

Wykorzystanie programu gLAB w precyzyjnym pozycjonowaniu statku powietrznego w transporcie lotniczym - testy lotnicze w Dęblinie i Mielcu

Utilization gLAB software in precise aircraft positioning in air transport- airborne tests in Dęblin and Mielec



Henryk Jafernik

Dr inż.

Centrum Kształcenia Kadr
Lotnictwa Cywilnego Europy
Środkowo-Wschodniej
Politechniki Śląskiej

henrykj21@interia.pl



Kamil Krasuski

Mgr inż., doktorant

Doktorant na Wydziale Lotnictwa
WSOSP w Dęblinie

kk_deblin@wp.pl



Janusz Ćwiklak

Dr hab. inż.

Wydział Lotnictwa, Wyższa Szkoła
Oficerska Sił Powietrznych

j.cwiklak@wsosp.pl

Streszczenie: W artykule zaprezentowano rezultaty badań dotyczących wyznaczenia współrzędnych statku powietrznego przy wykorzystaniu metody SPP w trybie kinematycznym. W tym celu użyto obserwacji kodowych C/A na częstotliwości L1 w systemie GPS z odbiornika Topcon TPS Hiper. Obliczenia współrzędnych samolotu zostały zrealizowane w oprogramowaniu gLAB w module SPP. Metoda SPP została scharakteryzowana oraz opisano konfigurację modułu SPP w programie gLAB. W części badawczej zostały zrealizowane 2 testy lotnicze (Mielec i Dęblin) oraz zaprezentowano wstępne dokładności pozycjonowania statków powietrznych. Dokładność współrzędnych geodezyjnych BLh dla statku powietrznego odpowiednio w eksperymencie Mielec jest wyższa niż 4 m, zaś w eksperymencie Dęblin wyższa niż 12 m

Słowa kluczowe: GPS; metoda SPP; MRSE; dokładność; DOP

Abstract: This paper presents research results relate to determination aircraft coordinates using SPP method in kinematic mode. For this purpose C/A code on L1 frequency in GPS system from onboard Topcon TPS Hiper receiver were used. Numerical computations of aircraft coordinates in SPP module in gLAB software were executed. The SPP method was characterized and configuration of SPP module in gLAB software was described. In research part, two airborne tests (Mielec and Dęblin) were realized and preliminary results of positioning accuracy of aircrafts were presented. Accuracy of BLh geodetic coordinates for aircraft is better than 4 m in Mielec experiment and better than 12 m in Dęblin experiment, respectively.

Keywords: GPS; SPP method; MRSE; accuracy; DOP

Branża lotnicza w Polsce od kilku lat przechodzi ogromny rozwój i postęp technologiczny w dziedzinie eksploatacji statków powietrznych o technikę satelitarną GNSS. Firmy produkujące instrumenty pokładowe statków powietrznych tworzą coraz nowsze i ulepszone odbiorniki satelitarne, mające za zadanie wyznaczenie wiarygodnej pozycji statku powietrznego w oparciu o algorytmy powszechnie używane w nawigacji satelitarnej. W ramach produkcji odbiorników, szczególny nacisk jest położony na zwiększenie liczby odbieranych sygnałów od satelitów (różnych konstelacji), zwiększenie częstotliwości rejestracji sygnałów, redukcja efektu wielotorowości, kalibracja i wyznaczenie parametru opóźnienia sprzętowego dla odbiornika, zmniejszenie czasu pierwszej inicjalizacji wyznaczenia współrzędnych, możliwość odbioru obserwacji kodowych i fazowych na dwóch lub

trzech częstotliwościach nośnych (patrz system GPS), itp. Dodatkowo oprogramowania wewnętrzne komputerów pokładowych, sprzężone z odbiornikami satelitarnymi, stosują różne filtry wygładzające w procesie rozwiązania nawigacyjnego pozycji użytkownika, co ma na celu podwyższenie dokładności wyznaczanych współrzędnych samolotu. Warto nadmienić, iż oprogramowania, stosowane w nawigacji lotniczej, powinny umożliwiać wybór odpowiedniej konfiguracji parametrów wejściowych dla sensora GNSS i modułu obliczeniowego. Przykładem takiego rozwiązania jest program gLAB, który jest aplikacją typu "open-source" i może być stosowany jako zewnętrzne oprogramowanie obliczeniowe do wielu testów i badań lotniczych. Program gLAB został opracowany przez grupę ekspertów z Politechniki Katońskiej (UPC) w Hiszpanii w ramach projektu badawcze-

