

Henryk JAFERNIK

WYZNACZENIE POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO METODĄ KINEMATYCZNĄ PPP

Streszczenie

Artykuł prezentuje wyniki badań w zakresie wyznaczania pozycji statku powietrznego z wykorzystaniem metody kinematycznej PPP. W tym celu został stworzony program „PPP_KINEMATIC” w środowisku skryptowym Scilab 5.3.2. Stworzone oprogramowanie umożliwiło wyznaczanie pozycji z dokładnością: szer. geograficzna 1m - 6m; dł. geograficzna 0,5m-2,5m; wysokość 1m-7m.

WSTĘP

Wyznaczanie pozycji samolotów z wykorzystaniem techniki satelitarnej oparte są w głównej mierze na metodzie autonomicznej (pozycja absolutna) i różnicowej (pozycja względna) [3]. W przypadku metody różnicowej dokładność pozycjonowania samolotu z wykorzystaniem stacji bazowych jest rzędu kilku lub kilkunastu centymetrów. Wysoką dokładność wyznaczanych współrzędnych w technice różnicowej (rozwiązanie DD - Double Difference) zapewnia przed wszystkim wykorzystanie w obliczeniach obserwacji fazowych na obu częstotliwościach L1 i L2 w systemie GPS. Z drugiej strony w rozwiązaniu DD konieczne jest zastosowanie drogiej infrastruktury technicznej w postaci kilku stacji nawiazania (zazwyczaj trzech) [5].

W pozycjonowaniu absolutnym położenie samolotu jest estymowane przy użyciu obserwacji kodowych, na pojedynczej częstotliwości, o stosunkowo niskiej dokładności (dla kodu P od 30 cm do 3 m, dla kodu C odpowiednio od 3 m do 30 m). Niska dokładność obserwacji kodowych, duży szum pomiarowy obserwacji kodowych, efekt wielotorowości obserwacji, wykorzystanie efemerydy broadcast do wyznaczenia współrzędnych i zegara satelity GPS oraz modelu Klobuchara do opisu stanu jonosfery skutkują wyznaczeniem pozycji statku powietrznego z błędem średnim na poziomie kilku metrów lub większym. Szczególnie duże problemy pojawiają się jeśli chodzi o określenie prawidłowej wartości wysokości elipsoidalnej, mającej kluczowe znaczenie dla bezpieczeństwa lotu [7]. Dokładność wyznaczenia składowej pionowej dla tej metody to kilkanaście, a czasem kilkadziesiąt metrów.

Mając na uwadze powyższe niedogodności przy pozycjonowaniu absolutnym, zaproponowano wykorzystanie metody kinematycznej PPP do wyznaczenia współrzędnych statku powietrznego. W tym celu został stworzony program „PPP_KINEMATIC” w środowisku skryptowym Scilab 5.3.2. Oprogramowanie „PPP_KINEMATIC” posiada obecnie moduł GPS, ale w przyszłości będzie rozszerzone o moduł GLONASS oraz GPS + GLONASS. Aplikacja „PPP_KINEMATIC” opiera swój model matematyczny o obserwacje kodowe (P1 i P2) na częstotliwościach L1 i L2, a dodatkowo implementuje efemerydę precyzyjną do wyznaczenia współrzędnych i zegara satelity GPS. Opóźnienie jonosferyczne jest redukowane przy zastosowaniu kombinacji liniowej „lonosphere-Free”.

1. METODA PPP

Metoda Precise Point Positioning (PPP) jest wykorzystywana do wyznaczenia pozycji anteny odbiornika w oparciu o kombinację

liniową „lonosphere-Free”. Podstawowe równanie tej kombinacji przyjmuje postać [1]:

$$P_3 = \alpha_1 P_1 + \alpha_2 P_2 = d + C \cdot (dtr - dts) + T + Rel + \Delta_{cor} \quad (1)$$

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_1, P_2 - obserwacje kodowe,

– d - odległość geometryczna między anteną satelity a anteną odbiornika, 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.,

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

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

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

– C - prędkość światła,

– dtr - błąd zegara odbiornika,

– dts - błąd zegara satelity,

– T - opóźnienie troposferyczne,

– Rel - efekty relatywistyczne (głównie mimośród orbity),

– Δ_{cor} - pozostałe nieuwzględnione parametry, tj. efekty jonosferyczne wyższego rzędu oraz efekty relatywistyczne 2-ego rzędu (głównie efekt Shapiro).

