



**TESTS OF THE EGNOS SYSTEM FOR RECOVERY OF AIRCRAFT
POSITION IN CIVIL AIRCRAFT TRANSPORT
[TESTY SYSTEMU EGNOS DO ODZYSKIWANIA POZYCJI STATKU
POWIETRZNEGO W TRANSPORCIE CYWILNYM STATKÓW
POWIETRZNYCH]**

Henryk JAFERNIK*
Kamil KRASUSKI**
Janusz ĆWIKLAK***

ABSTRACT:

Purpose: The purpose of article is focused on implementation of EGNOS system (European Geostationary Navigation Overlay Service) in civil aviation for recovery of aircraft position using SPP (Single Point Positioning) method in kinematic mode.

Design/methodology/approach: The aircraft coordinates of Cessna 172 plane in BLh geodetic frame were obtained based on GPS (Global Positioning System) and GPS/EGNOS (Global Positioning System / European Geostationary Navigation Overlay Service) solution for SPP method (Single Point Positioning). The numerical computations were executed in post-processing mode in the RTKPOST module in RTKLIB program. The mathematical scheme of equation observation of SPP (Single Point Positioning) method was solved using least square estimation in stochastic processing.

Findings: In paper, the average accuracy of aircraft position using SBAS (Satellite Based Augmentation System) technique is about 1.4 m for Latitude, 0.9 m for Longitude, 2.3 m for ellipsoidal height, respectively. In case of the MRSE (Mean Radial Spherical Error) parameter, the average value equals to 2.9 m.

Research limitations/implications: The research experiment was realized in post-processing mode for GPS/EGNOS (Global Positioning System/ European Geostationary Navigation Overlay Service) data.

Practical implications: The SPP (Single Point Positioning) method is a standard technique for aircraft positioning in air navigation. The EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) system is utilized in SPP (Single Point Positioning) method for development the SBAS (Satellite Based Augmentation System) system in air transport. The typical accuracy for recovery the aircraft position is about 1÷10 m using EGNOS differential corrections.

Social implications: The paper is destined for people who works in area of geodesy, navigation, aviation and air transport.

Originality/value: The work presents the original research results of implementation the EGNOS solution (European Geostationary Navigation Overlay Service) for recovery the aircraft position in civil aviation. The presented research method is used in precise positioning of aircraft in SBAS (Satellite Based Augmentation System) system in air transport.

* Assist. Prof. Ph.D. Henryk Jafernik, The State School of Highe Education in Chelm Poland.

** Msc. Eng. Ph.D. student Kamil Krasuski, Polish Air Force Academy, Poland.

*** Assoc. Prof. Dsc. Eng. Janusz Ćwiklak, Polish Air Force Academy, Poland.

STRESZCZENIE:

Cel: Celem artykułu jest wdrożenie systemu EGNOS (europejska usługa geostacjonarnej nawigacji lotniczej) w lotnictwie cywilnym do odzyskiwania pozycji statku powietrznego z wykorzystaniem metody SPP (Single Point Positioning) w trybie kinematycznym.

Projekt / metodologia / podejście: Współrzędne samolotu Cessna 172 w geodezyjnej ramie BLh uzyskano w oparciu o system GPS (Global Positioning System) i GPS / EGNOS (Global Positioning System / European Geostationary Navigation Overlay Service) dla metody SPP (Single Point Positioning). Obliczenia numeryczne zostały wykonane w trybie przetwarzania końcowego w module RTKPOST w programie RTKLIB. Matematyczny schemat obserwacji równań SPP (Single Point Positioning) został rozwiązany przy użyciu estymacji najmniejszych kwadratów w przetwarzaniu stochastycznym.

Ustalenia: W przypadku papieru średnia dokładność pozycji samolotu za pomocą techniki SBAS (ang. Satellite Based Augmentation System) wynosi około 1,4 m dla szerokości geograficznej, 0,9 m dla długości geograficznej i 2,3 m dla wysokości elipsoidalnej. W przypadku parametru MRSE (Mean Radial Spherical Error) średnia wartość wynosi 2,9 m.

Ograniczenia badawcze / implikacje: Eksperyment badawczy został zrealizowany w trybie przetwarzania końcowego dla danych GPS / EGNOS (Global Positioning System / European Geostationary Navigation Overlay Service).

Praktyczne implikacje: Metoda SPP (Single Point Positioning) jest standardową techniką pozycjonowania samolotu w nawigacji lotniczej. System EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) wykorzystywany jest w metodzie SPP (Single Point Positioning) do opracowania systemu SBAS (Satellite Based Augmentation System) w transporcie lotniczym. Typowa dokładność dla odzyskania pozycji samolotu wynosi około $1 \div 10$ m za pomocą różnicowych korekt EGNOS.

Implikacje społeczne: Artykuł przeznaczony jest dla osób pracujących w obszarze geodezji, nawigacji, lotnictwa i transportu lotniczego.

Oryginalność / wartość: W pracy przedstawiono oryginalne wyniki badań wdrożenia rozwiązania EGNOS (europejska usługa geostacjonarnej nawigacji) w celu odzyskania pozycji statku powietrznego w lotnictwie cywilnym. Prezentowana metoda badawcza służy do precyzyjnego pozycjonowania samolotu w systemie SBAS (Satellite Based Augmentation System) w transporcie lotniczym.

KEYWORDS: EGNOS, GPS, SPP method, air navigation, accuracy.

SŁOWA KLUCZOWE: EGNOS, GPS, metoda SPP, nawigacja powietrzna, dokładność.

1. Wstęp

Problemy ekonomiczne właścicieli portów lotniczych oraz bezpieczeństwo statków powietrznych wykonujących operacje na lotniskach jak i w rejonie lotnisk skłaniają osoby odpowiedzialne za bezpieczeństwo w transporcie lotniczym do wdrażania techniki satelitarnej w lotnictwie w obszarze

pozycjonowania statków powietrznych. Wprowadzone w Polsce przez PAŻP procedur bezpiecznego podejścia samolotu do lądowania wg wskazań sensora GNSS w głównej mierze przyczyniają się do poprawy bezpieczeństwa wykonywania operacji lotniczych, a co za tym idzie również komfortu żeglugi powietrznej na obszarze kraju. Technika satelitarna w polskim transporcie lotniczym jest dopiero na początku długiej drogi zmian, której finalnym efektem może być stworzenie na obszarze całego kraju sieci infrastruktury technicznej lotnisk, przygotowanych do stosowania procedur GNSS w szerokim zakresie. Obecnie tylko na około 12 lotniskach w transporcie cywilnym (w dużych aglomeracjach miejskich) są opracowane procedury umożliwiające wykorzystywanie sensora GNSS w operacjach lotniczych [1]. Z drugiej jednak strony lotniska na obszarze Polski a szczególnie te które dążą do budowy regionalnych lotnisk, zabiegają o wprowadzenie infrastruktury technicznej dla procedur RNAV. Mniejszych portów lotniczych nie stać na utrzymanie drogiego w eksploatacji systemu ILS. Nie dziwi więc trend do inwestowania w zdecydowanie tańszą technologię GNSS [2].

Procedury zastosowania sensora GNSS w transporcie lotniczym bazują na wykorzystaniu obserwacji kodowych od satelitów systemu GNSS (np. GPS, GLONASS, GALILEO lub BEIDOU) do wyznaczenia pozycji statku powietrznego w czasie prawie rzeczywistym. Jednakże podstawowa metoda pozycjonowania stosowana w transporcie lotniczym (metoda Single Point Positioning) umożliwia wyznaczenie współrzędnych statku powietrznego z dokładnością na poziomie kilku lub kilkunastu metrów [3]. Metoda SPP wykorzystuje w procesie wyznaczania pozycji statku powietrznego tylko obserwacje kodowe C/A lub P na częstotliwości L1 w systemie GNSS. Należy dodać, iż metoda SPP jest bardzo popularna i powszechnie stosowana w pozycjonowaniu absolutnym i nawigacji. Na świecie cały czas trwają wzmożone prace nad podwyższeniem dokładności pozycjonowania w metodzie SPP, zwłaszcza z wykorzystaniem systemów wspomaganie SBAS. Segment kosmiczny SBAS tworzą satelity systemów: WAAS, EGNOS, SDCM, MSAS czy GAGAN [4]. Wspólną cechą systemów SBAS jest transmisja sygnału na częstotliwości L1 oraz przesyłanie korekt różnicowych dla użytkowników, pracujących z systemem GNSS. Warto dodać, iż systemy WAAS i GAGAN mogą transmitować obserwacje również na częstotliwości L5, co ma ogromne znaczenie przy modelowaniu opóźnienia jonosferycznego. Standardowa dokładność wyznaczenia pozycji w metodzie SPP wynosi około 10 m [5], zaś w przypadku zastosowania korekcji różnicowej SBAS wzrasta do poziomu od 1 do 3 m [6].

Autorzy w prezentowanej pracy zaproponowali wykorzystanie metody SPP (dla surowych obserwacji kodowych GPS) oraz techniki DGPS (użycie korekt różnicowych od satelitów EGNOS) do precyzyjnego wyznaczenia pozycji statku powietrznego. Eksperyment lotniczy z użyciem samolotu testowego został przeprowadzony dla lotniska w Dęblinie. Pozycja statku powietrznego została odtworzona na podstawie obserwacji satelitarnych z odbiornika Topcon TPS Hiper, umieszczonego w kabinie pilotów samolotu testowego. W artykule wyznaczono i porównano błędy średnie pozycji samolotu w układzie geodezyjnym BLh dla rozwiązania GPS oraz GPS/EGNOS. Ponadto otrzymano błąd pozycji samolotu w przestrzeni 3D (parametr MRSE) dla rozwiązania GPS oraz GPS/EGNOS. Wszystkie obliczenia zostały zrealizowane w bibliotece RTKPOST, która wchodzi w skład pakietu programistycznego RTKLIB. W

ramach dyskusji dokonano szczegółowego porównania współrzędnych samolotu uzyskanych z techniki DGPS oraz metody SPP.