go N. P1081434, sfinansowanego przez Europejską Agencję Kosmiczną (ESA). Celem projektu było opracowanie softwaru komputerowego, mającego na celu wyznaczenie pozycji użytkownika w oparciu o obserwacje satelitarne z systemów GNSS. Obecnie program gLAB opracowuje obserwacje satelitarne tylko z systemu GPS, jednakże w przyszłej perspektywie możliwe będzie zastosowanie w obliczeniach obserwacji od systemów GLONASS i GALILEO [7]. Program gLAB jest stosunkowo łatwy w obsłudze i nie wymaga od użytkownika ręcznej instalacji. Wszystkie kody dostępu do programu są udostępnione darmowo na stronie internetowej: <http://www.gage.upc.edu> [13]. Aplikacja gLAB może być stosowana pod systemami Windows i Linux, zarówno na komputerach stacjonarnych, jak i laptopach czy działać z dysku zewnętrznego (np. pendrive). Program gLAB ma niskie wy-

magania sprzętowe: pamięć operacyjna tylko 256 MB, 200 MB wolnego miejsca na dysku oraz procesor 1 GHz. Grono użytkowników programu gLAB skupia w głównej mierze studentów, naukowców i firmy działające w obszarze nawigacji i geodezji. Program gLAB może być wykorzystywany do wyznaczenia pozycji użytkownika zarówno w trybie statycznym [1], jak i kinematycznym [7]. Program gLAB posiada 2 podstawowe moduły graficzne, tj. „Positioning” (pozycjonowanie) oraz „Analysis” (analiza wyników). Autorzy oprogramowania w ramach modułu „Positioning” zaproponowali wykorzystanie 2 typów pozycjonowania, tj.: metoda Single Point Positioning (SPP) oraz metoda Precise Point Positioning (PPP) [9].

W artykule zaprezentowano wstępne rezultaty badań z przeprowadzonych testów lotniczych samolotem Cessna w Dęblinie i Mielcu. Pozycja statku powietrznego została określona na podstawie obserwacji GPS z użyciem filtru Kalmana dla metody SPP. W obliczeniach użyto depezę nawigacyjną GPS i surowe obserwacje GPS w formacie RINEX 2.11. Otrzymane rezultaty z przeprowadzonych badań zostały zaprezentowane w pracy na odpowiednich wykresach graficznych.

Algorytm wyznaczenia współrzędnych statku powietrznego dla metody SPP

Metoda SPP jest powszechnie stosowana do wyznaczenia współrzędnych użytkownika w nawigacji i pozycjonowaniu absolutnym. Typowa dokładność pozycjonowania dla metody SPP wynosi mniej niż 10 m, aczkolwiek w przypadku pozycjonowania kinematycznego końcowa dokładność może być zdecydowanie mniejsza [2]. Podstawowe równanie obserwacyjne dla metody SPP w programie gLAB przyjmuje postać [7, 9, 12]:

$$C1 = \rho + c \cdot (dto - dts) + lon + Trop + Rel + TGD \quad (1)$$

gdzie:

C1 - pomiar kodowy C/A na częstotliwości L1 w systemie GPS,
 ρ - odległość geometryczna satelity – odbiornik,
 $\rho = \sqrt{((x - X_{GPS})^2 + (y - Y_{GPS})^2 + (z - Z_{GPS})^2)}$

(x, y, z) - pozycja samolotu w układzie geocentrycznym,
 $(X_{GPS}, Y_{GPS}, Z_{GPS})$ - pozycja satelity GPS na orbicie,
 c - prędkość światła,
 dto - błąd zegara odbiornika,
 dts - błąd zegara satelity,
 lon - poprawka jonosferyczna,
 Trop - poprawka troposferyczna,
 Rel - korekcja relatywistyczna (głównie mimośród orbity),
 TGD - błąd instrumentalny satelity dla pomiaru kodowego.

