

Wpływ precyzyjnych produktów IGS w pozycjonowaniu statku powietrznego w nawigacji lotniczej

Kamil Krasuski

Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Wydział Lotnictwa, ul. Dywizjonu 303 35, 08-521 Dęblin

Streszczenie: W pracy przedstawiono rezultaty pozycjonowania statku powietrznego Cessna 172 w nawigacji lotniczej z użyciem techniki pomiarowej PPP. Eksperyment badawczy przeprowadzono z użyciem nieróżnicowych obserwacji GPS zarejestrowanych przez odbiornik pokładowy Topcon HiperPro. Pozycja samolotu Cessna 172 została odtworzona w programie gLAB. W artykule opisano pełny algorytm dla techniki pomiarowej PPP oraz przedstawiono konfigurację modułu PPP w programie gLAB. W obliczeniach wykorzystano precyzyjne produkty służby IGS, tzn. dane efemerydalne i zegary satelitów GPS. W obliczeniach uzyskano wartości błędów średnich wyznaczenia pozycji samolotu Cessna 172 na poziomie niższym niż 0,10 m.

Słowa kluczowe: GPS, IGS, metoda PPP, błąd średni, nawigacja lotnicza

1. Wprowadzenie

Fundamentalnym rezultatem zastosowania techniki satelitarnej GNSS w nawigacji lotniczej jest wyznaczenie pozycji statku powietrznego. Standardowo pozycja statku powietrznego jest wyznaczana w oparciu o awioniczne pokładowe systemy radionawigacyjne lub nawigacyjne zainstalowane w samolocie. W szczególności mamy na myśli pokładowy odbiornik GNSS sprzężony z komputerem pokładowym FMS, system inercyjny INS, wysokościomierz baryczny i radiowysokościomierz oraz inne systemy radiowe. Ponadto w określeniu precyzyjnej pozycji statku powietrznego wykorzystywane są naziemne pomoce nawigacyjne w postaci radarów lub innych systemów nawigacyjnych (VOR lub DME) oraz przy podejściu do lądowania również system ILS [5]. Należy zwrócić uwagę, że w ostatnich kilkunastu latach technika satelitarna GNSS odgrywa coraz bardziej znaczącą rolę w pozycjonowaniu statku powietrznego. W związku z tym technika satelitarna GNSS jest wykorzystywana w czasie rzeczywistym do wyznaczenia pozycji statku powietrznego podczas trwania eksperymentu lotniczego oraz w trybie post-processing do odtworzenia wiarygodnych współrzędnych statku powietrznego. W przypadku testu lotniczego wykonywanego w czasie rzeczywistym, pozycja statku powietrznego jest wyznaczana w oparciu o rozwiąza-

nie systemowe wdrożone dla konkretnego typu samolotu oraz awioniki pokładowej. Zazwyczaj pokładowy system nawigacyjny jest opracowywany przez producenta dla konkretnego typu zabudowanego odbiornika GNSS na statku powietrznym. Tutaj testowanym rozwiązaniem do określenia pozycji statku powietrznego jest filtr Kalmana [11]. Ponadto mechanizm wyznaczania pozycji statku powietrznego jest dopasowany do jednoczesotliwościowego (rzadziej dwuczestotliwościowego) odbiornika GNSS. Algorytm wyznaczania pozycji statku powietrznego powinien mieć również zaimplementowany moduł kontroli obliczeń w postaci systemu ciągłości rozwiązania nawigacyjnego pozycji RAIM [9].

Proces odtworzenia pozycji statku powietrznego w trybie post-processingu umożliwia wykorzystanie różnych rozwiązań programistycznych w celu optymalnej konfiguracji oraz estymacji wyznaczanych współrzędnych samolotu. W takim przypadku stosuje się metody jednoczesotliwościowe lub dwuczestotliwościowe do odtworzenia pozycji statku powietrznego. Algorytmy odtworzenia pozycji statku powietrznego bazują na zastosowaniu filtracji Kalmana lub metody najmniejszych kwadratów w procesie sekwencyjnym [7]. Dobór różnych technik pomiarowych GNSS w badaniu dynamiki ruchu statku powietrznego jest ogromną zaletą prowadzenia obliczeń w trybie post-processing. Efektywność wykonywania i prowadzenia obliczeń nawigacyjnych jest szczególnie ważna, gdy używamy narzędzia programistycznego typu „open-source”. W takich aplikacjach numerycznych istnieje możliwość subiektywnej oceny wyznaczanych współrzędnych statku powietrznego oraz odpowiedniej konfiguracji modeli i parametrów wejściowych stosowanych w obliczeniach. Przykładem takiego oprogramowania jest aplikacja nawigacja gLAB stosowana do pozycjonowania satelitarnego GNSS w trybie post-processing [16]. Program gLAB (GNSS-Lab Tool) jest powszechnie stosowany w pozycjonowaniu statycznym GNSS [10], pozycjonowaniu kinematycznym GNSS [12], monitoringu stanu troposfery [1] itp. Program gLAB ma szero-

Autor korespondujący:

Kamil Krasuski, kk_deblin@wp.pl

Artykuł recenzowany

nadesłany 18.04.2018 r., przyjęty do druku 23.06.2018 r.



