

Henryk JAFERNIK, Kamil KRASUSKI

ZASTOSOWANIE METODY PPP DO WYZNACZENIA TRAJEKTORII STATKU POWIETRZNEGO

Streszczenie

Artykuł przedstawia wyniki badań dotyczących wyznaczenia pozycji statku powietrznego przy wykorzystaniu metody kinematycznej PPP w trybie post-processingu. W tym celu użyto nieróżnicowych obserwacji kodowych GPS z odbiornika Topcon TPS Hiper. Metoda PPP została scharakteryzowana oraz opisano konfigurację modułu PPP w programie RTKLIB. Obliczenia zostały zrealizowane w komercyjnym oprogramowaniu RTKLIB w module RT-KPOST. Scharakteryzowano metodę PPP oraz opisano konfigurację modułu PPP w trybie kinematycznym w programie RTKLIB. W eksperymencie lotniczym w Dęblinie (01.06.2010) pozycja samolotu została wyznaczona na podstawie danych z efemerydy broadcast oraz efemerydy precyzyjnej. Ze wstępnych badań wynika, iż zastosowanie precyzyjnych współrzędnych i zegarów satelitów GPS poprawiło pozycję samolotu odpowiednio w płaszczyźnie horyzontalnej o ponad 0,45 m, a w płaszczyźnie wertykalnej o ponad 1 m.

WSTĘP

Budowa i modernizacja konstelacji globalnych systemów nawigacji satelitarnej GNSS umożliwia pełne rozpowszechnienie i wykorzystanie techniki satelitarnej w transporcie lotniczym. Spośród 4 systemów GNSS, obecnie tylko GPS (32 satelity), GLONASS (24 satelity) i BEIDOU (około 16 satelitów) zapewniają ciągle pozycjonowanie prawie na całym obszarze kuli ziemskiej [14]. W przypadku systemu GALILEO (tylko 8 satelitów) mogą pojawiać się problemy z widocznością i dostępnością satelitów nad określonymi obszarami Ziemi, co skutkuje niepełnym procesem implementacji obserwacji GALILEO w precyzyjnym pozycjonowaniu statków powietrznych. Warto nadmienić, iż w pozycjonowaniu statków powietrznych są stosowane również różnicowe systemy wspomaganie SBAS, tj.: WAAS (na obszarze Ameryki Północnej i Południowej), MSAS (obszar Japonii, Wschodniej Azji, Australii), EGNOS (obszar Europy i Afryki Północnej), GAGAN (obszar Indii, Azja Południowa i Środkowa), SDCM (obszar Federacji Rosyjskiej) [5, 6]. Konsekwencją występowania 4 nawigacyjnych systemów GNSS oraz systemów SBAS jest nieprzerwane śledzenie około 80 satelitów z orbity MEO oraz ponad 10 satelitów z orbity GEO przez stacje referencyjne na całym świecie. Duża liczba obserwacji satelitarnych rejestrowanych przez odbiornik daje możliwość tworzenia kombinacji liniowych dla pomiarów kodowych i fazowych na różnych częstotliwościach. Zastosowanie kombinacji liniowych powoduje również eliminację błędów systematycznych w pomiarach GNSS, np. [1, 4]:

- kombinacja „Geometry-Free”- eliminuje: odległość geometryczną pomiędzy satelitą a odbiornikiem, efekt Sagnaca, opóźnienie troposferyczne, charakterystykę centrum fazowego satelity i odbiornika, parametry ruchu obrotowego Ziemi;
- kombinacja „Ionosphere-Free”- eliminuje: opóźnienie jonosferyczne (1 wyraz rozwinięcia około 99%), opóźnienia sprzętowe DCB z pomiarów kodowych i DPB z pomiarów fazowych;
- kombinacja „Melbourne-Wübbena”- eliminuje: odległość geometryczną pomiędzy satelitą a odbiornikiem, opóźnienie troposferyczne i jonosferyczne, błędy zegarów satelity i odbiornika;