W pierwszym etapie w równaniu (1) są wyznaczane modele zjawisk fizycznych (poprawka jonosferyczna i troposferyczna dla każdego pomiaru) oraz instrumentalnych (błąd zegara odbiornika, poprawka relatywistyczna i opóźnienie grupowe TGD dla każdego pomiaru). Na tym etapie równanie (1) można zapisać jako:

$$C1 + c \cdot dts - lon - Trop - Rel - TGD = \rho + c \cdot dto \quad (2)$$

Następnie równanie (2) zostaje poddane procesowi linearyzacji z zastosowaniem szeregu Taylora [3]:

$$C1 + c \cdot dts - lon - Trop - Rel - TGD = (\Delta x / \rho) \cdot \sigma_x + (\Delta y / \rho) \cdot \sigma_y + (\Delta z / \rho) \cdot \sigma_z + c \cdot dto \quad (3)$$

gdzie:

($\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$) - przyrosty do przybliżonych współrzędnych anteny odbiornika z pliku obserwacyjnego RINEX

$$\Delta x = x - X_{GPS}$$

$$\Delta y = y - Y_{GPS}$$

$$\Delta z = z - Z_{GPS}$$

Równanie (3) jest podstawowym wyrażeniem matematycznym dla metody SPP w programie gLAB i jest rozwiązywane filtrem Kalmana w procesie dwustopniowym, jak poniżej [9]:

1) process predykcji:

$$x_p = A \cdot x_0 \quad (4)$$

$$P_p = A \cdot P_0 \cdot A^T + Q_0 \quad (5)$$

gdzie:

A - macierz współczynników,
 x_0 - oszacowane wartości wyznaczanych parametrów a priori z kroku poprzedniego,
 P_0 - oszacowane wartości kowariancji a priori z kroku poprzedniego,
 x_p - prognoza wartości wektora stanu,
 P_p - prognozowane wartości kowariancji,

Q_0 - macierz kowariancji procesu szumu.

2) proces korekcji:

$$K_k = P_p \cdot H^T \cdot (H \cdot P_p \cdot H^T + R)^{-1} \quad (6)$$

$$x_k = x_p + K_k \cdot (z - H \cdot x_p) \quad (7)$$

$$P_k = (I - K_k \cdot H) \cdot P_p \quad (8)$$

gdzie:

R - macierz kowariancji pomiarów,
 H - macierz planu,
 K_k - macierz wzmocnienia Kalmana,
 z - wektor obserwacji,
 I - macierz jednostkowa
 x_k - wyznaczone parametry a posteriori,
 P_k - macierz kowariancji wyznaczanych parametrów a posteriori.

Końcowe współrzędne anteny odbiornika otrzymujemy, dodając wyznaczone przyrosty ($\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$) do początkowych współrzędnych samolotu z pliku RINEX (x, y, z):

$$x_{SAM} = x + \sigma_x; y_{SAM} = y + \sigma_y; z_{SAM} = z + \sigma_z \quad (9)$$

gdzie:

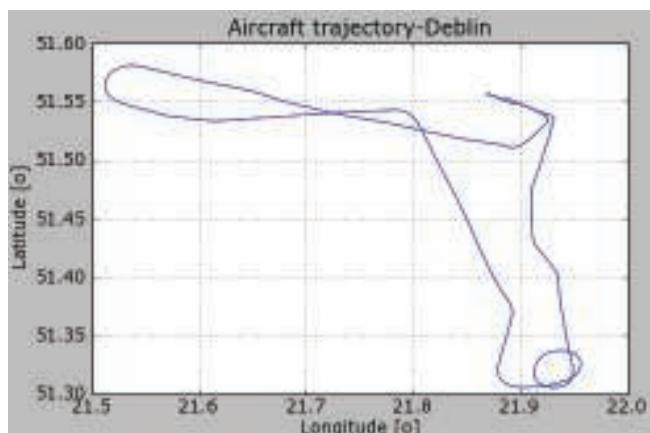
($x_{SAM}, y_{SAM}, z_{SAM}$) - końcowe współrzędne samolotu w układzie geocentrycznym XYZ.