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

kie spektrum zastosowania badawczego, w tym także może być wykorzystywany w nawigacji lotniczej do odtworzenia pozycji statku powietrznego.

Głównym celem artykułu jest określenie wartości błędów średnich wyznaczenia pozycji statku powietrznego Cessna 172 w nawigacji lotniczej. Pozycja samolotu Cessna 172 została odtworzona w programie gLAB na podstawie obserwacji GPS dla techniki pomiarowej PPP. Warto dodać, że w procesie odtworzenia współrzędnych samolotu Cessna 172 wykorzystano precyzyjne produkty służby IGS. W szczególności wykorzystano precyzyjne produkty geodezyjne z Centrum Analizy CODE w Szwajcarii. W artykule określono wpływ precyzyjnych produktów IGS na wielkość błędów średnich wyznaczanych współrzędnych samolotu Cessna 172 w nawigacji lotniczej. Całość artykułu podzielono na cztery części: wprowadzenie, metoda badawcza i materiał badawczy, rezultaty i dyskusja, wnioski końcowe.

2. Metoda badawcza. Materiał badawczy

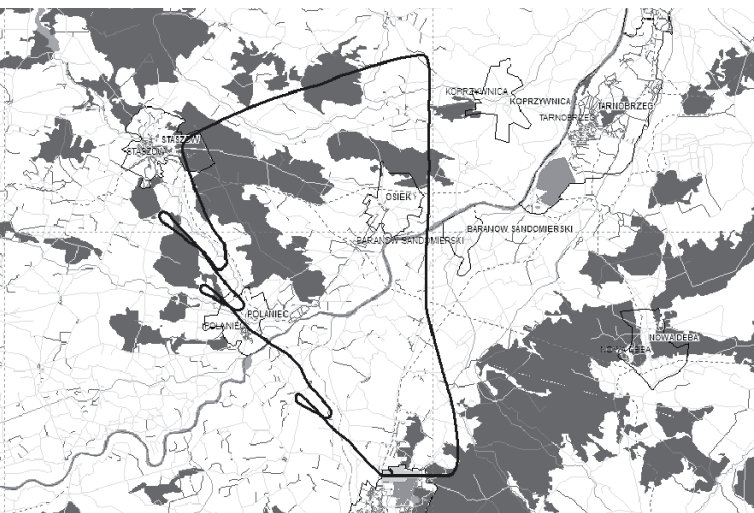
W ramach eksperymentu badawczego odtworzono pozycję statku powietrznego Cessna 172 oraz określono wartości błędów średnich wyznaczanych współrzędnych samolotu. Materiał badawczy pochodzi z testu lotniczego wykonywanego samolotem Cessna 172 dla lotniska cywilnego EPML w Mielcu [8]. Lot testowy samolotem Cessna 172 został przeprowadzony wokół lotniska cywilnego EPML w Mielcu na trasie: Mielec – Baranów Sandomierski – Koprzywnica – Staszów – Połaniec – Mielec (rys. 1). W eksperymencie badawczym wykorzystano obserwacje nieróżnicowe GPS zarejestrowane przez geodezyjny odbiornik Topcon HiperPro umieszczony w kabinie pilotów samolotu Cessna 172. Odbiornik Topcon HiperPro rejestrował dwuczęstotliwościowe obserwacje kodowe (P_1/P_2) i fazowe (L_1/L_2) z częstotliwością do 1 s. Proces wyznaczenia pozycji samolotu Cessna 172 został wykonany w programie gLAB w wersji 4.1.0. W obliczeniach wykorzystano precyzyjne produkty IGS, tzn. [20]:

– efemerydę precyzyjną EPH z Centrum Analizy CODE w Szwajcarii,

– precyzyjne zegary satelitów CLK z Centrum Analizy CODE w Szwajcarii.

Interwał danych orbitalnych w efemerydzie precyzyjnej wynosił 15 minut, zaś dla precyzyjnych zegarów odpowiednio 30 sekund.

W obliczeniach w programie gLAB wykorzystano technikę pomiarową precyzyjnego pozycjonowania absolutnego PPP (ang. *Precise Point Positioning*), która jest coraz powszechniej sto-



Rys. 1. Trajektoria lotu samolotu Cessna 172 w eksperymencie lotniczym Mielec

Fig. 1. The flight trajectory of Cessna 172 aircraft in Mielec aviation test

sowana w precyzyjnej nawigacji lotniczej. Podstawowe równanie obserwacyjne dla zastosowania techniki pomiarowej PPP w nawigacji lotniczej można zapisać w następujący sposób [14]:

$$P_3 = d + c \cdot (dtr - dts) + Trop + Rel + M_{P_3} \quad (1)$$

$$L_3 = d + c \cdot (dtr - dts) + Trop + B_3 + Rel + \delta_w + M_{L_3} \quad (2)$$

gdzie:

P_3, L_3 – równania obserwacyjne kombinacji liniowej

Ionosphere-Free w systemie GPS;

$P_3 = \alpha P_1 + \beta P_2; L_3 = \alpha L_1 + \beta L_2;$

$\alpha = +f_1^2/(f_1^2 - f_2^2)$, współczynnik liniowy,

$\beta = -f_2^2/(f_1^2 - f_2^2)$, współczynnik liniowy,

f_1, f_2 – częstotliwości sygnałów GPS,

d – odległość geometryczna satelita-odbiornik,

$d = ((x - X_{GPS})^2 + (y - Y_{GPS})^2 + (z - Z_{GPS})^2)^{0.5};$

(x, y, z) – współrzędne statku powietrznego w układzie geocentrycznym (XYZ);

$(X_{GPS}, Y_{GPS}, Z_{GPS})$ – współrzędne orbitalne satelity GPS;

c – prędkość światła;

dtr – poprawka chodu zegara odbiornika;

dts – poprawka chodu zegara satelity;

$Trop$ – opóźnienie troposferyczne, $Trop = SWD + SHD$;

SHD – wartość skośna opóźnienia troposferycznego dla części hydrostatycznej (ang. *Slant Hydrostatic Delay*);

SWD – wartość skośna opóźnienia troposferycznego dla części mokrej (ang. *Slant Wet Delay*);

$SHD = mf_H \cdot ZHD$;

$SWD = mf_W \cdot ZWD$;

$(mf_H$ i mf_W) – funkcje odwzorowujące dla części hydrostatycznej oraz mokrej opóźnienia troposferycznego;

ZHD – część hydrostatyczna opóźnienia troposferycznego;

ZWD – część mokra opóźnienia troposferycznego;

Rel – efekt relatywistyczny;

B_3 – wartość rzeczywista nieoznaczoności fazy;

δ_w – efekt wzajemnej orientacji układu satelita-odbiornik;

M_{P_3} – efekt wielotorowości obserwacji kodowych GPS;

M_{L_3} – efekt wielotorowości obserwacji fazowych GPS.

Szukany parametrami w technice pomiarowej PPP są: współrzędne odbiornika $[x, y, z]$ (3 parametry), poprawka chodu zegara odbiornika dtr (1 parametr), nieoznaczoności fazy B_3 (wyznaczana dla każdego widocznego satelity GPS, od 1 do n , n - liczba satelitów), część mokra opóźnienia troposferycznego ZWD (1 parametr). Wymienione parametry są wyznaczane metodą najmniejszych kwadratów w procesie sekwencyjnym, jak poniżej [6]:

$$\delta x = (A^T \cdot P \cdot A + C_x^{-1})^{-1} A^T \cdot P \cdot l \quad (3)$$

gdzie:

δx – wektor szukanych parametrów,

A – macierz współczynników,

P – macierz wag,

C_x^{-1} – macierz wariancyjno-kowariancyjna wyznaczanych parametrów, $C_x = (A^T \cdot P \cdot A + C_x^{-1})^{-1} + C_n$,

C_n – macierz szumu zakłóceń procesu,

l – wektor wyrazów wolnych.

Błędy średnie poszczególnych współrzędnych statku powietrznego są określone w układzie geocentrycznym XYZ [8]:

$$\begin{cases} mx = \sqrt{C_x(1,1)} \\ my = \sqrt{C_x(2,2)} \\ mz = \sqrt{C_x(3,3)} \end{cases} \quad (4)$$

jak również ekwiwalentnie w układzie geodezyjnym BLh:

$$\begin{cases} Q = R \cdot C_X \cdot R^T \\ mB = \sqrt{Q(1,1)} \\ mL = \sqrt{Q(2,2)} \\ mh = \sqrt{Q(3,3)} \end{cases} \quad (5)$$

gdzie:

- m_x – błąd średni (odchylenie standardowe) dla współrzędnej X,
- m_y – błąd średni (odchylenie standardowe) dla współrzędnej Y,
- m_z – błąd średni (odchylenie standardowe) dla współrzędnej Z,
- Q – macierz wariancyjno-kowariancyjna współrzędnych samolotu w układzie elipsoidalnym BLh,
- R – macierz przejścia z układu geocentrycznego XYZ do układu geodezyjnego BLh,

$$R = \begin{bmatrix} -\sin(B)\cos(L) & -\sin(B)\sin(L) & \cos(B) \\ -\sin(L) & \cos(L) & 0 \\ \cos(B)\cos(L) & \cos(B)\sin(L) & \sin(B) \end{bmatrix},$$

- mB – błąd średni (odchylenie standardowe) szerokości geodezyjnej B ,
- mL – błąd średni (odchylenie standardowe) długości geodezyjnej L ,
- mh – błąd średni (odchylenie standardowe) wysokości elipsoidalnej h .