Wśród wyżej wymienionych kombinacji liniowych, wielkość pomiarowa „Ionosphere-Free” jest dość powszechnie stosowana do wyznaczania pozycji użytkownika w trybie statycznym i kinematycznym. W przypadku trybu kinematycznego, pozycja statku powietrznego jest estymowana wyłącznie z dwuczęstotliwościowych obser-

wacji kodowych (P1/P2), zaś w trybie statycznym dodatkowo są stosowane obserwacje fazowe (L1/L2). Typowa dokładność rozwiązania w trybie kinematycznym wynosi kilka metrów, zaś w trybie statycznym nawet kilka cm (okres obserwacji powyżej 2 godzin). Kombinacja „Ionosphere-Free” może być również z powodzeniem wykorzystywana w testach lotniczych. W praktyce kombinacja „Ionosphere-Free” może zagwarantować uzyskanie wyższej dokładności pozycjonowania w porównaniu z metodą Single Point Positioning, na co ogromny wpływ ma eliminacja wpływu jonosfery oraz zastosowanie precyzyjnych produktów służby IGS (np. efemeryda precyzyjna lub precyzyjne wyznaczone zegary satelitów i odbiorników) [7]. Jednakże taka konstrukcja wymaga użycia dwuczęstotliwościowego odbiornika oraz dostępu do sieci internetowej w celu pobrania precyzyjnych produktów geodezyjnych z serwera służby IGS.

Autorzy w artykule zaproponowali wykorzystanie metody PPP w trybie kinematycznym do odtworzenia trajektorii statku powietrznego w post-processingu. Eksperyment badawczy został zrealizowany w Dęblinie w dniu 01.06.2010 r. z użyciem odbiornika Topcon TPS Hiper, zamontowanym w samolocie Cessna. Pozycja samolotu została wyznaczona na podstawie surowych obserwacji kodowych GPS z zastosowaniem depeszy nawigacyjnej GPS (I test) oraz precyzyjnych produktów IGS (II test). Otrzymane rezultaty z przeprowadzonych badań lotniczych zostały zaprezentowane w pracy na odpowiednich wykresach graficznych.

1. METODA PPP-KINEMATIC. ALGORYTM WYZNACZENIA POZYCJI SAMOLOTU

Kombinacja „Ionosphere-Free” poprzez zastosowanie precyzyjnych produktów służby IGS w procesie opracowania obserwacji GNSS jest nazywana metodą Precise Point Positioning [8] i dzieli się na metodę PPP-KINEMATIC (metoda PPP kinematyczna, przedstawiana w artykule) oraz metodę PPP-STATIC (metoda PPP statyczna). Metoda PPP w trybie kinematycznym wykorzystuje do wyznaczenia pozycji użytkownika nieróżnicowe obserwacje kodowe (P1/P2) w systemach nawigacyjnych GNSS. Obecnie może być stosowana w systemach GPS, GLONASS, BEIDOU i GALILEO, w przypadku gdy dwuczęstotliwościowy odbiornik śledzi więcej niż 4 satelity na niebie. Podstawowe równanie obserwacyjne dla metody PPP w trybie kinematycznym przyjmuje postać [2]:

$$P_3 = \alpha_1 P1 + \alpha_2 P2 = d + c \cdot (dtr - dts) + T + Rel \quad (1)$$

gdzie:

$$\alpha_1 = + \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} = +2.546$$

$$\alpha_2 = - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} = -1.546$$

P_3 - kombinacja liniowa „Ionosphere-Free” dla obserwacji kodowych GPS,

$P1, P2$ - obserwacje kodowe (na częstotliwości L1 i L2) od satelitów GPS,

d - odległość geometryczna między satelitami GPS a odbiornikiem, zawiera informacje na temat parametrów ruchu obrotowego Ziemi, precyzyjnych współrzędnych anteny satelity i odbiornika, centrum fazowego anteny satelity i odbiornika oraz efektów pływowych i dynamicznych, prędkości ruchu płyty kontynentalnej, itp.,

$$d_{GPS} = \sqrt{(x - X_s)^2 + (y - Y_s)^2 + (z - Z_s)^2}$$

(x, y, z) - pozycja samolotu w układzie geocentrycznym,

(X_s, Y_s, Z_s) - pozycja satelity GPS na orbicie,

c - prędkość światła,

dtr - błąd zegara odbiornika dla obserwacji GPS,

dts - błędy zegarów satelitów GPS,

T - opóźnienie troposferyczne dla obserwacji GPS,

Rel - efekty relatywistyczne dla obserwacji GPS (głównie mimośród orbity).

Równanie (1) można zapisać w postaci modelu matematycznego, przyrównując prawą stronę równania (1) do 0 [12]:

$$F: d + c(dtr - dts) + T - Rel - P_3 = 0 \quad (2)$$

Równanie (2) dla funkcji matematycznej F , po przeprowadzeniu procesu linearyzacji i rozdzieleniu wyznaczanych parametrów od zastosowanych modeli fizycznych, jest rozwiązywane metodą najmniejszych kwadratów [10, 13]:

$$A \cdot dx + l = V \quad (3)$$

gdzie:

A - macierz pochodnych cząstkowych po wyznaczanych parametrach,

dx - wektor szukanych parametrów, $dx = [\delta x, \delta y, \delta z, dtr]^T$,

l - wektor wyrazów wolnych,

V - wektor poprawek.