Eksperyment i wstępne wyniki

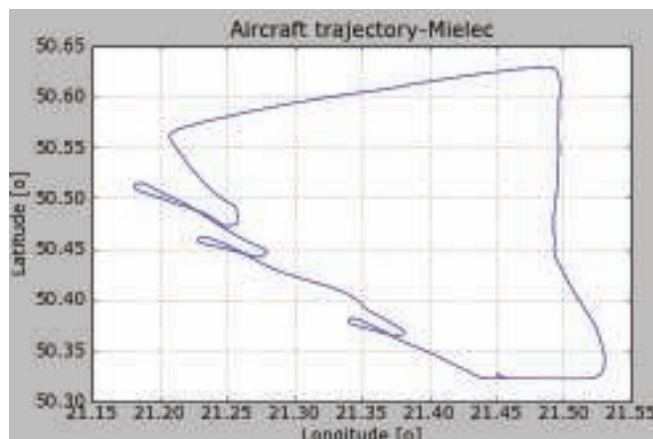
W eksperymencie badawczym zrealizowano 2 testy lotnicze, których celem było wyznaczenie pozycji samolotu oraz określenie dokładności współrzędnych w układzie geodezyjnym BLh (B- szerokość geodezyjna, L- długość geodezyjna, h- wysokość elipsoidalna) [8]. Testy lotnicze wykonano samolotem Cessna 172 w Dęblinie w dniu 01.06.2010 [4, 5] i Mielcu w dniu 07.09.2011 [6, 7] (patrz Rys. 1 i 2).

W przypadku obydwu testów w samolocie Cessna w kabinie pilotów zainstalowano antenę odbiornika Topcon TPS Hiper, który rejestrował surowe obserwacje kodowe (C1, P1 i P2), fazowe (L1 i L2) i dopplerowskie (D1 i D2) w systemie GPS i GLONASS z interwałem 1 s. Odbiornik zapisywał obserwacje satelitarne w uniwersalnym formacie RINEX 2.11, a w obliczeniach numerycznych wykorzystano tylko kod ogólnodostępny C/A na częstotliwości L1 w systemie GPS. Czas przelotu w eksperymencie Dęblin (01.06.2010) trwał od 09:39:03 do 10:35:03, zaś w eksperymencie Mielec (07.09.2011) wynosił odpowiednio od 12:50:51 do 13:49:48 (w obu przypadkach podano czas GPST).

Opracowanie obserwacji satelitar-



1. Trajektoria lotu samolotu w eksperymencie lotniczym Dęblin



2. Trajektoria lotu samolotu w eksperymencie lotniczym Mielec

nych w trybie kinematycznym w post-processingu dla metody SPP zostało zrealizowane w programie gLAB. Pozycja statku powietrznego w obydwu testach została określona z zastosowaniem obserwacji GPS oraz parametrów zawartych w depeszy nawigacyjnej GPS. W ramach przeprowadzonych eksperymentów lotniczych zrealizowano 3 doświadczenia badawcze, tj. wyznaczono dokładności poszczególnych współrzędnych statku powietrznego w układzie geodezyjnym BLh, określono wartości parametrów MRSE oraz zaprezentowano wartości współczynników GDOP, HDOP, VDOP i PDOP.

W trakcie wykonywanych obliczeń, ustawiono następujące parametry konfiguracji dla metody SPP w programie gLAB [7]:

- zbiór obserwacji RINEX: wersja 2.11,
- dane nawigacyjne RINEX: efemeryda pokładowa GPS,
- źródło danych efemerydalnych i zegarów satelitów: efemeryda pokładowa GPS,
- źródło poprawki jonosferycznej: efemeryda pokładowa GPS,
- źródło błędów instrumentalnych TGD: efemeryda pokładowa GPS,
- początkowe współrzędne użytkownika: na podstawie pliku obserwacyjnego RINEX 2.11,
- interwał obliczeń: 1 s,
- maska elewacji: 100,
- detekcja niesprawnych satelitów: zastosowana,
- korekcja błędu zegara satelity: zastosowana,
- uwzględnienie czasu przebiegu pseudoodległości na współrzędne satelity: zastosowano,
- wpływ efektu obrotu Ziemi na

- współrzędne satelity: zastosowany,
- efekt Sagnaca: zastosowany,
- korekcja relatywistyczna (ekscentryczność orbity): zastosowany,
- model jonosfery: model Klobuchara,
- model troposfery: model Simple,
- funkcja odwzorowująca: Simple Mapping,
- typ obserwacji GPS: pomiar kodowy L1-C/A,
- błąd pomiaru pseudoodległości: 1 m,
- tryb pozycjonowania: kinematyczny,
- tryb obliczeń: post-processing,
- wyznaczone parametry: współrzędne geocentryczne oraz błąd zegara odbiornika.