2. Model matematyczny wyznaczenia pozycji statku powietrznego w metodzie SPP

Równanie obserwacyjne w metodzie SPP bazuje na wykorzystaniu obserwacji kodowych od satelitów systemu GNSS [7]:

$$l = d + C \cdot (dtr - dts) + Ion + Trop + Rel + TGD + RDCB + \varepsilon \quad (1)$$

gdzie:

l - pomiar kodowy C/A (pseudoodległość) na pierwszej częstotliwości w systemie GNSS,

d - odległość geometryczna pomiędzy anteną satelity GPS a anteną odbiornika, uwzględnia efekt Sagnaca oraz parametry centrum fazowego anteny satelity i odbiornika,

$$d = \sqrt{(x - X_{GPS})^2 + (y - Y_{GPS})^2 + (z - Z_{GPS})^2},$$

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

$(X_{GPS}, Y_{GPS}, Z_{GPS})$ - pozycja satelity GPS na orbicie,

C - prędkość światła,

dtr - poprawka chodu zegara odbiornika,

dts - poprawka chodu zegara satelity,

Ion - poprawka jonosferyczna,

$Trop$ - poprawka troposferyczna,

Rel - poprawka relatywistyczna (głównie mimośród orbity),

TGD - opóźnienie czasu wysłania obserwacji kodowej od oscylatora pokładowego do anteny satelity [8], w przypadku braku TGD zaleca się stosowanie parametru $SDCB$ (opóźnienie sprzętowe dla satelitów),

$RDCB$ - opóźnienie czasu przebiegu obserwacji kodowej od anteny odbiornika do hardware'u odbiornika [9], w przypadku braku informacji o wartości parametru $RDCB$ należy pominąć w równaniu (1),

ε - szum pomiarowy, pomijany w równaniu (1).

Równanie (1) zawiera 3 grupy parametrów, tzn.:

- czynniki geometryczne (odległość geometryczna d , efekt Sagnaca, centrum fazowe anteny odbiornika i satelity)

- czynniki opóźnień atmosferycznych (opóźnienie jonosferyczne i troposferyczne),

- czynniki opóźnień instrumentalnych (błąd zegara satelity i odbiornika, efekty relatywistyczne, opóźnienia sprzętowe TGD i $RDCB$).

W równaniu (1) wyznaczeniu podlega czynnik geometryczny (wyznaczenie współrzędnych samolotu) oraz błąd zegara odbiornika jako parametr reprezentujący transfer czasu. Do określenia pozostałych parametrów w równaniu (1) stosuje się modele zjawisk fizycznych i instrumentalnych oraz modele matematyczne. Parametry należące do grupy czynników geometrycznych wyznacza się za pomocą modeli matematycznych, które bazują na wartościach współrzędnych satelitów i statku powietrznego (odległość geometryczna d) oraz na wartości prędkości kątovej i czasu przebiegu sygnału przez atmosferę (efekt Sagnaca) [10]. Charakterystyka centrum fazowego anteny satelity i odbiornika może być określona na podstawie pliku ANTEX lub wprost pomijana dla metody SPP [11]. Wartości poprawki jonosferycznej są wyznaczone na podstawie modelu Klobuchara, który redukuje całkowite opóźnienie jonosferyczne do około 60% [12]. W celu podwyższenia dokładności pozycjonowania w metodzie SPP implementowany jest globalny model jonosfery z formatu IONEX, który redukuje całkowite opóźnienie jonosferyczne do ponad 90%. Poprawka troposferyczna jest opisywana za pomocą prostego modelu troposfery (np. Hopfield lub Saastamoinen) oddzielnie dla części mokrej i hydrostatycznej (z użyciem funkcji mapujących) [13]. Poprawka błędu zegara satelity jest modelowana z wykorzystaniem wielomianu 2-ego stopnia na podstawie dostępnych parametrów z depeszy nawigacyjnej [14]. Korekcja relatywistyczna jest wyznaczana w oparciu o parametry zawarte w depeszy nawigacyjnej (mimośród, wielka półość oraz anomalia mimośródowa) lub efemerydzie precyzyjnej (współrzędne i prędkość satelity na orbicie) [8]. Parametr opóźnienia sprzętowego TGD jest zawarty w depeszy nawigacyjnej i jest wyznaczany na podstawie pomiarów laboratoryjnych wykonywanych przed wysłaniem satelity na orbitę. Parametr TGD jest określany wyłącznie dla satelitów GPS, GALILEO i BEIDOU. W przypadku systemu GLONASS brak jest informacji o wartości parametru TGD , stąd zaleca się wykorzystanie wartości opóźnień sprzętowych $SDCB$. Parametr $RDCB$ jest praktycznie pomijalny w metodzie SPP ze względu na niemożność odseparowania od wartości błędu zegara odbiornika. Parametry $SDCB$ i $RDCB$ mogą być wyznaczone dla każdego satelity i odbiornika z użyciem kombinacji liniowej „Geometry Free”. Na świecie wartości opóźnień sprzętowych $SDCB$ i $RDCB$ są publikowane i dystrybuowane przez Centra Analizy (np. CODE w Szwajcarii) jako jeden z finalnych produktów opracowania obserwacji GNSS [15]. Równanie (1) zawiera również parametr szumu pomiarowego ε , który jest trudny do zamodelowania i bardzo często nieuwzględniany w metodzie SPP.

Wyrażając odległość geometryczną d przy pomocy współrzędnych anteny satelity i anteny odbiornika, równanie (1) przyjmie postać:

$$l + C \cdot dts - Ion - Trop - Rel - TGD - RDCB = \sqrt{(x - X_s)^2 + (y - Y_s)^2 + (z - Z_s)^2} + C \cdot dtr \quad (2)$$

Równanie (2) jest równaniem nieliniowym, dlatego w celu wyznaczenia niewiadomych parametrów powinno zostać przekształcone w równanie liniowe z użyciem szeregu Taylora [16]:

$$l_{obs} - d_{prz} = \frac{x_0 - X_{GPS}}{d_{prz}} \delta x + \frac{y_0 - Y_{GPS}}{d_{prz}} \delta y + \frac{z_0 - Z_{GPS}}{d_{prz}} \delta z + C \cdot dtr \quad (3)$$

gdzie:

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

$$\begin{cases} x = x_0 + \delta x \\ y = y_0 + \delta y, \\ z = z_0 + \delta z \end{cases}$$

$(\delta x, \delta y, \delta z)$ - przyrosty do przybliżonych współrzędnych samolotu (x_0, y_0, z_0) ,

$$l_{obs} = l + C \cdot dts - Ion - Trop - Rel - TGD - RDCB,$$

$$d_{prz} = \sqrt{(x_0 - X_{GPS})^2 + (y_0 - Y_{GPS})^2 + (z_0 - Z_{GPS})^2}.$$

W metodzie SPP równanie (3) jest rozwiązywane metodą najmniejszych kwadratów w procesie sekwencyjnym [17]:

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{dx} - \mathbf{dl} = \mathbf{V} \quad (4)$$

gdzie:

\mathbf{A} - macierz pochodnych cząstkowych po wyznaczanych parametrach,

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

\mathbf{dl} - wektor wyrazów wolnych,

\mathbf{V} - wektor poprawek.

Równanie (4) w postaci macierzowej przyjmuje następującą postać:

$$\begin{bmatrix} \frac{\Delta x_1}{d_1} & \frac{\Delta y_1}{d_1} & \frac{\Delta z_1}{d_1} & 1 \\ \frac{\Delta x_2}{d_2} & \frac{\Delta y_2}{d_2} & \frac{\Delta z_2}{d_2} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\Delta x_n}{d_n} & \frac{\Delta y_n}{d_n} & \frac{\Delta z_n}{d_n} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ C \cdot dtr \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} dl_1 \\ dl_2 \\ \dots \\ dl_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ \dots \\ V_n \end{bmatrix} \quad (5)$$

gdzie:

$\Delta x = x_0 - X_s$, przyrost współrzędnych po osi X,

$\Delta y = y_0 - Y_s$, przyrost współrzędnych po osi Y,

$\Delta z = z_0 - Z_s$, przyrost współrzędnych po osi Z.

Niewidome parametry dx w równaniu (4), są wyznaczone na podstawie układu równań normalnych:

$$\mathbf{dx} = (\mathbf{A}^T \cdot \mathbf{P} \cdot \mathbf{A})^{-1} \cdot \mathbf{A}^T \cdot \mathbf{P} \cdot \mathbf{dl} \quad (6)$$

gdzie:

\mathbf{P} - macierz wag.