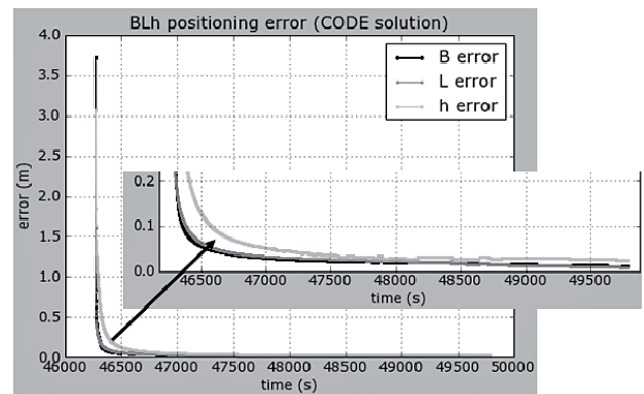
W trakcie wykonywanych obliczeń, program gLAB v.4.1.0 został skonfigurowany dla metody pozycjonowania PPP jak poniżej [17]:

- system GNSS: system GPS,
- czas systemu GNSS: czas systemu GPS (ang. GPS Time),
- typ obserwacji GPS: obserwacje kodowe P_1/P_2 i fazowe L_1/L_2 ,
- tryb obliczeń: post-processing,
- tryb pozycjonowania: kinematyczny,
- metoda pozycjonowania: metoda PPP,
- kombinacja liniowa: Ionosphere-Free,
- metoda wyznaczenia poszukiwanych niewiadomych: filtr Kalmana,
- typ filtracji: w przód,
- źródło obserwacji GPS: plik RINEX 2.11,
- interwał obliczeń: 1 s,
- wagowanie obserwacji GPS: zastosowano,
- dokładność a priori obserwacji kodowych GPS: 1 m,
- dokładność a priori obserwacji fazowych GPS: 1 cm,
- maska elewacji: 10° ,
- detekcja niesprawnych satelitów GPS: zastosowana,
- dane efemerydalne: efemeryda precyzyjna,
- model wyznaczenia współrzędnych satelitów GPS na orbicie: wielomian Lagrange’a 10. rzędu,
- źródło danych o zegarach satelitów GPS: efemeryda precyzyjna,
- model wyznaczenia poprawki chodu zegara satelity GPS: wielomian 2. rzędu dla danych z formatu CLK,
- efekt Sagnaca: zastosowano,
- efekty relatywistyczne: zastosowano,
- opóźnienie sprzętowe satelitów GPS: SDCB eliminowane w kombinacji liniowej Ionosphere-Free,
- opóźnienie sprzętowe odbiornika: RDCB eliminowane w kombinacji liniowej Ionosphere-Free,
- charakterystyka centrum fazowego anteny satelity: na podstawie formatu IGS ANTEX,
- charakterystyka centrum fazowego anteny odbiornika: na podstawie formatu IGS ANTEX,

- opóźnienie jonosferyczne: 1-wszy wyraz opóźnienia jonosferycznego VTEC eliminowany w kombinacji liniowej Ionosphere-Free,
- efekty jonosferyczne wyższego rzędu: nie stosowano,
- model troposfery: model Simple,
- funkcja odwzorowująca poprawkę troposferyczną: Niell Mapping Function,
- gradienty troposferyczne: nie zastosowano,
- współrzędne a priori odbiornika: na podstawie pliku obserwacyjnego RINEX 2.11,
- poprawka chodu zegara odbiornika: wyznaczana,
- część mokra opóźnienia troposferycznego ZWD: wyznaczana,
- nieoznaczoność fazy: wyznaczana dla każdego śledzonego satelity GPS,
- układ odniesienia: IGS08,
- docelowe wyznaczone współrzędne statku powietrznego: współrzędne elipsoidalnej BLh,
- poprawka ruchu bieguna, efekty pływowe itp.: zastosowano.

3. Wyniki badań oraz dyskusja

W części 3 zaprezentowano rezultaty analizy wyrównania współrzędnych statku powietrznego Cessna 172 dla metody PPP. Na rysunku 2 przedstawiono rezultaty wyznaczenia błędów średnich współrzędnych elipsoidalnych BLh dla samolotu



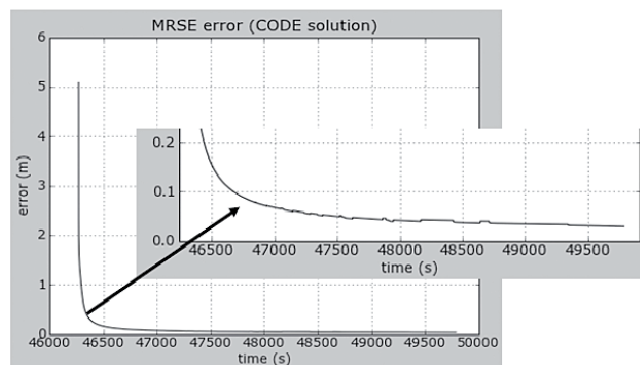
Rys. 2. Błędy średnie współrzędnych samolotu Cessna 172 na podstawie rozwiązania CODE