Na Rys. 3 przedstawiono dokładność pozycjonowania statku powietrznego w układzie geodezyjnym BLh dla eksperymentu Mielec. Wartości dokładności dla poszczególnej współrzędnej BLh oznaczono w następujący sposób: kolor niebieski oznacza dokładność współrzędnej B, kolor zielony oznacza dokładność współrzędnej L, a kolor czerwony oznacza dokładność wysokości elipsoidalnej h. Na podstawie Rys. 3 można wywnioskować, iż dokładność współrzędnych horyzontalnych (szerokość geodezyjna B i długość geodezyjna L) jest wyższa a niżeli współrzędnej wertykalnej h. Dyspersja wartości dokładności dla składowej B wynosi od 0.7 m do 3.7 m, dla składowej L odpowiednio 0.8 m do 1.6 m, zaś dla wysokości elipsoidalnej h od 1.5 m do 2.7 m. Na Rys. 3 można zaobserwować, iż dokładność współrzędnych BLh jest bardzo nieregularna, co jest szczególnie widoczne w środkowej fazie lotu statku powietrznego. W końcowym etapie lotu (dolot, po-

dejście do lądowania i przyziemienie), dokładność współrzędnych horyzontalnych jest wyższa niż 1 m, zaś dokładność składowej wertykalnej h wynosi lepiej niż 2.5 m. Warto dodać, iż dokładność współrzędnych BLh dla wszystkich składowych jest wyższa niż 4 m podczas całego testu lotniczego.

Na Rys. 4 zaprezentowano wartości współczynników GDOP (kolor niebieski), PDOP (kolor zielony), HDOP (kolor czerwony), VDOP (kolor czarny). Wartości współczynników HDOP, VDOP i PDOP zostały wyznaczone z zależności [10, 11]:

$$HDOP = (G(1,1) + G(2,2))^{0.5} \quad (10)$$

$$VDOP = G(3,3) \quad (11)$$

$$PDOP = (G(1,1) + G(2,2) + G(3,3))^{0.5} \quad (12)$$

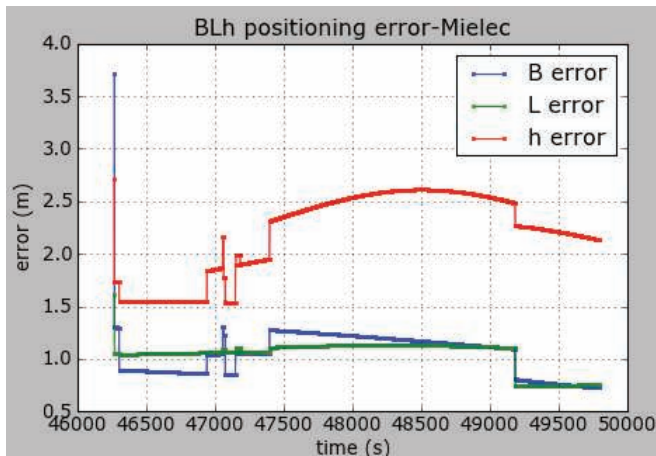
$$GDOP = (G(1,1) + G(2,2) + G(3,3) + G(4,4))^{0.5} \quad (13)$$

gdzie:

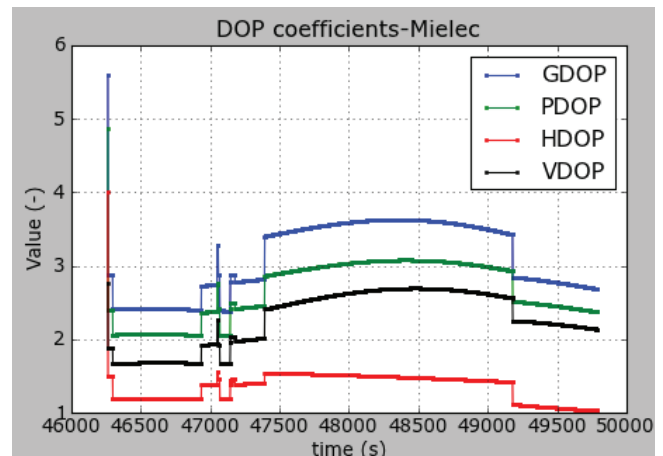
HDOP – współczynnik rozmycia pozycji w płaszczyźnie poziomej,
 VDOP – współczynnik rozmycia pozycji w płaszczyźnie pionowej,
 PDOP – współczynnik rozmycia pozycji w przestrzeni 3D,
 GDOP – współczynnik rozmycia geometryczny,
 $G = (A^T \cdot A)^{-1}$ – macierz pełnego rzędu.