Końcowe współrzędne samolotu (x, y, z) wyrażają pozycję użytkownika w globalnym układzie odniesienia ECEF (ortokartezjańskim układ współrzędnych geocentrycznych XYZ). Ponadto należy nadmienić, iż współrzędne samolotu mogą być przedstawione również w układzie elipsoidalnym WGS-84 za pomocą współrzędnych geodezyjnych BLH (B- szerokość geodezyjna, L- długość geodezyjna, h- wysokość elipsoidalna). Metoda najmniejszych kwadratów umożliwia określenie błędów średnich dla wyznaczonych współrzędnych statku powietrznego [18]:

- w układzie geocentrycznym XYZ:

$$\begin{cases} \mathbf{C}_x = m_0 \cdot (\mathbf{A}^T \cdot \mathbf{P} \cdot \mathbf{A})^{-1} \\ mx = \sqrt{\mathbf{C}_x(1,1)} \\ my = \sqrt{\mathbf{C}_x(2,2)} \\ mz = \sqrt{\mathbf{C}_x(3,3)} \end{cases} \quad (7)$$

- lub w układzie geodezyjnym BLh:

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

gdzie:

\mathbf{C}_x - macierz wariancyjno-kowariancyjna współrzędnych samolotu w układzie geocentrycznym XYZ,

m_x - błąd średni (odchylenie standardowe) wzdłuż osi X,

m_y - błąd średni (odchylenie standardowe) wzdłuż osi Y,

m_z - błąd średni (odchylenie standardowe) wzdłuż osi Z,

m_0 - błąd średni jednostkowy,

$$m_0 = \sqrt{\frac{[\mathbf{P} \cdot \mathbf{V} \cdot \mathbf{V}]}{n - k}},$$

n - liczba obserwacji,

k - liczba wyznaczanych parametrów,

\mathbf{Q} - macierz wariancyjno-kowariancyjna współrzędnych samolotu w układzie elipsoidalnym BLh,

\mathbf{R} - macierz przejścia z układu geocentrycznego ECEF do układu geodezyjnego BLh,

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

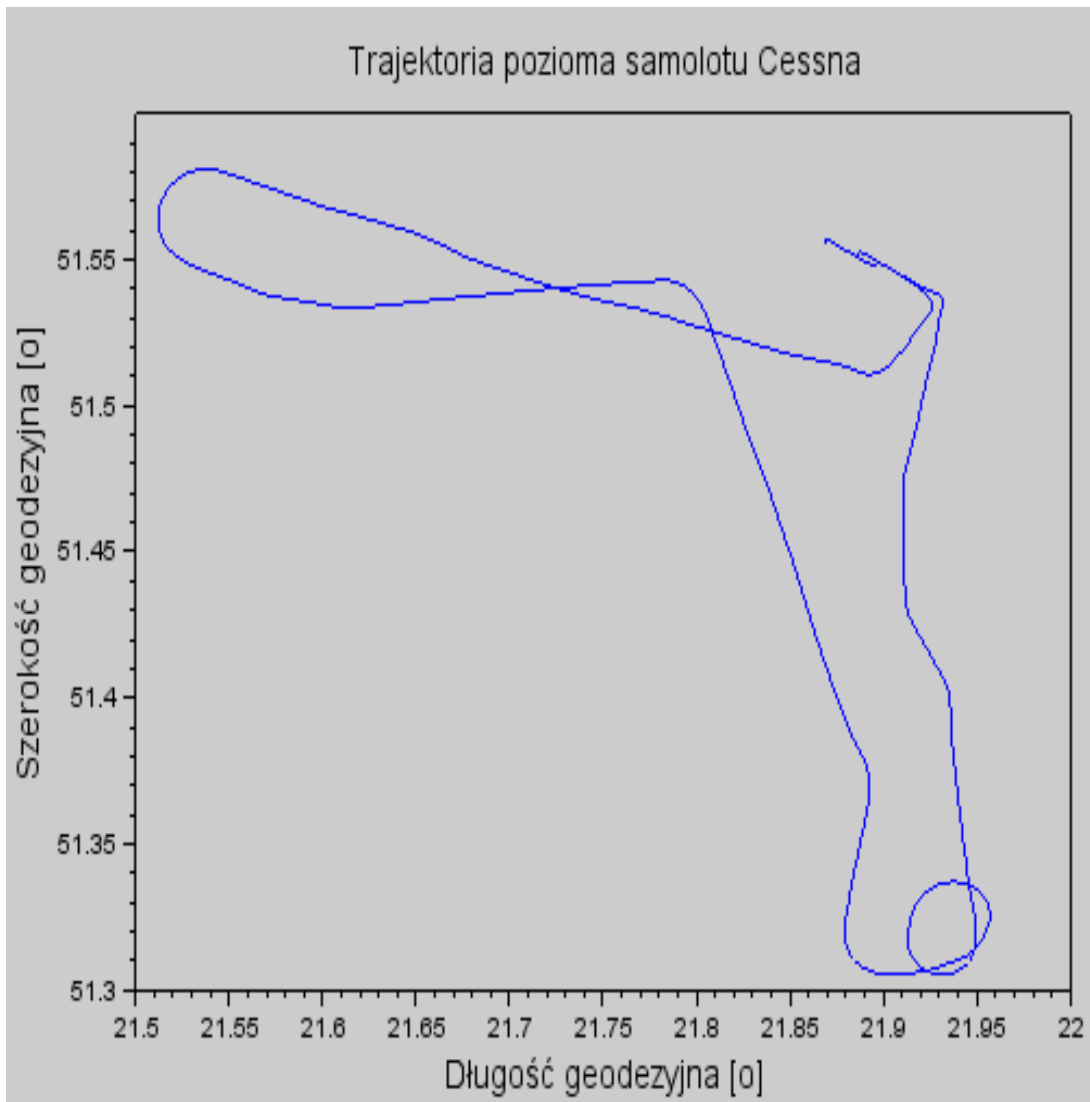
mB - odchylenie standardowe szerokości geodezyjnej B ,

mL - odchylenie standardowe długości geodezyjnej L ,

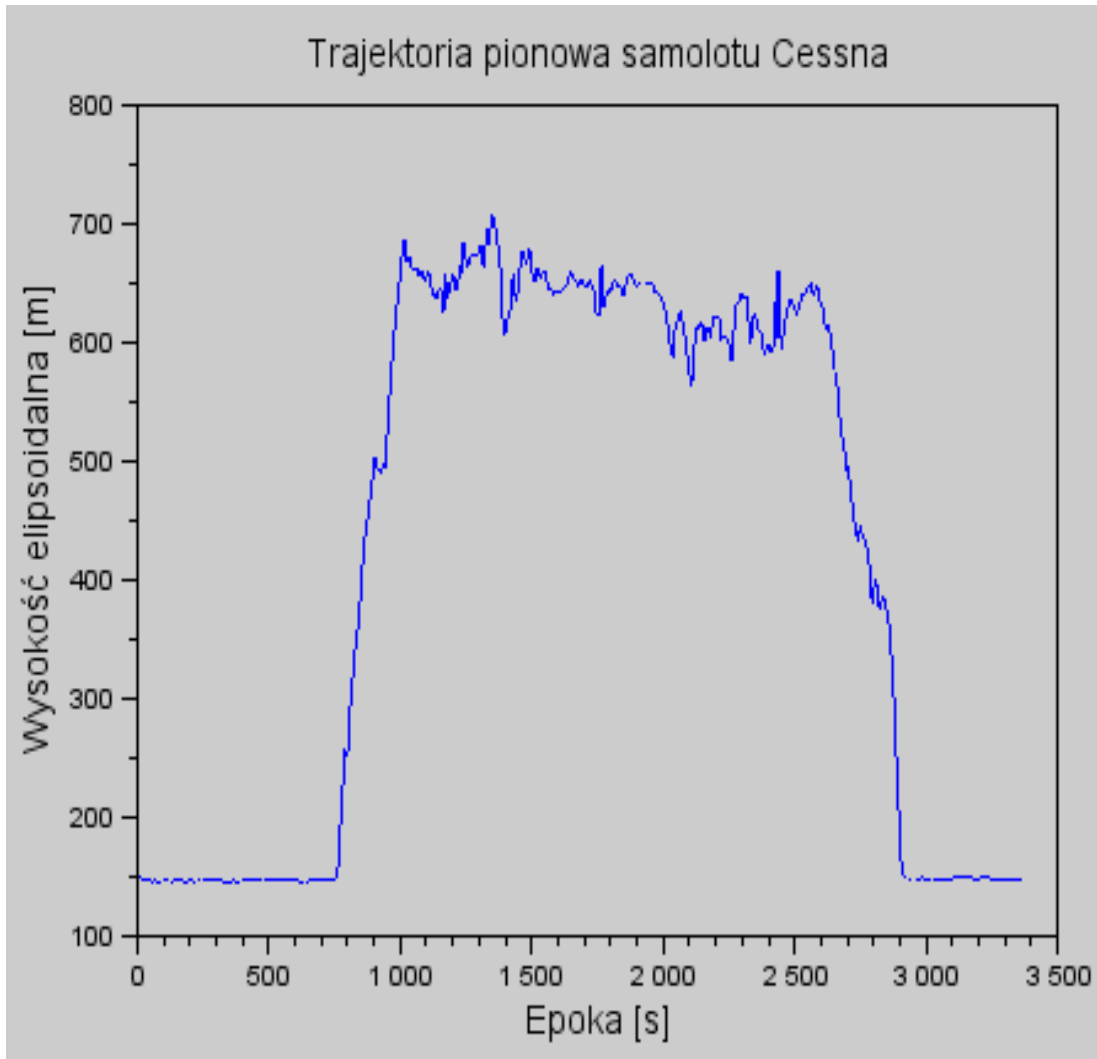
mh - odchylenie standardowe wysokości elipsoidalnej h .

3. Eksperyment badawczy i wstępne rezultaty

W ramach eksperymentu badawczego został zrealizowany test lotniczy w okolicach lotniska Dęblin z wykorzystaniem samolotu testowego Cessna 172. Samolot został wyposażony w odbiornik dwuczęstotliwościowy Topcon TPS Hiper, który rejestrował surowe obserwacje GPS/GLONASS w formacie RINEX 2.11 z interwałem 1 sekunda. Pozycja absolutna samolotu na potrzeby eksperymentu została określona na podstawie metody SPP z użyciem tylko obserwacji kodowych GPS. Lot testowy rozpoczął się o godzinie 09:39:03 i zakończył o godzinie 10:35:03 czasu GPST na lotnisku w Dęblinie (patrz Rys. 1 i 2).



Rys. 1. Trajektoria pozioma samolotu Cessna 172



Rys. 2. Trajektoria pionowa samolotu Cessna 172

W czasie wykonywania lotu, minimalna wysokość samolotu wynosiła około 150 m, zaś maksymalna przekraczała ponad 700 m. Odbiornik Topcon TPS Hiper rejestrował i zapisywał obserwacje kodowe (P1, C1, P2), obserwacje fazowe (L1, L2) i obserwacje dopplerowskie (D1, D2) od satelitów systemu GPS i GLONASS. Warto odnotować, iż odbiornik Topcon TPS Hiper nie odtwarza obserwacji od satelitów geostacjonarnych (np. EGNOS lub WAAS) oraz satelitów GALILEO i BEIDOU.