Fig. 2. The mean errors of Cessna 172 aircraft coordinates based on CODE solution

Cessna 172 z użyciem produktów IGS z Centrum Analizy CODE. Przedział wartości błędów średnich dla składowej B wynosi odpowiednio od 3,72 m do 0,01 m. Błędy średnie współrzędnej L dla samolotu Cessna 172 wynoszą od 1,62 m do około 0,01 m. Przedział wartości błędów średnich dla składowej h dla samolotu Cessna 172 wynosi od 3,07 m do około 0,03 m. Należy zaznaczyć, że przez większość czasu trwania eksperymentu lotniczego, błędy średnie wyznaczenia pozycji samolotu Cessna 172 nie przekraczają 0,10 m. Wartości błędów średnich współrzędnych horyzontalnych (współrzędne B i L) samolotu Cessna 172 na poziomie niższym niż 0,10 m są zauważalne od epoki 46 400 s. Wartości błędów średnich współrzędnej wertykalnej h samolotu Cessna 172 na poziomie niższym niż 0,10 m są zauważalne od epoki 46 600 s. Przeciętna wartość błędu średniego dla współrzędnych horyzontalnych (współrzędne B i L) jest na poziomie około 0,02 m do 0,03 m. Przeciętna wartość błędów średnich dla współrzędnej wertykalnej h jest na poziomie około 0,03 m do 0,05 m.

Na rysunku 3 pokazano wartości parametru MRSE w technice pomiarowej PPP na podstawie rozwiązania CODE. Parametr MRSE (ang. *Mean Radial Spherical Error* – elipsoida błędu położenia punktu) określa wypadkowy błąd pozycji samolotu

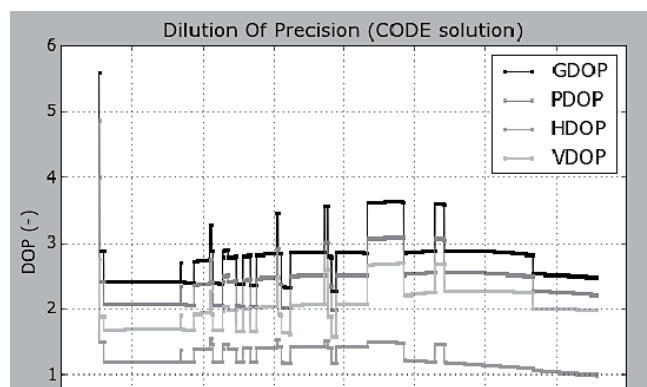
w przestrzeni 3D. Formuła matematyczna do określenia parametru MRSE jest przedstawiona w pracy [18]. Uzyskane wartości parametru MRSE dla samolotu Cessna 172 wynoszą od 5,09 m do około 0,03 m. Należy zaznaczyć, że przez większość czasu trwania eksperymentu lotniczego, błąd pozycji MRSE dla



Rys. 3. Wartości parametru MRSE na podstawie rozwiązania CODE
Fig. 3. The results of MRSE parameter based on CODE solution

samolotu Cessna 172 jest niższy niż 0,10 m. Wartość parametru MRSE dla samolotu Cessna 172 na poziomie niższym niż 0,10 m jest zauważalna od epoki 46 700 s. Przeciętna wartość parametru MRSE dla samolotu Cessna 172 jest na poziomie około 0,03 m do 0,04 m. Analiza możliwości wyznaczenia parametru MRSE jest bardzo ważna w przypadku wykonywania operacji lotniczych przez kilka statków powietrznych. Ponadto błąd pozycji MRSE dla techniki satelitarnej GNSS pomaga w określeniu aspektu kolizyjności statków powietrznych. Parametr MRSE stanowi dobre odniesienie dla pozycjonowania statku powietrznego w przestrzeni 3D. W aspekcie poprawy bezpieczeństwa wykonywania operacji lotniczych, parametr MRSE może stanowić dodatkową informację poprawiającą zdolności eksploatacji techniki satelitarnej GNSS w nawigacji lotniczej. Zwróćmy uwagę również, że parametr MRSE realizuje w odniesieniu przestrzennym trójwymiarowość układu współrzędnych elipsoidalnych BLH stosowanego w precyzyjnej nawigacji satelitarnej.