Kombinacja liniowa „lonosphere-Free” pozwala na wyeliminowanie wpływu refrakcji jonosferycznej (1 wyraz rozwinięcia stanowi 99% całkowitego opóźnienia jonosferycznego) oraz błędów instrumentalnych DCB z obserwacji kodowych i błędów instrumentalnych DPB z obserwacji fazowych. Posiada jednak prawie 3-krotnie większy szum niż obserwacje L1 i L2 (patrz wartości współczynników α_1 i α_2), dlatego zaleca się stosowanie precyzyjnych efemeryd i błędów zegarów satelitów, redukujących ten efekt [1]. Bazująca na tej kombinacji, metoda PPP wykorzystuje technikę pozycjonowania

absolutnego do wyznaczenia pozycji użytkownika z dwuczęstotliwościowych nieróżnicowych obserwacji GPS. Metoda PPP ma 2 podstawowe odmiany: KINEMATIC (wyznaczanie pozycji obiektów, będących w ruchu, na podstawie surowych obserwacji kodowych omawiana w artykule) oraz STATIC (wyznaczanie pozycji obiektów, głównie stacji referencyjnych, na podstawie obserwacji kodowych wygładzonych fazą). Metoda PPP ma kilka ważnych zalet: dokładność wyznaczenia pozycji na poziomie pojedynczych cm (metoda PPP_STATIC); wykorzystuje obserwacje tylko z jednego odbiornika; nie wymaga użycia stacji bazowej jak w przypadku metody różnicowej; umożliwia wyznaczenie współrzędnych w globalnym układzie geocentrycznym; umożliwia wyznaczenie parametrów troposfery [9].

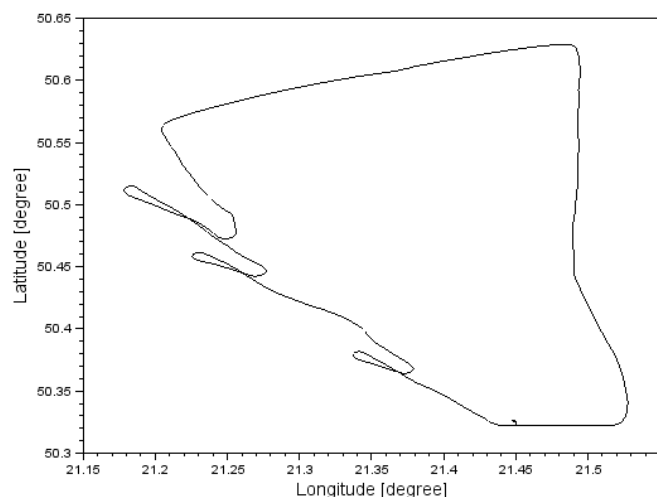
2. OPROGRAMOWANIE „PPP_KINEMATIC”

„PPP_KINEMATIC” jest narzędziem typu „open source”, przeznaczonym do wyznaczenia pozycji w oparciu o surowe obserwacje kodowe P1-P2 w trybie post-processingu. Aplikacja, obecnie pracująca w module GPS, posiada następujące biblioteki:

- constants.sci (biblioteka ze stałymi i wielkościami fizycznymi),
- lag9.sci (biblioteka do interpolacji współrzędnych i błędów zegarów satelitów z efemerydy precyzyjnej, z użyciem wielomianu Lagrange'a),
- xyz_blh.sci (biblioteka do transformacji współrzędnych geocentrycznych XYZ na współrzędne geodezyjne BLh),
- read_obs.sci (biblioteka do czytania obserwacji GPS),
- mod_tropo.sci (biblioteka do wyznaczenia parametrów opóźnienia troposferycznego),
- path_sp3.sci (biblioteka do czytania współrzędnych i błędów zegarów satelitów GPS z efemerydy precyzyjnej *.sp3 lub *.eph),
- path_obs.sci (biblioteka do czytania RINEX-u obserwacyjnego GPS),
- relativistic.sci (biblioteka do wyznaczenia efektów relatywistycznych),
- graph.sci (biblioteka do wizualizacji uzyskanych wyników),
- PPP_K.sce (skrypt uruchamiający program „PPP_KINEMATIC”).