W praktyce współczynniki DOP przyjmują następujące wartości z przedziałów [11]:

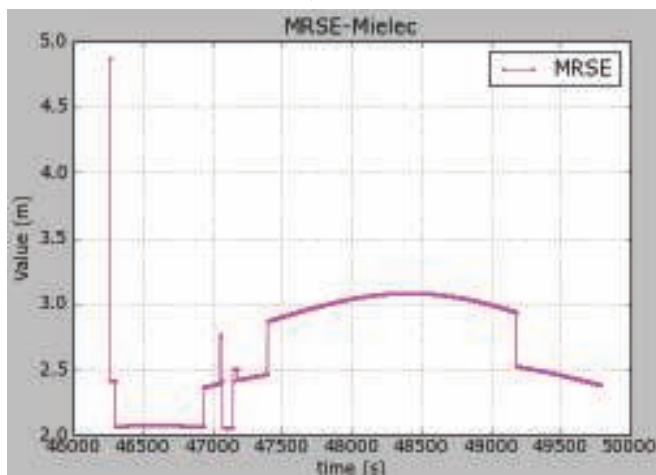
- od 1 do 3 (bardzo dobre warunki obserwacyjne),
- od 4 do 5 (dobre warunki obserwacyjne),
- od 5 do 6 (słabe warunki obserwacyjne),
- powyżej 6 (warunki pomiarowe niekorzystne, nie należy wykonywać pomiarów).



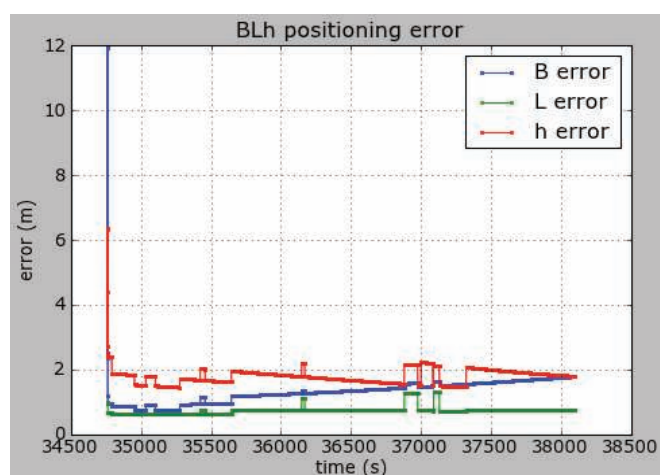
3. Dokładność pozycjonowania statku powietrznego w eksperymencie lotniczym Mielec



4. Współczynniki DOP w eksperymencie lotniczym Mielec



5. Wartość parametru MRSE w eksperymencie lotniczym Mielec



6. Dokładność pozycjonowania statku powietrznego w eksperymencie lotniczym Dęblin

W przypadku eksperymentu Mielec, współczynniki DOP wynoszą odpowiednio:

- HDOP od 1 do 4 (oznacza bardzo dobre i dobre warunki obserwacyjne),
- VDOP od 1.7 do 2.8 (oznacza bardzo dobre warunki obserwacyjne),
- PDOP od 2 do 4.8 (oznacza bardzo dobre i dobre warunki obserwacyjne),
- GDOP od 2.4 do 5.6 (oznacza bardzo dobre, dobre i słabe warunki obserwacyjne).

Na Rys. 5 przedstawiono wartości parametru błędu pozycji statku powietrznego w przestrzeni 3D – parametr MRSE. Parametr MRSE jest wyznaczany z zależności matematycznej, jak poniżej [10]:

$$MRSE = (mB^2 + mL^2 + mh^2)^{0.5} \quad (14)$$

gdzie:

- mB – dokładność wyznaczenia współrzędnej B,
- mL – dokładność wyznaczenia współrzędnej L,
- mh – dokładność wyznaczenia współrzędnej h.

Wartość parametru MRSE dla eksperymentu lotniczego w Mielcu wynosi od 2 m do 4.9 m. Należy podkreślić, że środkowej fazie lotu wartość parametru MRSE wynosi około 3 m, zaś odpowiednio w końcowej fazie około 2.5 m.