Równanie (3) w postaci macierzowej przyjmuje następującą postać:

$$\begin{bmatrix} \frac{\Delta x_1}{d_1} & \frac{\Delta y_1}{d_1} & \frac{\Delta z_1}{d_1} & 1 \\ \frac{\Delta x_2}{d_2} & \frac{\Delta y_2}{d_2} & \frac{\Delta z_2}{d_2} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\Delta x_n}{d_n} & \frac{\Delta y_n}{d_n} & \frac{\Delta z_n}{d_n} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ C \cdot dtr \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} l_1 \\ l_2 \\ \dots \\ l_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \dots \\ v_n \end{bmatrix} \quad (4)$$

gdzie:

$$\Delta x = x_0 - X_s,$$

$$\Delta y = y_0 - Y_s,$$

$$\Delta z = z_0 - Z_s.$$

Parametry dx w postaci przyrostów do współrzędnych „a priori” anteny odbiornika oraz błędu zegara odbiornika, wyznaczone są z układu równań normalnych:

$$dx = (A^T \cdot P \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot P \cdot l \quad (5)$$

gdzie:

P - macierz wag.

Ostateczne współrzędne samolotu wyraża równanie (6):

$$x = x_0 + \delta x, y = y_0 + \delta y, z = z_0 + \delta z \quad (6)$$

gdzie:

(x_0, y_0, z_0) - przybliżone współrzędne odbiornika z pliku RINEX,

$(\delta x, \delta y, \delta z)$ - wyznaczone w procesie wyrównania przyrosty do współrzędnych.

Współrzędne samolotu z równania (6) są wyrażone w układzie ortokartezjańskim ECEF (geocentrycznym), dlatego w ramach uproszczenia uzyskanych współrzędnych XYZ stosuje się zamienienie współrzędne elipsoidalne BLH, powstałe w wyniku transformacji Helmerta. Macierz wariacyjno-kowariancyjną (na głównej przekątnej zawiera błędy średnie) wyznaczonych współrzędnych samolotu w układzie geocentrycznym ECEF opisuje równanie (7) [9]:

$$Cx = m0 \cdot (A^T \cdot P \cdot A)^{-1} \quad (7)$$

gdzie:

$m0$ - błąd średni jednostkowy,

$$m0 = \sqrt{\frac{[PVV]}{n - k}}$$

n - liczba obserwacji,

k - liczba wyznaczanych parametrów.

Błędy średnie pozycji samolotu w układzie geodezyjnym BLH są opisane w następujący sposób:

$$\begin{cases} Q = R \cdot Cx \cdot R^T \\ mB = \sqrt{Q(1,1)} \\ mL = \sqrt{Q(2,2)} \\ mh = \sqrt{Q(3,3)} \end{cases} \quad (8)$$

gdzie:

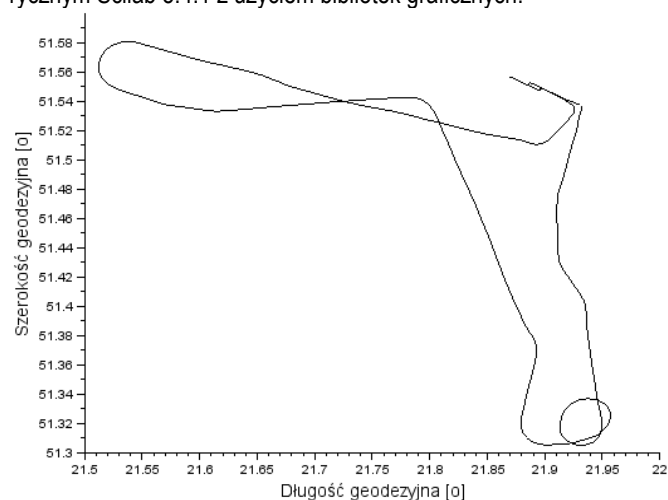
R - macierz przejścia z układu geocentrycznego do układu geodezyjnego,