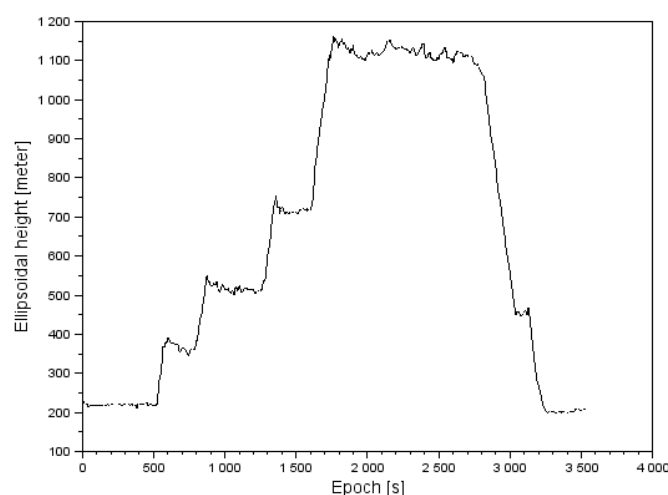
3. WYZNACZENIE TRAJEKTORII LOTU SAMOLOTU

Do wyznaczenia trajektorii lotu zostały wykorzystane obserwacje GPS w formacie RINEX 2.11, pozyskane z odbiornika dwuczęstotliwościowego Topcon TPS HIPER, zamontowanego w samolocie CESSNA.



Rys. 1. Trajektoria pozioma samolotu Cessna [6]

Lot testowy wykonano z lotniska Mielec. Punktem początkowym przelotu (jak również końcowym) był pas startowy na lotnisku w Mielcu (patrz Rys. 1 i 2). Odbiornik rejestrował dane z interwałem 1 sekundy. Czas trwania lotu wynosił 58 minut 57 sekund według czasu GPST (dla obserwacji kodowych C1- metoda Single Positioning). W przypadku metody PPP pierwsze obliczenie pozycji było możliwe dopiero po 13 sekundach od uruchomienia odbiornika. Przyczyną tego było późniejsza inicjalizacja odbioru obserwacji na kodzie P (na obu częstotliwościach L1 i L2) oraz brak wymaganej liczby obserwacji ($n \geq 4$) do rozpoczęcia procesu iteracyjnego wyznaczenia pozycji. Próba rozwiązania problemu braku obserwacji może być uruchomienie odbiornika nie podczas samego startu z pasa lotniska, ale już przed „kołowaniem” samolotu na pas, w celu szybszej inicjalizacji obserwacji w odbiorniku. Powyższy problem jest istotny z punktu widzenia optymalizacji oprogramowania komputera pokładowego statku powietrznego oraz implementacji powyższej metody w ramach nieprecyzyjnego podejścia samolotu do lądowania.



Rys. 2. Trajektoria pionowa samolotu Cessna [6]

Współrzędne statku powietrznego zostały wyznaczone metodą najmniejszych kwadratów dla każdej epoki pomiarowej, jak poniżej [10]:

$$A \cdot X = l + v \quad (2)$$

gdzie:

- A - macierz pochodnych cząstkowych po wyznaczanych parametrach;
- X - wektor szukanych parametrów,

$$X = [\delta x, \delta y, \delta z, dtr]^T$$
;
- l - wektor wyrazów wolnych;
- v - wektor poprawek.

Rozwiązanie równania (2) sprowadza się do utworzenia układu równań normalnych:

$$X = N^{-1} \cdot L \quad (3)$$

gdzie:

- N^{-1} - macierz odwrotna do macierzy N układu równań normalnych,

$$N^{-1} = (A^T \cdot A)^{-1}, \quad L = A^T \cdot l$$

Finalne współrzędne anteny odbiornika otrzymujemy, dodając wyznaczone przyrosty X do początkowych współrzędnych (x, y, z) :

$$x = x_0 + \delta x, y = y_0 + \delta y, z = z_0 + \delta z \quad (4)$$

gdzie:

- (x_0, y_0, z_0) - początkowe współrzędne samolotu w układzie geocentrycznym, na podstawie nagłówka pliku RINEX.