W ramach eksperymentu lotniczego w Dęblinie dokonano analizy dokładności pozycjonowania statku powietrznego dla metody SPP, tzn. określono błędy średnie współrzędnych geodezyjnych BLh oraz obliczono błąd położenia samolotu w przestrzeni 3D (parametr MRSE). Wszystkie obliczenia zostały zrealizowane w bibliotece RTKPOST, która wchodzi w skład pakietu programistycznego RTKLIB (wersja 2.4.3). Program RTKLIB jest aplikacją typu „open-source”, dostępną na stronie internetowej [19] i wykorzystywaną do opracowania obserwacji z systemów nawigacyjnych: GPS, GLONASS, GALILEO, BEIDOU, SBAS oraz QZSS-Zenith. Program RTKLIB jest przystosowany do wykonywania obliczeń zarówno w czasie rzeczywistym i

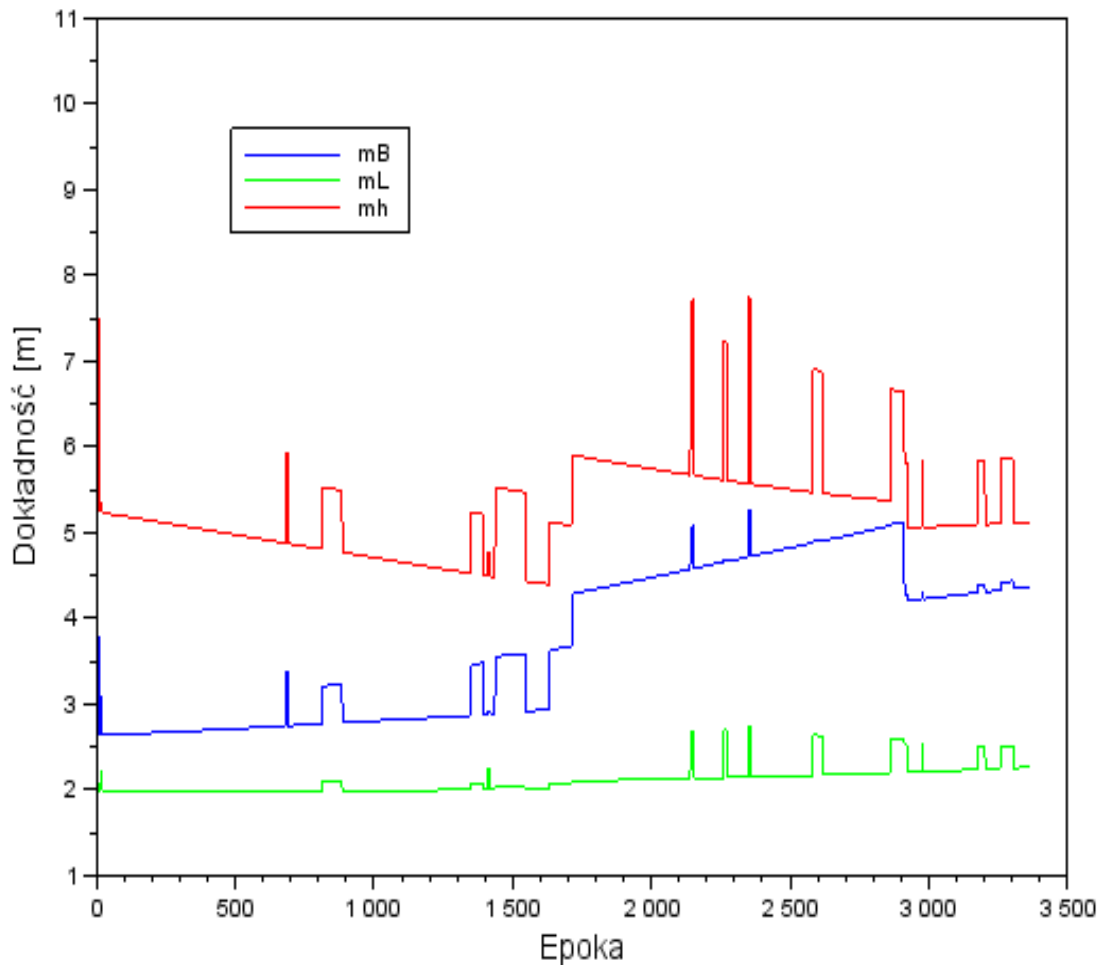
post-processingu. Program RTKLIB posiada kilka modułów obliczeniowych, np. [20]:

- Single (pozycjonowanie absolutne z użyciem obserwacji kodowych),
- DGPS/DGNSS (pozycjonowanie różnicowanie z użyciem stacji referencyjnej dla obserwacji kodowych),
- Kinematic (pozycjonowanie względne z użyciem stacji referencyjnej dla obserwacji fazowych w trybie kinematycznym),
- Static (pozycjonowanie względne z użyciem stacji referencyjnej dla obserwacji fazowych w trybie statycznym),
- Moving-Base (pozycjonowanie względne z użyciem stacji referencyjnej dla obserwacji fazowych dla odbiornika ruchomego),
- Fixed (pozycjonowanie względne z użyciem stacji referencyjnej o znanych współrzędnych dla obserwacji fazowych),
- PPP-Kinematic (pozycjonowanie absolutne z użyciem obserwacji kodowych w trybie kinematycznym),
- PPP-Static (pozycjonowanie absolutne z użyciem obserwacji kodowych i fazowych w trybie statycznym),
- PPP-Fixed (pozycjonowanie absolutne z użyciem obserwacji kodowych i fazowych w trybie statycznym dla stacji referencyjnej o znanych współrzędnych).

W trakcie przeprowadzonych testów badawczych dla metody SPP, program RTKLIB (moduł RTKPOST) został skonfigurowany w następujący sposób [21]:

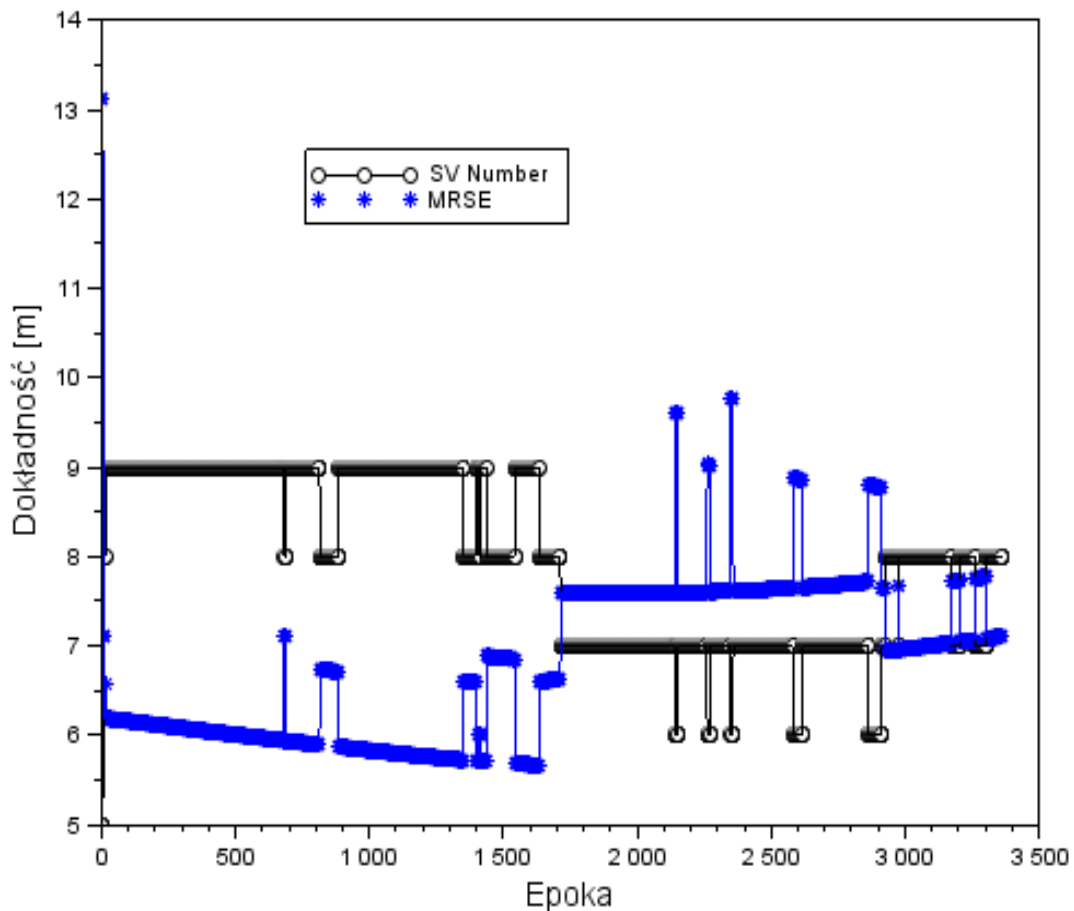
- źródło danych efemerydalnych satelitów GPS- depesza nawigacyjna GPS,
- źródło obserwacji GPS: plik RINEX 2.11,
- metoda wyznaczenia współrzędnych satelity GPS: na podstawie parametrów orbity keplerowskiej,
- korekcja przebiegu pseudoodległości od satelity do anteny odbiornika: zastosowana,
- efekt obrotu Ziemi: zastosowany,
- źródło danych o chodzie zegara satelity: depesza nawigacyjna GPS,
- metoda wyznaczenia błędu zegara satelity: wielomian interpolacyjny 2-ego stopnia,
- efekty relatywistyczne: zastosowane,
- opóźnienie sprzętowe TGD: zastosowane,
- opóźnienie sprzętowe RDCB: pominięto,
- model troposfery: Saastamoinen,
- źródło poprawki jonosferycznej: model Klobuchara,
- centrum fazowe anteny satelity GPS: współrzędne satelity GPS na podstawie parametrów orbity keplerowskiej uwzględniają korekcje centrum fazowego,

- centrum fazowe anteny odbiornika: na podstawie pliku RINEX,
- maska elewacji- 10°,
- wagowanie obserwacji: TAK,
- wartości początkowe współrzędnych samolotu: na podstawie nagłówka pliku RINEX,
- układ współrzędnych: WGS-84,
- metoda obliczeń: metoda najmniejszych kwadratów,
- typ pozycjonowania: Single,
- tryb pozycjonowania: kinematyczny,
- ilość obserwacji: $n > 4$,
- ilość wyznaczanych parametrów: $k = 4$,
- format zapisu współrzędnych: współrzędne XYZ w układzie geocentrycznym oraz BLh w układzie elipsoidalnym,
- chód zegara odbiornika: wyznaczany.