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

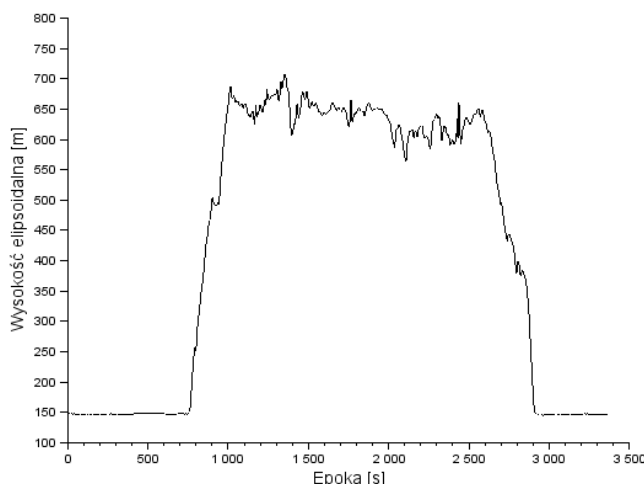
2. EKSPERYMENTY I WYNIKI

W części badawczej wykonano 2 eksperymenty lotnicze, których celem było wyznaczenie trajektorii samolotu w płaszczyźnie poziomej i pionowej oraz uzyskanie dokładności poszczególnych współrzędnych w układzie geodezyjnym BLh. Podstawowym materiałem badawczym były surowe obserwacje GPS w formacie RINEX 2.11, pozyskane z odbiornika Topcon TPS Hiper, zamontowanego w samolocie Cessna. Lot testowy odbył się 1 czerwca w 2010 r. na terenie wokół lotniska w Dęblinie (patrz Rys. 1 i 2). Odbiornik rejestrował obserwacje kodowe (C1, P1 i P2), fazowe (L1 i L2) i dopplerowskie (D1 i D2) z częstotścią 1 s. Czas przelotu trwał 3360 sekund według czasu GPST (czas systemu GPS). W teście nr I pozycja samolotu została wyznaczona w oparciu o obserwacje GPS oraz parametry zawarte w depeszy nawigacyjnej GPS. W przypadku testu nr II, pozycję statku powietrznego określono przy pomocy obserwacji GPS oraz precyzyjnych produktów służby IGS, tj. precyzyjnych współrzędnych i zegarów satelitów GPS.

Na Rys. 1 i 2 zaprezentowano trajektorię poziomą i pionową samolotu Cessna. Rozciągłość południkowa i równoleżnikowa trajektorii poziomej samolotu wynosiła odpowiednio: $21.5^{\circ} \div 21.9^{\circ}$ i $51.3^{\circ} \div 51.9^{\circ}$. W przypadku trajektorii pionowej, minimalna wysokość lotu, podczas startu i lądowania, wynosiła mniej niż 150 m, zaś maksymalna około 700 m, co daje różnicę pułapu na poziomie około 550 m. Wykresy na Rys. 1 i 2 zostały wykonane w edytorze numerycznym Scilab 5.4.1 z użyciem bibliotek graficznych.



Rys. 1. Trajektoria pozioma samolotu Cessna.



Rys. 2. Trajektoria pionowa samolotu Cessna.

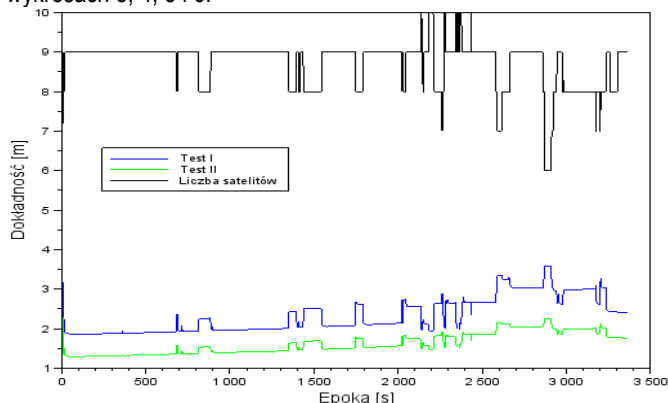
Trajektoria samolotu w płaszczyźnie poziomej i pionowej została wyznaczona w module RTKPOST w programie RTKLIB. Aplikacja RTKLIB jest narzędziem aplikacyjnym typu „open source”, przeznaczonym do wyznaczania pozycji użytkownika w czasie rzeczywistym i post-processingu. Aplikacja jest dostępna w postaci bibliotek skryptowych do pobrania pod adresem internetowym www.rtklib.com [15] oraz jest stale modyfikowana i ulepszana przez autora (wkrótce ukaże się oficjalna wersja 2.4.3). Program RTKLIB obecnie wykorzystuje obserwacje satelitarne z systemów nawigacyjnych takich, jak GPS, GALILEO, GLONASS, BEIDOU, QZSS oraz systemów wspomagania SBAS [3, 13].