Dla uzyskania rozwiązania pozycji, w oprogramowaniu „PPP_KINEMATIC” ustawiono następujące parametry:

- metoda obliczeń- metoda najmniejszych kwadratów,
- stopień wielomianu Lagrange’a- 9,
- maska elewacji- 5°,
- model troposfery (Simple) [Sanz Subirana et al., 2013],
- źródło danych efemerydalnych i błędów zegarów satelitów- efemeryda precyzyjna „*.sp3” pobrana z serwisu IGS [ftp://igsb.jpl.nasa.gov/igsb/product/],
- uwzględnienie efektów relatywistycznych (mimośród orbity) [Spits, 2011]- tak,
- uwzględnienie efektu obrotu Ziemi [Spits, 2011]- tak,
- centrum fazowe anteny satelity- pominięto,
- centrum fazowe anteny odbiornika- pominięto,
- efekt wielotorowości- pominięto,
- efekty pływowe i dynamiczne, parametry ruchu obrotowego Ziemi, prędkość ruchu płyty kontynentalnej, itp.- pominięto,
- efekty jonosferyczne wyższego rzędu- pominięto,
- efekty relatywistyczne 2-ego rzędu (głównie efekt Shapiro)- pominięto,
- wagowanie obserwacji- brak,
- wartości początkowe (x_0, y_0, z_0) na podstawie nagłówka pliku RINEX,
- wartość początkową chodu zegara odbiornika dtr przyjęto za 0,
- liczba wyznaczanych parametrów $k = 4$,
- wymagana liczba obserwacji do inicjalizacji obliczeń, $n > 4$.

Program „PPP_KINEMATIC” umożliwia ponadto zapis otrzymanych wyników do pliku tekstowego. Użytkownik ma do wyboru formę zapisu danych [mogą to być współrzędne geocentryczne XYZ lub współrzędne geodezyjne BLh (wraz z błędami średnimi dla poszczególnych składowych)]. Moduł „graph.sci” odpowiada za graficzną reprezentację wyników na wykresach.

4. ANALIZA DOKŁADNOŚCI POZYCJONOWANIA STATKU POWIETRZNEGO

Do oceny dokładności przeprowadzonych obliczeń wybrano pod uwagę następujące parametry:

- błędy średnie poszczególnych składowych geocentrycznych m_x, m_y i m_z (ewentualnie m_B, m_L i m_h składowych geodezyjnych);
- błąd położenia anteny odbiornika (rozumiany jako wypadkowy błąd pozycji samolotu).
- Wartości błędów średnich składowych (m_x, m_y i m_z) zostały wyznaczone w układzie geocentrycznym wg zależności [8]:

$$\begin{cases} Cx = m0 \cdot N^{-1} \\ mx = \sqrt{Cx(1,1)} \\ my = \sqrt{Cx(2,2)} \\ mz = \sqrt{Cx(3,3)} \end{cases} \quad (5)$$

gdzie:

- $m0$ błąd średni wyrównania (odchylenie standardowe pomiaru),
- $m0 = \sqrt{\frac{[vv]}{n-k}}$,
- n - liczba obserwacji,
- k - liczba wyznaczanych parametrów,
- v - poprawka do zaobserwowanej pseudoodległości.

Wartości (m_B, m_L i m_h) są wyznaczane w układzie geodezyjnym w oparciu o przekształcenie [8]:

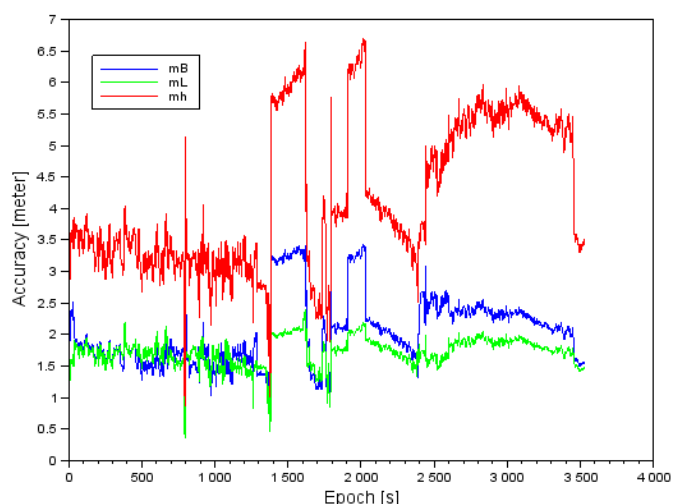
$$\begin{cases} Q = R \cdot Cx \cdot R^T \\ m_B = \sqrt{Q(1,1)} \\ m_L = \sqrt{Q(2,2)} \\ m_h = \sqrt{Q(3,3)} \end{cases} \quad (6)$$

gdzie:

- R - macierz przejścia z układu geocentrycznego do układu geodezyjnego, współczynniki w macierzy są bezwymiarowe.

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

Uzyskane wartości błędów współrzędnych geodezyjnych BLh zostały zaprezentowane na wykresie nr 3- kolorem niebieskim zaznaczono błąd średni składowej B, kolorem zielonym składowej L, a kolorem czerwonym składowej h.



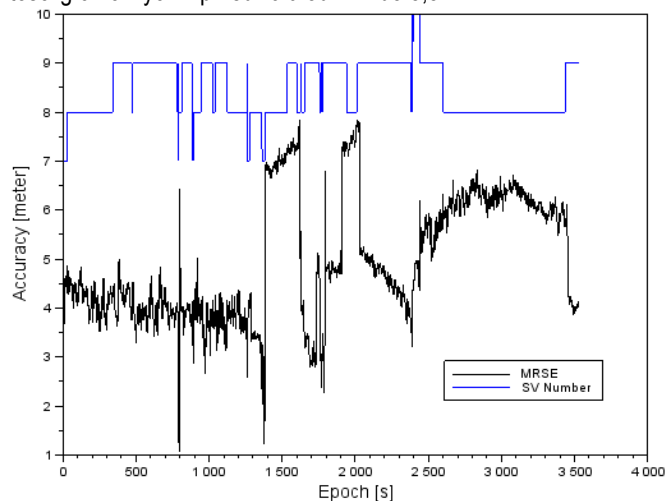
Rys. 3. Błędy średnie wyznaczonych współrzędnych BLh [6]

Analizując powyższy wykres, wyniki dokładnościowe pozycjonowania są zdecydowanie lepsze dla składowych horyzontalnych (B i L) niż dla składowej wertykalnej h. Rozrzut wartości błędów średnich dla składowej B wynosi od 1 m do 6 m, dla składowej L odpowiednio 0,5 m i 2,5 m, zaś dla wysokości elipsoidalnej od 1 m do 7 m. Odstające punkty na rysunku nr 3 spowodowane są zmianą liczby śledzonych satelitów przez odbiornik. Szczególnie dużą ilość przeskoków można zaobserwować w środkowej fazie lotu, gdy samolot Cessna zaczął się gwałtownie wznosić (patrz rys. 2). W końcowym etapie lotu dokładność współrzędnych horyzontalnych nie przekracza 2,5 m, a dla współrzędnej wertykalnej poniżej 6 m.

Wypadkowy błąd pozycji samolotu dla każdej sekundy lotu w układzie geodezyjnym został wyznaczony na podstawie zależności [Seeber, 2003]:

$$MRSE = \sqrt{mb^2 + ml^2 + mh^2} \quad (7)$$

Na wykresie nr 4 zaprezentowano rezultaty wypadkowego błędu średniego pozycji samolotu w płaszczyźnie 3D na tle liczby widocznych na niebie satelitów. Przeciętna wartość parametru MRSE w przeprowadzonym eksperymencie wyniosła 5 m, dla wartości granicznych z przedziału od 1 m do 8,5 m.



Rys. 4. Błąd pozycji samolotu MRSE [6]

Maksymalne wartości parametru MRSE są zauważalne w środkowej części lotu samolotu i mogą być spowodowane zmienną ilością śledzonych satelitów systemu GPS przez antenę odbiornika. Warto dodać, iż przy podejściu samolotu do lądowania wartości parametru MRSE sięgają do 7 m, przy liczbie widocznych satelitów od 8 do 9.