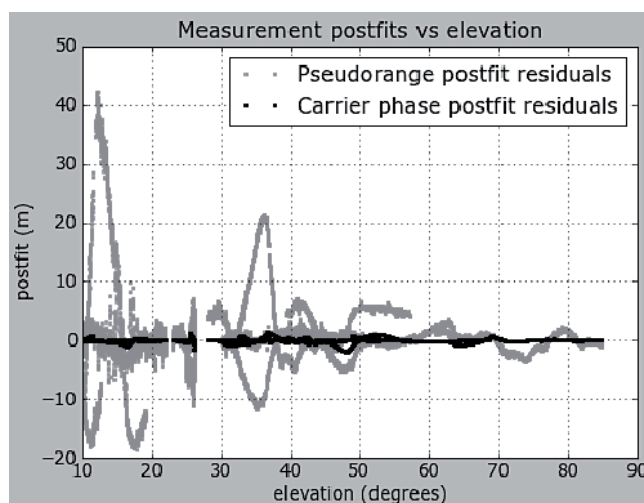
Na rysunku 4 pokazano wartości współczynników precyzji DOP w metodzie PPP na podstawie rozwiązania CODE. W ramach testu badawczego wyznaczono współczynniki GDOP, PDOP, HDOP, VDOP [19]. Wartości współczynników HDOP, VDOP, GDOP i PDOP oznaczają odpowiednio: HDOP – współczynnik rozmycia pozycji w płaszczyźnie poziomej, VDOP – współczynnik rozmycia pozycji w płaszczyźnie pionowej, PDOP – współczynnik rozmycia pozycyjny w przestrzeni 3D, GDOP – współczynnik rozmycia geometryczny. Wartości współczynników DOP wynoszą odpowiednio: od 2,3 do 5,6 dla współczynnika GDOP, od 2,0 do 4,8 dla współczynnika PDOP – od 1,0 do 4,0 dla współczynnika HDOP – od 1,6 do 2,8 dla współczyn-



Rys. 4. Wartości współczynników DOP na podstawie rozwiązania CODE
Fig. 4. The results of DOP coefficients based on CODE solution

nika VDOP. W przypadku współczynników DOP można wyróżnić określone przedziały liczbowe, które charakteryzują jakość wykonywanych pomiarów GNSS w nawigacji. W szczególności przyjęto następujące przedziały liczbowe współczynników DOP: – wartości od 1 do 3 oznaczają bardzo dobre warunki obserwacyjne, można wykonywać pomiary GNSS w terenie; – wartości od 4 do 5 oznaczają dobre warunki obserwacyjne, można wykonywać pomiary GNSS w terenie; – wartości od 5 do 6 oznaczają słabe warunki obserwacyjne, mogą pojawić się problemy z pozycjonowaniem satelitarnym GNSS w terenie; – wartości powyżej 6 oznaczają bardzo złe warunki obserwacyjne, w praktyce nie ma możliwości prowadzenia obserwacji GNSS w terenie.

Uzyskane rezultaty współczynników DOP w teście badawczym są w przedziale od 1 do 4, co oznacza bardzo dobre i dobre warunki pomiarowe. W początkowych epokach pomiarowych współczynniki GDOP i PDOP przekraczają poziom 4, co pokazuje, że w czasie startowym eksperymentu kinematycznego mogą pojawiać się problemy z pozycjonowaniem satelitarnym GNSS w nawigacji lotniczej.



Rys. 5. Poprawki do obserwacji kodowych i fazowych w kombinacji liniowej Ionosphere-Free
Fig. 5. The residuals of code and phase observations in Ionosphere-Free linear combination

Na rysunku 5 pokazano wartości poprawek do obserwacji kodowych i fazowych w kombinacji liniowej Ionosphere-Free. Wartości poprawek do obserwacji kodowych i fazowych GPS zostały przedstawione w funkcji kąta elewacji. Największe wartości poprawek do obserwacji kodowych w kombinacji liniowej Ionosphere-Free można zaobserwować dla niskich kątów elewacji (poniżej 20°). Rozrzut poprawek wynosi wówczas od -18,50 m do +42,30 m. Duże wartości poprawek do obserwacji kodowych w kombinacji liniowej Ionosphere-Free można zaobserwować również dla kąta elewacji około 35°. Można stwierdzić, że rozrzut poprawek wynosi wówczas od -11,65 m do +21,25 m. Przy dużych wartościach kąta elewacji (powyżej 60°) wartości poprawek kodowych przyjmują wartości od -3,62 m do +3,43 m. Rozrzut poprawek do obserwacji fazowych w kombinacji liniowej Ionosphere-Free wynosi od -1,97 m do +1,46 m. Należy zaznaczyć, że zdecydowana większość poprawek do obserwacji fazowych w kombinacji liniowej Ionosphere-Free znajduje się w przedziale od -0,5 m do +0,5 m. Można zatem stwierdzić, dokładność pomiaru obserwacji fazowych L_1/L_2 jest zdecydowanie wyższa niż obserwacji kodowych P_1/P_2 w kombinacji liniowej Ionosphere-Free.