Tab. 1. Konfiguracja parametrów podczas wykonywania eksperymentów lotniczych.

Parametr	Test I	Test II
System GNSS	GPS	GPS
Typ formatu RINEX	2.11	2.11
Tryb pozycjonowania	PPP-KINEMATIC	PPP-KINEMATIC
Maska elewacji	5°	5°
Wagowanie obserwacji	TAK	TAK
Typ efemerydy	Pokładowa	Precyzyjna
Sposób wyznaczenia współrzędnych satelity	Na podstawie parametrów orbity keplerowskiej z efemerydy pokładowej	Wielomian Lagrange'a na podstawie danych efemerydy precyzyjnej
Sposób wyznaczenia chodu zegara satelity	Wielomian 2-ego stopnia na podstawie efemerydy pokładowej	Wielomian Lagrange'a na podstawie danych efemerydy precyzyjnej
Model jonosfery	Opóźnienie jonosferyczne eliminowane w kombinacji „lonosphere-Free”	Opóźnienie jonosferyczne eliminowane w kombinacji „lonosphere-Free”
Model troposfery	Saastamoinen	Saastamoinen
Efekty pływowe, geodynamiczne, parametry ruchu obrotowego Ziemi, nacisk oceanu i atmosfery	NIE	NIE
Efekty relatywistyczne	TAK	TAK
Korekcja centrum fazowego anteny satelity/ odbiornika	NIE	NIE
Efekt wielotorowości	NIE	NIE

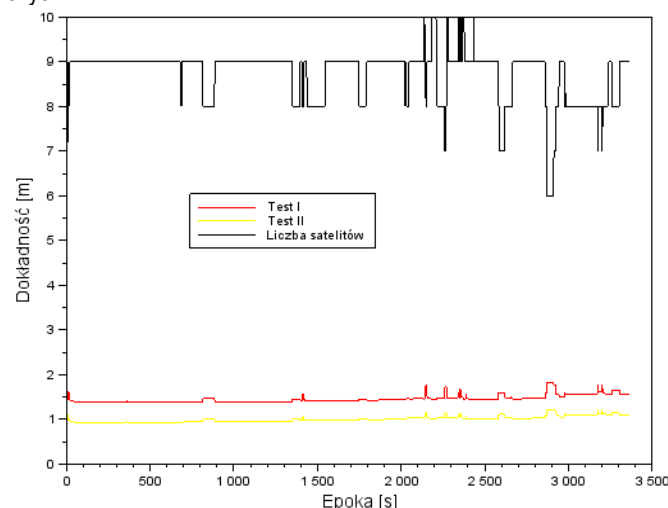
Do realizacji eksperymentu lotniczego nr I oraz II, moduł RTKPOST został skonfigurowany wg Tabeli 1. Największe rozbieżności w Tabeli 1 można dostrzec dla wierszy 7, 8 i 9, gdzie zostało zmienione źródło danych efemerydalnych i zegarów satelitów GPS. W przypadku testu I, w eksperymencie lotniczym zostały zaimplementowane dane efemerydalne z depeszy pokładowej GPS, tj. współrzędne satelity wyznaczono na podstawie parametrów orbity keplerowskiej, a błędy zegarów satelity określono za pomocą wielomianu 2-ego stopnia. W teście II współrzędne satelitów oraz po-

prawki do chodu zegara satelitów GPS zostały wyznaczone z użyciem wielomianu Lagrange'a na podstawie danych z efemerydy precyzyjnej „SP3”. Ostateczne wyniki badań lotniczych ze zrealizowanych testów zostały zaprezentowane w formie graficznej na wykresach 3, 4, 5 i 6.



Rys. 3. Dokładność wyznaczenia szerokości geodezyjnej B.