Rys. 3. Dokładność współrzędnych samolotu dla metody SPP (rozwiązanie GPS)

Na Rys. 3 przedstawiono błędy średnie współrzędnych statku powietrznego w układzie geodezyjnym BLh. Na podstawie powyższego rysunku (Rys. 3) można wywnioskować, że dokładność współrzędnych horyzontalnych (B i L) jest wyższa a niżeli współrzędnej wertykalnej h. Dyspersja wartości błędów średnich dla szerokości geodezyjnej B wynosi od 2,639 m do 6,830 m, dla długości geodezyjnej L odpowiednio 1,978 m i 2,754 m, zaś dla wysokości elipsoidalnej h od 4,399 m do 10,966 m. Przeciętna wartość odchylenia standardowego dla składowej B wynosi odpowiednio 3,737 m, dla składowej L równo 2,111 m, zaś dla składowej wertykalnej h równo 5,284 m. Przeciętna dokładność szerokości geodezyjnej B jest wyższa o około 29% względem dokładności wysokości elipsoidalnej h. Porównując przeciętną dokładność długości geodezyjnej L i wysokości elipsoidalnej h, można zauważyć że dokładność współrzędnej horyzontalnej uległa poprawie o około 60% względem dokładności współrzędnej wertykalnej. Podana (najniższa dokładność) współrzędnych samolotu jest widoczna w początkowych epokach pomiarowych, ze względu na małą liczbę obserwowanych satelitów (patrz Rys. 4). Przy podejściu samolotu do lądowania dokładność współrzędnych horyzontalnych jest lepsza niż 5 m, zaś dokładność składowej wertykalnej h nie przekracza 8 m. Warto dodać, iż dokładność współrzędnej wertykalnej h w końcowym etapie lotu stale maleje, co stanowi istotną wiadomość dla procedur precyzyjnego podejścia samolotu do lądowania.



Rys. 4. Błąd pozycji samolotu w przestrzeni 3D (parametr MRSE) dla metody SPP (rozwiązanie GPS)

Na rysunku 4 przedstawiono wartości parametru błędu położenia samolotu w przestrzeni 3D (parametr *MRSE*) z uwzględnieniem liczby dostępnych satelitów. Parametr błędu położenia samolotu *MRSE* dla współrzędnych elipsoidalnych BLh został wyznaczony na podstawie zależności [22]:

$$MRSE = \sqrt{mB^2 + mL^2 + mh^2} \quad (9)$$

gdzie:

MRSE - błąd położenia statku powietrznego w przestrzeni 3D.

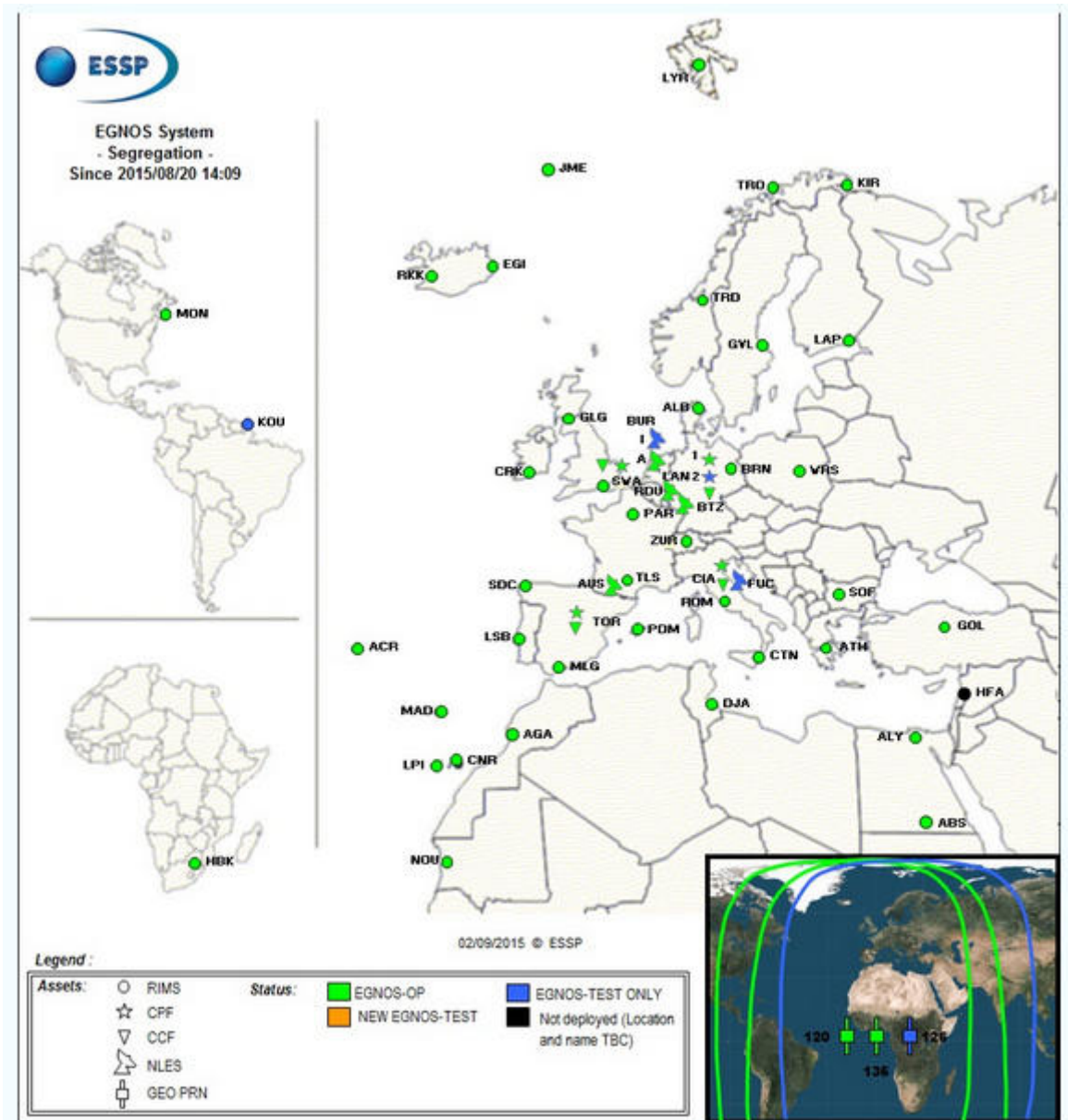
Przeciętna wartość parametru *MRSE* wynosi 6,384 m dla przedziału liczbowego od 5,667 m do 13,127 m. Podana dokładność *MRSE* (ponad 10 m) jest widoczna dla początkowych epok obserwacyjnych, przy liczbie satelitów GPS równej 5. Najwyższa dokładność parametru *MRSE* jest zauważalna w pierwszej fazie lotu, gdy liczba satelitów GPS wynosiła 8 lub 9. W końcowej fazie lotu dokładność parametru *MRSE* jest lepsza niż 8 m (poza kilkoma wyjątkami), podczas gdy liczba satelitów GPS zmienia się od 6 do 8.

4. Analiza testów na lotnisku Dęblin

Zastosowanie techniki satelitarnej GNSS w lotnictwie umożliwia w głównej mierze poprawę pozycjonowania statków powietrznych oraz zapewnia bezpieczeństwo wykonywania operacji lotniczych. Wykorzystanie metody SPP w precyzyjnym pozycjonowaniu statków powietrznych gwarantuje uzyskanie dokładności wyznaczenia pozycji na poziomie około 10 m lub gorszej. W praktyce dokładność gorszą niż 10 m jest uzyskiwana gdy odbiornik śledzi małą liczbę satelitów (np. 5) i dodatkowo konfiguracja satelitów na niebie jest niekorzystna (duża wartość współczynnika DOP). Ponadto na duży błąd średni wyznaczenia pozycji samolotu ma wpływ wzmożona aktywność jonosfery, prawidłowe zamodelowanie opóźnienia troposferycznego oraz określenie dokładności wartości parametrów orbity keplerowskiej zawarte w depeszy nawigacyjnej GPS. W teorii w systemie GPS przyjęto, iż dokładność wyznaczenia współrzędnych horyzontalnych powinna być mniejsza niż 13 m, zaś dla wysokości elipsoidalnej mniej niż 22 m dla prawdopodobieństwa 95% [23]. Zastosowanie obserwacji systemu GPS (lub innych systemów GNSS) w transporcie lotniczym może powodować ograniczenia w aspekcie procedur precyzyjnego podejścia samolotu do lądowania. Wyjściem z tej sytuacji okazało się wykorzystanie korekt różnicowych od systemów wspomaganie SBAS. Obecnie na świecie do systemów SBAS zaliczane są satelity systemów WAAS, EGNOS, SDCM, MSAS oraz GAGAN. W Europie dostępne są obserwacje od satelitów EGNOS, SDCM i GAGAN. Na potrzeby prezentowanej pracy dane z systemu EGNOS zostały użyte do poprawy pozycjonowania samolotu testowego.

