x_{k-1} \quad (7)$$

$$P_p = A \cdot P_{k-1} \cdot A^T + Q_{k-1} \quad (8)$$

gdzie:  $A$  – macierz współczynników,  $x_{k-1}$  – oszacowane wartości wyznaczanych parametrów *a priori* z kroku poprzedniego,  $P_{k-1}$  – oszacowane wartości kowariancji *a priori* z kroku poprzedniego,  $x_p$  – prognoza wartości stanu,  $P_p$  – prognozowane wartości kowariancji,  $Q_{k-1}$  – macierz kowariancji procesu szumu.

2) proces „korekcji”:

$$K_k = P_p \cdot H^T \cdot (H \cdot P_p \cdot H^T + R)^{-1} \quad (9)$$

$$x_k = x_p + K_k \cdot (z - H \cdot x_p) \quad (10)$$

$$P_k = (I - K_k \cdot H) \cdot P_p \quad (11)$$

gdzie:  $R$  – macierz kowariancji pomiarów,  $H$  – macierz pochodnych cząstkowych,  $K_k$  – macierz wzmocnienia Kalmana,  $z$  – wektor wielkości pomierzonych,  $I$  – macierz jednostkowa,  $x_k$  – wyznaczone parametry *a posteriori*,  $P_k$  – macierz kowariancji wyznaczanych parametrów *a posteriori*.

Na rys. 6 zaprezentowano rezultaty filtracji Kalmana dla wartości parametru  $d\psi$ , tj. kolorem czerwonym ozn. surowe rezultaty  $d\psi$  na podstawie pomiarów INS i GPS, zaś kolor czarny to wartości  $d\psi$  po filtracji Kalmana. Nowa wartość różnicy kursu  $d\psi$  wynosi 0,21°, ale odchylenie standardowe  $m_{d\psi}$  zostało ograniczone do 0,68°, co skutkuje zmniejszeniem się błędu średniego o około 89% w odniesieniu do wartości z wykresu nr 5. Dyspersja otrzymanych wyników dla parametru  $d\psi$  (po filtracji) wynosi odpowiednio od -1,42° do 2,25°, z wartością mediany na poziomie 0,28°. Ponad 85% wyników  $d\psi$  po filtracji Kalmana znajduje się w przedziale od -1° do 1°. W przypadku dyspersji wyników między wartości -1,5° do 1,5°, liczba uzyskanych rezultatów w podanym zbiorze wzrasta do prawie 97%.

W drugim etapie w celu zmniejszenia dyspersji wyników kąta ślizgu zaproponowano zastosowanie wielomianu pierwszego stopnia (funkcja regresji liniowej, patrz rys. 6) w postaci [8]:

$$Y = aX + b \quad (12)$$

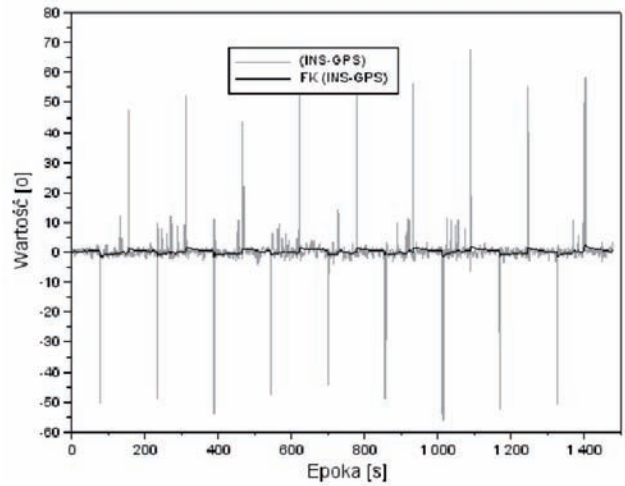
gdzie:  $Y$  – surowe wartości parametru  $d\psi$  na podstawie różnicy INS i GPS (kolor czerwony),  $(a, b)$  – współczynnik regresji liniowej (parametry wyznaczone),  $X$  – numer epoki pomiarowej.

Równanie (12) jest rozwiązywane metodą najmniejszych kwadratów na podstawie układu równań normalnych, jak poniżej [6]:

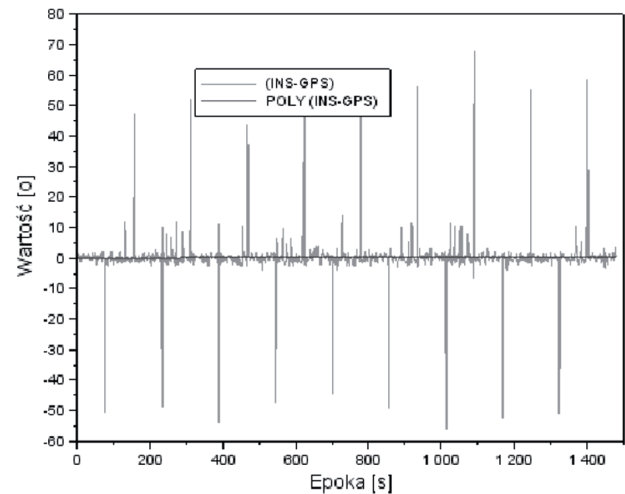
$$\delta x = [a, b]^T = N^{-1} \cdot L \quad (13)$$

gdzie:  $N^{-1} = (X^T \cdot X)^{-1}$ , macierz odwrotna układu równań normalnych,  $L = X^T \cdot Y$ , wektor wyrazów wolnych.

Na rys. 7 przedstawiono wartości parametru  $d\psi$  dla metody wielomianowej – kolorem czerwonym oznaczono surowe rezultaty różnicy kursu na podstawie pomiarów INS i GPS, zaś kolor zielony to rezultaty  $d\psi$  po zastosowaniu wielomianu pierwszego stopnia. Wyznaczona nowa wartość parametru  $d\psi$  wynosi 0,21° (podobnie jak w przypadku filtracji Kalmana), a odchylenie standardowe  $m_{d\psi}$  zmalało do 0,11°. W przypadku rozwiązania wielomianowego, wartość odchylenia standardowego  $m_{d\psi}$  została poprawiona o 98% w odniesieniu do wartości z wykresu nr 5. Z kolei rozwiązanie wielomianowe poprawiło wartość odchylenia standardowego  $m_{d\psi}$  o 84% względem rozwiązania z filtrem



Rys. 6. Wartość różnicy kursu z surowych danych GPS i INS (przed i po procesie filtracji Kalmana)  
Fig. 6. The value of course difference from raw GPS and INS data (before and after Kalman filter processing)



Rys. 7. Wartość różnicy kursu z surowych danych GPS i INS (przed i po zastosowaniu wielomianu pierwszego stopnia)  
Fig. 7. The value of course difference from raw GPS and INS data (before and after 1st polynomial applied)

Tabela 2. Porównanie wybranych parametrów różnicy kursu dla danej metody obliczeniowej

Table 2. Comparison of major parameters of course difference for each calculated method

Parametr	Rozwiązanie bazowe (surowe dane INS i GPS)	Metoda filtracji Kalmana	Metoda wielomianowa
Średnia arytmetyczna	0,21°	0,21°	0,21°
Odchylenie standardowe	6,12°	0,68°	0,11°
Dyspersja wyników	(-56,20° – 67,82°)	(-1,42° – 2,25°)	(0,02° – 0,40°)
Mediana	0,01°	0,28°	0,21°

Kalmana (rys. 6). Dyspersja uzyskanych wyników parametru  $d\psi$  (dla metody wielomianowej) wynosi odpowiednio od 0,02° do 0,40°, z wartością mediana równą 0,21°.

W tabeli 2 przedstawiono summaryczne wyniki z przeprowadzonych badań lotniczych za pomocą BSL. Na podstawie tabeli 2 można wywnioskować, iż wartość parametru  $d\psi$  dla zastosowanych metod obliczeniowych jest taka sama i wynosi 0,21°. W przypadku odchylenia standardowego, najwyższą dokładność rozwiązania uzyskano dla metody wielomianowej, zaś najmniejszą dokładność na podstawie surowych wyników GPS i INS (równanie 5). Wartość mediany, która określa najczęściej powtarzane liczby w danym zbiorze, jest mniejsza niż 0,3° dla wszystkich metod badawczych, co podkreśla zbieżność wyników dla kursu z pomiarów INS i GPS. Dyspersja otrzymanych rezultatów dla parametru  $d\psi$  jest najmniejsza dla metody wielomianowej i filtru Kalmana, zaś największa dla rozwiązania bazowego.

#### 4. Wnioski

W artykule wykazano możliwość wykorzystania pomiarów GPS do wyznaczenia kursu dla bezzałogowego statku latającego (BSL) w trybie post-processingu. Przedstawiono i scharakteryzowano metodę obliczeniową (z podaniem pełnego algorytmu) do wyznaczenia kursu dla sensora GPS oraz dodatkowo wyznaczono wartość różnicy kursu. Obliczenia zostały realizowane w edytorze numerycznym Scilab 5.4.1 dla danych GPS i INS, pozyskanych z platformy Trimble UX5. Eksperyment lotniczy został zrealizowany w godzinach 10:00–11:00 w sierpniu 2014 r. na obszarze miejscowości Chrzęsne. Na podstawie przeprowadzonych badań sformułowano następujące wnioski:

- zastosowanie sensora GPS do wyznaczenia kursu umożliwia osiągnięcie podobnych wyników do wartości uzyskanych z rozwiązania INS (rys. 4),
- wyznaczenia kursu z danych GPS i INS umożliwia określenie również różnicy tych wartości,
- średnia różnica wartości kursu między rozwiązaniem bazowym z surowych danych GPS i INS wynosi 0,21° z odchyleniem standardowym 6,12°,
- zastosowanie filtru Kalmana pozwala na osiągnięcie wartości różnicy kursu na poziomie 0,21° z odchyleniem standardowym 0,68°,
- zastosowanie filtru Kalmana poprawiło dokładność wyznaczenia różnicy kursu o około 89% (względem rozwiązania bazowego dla surowych danych GPS i INS),

- zastosowanie wielomianu pierwszego stopnia pozwala na osiągnięcie wartości parametru  $d\psi$  na poziomie 0,21° z odchyleniem standardowym 0,11°,
- zastosowanie wielomianu pierwszego stopnia poprawiło dokładność wyznaczenia parametru  $d\psi$  o około 98% (względem rozwiązania bazowego dla surowych danych GPS i INS).

#### Bibliografia

1. Angrisano A., Petovello M., Pugliano G., *Benefits of combined GPS/GLONASS with low-cost MEMS IMUs for vehicular urban navigation*, "Sensors", 12, 2012, 5134–5158, DOI: 10.3390/s120405134.
2. Bevely D.M., *Navigation for control of ground vehicles*, Department of Mechanical Engineering, 5<sup>th</sup> Annual Summer Workshop, NDIA Intelligent Vehicles Symposium, 2006.
3. Bieda R., Grygiel R., *Wyznaczanie orientacji obiektu w przestrzeni z wykorzystaniem naiwnego filtru Kalmana*, „Przegląd Elektrotechniczny”, ISSN 0033-2097, R. 90, Nr 1/2014.
4. Cai C., *Precise Point Positioning using dual-frequency GPS and GLONASS measurements*, Dissertation thesis, University of Calgary, Canada, 2009.
5. Ciećko A., Grzegorzewski M., Ćwiklak J., Oszczak S., Grunwald G., Baber K., *Wykorzystanie systemów satelitarnych w bezpiecznej nawigacji powietrznej*, „Logistyka”, Nr 3, 2015.
6. Garguła T.: *Rachunek wyrównawczy – przykłady opracowania ćwiczeń*, Wydawnictwo GEODPIS Andrzej Jagielski, Kraków 2005.
7. Grygiel R., Bieda R., Wojciechowski K., *Metody wyznaczania kątów z żyroskopów dla filtru komplementarnego na potrzeby określania orientacji IMU*, „Przegląd Elektrotechniczny”, R. 90, Nr 9, 2014, 217–224, DOI: 10.12915/pe.2014.09.52.
8. Osada E., *Geodezja*, Politechnika Wrocławska, Wrocław 2001.
9. Sanz Subirana J., Juan Zornoza J. M., Hernández-Pajares M., *GNSS Data Processing*, Vol. I: *Fundamentals and Algorithms*, ESA Communications, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, 2013.
10. Schultz C.E., *INS and GPS integration*, MSc thesis. Technical University of Denmark, 2006.
11. www.uas.trimble.com, (listopad 2015).

## Estimation course angle for UAV based on GPS and INS data

**Abstract:** For several years, increased interest in the use of unmanned aerial vehicles in photogrammetry and remote sensing can be easily observed. Low-budget unmanned platforms mostly use a relatively low-cost single frequency GPS and INS platforms (MEMS). Their integration allows to determination the orientation parameters of unmanned aerial vehicle in the space. The article deals with the preliminary results of determine the course angle based on the same GPS data and identifies the difference of course using GPS and INS data. The article presents an algorithm determine the course angle and also describes in details the airborne experiment using Trimble UX5 platform. Based on the researches and the results obtained, it was found that the average difference of course angle based on raw GPS and INS equals to  $0,21^\circ$  with a standard deviation of  $6,12^\circ$ .

**Keywords:** GPS, INS, course angle, standard deviation, Kalman filter

### mgr inż. Kamil Krasuski

kk\_deblin@wp.pl

Absolwent Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie. Autor programu SciTEC Toolbox 1.0.0 (obecna wersja 1.5.0). Obszar zainteresowania: nawigacja, geodezja, geofizyka, programowanie, metody numeryczne. Od 2014: Zespół Technik Satelitarnych. Od 2015: Starostwo Powiatowe w Rykach – Wydział Geodezji, Kartografii i Katastru Nieruchomości.



### dr inż. Damian Wierzbicki

damian.wierzbicki@wat.edu.pl

Absolwent Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie. Obszar zainteresowania: cyfrowe przetwarzanie obrazów, fotogrametria lotnicza, teledetekcja.