Na Rys. 6 przedstawiono dokładności wyznaczenia pozycji statku powietrznego Cessna 172 w układzie geodezyjnym BLh dla eksperymentu lotniczego Dęblin. Kolorem niebieskim oznaczono dokładność współrzędnej B, kolorem zielonym oznaczono dokładność współrzędnej L, a kolorem czerwonym oznaczono odpowiednio dokładność wysokości elipsoidalnej h. Na podstawie Rys. 6 można zauważyć, iż dokładność współrzędnych horyzontalnych (B i L) jest wyższa niż wysokości elipsoidalnej h, jednakże dyspersja dokładności pomiędzy poszczególnymi współrzędnymi uległa zmniejszeniu. Rozrzut wartości dokładności dla składowej B wynosi od 0.8 m do 12 m, dla składowej L odpowiednio 0.7 m i 2.3 m, zaś dla wysokości elipsoidalnej h od 1.6 m do

6.3 m. Podczas podchodzenia samolotu do lądowania, dokładność współrzędnych geodezyjnych BLh jest wyższa niż 2 m dla wszystkich 3 składowych. Warto nadmienić, iż dokładność współrzędnych BLh dla wszystkich składowych jest wyższa niż 2.3 m dla ponad 99% czasu trwania lotu. Należy zaznaczyć, że dla początkowych epok pomiarowych dokładność pozycjonowania statku Cessna 172 jest stosunkowo niska.

Na Rys. 7 zaprezentowano wartości współczynników GDOP (kolor niebieski), PDOP (kolor zielony), HDOP (kolor czerwony) i VDOP (kolor czarny). W przypadku eksperymentu Dęblin, współczynniki DOP wynoszą odpowiednio:

- HDOP od 1 do 11.9 (oznacza bardzo dobre i stosunkowo niekorzystne warunki obserwacyjne),
- VDOP od 1.7 do 6.7 (w trakcie eksperymentu warunki obserwacyjne były bardzo dobre i słabe),
- PDOP od 1.8 do 13.8 (w trakcie eksperymentu warunki obserwacyjne były bardzo dobre i niekorzystne),

- GDOP od 2 do 14 (w trakcie eksperymentu warunki obserwacyjne były bardzo dobre i niekorzystne).
- W porównaniu ze współczynnikami HDOP, VDOP, GDOP i PDOP z eksperymentu Mielec, precyzja wartości współczynników DOP w eksperymencie Dęblin uległa pogorszeniu.

Wnioski

W artykule zaprezentowano możliwość wykorzystania metody SPP w trybie kinematycznym w programie gLAB do wyznaczenia pozycji statku powietrznego w post-processingu. Przedstawiono i scharakteryzowano metodę SPP, wraz z opisem pełnego algorytmu wyznaczenia pozycji samolotu w trybie kinematycznym. Obliczenia współrzędnych samolotu zostały przeprowadzone dla obserwacji kodowych C/A w systemie GPS, pozyskanych z odbiornika ruchomego Topcon TPS Hiper. Eksperymenty lotnicze zostały zrealizowane samolotem Cessna 172 w dniach 01.06.2010 r. w okolicach miasta Dęblin oraz 07.09.2011 r. w pobliżu lotniska Mielec. Na podstawie przeprowadzonych badań wyciągnięto następujące wnioski:

- dokładność wyznaczenia szerokości geodezyjnej B w eksperymencie Mielec wyniosła od 0.7 m do 3.7 m, zaś w eksperymencie Dęblin odpowiednio od 0.8 m do 12 m;
- dokładność wyznaczenia długości geodezyjnej L w eksperymencie Mielec wyniosła od 0.8 m do 1.6 m, zaś w eksperymencie Dęblin odpowiednio od 0.7 m do 2.3 m;
- dokładność wysokości elipsoidalnej h w eksperymencie Mielec wyniosła od 1.5 m do 2.7 m, zaś w eksperymencie Dęblin odpowiednio od 1.6 m do 6.3 m;
- wartości współczynników HDOP, VDOP, GDOP i PDOP w eksperymencie Mielec charakteryzują bardzo dobre, dobre i słabe warunki obserwacyjne, zaś w eksperymencie Dęblin odpowiednio bardzo dobre, dobre i niekorzystne warunki pomiarowe;
- uzyskana dokładność pozycjonowania statków powietrznych w przestrzeni 3D (parametr MRSE) wynosi od 2 m do 4.9 m dla ekspe-