WNIOSKI

W artykule zaprezentowano budowę i możliwości autorskiego programu „PPP_KINEMATIC” do wyznaczenia trajektorii statku powietrznego oraz oceny dokładności pozycjonowania. Oprogramowanie wykorzystuje nieróżnicowe obserwacje kodowe GPS do rozwiązania nawigacyjnego pozycji w post-processingu (metoda PPP). W przyszłości planuje się rozbudowę „PPP_KINEMATIC” o moduł GLONASS oraz GPS + GLONASS. Zaprezentowane w pracy wyniki dokładnościowe pozycjonowania przy użyciu metody kinematycznej PPP pozwalają na osiągnięcie dokładności: dla składowych horyzontalnych B i L poniżej 3,5 m oraz składowej wertykalnej poniżej 7 m. Na podstawie przeprowadzonych badań wartość przeciętna parametru MRSE wyniosła 5 m, przy liczbie widocznych na niebie satelitów od 7 do 10. Najważniejszą zaletą stworzonego oprogramowania jest możliwość wykorzystania dwuczęstotliwościowych obserwacji P1-P2 z jednego odbiornika bez użycia stacji bazowej jak w przypadku metody różnicowej. Główna wada to problemy z inicjalizacją obserwacji na kodzie precyzyjnym P na obu częstotliwościach (L1 i L2) w systemie GPS, podczas startu samolotu z płyty lotniska.

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. Ciećko A., Grunwald G., Kaźmierczak R., Oszczak S., Grzegorzewski M., Ćwiklak J.: Wykorzystanie oprogramowania RTKLIB do badania dokładności systemu EGNOS, Logistyka, nr 6/2011.
4. Ćwiklak J.: Monitorowanie ruchu statków powietrznych i pojazdów służb porządku publicznego z wykorzystaniem GNSS-cz. I, Logistyka, Nr 6/2010.
5. Ćwiklak J., Ciećko A., Oszczak S., Grzegorzewski M., H. Jafernik: Wykorzystanie systemu EGNOS na potrzeby nawigacji lotniczej w Polsce wschodniej, Problemy eksploatacji, nr 1/2011, 57-64.
6. Osada E.: Geodezja, Politechnika Wroclawska, Wrocław, 2001.
7. Próchniewicz D., Walo J.: Rozwój systemów satelitarnych i metod obserwacji w geodezji, Szkolenie nt. Wykorzystania systemu wspomaganie pomiarów satelitarnych i nawigacji ASG-EUPOS, Poznań, 2015.
8. Sanz Subirana J., Juan Zornoza J. M., Hernández-Pajares M.: GNSS Data Processing, Volume I: Fundamentals and Algorithms, ESA Communications, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, 2013.
9. Seeber G.: Satellite Geodesy, 2nd completely revised and extended edition, Walter de Gruyter GmbH & Co. KG, 10785 Berlin, Germany, 2003.
10. Spits J.: Total Electron Content reconstruction using triple frequency GNSS signals, Dissertation thesis, Université de Liège, Belgium, 2011.
11. URL1: <ftp://igsceb.jpl.nasa.gov/igsceb/product/>, current on 2015.

DESIGNATION OF AIRCRAFT POSITION BY PPP KINEMATIC METHOD

Abstract

This paper presents results of studies at determination of the aircraft's trajectory and positioning accuracy. The PPP method was applied for determination aircraft's position in kinematic mode for code observations in GPS system. Computations were executed in „PPP_KINEMATIC” software, which source code was written in Scilab 5.3.2 platform. The „PPP_KINEMATIC” software enables to estimation latitude coordinate with accuracy between 1 m and 6 m, longitude coordinate with accuracy between 0,5 m and 2,5 m, ellipsoidal height with accuracy between 1 m and 7 m. The average value of MRSE term equals to 5 m with magnitude between 1 m and 8,5 m. In paper general libraries of „PPP_KINEMATIC” application were presented and PPP method was characterized also.

Autorzy:

Dr inż. pil. Henryk Jafernik doc. w Pol. Śl. – Katedra Technologii Lotniczych Wydział Transportu Politechnika Śląska, Henryk.Jafernik@polsl.pl.