System EGNOS jest wspólnym przedsięwzięciem ESA, EUROCONTROL i Komisji Europejskiej. Obecnie system EGNOS składa się z 3 komponentów (patrz Rys. 5) [20, 24]:

- segment kosmiczny (3 satelity: S120, S124 i S126 umieszczone na orbicie geostacjonarnej, w 2015 r. satelita SES-5 zastąpił satelitę o nazwie Artemis-S124),
- segment naziemny (39 stacji RIMS, 2 stacje MCC, 6 stacji NLES),
- segment użytkownika (serwisy internetowe dla użytkowników oraz odbiorniki śledzące sygnały satelitów EGNOS).



Rys. 5. Segment kosmiczny i naziemny systemu EGNOS [25]

System EGNOS oferuje swoje działanie w 3 serwisach [20]:

- serwis otwarty- poprawa dokładności wyznaczenia pozycji użytkownika, redukcja błędów systematycznych,
- serwis bezpieczeństwa (SoL)- poprawa bezpieczeństwa wykonywania operacji lotniczych w transporcie,

- serwis komercyjny- przetwarzanie, upublicznianie i dystrybucja danych ze stacji RIMS dla wybranych użytkowników oraz wykorzystanie strumienia danych EGNOS w czasie rzeczywistym.

W wymiarze integracji z danymi GNSS na potrzeby nawigacji lotniczej, system EGNOS zapewnia:

- poprawę dokładności wyznaczenia pozycji statku powietrznego,
- wyznaczenie korekcji czasu UTC względem czasu GPST (czas systemu GPS) i GLOT (czas systemu GLONASS),
- poprawę niezawodności, ciągłości i wiarygodności działania systemów GNSS w lotnictwie,
- transmisję sygnału na częstotliwości L1 (obserwacje kodowe i fazowe),
- przesyłanie korekt różnicowych,
- informacje o stanie pracy systemu EGNOS,
- monitoring opóźnienia jonosferycznego i troposferycznego,
- ograniczenie efektu wielotorowości i szumu pomiarowego.

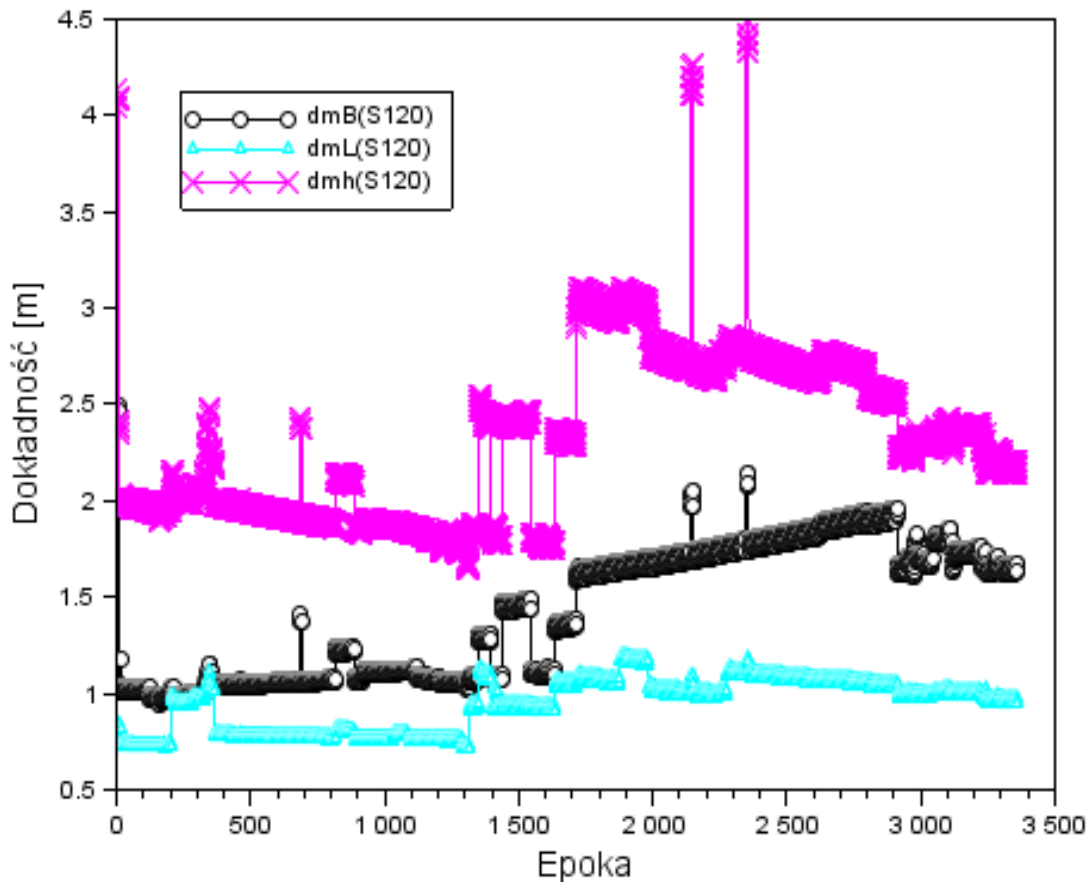
W ramach wykonywanego dla testu lotniczego w Dęblinie w dniu 01.06.201 r. wykorzystano dane EGNOS do korekcji rozwiązania GPS dla metody SPP. Dane EGNOS dla satelity S120 w postaci plików „*.ems” zostały pobrane z serwera internetowego <http://www.egnos-pro.esa.int/ems/index.html>. Pliki „*.ems” są zapisywane na serwerze w rozdzielczości czasowej 1 sekunda dla okna czasowego 1 godzina, stąd dla jednego dnia pomiarowego są 24 pliki do pobrania. Ponieważ eksperyment lotniczy trwał od 09:39:03 do 10:35:03 czasu GPST, konieczne było pobranie tylko dwóch plików „*.ems” dla satelity EGNOS (PRN 120). Nadmienić trzeba, iż dostęp do plików „*.ems” na serwerze internetowym dla pojedynczego użytkownika jest darmowy. Pliki „*.ems” zostały wykorzystane do ponownego wyznaczenia pozycji statku powietrznego w programie RTKLIB w module RTKPOST. Moduł RTKPOST został skonfigurowany na potrzeby zastosowania korekty różnicowej od satelitów SBAS, jak poniżej [21]:

- źródło poprawki jonosferycznej (SBAS),
- źródło poprawki troposferycznej (SBAS),
- źródło danych efemerydalnych (depesza typu Broadcast oraz SBAS),
- wykorzystane do obliczeń systemy satelitarne (GPS, SBAS).

Na Rys. 6 przedstawiono błędy średnie współrzędnych statku powietrznego w układzie geodezyjnym BLh dla rozwiązania GPS/EGNOS. Na podstawie Rys. 6 można wywnioskować, iż dokładność współrzędnych horyzontalnych (B i L) jest zdecydowanie wyższa niż współrzędnej wertykalnej h. Dyspersja wartości błędów średnich dla szerokości geodezyjnej B wynosi od 0,950 m do 2,492 m, dla długości geodezyjnej L odpowiednio 0,706 m i 1,192 m, zaś dla wysokości elipsoidalnej h od 1,644 m do 4,479 m. Przeciętna wartość odchylenia standardowego dla składowej B wynosi odpowiednio 1,430 m, dla składowej L równo 0,932 m, zaś dla składowej wertykalnej h równo 2,324 m. Przeciętna dokładność szerokości geodezyjnej B jest wyższa o około 38% względem dokładności wysokości elipsoidalnej h. Porównując przeciętną dokładność

długości geodezyjnej L i wysokości elipsoidalnej h , można zauważyć iż dokładność współrzędnej horyzontalnej uległa poprawie o około 59% względem dokładności współrzędnej wertykalnej. Przy podejściu samolotu do lądowania dokładność współrzędnych horyzontalnych jest lepsza niż 2 m, zaś dokładność składowej wertykalnej h nie przekracza 3 m. Warto zauważyć, iż dokładność współrzędnej wertykalnej h w końcowym etapie lotu ulega systematycznej poprawie aż do poziomu 2 m. Porównując błędy średnie poszczególnych składowych samolotu Cessna 172 z rozwiązania GPS i GPS/EGNOS należy wywnioskować, iż:

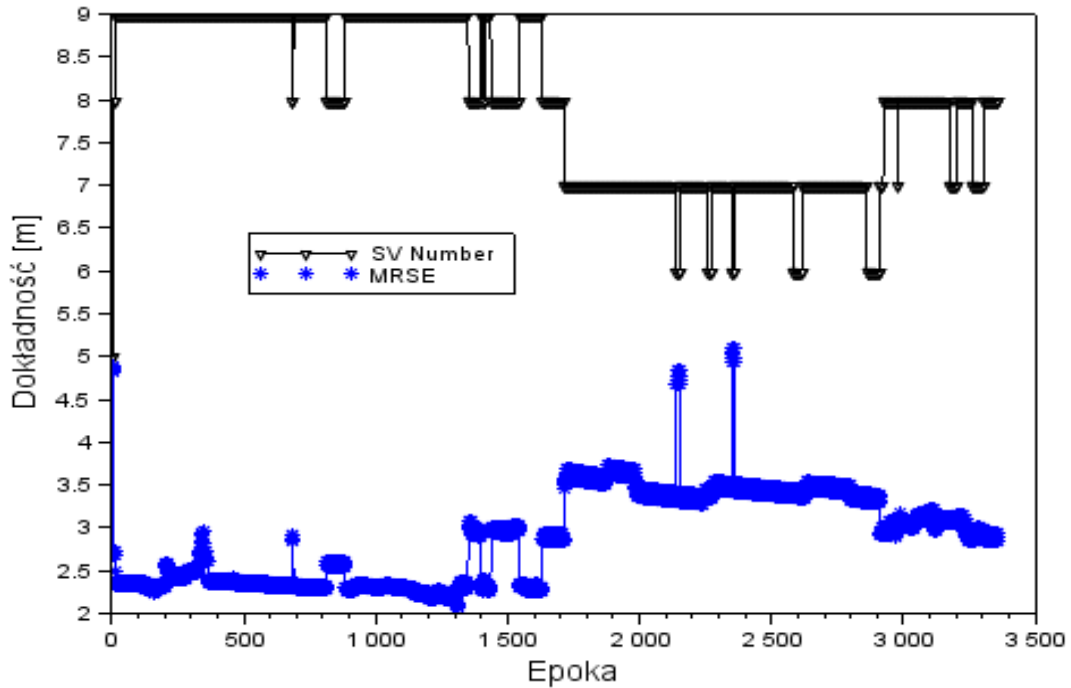
- rozwiązanie GPS/EGNOS poprawiło dokładność współrzędnej B o około 61% względem rozwiązania GPS w metodzie SPP,
- rozwiązanie GPS/EGNOS poprawiło dokładność współrzędnej L o około 55% względem rozwiązania GPS w metodzie SPP,
- rozwiązanie GPS/EGNOS poprawiło dokładność współrzędnej h o około 56% względem rozwiązania GPS w metodzie SPP.