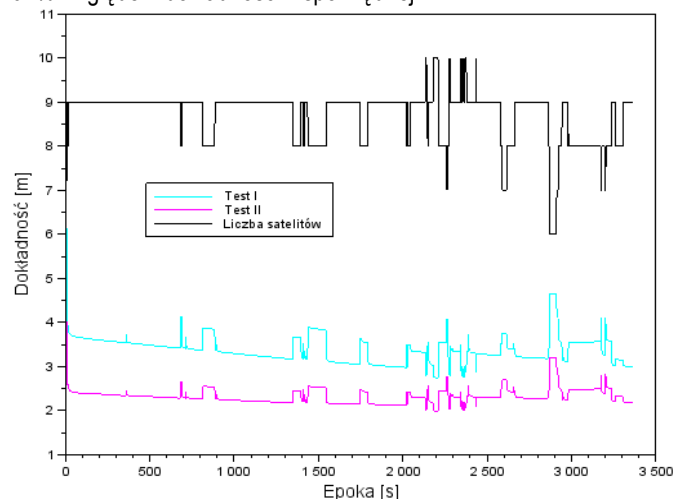
Na wykresie nr 3 przedstawiono błędy średnie współrzędnej B samolotu dla każdej sekundy lotu. Kolorem niebieskim zaznaczono dokładność wyznaczenia szerokości geodezyjnej B z testu I, kolorem zielonym dokładność wyznaczenia szerokości geodezyjnej B z testu II, zaś kolorem czarnym liczbę widocznych satelitów GPS. Dla testu I przeciętna dokładność szerokości geodezyjnej wynosi 2,335 m dla wartości z przedziału liczbowego od 1,864 m do 6,795 m. Warto zauważyć, iż około 87% wartości błędów średnich współrzędnej B jest mniejsza niż 3 m dla testu I. W przypadku testu II, dokładność współrzędnej B waha się odpowiednio od 1,296 m do 4,877 m z wartością średnią na poziomie 1,625 m. Trzeba nadmienić, iż z kolei około 87% rezultatów błędów średnich dla współrzędnej B jest mniejsza niż 2 m w teście II. W porównaniu do testu I, rozwiązanie z testu II poprawiło dokładność składowej B o około 43%. Średnia wartość różnicy dla błędów średnich składowej B z rozwiązania I oraz II wynosi ponad 0,7 m. W końcowym etapie lotu, gdy liczba satelitów jest dość nieregularna (od 6 do 10), dokładność współrzędnej B maleje z upływem czasu w obu testach badawczych.



Rys. 4. Dokładność wyznaczenia długości geodezyjnej L.

Na wykresie nr 4 przedstawiono błędy średnie składowej L samolotu dla każdej sekundy lotu. Kolorem czerwonym zaznaczono dokładność wyznaczenia długości geodezyjnej L z testu I, kolorem zielonym dokładność wyznaczenia długości geodezyjnej L z testu II, zaś kolorem czarnym liczbę widocznych satelitów GPS. W teście I

przeciętna dokładność długości geodezyjnej L wynosi 1,458 m dla wartości z przedziału liczbowego od 1,386 m do 2,318 m. W przypadku testu II, parametr dokładności współrzędnej L przyjmuje wartości odpowiednio od 0,935 m do 1,694 m ze średnią wartością 1,006 m. Średnia wartość różnicy dla błędów średnich składowej L z rozwiązania I oraz II wynosi około 0,45 m. W porównaniu z wynikami z testu I, dokładność współrzędnej L wzrosła o około 44% w teście II. Podobnie jak na wykresie 1, dokładność współrzędnej L maleje w testach I oraz II w końcowym etapie lotu przy zmiennej liczbie widocznych satelitów GPS. Warto zauważyć, iż w ramach testu I dokładność współrzędnej L uległa poprawie o około 60% względem dokładności współrzędnej B. Natomiast w teście II, dokładność współrzędnej L uległa zdecydowanej poprawie o ponad 61% względem dokładności współrzędnej B.



Rys. 5. Dokładność wyznaczenia wysokości elipsoidalnej h.

Wartości odchylenia standardowego dla wysokości elipsoidalnej h z testów I oraz II zostały pokazane na tle liczby widocznych satelitów GPS na Rys. 5. Rozwiązanie z testu I dla wysokości elipsoidalnej h pozwala na osiągnięcie średniej dokładności 3,395 m dla przedziału od 2,741 m do 10,871 m. Wartości odchylenia standardowego dla współrzędnej h z testu II wahają się od 1,985 m do 7,157 m, z wartością przeciętną 2,336 m. W porównaniu z wynikami z testu I, dokładność współrzędnej wertykalnej h wzrosła o około 45% w teście II. Średnia wartość różnicy dla błędów średnich składowej h z rozwiązania I oraz II wynosi ponad 1 m. W przypadku wysokości elipsoidalnej h, uzyskane błędy średnie dla tej składowej w końcowym etapie lotu (dla obu testów) ulegają zmniejszeniu w porównaniu z charakterystyką parametrów na Rys. 3 i 4. Dokładność wyznaczenia współrzędnej h ma kluczowe znaczenie w transporcie lotniczym z racji poprawy bezpieczeństwa przewozu pasażerów i wykonywania innych operacji lotniczych. Z tego powodu parametr wysokości elipsoidalnej powinien być stale monitorowany przez załogę samolotu w trakcie wykonywania lotu, a wszelkie nieprawidłowości zauważone przez załogę muszą być odnotowywane w raporcie. Ewentualne uwagi załogi umożliwią wyciągnięcie odpowiednich wniosków w aspekcie wykorzystania techniki GNSS w ramach procedury precyzyjnego podejścia samolotu do lądowania.