Zastosowanie w eksperymencie badawczym precyzyjnych produktów służby IGS w zdecydowany sposób podniosło efektywność wyznaczenia współrzędnych statku powietrznego Ces-

sna 172 układzie elipsoidalnym BLh. W szczególności uzyskane wartości odchylenia standardowego pozycji samolotu Cessna 172 potwierdzają słuszność stosowania techniki pomiarowej PPP w nawigacji lotniczej. Poziome wartości błędów średnich wyznaczonej pozycji samolotu poniżej 0,10 m jest widoczny przez większość czasu obserwacji w teście kinematycznym. W początkowym epokach pomiarowych możemy jednak zaobserwować duże rezultaty wartości odchylenia standardowego wyznaczanych współrzędnych samolotu Cessna 172. Przyczyny tego zjawiska należy poszukiwać w dziedzinie: wysokiej korelacji wyznaczanych parametrów, dużego szumu pomiarowego obserwacji kodowych w kombinacji liniowej Ionosphere-Free, trybu kinematycznego pozycjonowania GNSS w nawigacji lotniczej, zastosowania typu filtracji w przód, nieznanymi przybliżonych wartości estymowanych parametrów w epoce początkowej, problemów z rejestracją i ciągłością wyznaczenia nieoznaczoności w początkowych epokach pomiarowych, zastosowania optymalnych modeli w obliczeniach, wyborze metody obliczeniowej w postaci filtracji Kalmana lub metody najmniejszych kwadratów itp. [2–4, 6, 13, 15]. Należy dodać, że precyzyjne produkty IGS mogą być wykorzystywane w technice pomiarowej PPP do wykonywania testów kinematycznych w lotnictwie. Szczególnie uzyskiwane niskie wartości błędów średnich pozycji statku powietrznego na pewno będą sprzyjać dalszemu testowaniu techniki pomiarowej PPP w nawigacji lotniczej.

4. Wnioski

W artykule przedstawiono rezultaty analizy wyrównania współrzędnych statku powietrznego z użyciem systemu GPS w nawigacji lotniczej. W szczególności dokonano analizy wyznaczenia błędów średnich pozycji statku powietrznego Cessna 172 na podstawie zastosowania techniki pomiarowej PPP. Analiza numeryczna została przeprowadzona w oprogramowaniu gLAB, opracowanym przez naukowców z UPC z Hiszpanii. W teście badawczym wykorzystano obserwacje nieróżnicowe GPS zarejestrowane przez odbiornik pokładowy Topcon HiperPro umieszczony w samolocie Cessna 172. W artykule przedstawiono ponadto rezultaty wartości parametru błędu pozycji statku powietrznego w przestrzeni 3D – parametr MRSE, parametry współczynników precyzji rozmycia DOP, oraz wartości poprawek do obserwacji kodowych i fazowych kombinacji liniowej Ionosphere-Free. Należy podkreślić, że niezwykle ważne w teście badawczym było wykorzystanie precyzyjnych produktów służby IGS w postaci danych efemerydalnych oraz zegarów satelitów GPS. W analizowanym przypadku wykorzystano precyzyjne produkty IGS z Centrum Analizy CODE z Szwajcarii. Zastosowanie w obliczeniach precyzyjnych produktów IGS spowodowało zmniejszenie błędów średnich pozycji statku powietrznego poniżej 0,10 m. Ponadto przez większość czasu trwania eksperymentu lotniczego, wartości współczynników DOP nie przekraczały poziomu od 1 do 4. Dodatkowo przeciętna wartość parametru MRSE dla samolotu Cessna 172 jest na poziomie od 0,03 m do 0,04 m. W dalszej perspektywie planuje się dalsze testy badawcze dla implementacji techniki pomiarowej PPP w nawigacji lotniczej. Testy badawcze obejmą eksperymenty lotnicze wykonywane na lotnisku w Dęblinie oraz Chelmie.

Podziękowania

Autor dziękuje:

- Panu dr Henrykowi Jafernikiowi za udostępnienie materiałów badawczych z eksperymentu lotniczego zrealizowanego dla lotniska EPML w Mielcu;
- Centrum Analizy CODE za upublicznienie i udostępnienie danych orbitalnych i zegarów satelitów GPS w formacie efemerydy precyzyjnej SP3;

– zespołowi naukowców z gAGE z UPC z Hiszpanii na udostępnienie oprogramowania gLAB.