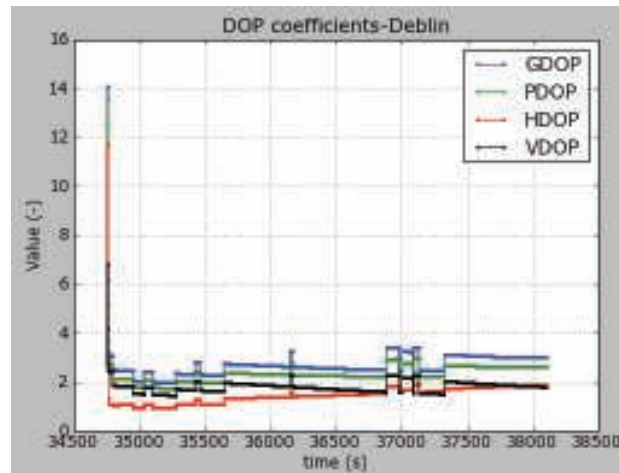
rymentu Mielec, zaś odpowiednio od 1.9 do 13.8 m dla eksperymentu Dęblin.

Podziękowania

Autorzy niniejszego artykułu składają podziękowania dla: zespołu badawczego gAGE z UPC za udostępnienie bibliotek programu gLAB na stronie internetowej: <http://www.gage.upc.edu>. ◀

Materiały źródłowe

- [1] Abdel-Maguid R. H. 2013. „Evaluation of GPS Precise Point Positioning for Geoinformatics Community”, *Journal of Engineering and Computer Science*, Qassim University, Vol. 6, No. 1, pp. 1-10 (January 2013/Safar 1434H).
- [2] Angrisano A. 2010. GNSS/INS integration methods, Doctoral thesis, Napoli.
- [3] Bakuła M. 2014. „Autonomous positioning using GPS observation”, *Zeszyty Naukowe*, nr 1/2014 (22), str. 9-17. (in Polish)
- [4] Ciećko A., Grunwald G., Oszczak S., Grzegorzewski M., Ćwiklak J. 2011. „Accuracy tests of monitoring system for aircrafts – preliminary results”, *Aparatura Badawcza i Dydaktyczna*, nr 3/2011, str. 37-43. (in Polish)
- [5] Ćwiklak J., Jafernik H. 2010. „The monitoring system for aircraft and vehicles of public order services based on GNSS”, *Annual of Navigation*, 16, pp. 15-24



7. Współczynniki DOP w eksperymencie lotniczym Dęblin

- [6] Krasuski K. 2014. „Accuracy analysis of aircraft's positioning based on GLONASS observations”, *Problemy Mechatroniki: Uzbrojenie, Lotnictwo, Inżynieria bezpieczeństwa*, nr 4/2014, str. 33-44. (in Polish)
- [7] Krasuski K. 2015. „Application of Single Point Positioning method in gLAB software for determination of aircraft position”, *Zeszyty Naukowe*, nr 3/2015 (26), str. 105-115. (in Polish)
- [8] Osada E. 2001. *Geodesy*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław, ISBN 83-7085-663-2, pp. 237-241 (in Polish).
- [9] Sanz Subirana J., Juan Zornoza J. M., Hernández-Pajares M. 2013. *GNSS Data Processing, Volume I: Fundamentals and Algorithms*, Publisher: ESA Communications, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, ISBN 978-92-9221-886-7.
- [10] Seeber G. 2003. *Satellite Geodesy*, 2nd completely revised and extended edition, Publisher: Walter de Gruyter GmbH & Co. KG, 10785 Berlin, Germany, ISBN 3-11-017549-5, pp. 300-304.
- [11] Śledziński J. 2005. „Satelitarny system wyznaczania pozycji w geodezji i nawigacji- cz. VI, Błędy geometrii i technologii”, *NAWI*, 6/2005 (8), str. 3-4. (in Polish)
- [12] Takasu T. 2013. *RTKLIB ver. 2.4.2 Manual*, RTKLIB: An Open Source Program Package for GNSS Positioning, pp. 154-160, Available at: http://www.rtklib.com/prog/manual_2.4.2.pdf
- [13] URL1: „<http://www.gage.upc.edu>”, current on 2017.