Na rysunku 6 przedstawiono różnicę wartości parametru błędu położenia samolotu w przestrzeni 3D (ang. MRSE) z testów I oraz II. Parametr błędu położenia samolotu MRSE dla współrzędnych elipsoidalnych BLh dla testu I oraz II został wyznaczony na podstawie zależności [11]:

$$MRSE = \sqrt{MB^2 + ML^2 + Mh^2} \quad (9)$$

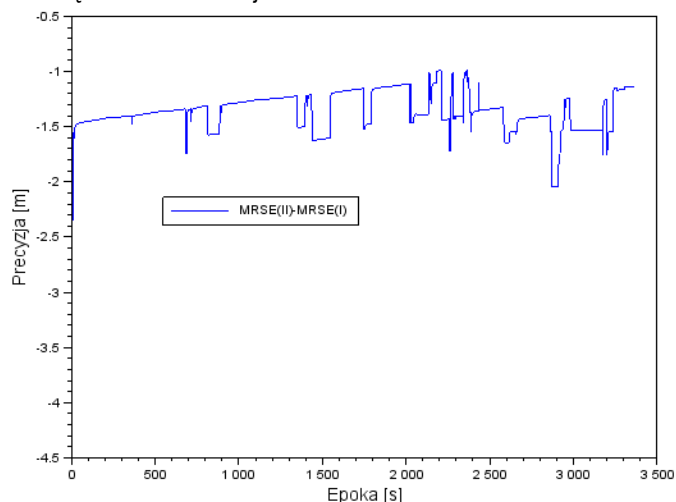
gdzie:

MRSE- błąd położenia statku powietrznego w przestrzeni 3D,

MB- błąd średni składowej B,

ML- błąd średni składowej L,

Mh- błąd średni składowej h.



Rys. 6. Porównanie wyników parametrów *MRSE* z testu I oraz II.

Precyzja średniej różnicy parametru *MRSE* z testów I oraz II wynosi $-1,362$ m, dla dyspersji wyników od $-4,202$ m i $-0,984$ m. W czasie całego lotu wartość różnicy jest ujemna, tzn. iż parametr *MRSE* z testu II jest mniejszy niż w teście I. Warto dodać, iż ponad 80% wyników różnicy jest mniejsza niż $-1,5$ m, zaś około 98% wyników różnicy jest mniejsza niż -2 m.

WNIOSKI

W artykule zaprezentowano możliwość wykorzystania metody PPP w trybie kinematycznym w programie RTKLIB do wyznaczenia pozycji statku powietrznego. Przedstawiono i scharakteryzowano metodę badawczą (metodę PPP), wraz z podaniem pełnego algorytmu wyznaczenia pozycji w trybie kinematycznym. Obliczenia pozycji samolotu zostały przeprowadzone dla nieróżnicowych obserwacji kodowych GPS pozyskanych z odbiornika Topcon TPS Hiper, zamontowanego w samolocie Cessna. Eksperyment lotniczy został zrealizowany w dniu 01.06.2010 r. w okolicach miasta Deblin. Na podstawie przeprowadzonych badań można wyciągnąć następujące wnioski:

- przeciętna dokładność szerokości geodezyjnej B w teście I wyniosła $2,335$ m, zaś w teście II odpowiednio $1,625$ m;
- użycie precyzyjnych produktów służby IGS w teście II zwiększyło dokładność szerokości geodezyjnej B o 43%;
- średnia wartość różnicy dla błędów średnich składowej B z rozwiązania I oraz II wynosi ponad $0,7$ m;
- przeciętna dokładność długości geodezyjnej L w teście I wyniosła $1,458$ m, zaś w teście II odpowiednio $1,006$ m;
- użycie precyzyjnych produktów służby IGS w teście II zwiększyło dokładność długości geodezyjnej L o 44%;
- średnia wartość różnicy dla błędów średnich składowej L z rozwiązania I oraz II wynosi około $0,45$ m;
- przeciętna dokładność wysokości elipsoidalnej h w teście I wyniosła $3,395$ m, zaś w teście II odpowiednio $2,336$ m;
- w końcowym etapie lotu, dokładność współrzędnych horyzontalnych maleje, zaś współrzędnej wertykalnej h wzrasta;
- średnia wartość różnicy dla błędów średnich składowej h z rozwiązania I oraz II wynosi ponad 1 m;
- precyzja średniej różnicy parametru *MRSE* z testów I oraz II wyniosła $-1,362$ m, co jest spowodowane zdecydowanie więk-

szą dokładnością wyznaczonych współrzędnych BLh w teście II (po zastosowaniu precyzyjnych produktów służby IGS).