Bibliografia

1. Acheampong A.A., Fosu C., Amekudzi L.K., Kaas E., *Comparison of precipitable water over Ghana using GPS signals and reanalysis products*, "Journal of Geodetic Science", Vol. 5, Iss. 1, 2015, 163–170, DOI: 10.1515/jogs-2015-0016.
2. Bisnath S., Gao Y., *Current status of Precise Point Positioning and future prospects and limitations*, [in:] Sideris M.G. (eds) *Observing our Changing Earth*. International Association of Geodesy Symposia, Vol. 133. Springer, Berlin, Heidelberg, DOI: 10.1007/978-3-540-85426-5_71.
3. Bisnath S., Gao Y., *Precise Point Positioning a powerful technique with a promising future*, GPS World, Innovation, 2009, 43–50.
4. Bosy J., *Precyzyjne opracowanie satelitarnych obserwacji GPS w lokalnych sieciach położonych w terenach górskich*, Wydawnictwo Akademii Rolniczej we Wrocławiu, Nr 522, ISSN 0867-7964, 2005.
5. Grzegorzewski M., Ćwiklak J., Jaferniki H., Fellner A., *GNSS for an Aviation*, "TransNav: International Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation", Vol. 2, Nr 4, 2008, 345–350.
6. Hadaś T., *GNSS-WARP software for Real-Time Precise Point Positioning*, "Artificial Satellites", Vol. 50, No. 2, 2015, 59–76, DOI: 10.1515/arsa-2015-0005.
7. He K., *DGNSS Kinematic Position and Velocity Determination for Airborne Gravimetry*, Scientific Technical Report 15/04, GFZ German Research Centre for Geosciences, 2015, 35–42, DOI: 10.2312/GFZ.b103-15044.
8. Jaferniki H., *Wyznaczenie pozycji statku powietrznego metodą kinematyczną PPP*, „TTS Technika Transportu Szybowego”, R 22, Nr 12, 2015, 671–674.
9. Jaferniki H., Krasuski K., Michta J., *Assessment of suitability of radionavigation devices used in air*, "Scientific Journal of Silesian University of Technology". Series Transport, Vol. 90, 2016, 99–112, DOI: 10.20858/sjsutst.2016.90.9.
10. Kalita J., Rzepecka Z., Szuman-Kalita I., *The application of Precise Point Positioning in geosciences*, The 9th Conference Environmental Engineering, 22–23 May 2014, Vilnius, Lithuania, 1–7, DOI: 10.3846/enviro.2014.215.
11. Kaniewski P., *Adaptacyjny filtr Kalmana dla odbiornika GNSS*, „Logistyka”, Nr 6, 2011, 1569–1578.
12. Kozuba J., Ćwiklak J., Krasuski K., Jaferniki H., *Application of precision IGS service products for aircraft position determination in air transport*, Proceedings of 21st International Scientific Conference Transport Means 2017, Part I, 302–307, ISSN 1822-296 X (print), ISSN 2351-7034 (on-line), September 20–22, 2017, Juodkrante, Lithuania.
13. Kroszczyński K., *Mezoskalowe funkcje odwzorowujące opóźnienia troposferycznego sygnałów GNSS*, Redakcja Wydawnictw WAT, ISBN 978-83-62954-99-5, 2013.
14. Leandro R., Santos M., Langley R., *Analyzing GNSS data in precise point positioning software*, GPS Solutions, Vol. 15, Iss. 1, 2011, 1–13, DOI: 10.1007/s10291-010-0173-9.
15. NovAtel, *Precise Positioning with Novatel correct including performance analysis*, paper available at: www.novatel.com/assets/Documents/Papers/NovAtel-CORRECT-PPP.pdf.
16. Pandey D., Dwivedi R., Dikshit O., Singh A. K., *GPS and GLONASS combined static Precise Point Positioning (PPP)*, The International Archives of the Photogramme-

- try, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, Vol. XLI-B1, 2016 XXIII ISPRS Congress, 12–19 July 2016, Prague, Czech Republic, 483–488.
17. Sanz Subirana J., Juan Zornoza J. M., Hernandez-Pajares M., *GNSS Data Processing, Volume I: Fundamentals and Algorithms*, Publisher: ESA Communications, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, ISBN 978-92-9221-886-7, 95–138, 2013.
 18. Seeber G., *Satellite Geodesy – 2nd completely revised and extended edition*, Walter de Gruyter GmbH & Co. KG, 10785 Berlin, Germany, ISBN: 3-11-017549-5, 303–304, 2003.
 19. Śledziński J., *Satelitarny system wyznaczania pozycji w geodezji i nawigacji – cz. VI, Błędy geometrii i technologii*, NAWI, 6/2005 (8), 3–4.
 20. Strona internetowa serwisu Centrum Analizy CODE: <http://ftp.aiub.unibe.ch/CODE/>.

The Impact of IGS Precise Products in Aircraft Positioning in Air Navigation

Abstract: In paper, the results of aircraft positioning in air navigation based on Precise Point Positioning method were presented. The research test was realized using undifference GPS observations recorded by Topcon HiperPro onboard receiver. The position of Cessna 172 aircraft was recovery using gLAB software package. In paper, the full algorithm of PPP method was described and configuration of PPP module in gLAB software was presented. The precise products of IGS service, e. g. GPS ephemeris data and satellite clocks were applied in numerical computations in gLAB software. The obtained values of mean errors of position of Cessna 172 aircraft was lower than 0.10 m in computations mode.

Keywords: GPS, IGS, PPP method, mean errors, air navigation, Precise Point Positioning

mgr inż. Kamil Krasuski

kk_deblin@wp.pl

Absolwent Wydziału Inżynierii Lądowej i Geodezji Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie. Zainteresowania naukowe: nawigacja, geodezja, geofizyka, programowanie, metody numeryczne. Doktorant na Wydziale Lotnictwa Wyższej Szkoły Oficerskiej Sił Powietrznych w Dęblinie.