BIBLIOGRAFIA

1. Bosy J.: Precyzyjne opracowanie obserwacji satelitarnych GPS w lokalnych sieciach położonych w terenach górskich, Zeszyty Naukowe Akademii Rolniczej we Wrocławiu, nr 522, Wrocław, 2005.
2. Cai C.: Precise Point Positioning using dual-frequency GPS and GLONASS measurements, Master thesis, University of Calgary, 2009.
3. Ciecko A., Grunwald G., Kaźmierczak R., Oszczak S., Grzegorzewski M., Ćwiklak J.: Wykorzystanie oprogramowania RTKLIB do badania dokładności systemu EGNOS, Logistyka, nr 6/2011, str. 501-511.
4. Figurski M.: Określenie wybranych parametrów atmosfery na podstawie permanentnych obserwacji GPS i ich wpływ na dokładność opracowań pomiarów satelitarnych, WAT, Warszawa 2001.
5. Grunwald G., Kaźmierczak R.: Rozkład poprawek EGNOS w czasie, Logistyka, nr 3/2012, str. 995-1000.
6. Januszewski J.: Stacje segmentu naziemnego nawigacyjnych systemów satelitarnych i systemów je wspomagających, PRACE WYDZIAŁU NAWIGACYJNEGO AKADEMII MORSKIEJ W GDYNI, nr 25, 2010, str. 5-18.
7. Kouba J.: A guide to using INTERNATIONAL GNSS SERVICE (IGS) Products, 2009, Available at: <http://acc.igs.org/UsingIGSProductsVer21.pdf>.
8. Leandro R., Santos M., Langley R.: GAPS: The GPS Analysis and Positioning Software – A Brief Overview, ION GNSS 20th International Technical Meeting of the Satellite Division, Fort Worth, 2007, pp. 1807-1811.
9. Osada E.: Geodezja, Politechnika Wrocławska, Wrocław, 2001.
10. SanzSubirana J., Juan Zornoza J. M., Hernández-Pajares M.: GNSS Data Processing, Volume I: Fundamentals and Algorithms. ESA Communications, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, 2013.
11. Seeber G.: Satellite Geodesy, 2nd completely revised and extended edition, Walter de Gruyter GmbH & Co. KG, 10785 Berlin, Germany, 2003.
12. Stępnik K., Wielgosz P., Paziewski J.: Badania dokładności pozycjonowania techniką PPP w zależności od długości sesji obserwacyjnej oraz wykorzystanych systemów pozycjonowania satelitarnego, Biuletyn WAT, Vol. LXI, Nr 1, 2012.
13. Takasu T.: RTKLIB ver. 2.4.2 Manual, 2013.
14. <http://www.igs.org/mgex>, aktualna na wrzesień 2015.
15. <http://www.rtklib.com>, aktualna na wrzesień 2015.

UTILIZATION PPP METHOD FOR DETERMINATION OF AIRCRAFT'S TRAJECTORY

Abstract

This paper presents studies results relate to estimation aircraft's position using PPP kinematic method in post-processing mode. For this purpose undifference GPS code observations from Topcon TPS Hiper receiv-

er were used. The PPP method was characterized and configuration of PPP module in kinematic mode in RTKLIB was described. Computations in RTKPOST module in RTKLIB commercial software were executed. The aircraft's position was determined using broadcast and precise ephemeris data in airborne test in Dęblin (01.06.2010). Preliminary results of airborne's test show that aircraft's position was improved more than 0,45 m in horizontal plane and more than 1 m in vertical plane using precise products (e. g. precise coordinates and clocks of GPS satellites).

Autorzy:

Henryk Jafarnik - Faculty of Transport, The Silesian University of Technology, Gliwice, Poland, e-mail: hjafarnik@polsl.pl

Mgr inż. Kamil Krasuski - Wydział Geodezji, Kartografii i Katastru Nieruchomości w Starostwie Powiatowym Ryki, e-mail: kk_deblin@wp.pl