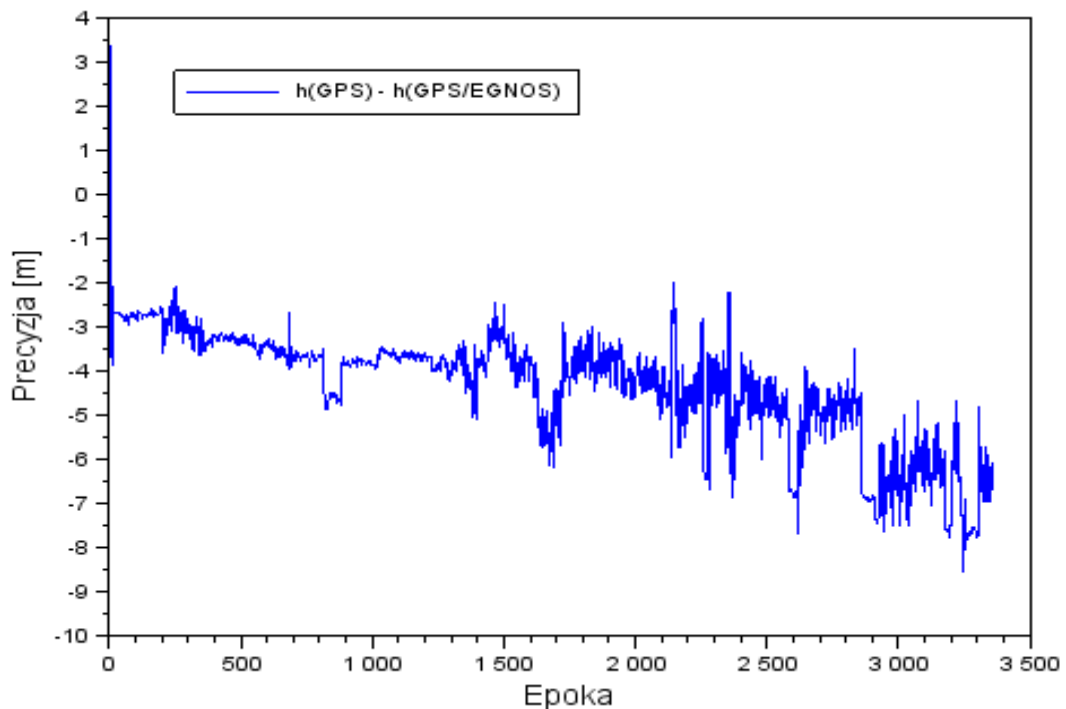
Rys. 6. Dokładność współrzędnych samolotu dla metody SPP (rozwiązanie GPS/EGNOS)

Na rysunku 7 przedstawiono wartości parametru błędu położenia samolotu w przestrzeni 3D (parametr *MRSE*) dla rozwiązania GPS/EGNOS. Przeciętna wartość parametru *MRSE* wynosi 2,889 m dla przedziału liczbowego od 2,064 m do 5,107 m. Najwyższa dokładność parametru *MRSE* (nie przekracza 3 m) jest zauważalna w pierwszej fazie lotu, gdy liczba satelitów GPS wynosiła 8 lub

9. W końcowej fazie lotu dokładność parametru *MRSE* jest lepsza niż 4 m (poza kilkoma wyjątkami), podczas gdy liczba satelitów GPS zmienia się od 6 do 8. Porównując wartość parametru *MRSE* z rozwiązaniami GPS i GPS/EGNOS należy wywnioskować, iż rozwiązanie GPS/EGNOS poprawiło dokładność pozycji samolotu w przestrzeni 3D o około 58% względem rozwiązania GPS w metodzie SPP.



Rys. 7. Błąd pozycji samolotu w przestrzeni 3D (parametr MRSE) dla metody SPP (rozwiązanie GPS/EGNOS)



Rys. 8. Porównanie wysokości elipsoidalnej h dla rozwiązania GPS oraz GPS/EGNOS dla metody SPP

Na rysunku 8 przedstawiono wartości różnicy wysokości elipsoidalnej h dla samolotu testowego z rozwiązania GPS oraz GPS/EGNOS. Precyzja różnicy wartości wysokości elipsoidalnej h została określona na podstawie zależności:

$$dh = h_{GPS} - h_{GPS/EGNOS} \quad (10)$$

gdzie:

h_{GPS} -wysokość elipsoidalna samolotu testowego z rozwiązania GPS,

$h_{GPS/EGNOS}$ -wysokość elipsoidalna samolotu testowego z rozwiązania GPS/EGNOS.

Średnia wartość parametru dh w przeprowadzonym eksperymencie wynosi -4,347 m, dla przedziału liczbowego od -8,546 m do 3,372 m. Dla 5 początkowych epok pomiarowych, wartość parametru dh jest większa od 0, zaś w przypadku pozostałych epok pomiarowych jest ujemna. W przypadku ujemnej wartości parametru dh należy wywnioskować, iż wysokość elipsoidalna z rozwiązania GPS jest zaniżona względem rozwiązania GPS/EGNOS. Największe różnice parametru dh zaobserwowano w końcowej fazie lotu (dolot, podejście do lądowania i przyziemienie samolotu), gdy wartości parametru dh dochodzą nawet do -9 m. Z punktu widzenia przeprowadzania operacji lotniczych w obszarze transportu z zastosowaniem sensorów GNSS można mówić, iż rezultaty z rozwiązania GPS są bardzo niekorzystne dla bezpieczeństwa lotu. W szczególności przy słabych warunkach pogodowych (mgła, silny opad) załoga statku powietrznego może mieć problemy z określeniem wysokości decyzyjnej dla podejścia samolotu do lądowania. Taka informacja jest również negatywna dla małych lotnisk, dla których podstawową infrastrukturę techniczną stanowi sensor GNSS. W takim przypadku należy podejmować działania w celu dostosowania wymogów lotniska pod działanie operacyjne systemu wspomaganie EGNOS.

Na Rys. 9 została określona wartość parametru $RMS-3D$, który charakteryzuje precyzję wyznaczonych współrzędnych samolotu testowego w układzie geocentrycznym XYZ. Parametr $RMS-3D$ dla współrzędnych geocentrycznych XYZ został wyznaczony na podstawie zależności [26]:

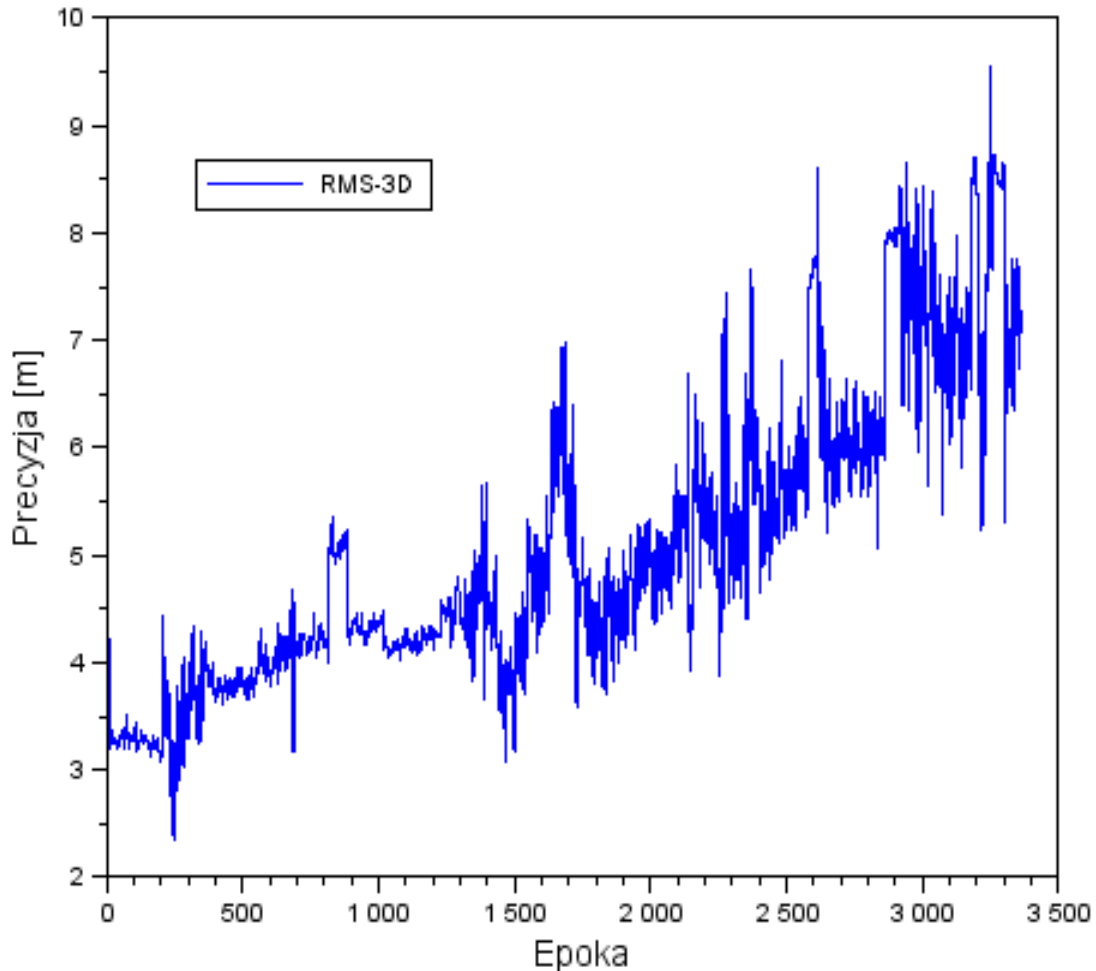
$$RMS-3D = \sqrt{DX^2 + DY^2 + DZ^2} \quad (11)$$

gdzie:

$DX = X_{GPS} - X_{GPS/EGNOS}$, różnica pomiędzy wartością współrzędnych X dla rozwiązania GPS oraz GPS/EGNOS,

$DY = Y_{GPS} - Y_{GPS/EGNOS}$, różnica pomiędzy wartością współrzędnych Y dla rozwiązania GPS oraz GPS/EGNOS,

$DZ = Z_{GPS} - Z_{GPS/EGNOS}$, różnica pomiędzy wartością współrzędnych Z dla rozwiązania GPS oraz GPS/EGNOS.



Rys. 9. Wartość parametru *RMS-3D* dla rozwiązania GPS oraz GPS/EGNOS dla metody SPP

Na podstawie Rys. 9. można określić, iż średnia wartość błędu *RMS-3D* wyniosła 5,075 m dla przedziału liczbowego od 2,335 m do 9,554 m. Warto nadmienić, iż tylko 1% wyników parametru *RMS-3D* ma precyzję lepszą niż 3 m, ponadto około 20% wyników znajduje się w przedziale od 0 do 4 m, zaś około 57% odpowiednio w przedziale od 0 do 5 m. Około 43% wyników parametru *RMS-3D* to wartości większe od 5 m i mniejsze niż 10 m. Bardzo niekorzystny trend pogorszenia precyzji dla wartości parametru *RMS-3D* jest zauważalny przez cały okres trwania eksperymentu lotniczego w Dęblinie. Szczególnie pogorszenie wyników jest widoczne w końcowym etapie lotu samolotu testowego, co z kolei przekłada się na położenie samolotu względem pasa startowego na lotnisku w Dęblinie. Wartości współrzędnych samolotu z rozwiązania GPS powinny być stale monitorowane przez załogę podczas wykonywanego lotu, a w szczególności podczas podchodzenia samolotu do lądowania. Zastosowanie systemu EGNOS w pozycjonowaniu statku powietrznego gwarantuje nie tylko poprawę wartości wysokości elipsoidalnej (patrz Rys. 8), ale również korektę precyzji wyznaczanych współrzędnych samolotu (patrz Rys. 9).

WNIOSKI

W artykule zaprezentowano wstępne rezultaty pozycjonowania statku powietrznego dla metody SPP w post-processingu na podstawie obserwacji GPS oraz GPS/EGNOS. Ponadto w pracy omówiono metodę SPP do wyznaczenia współrzędnych statku powietrznego oraz przedstawiono model stochastyczny zastosowany w obliczeniach. Obliczenia współrzędnych samolotu zostały wykonane w programie RTKLIB (moduł RTKPOST) z interwałem czasu 1 sekunda dla obserwacji kodowych C/A w systemie GPS, pozyskanych z odbiornika Topcon TPS Hiper. Po analizie materiałów uzyskanych w okolicach lotniska Dęblin z wykorzystaniem samolotu testowego wyciągnięto następujące wnioski:

- dokładność szerokości geodezyjnej B w eksperymencie Dęblin wyniosła od 2,639 m do 6,830 m dla rozwiązania GPS oraz od 0,950 m do 2,492 m dla rozwiązania GPS/EGNOS;
- rozwiązanie GPS/EGNOS poprawiło dokładność współrzędnej B o około 61% względem rozwiązania GPS w metodzie SPP;
- dokładność długości geodezyjnej L w eksperymencie Dęblin wyniosła od 1,978 m do 2,754 m dla rozwiązania GPS oraz od 0,706 m do 1,192 m dla rozwiązania GPS/EGNOS;
- rozwiązanie GPS/EGNOS poprawiło dokładność współrzędnej L o około 55% względem rozwiązania GPS w metodzie SPP;
- dokładność wysokości elipsoidalnej h w eksperymencie Mielec wyniosła od 4,399 m do 10,966 m dla rozwiązania GPS oraz od 1,644 m do 4,479 m dla rozwiązania GPS/EGNOS;
- rozwiązanie GPS/EGNOS poprawiło dokładność współrzędnej h o około 56% względem rozwiązania GPS w metodzie SPP;
- wartość parametru *MRSE* w eksperymencie Dęblin wyniosła od 5,667 m do 13,127 m dla rozwiązania GPS oraz od 2,064 m do 5,107 m dla rozwiązania GPS/EGNOS;
- porównując wartość parametru *MRSE* z rozwiązania GPS i GPS/EGNOS należy wywnioskować, iż rozwiązanie GPS/EGNOS poprawiło dokładność pozycji samolotu w przestrzeni 3D o około 58% względem rozwiązania GPS w metodzie SPP;
- średnia wartość różnicy wysokości elipsoidalnej z rozwiązania GPS oraz GPS/EGNOS wynosi -4,347 m, co sugeruje iż wartości wysokości elipsoidalnej z rozwiązania GPS są zaniżone względem rozwiązania GPS/EGNOS;
- średnia wartość błędu RMS-3D wyniosła 5,075 m dla przedziału liczbowego od 2,335 m do 9,554 m;
- przy podejściu samolotu do lądowania wartość parametru RMS-3D dochodzi do 10 m, co powinno wymuszać na załodze stałe monitorowanie współrzędnych samolotu szczególnie z rozwiązania GPS.

LITERATURA

1. www.pansa.pl, aktualna na listopad 2015.
2. Ciećko A., Grunwald G., Oszczak S., Zastosowanie systemu EGNOS do wdrażania GNSS w polskim lotnictwie, *Logistyka*, nr 3/2011, str. 423-428.
3. Cheng Ch., Calculations for positioning with Global Navigation Satellite System, Master Thesis, Ohio University, 1998.
4. Ciećko A., Grzegorzewski M., Ćwiklak J., Oszczak S., Grunwald G., Baber K., Wykorzystanie systemów satelitarnych w bezpiecznej nawigacji powietrznej, *Logistyka*, nr 3/2015, str. 744-750.
5. Kaplan E. D., Hegarty C. J., *Understanding GPS: Principles and Applications*, 2nd edition. Artech House, INC, Norwood, USA, 2006.
6. Monthly Performance Report October 2015, EGNOS Service Provider.
7. Krasuski K., Analiza dokładności pozycjonowania statku powietrznego na podstawie obserwacji GLONASS, *Problemy Mechatroniki, WAT*, nr 4/2014, str. 33-44.
8. Spits J., Total Electron Content reconstruction using triple frequency GNSS signals. Dissertation thesis. Université de Liège, Belgium., 2011.
9. Hong C. K., Efficient Differential Code Bias and ionosphere modeling and their impact on the network-based GPS positioning. Dissertation thesis. The Ohio State University, USA, 2007.
10. Zhang J., Precise velocity and acceleration determination using a standalone GPS receiver in real time. Dissertation thesis. Royal Melbourne Institute of Technology, Australia, 2007.
11. Sanz Subirana J., Juan Zornoza J. M., Hernández-Pajares M., *GNSS Data Processing, Volume I: Fundamentals and Algorithms*. ESA Communications, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, 2013.
12. Klobuchar J. A., Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-23, no. 3, 1987.
13. Cai C., Precise Point Positioning using dual-frequency GPS and GLONASS measurements. Dissertation thesis. University of Calgary, Canada, 2009.
14. Zheng Y., Generation of network-based differential correction for Regional GNSS Services. Dissertation thesis. Queensland University of Technology, Australia, 2006.
15. Schaer S., Mapping and predicting the Earth's ionosphere using Global Positioning System, Dissertation thesis. Neunundfünfzigster Band volume 59, Zürich, Switzerland, 1999.
16. Roßbrach U., Positioning and navigation using Russian Satellite System GLONASS, Ph. D. Thesis, Monachium, 2000.

17. Grewal, M. S., Weill, L. R., Andrews A. P. (2001). Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration. A John Wiley & Sons, Inc. Publication, New York, USA.
18. Osada E., Geodezja, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław, 2001.
19. www.rtklib.com, aktualna na listopad 2015.
20. Ciećko A., Grunwald G., Kaźmierczak R., Oszczak S., Grzegorzewski M., Ćwiklak J., Wykorzystanie oprogramowania RTKLIB do badania dokładności systemu EGNOS, Logistyka, nr 6/2011, str. 503-511.
21. Takasu T., RTKLIB ver. 2.4.2 Manual, 2013.
22. Seeber G., Satellite Geodesy, 2nd completely revised and extended edition. Walter de Gruyter GmbH & Co. KG, 10785 Berlin, Germany, 2003.
23. Fellner A., ASG-EUPOS w transporcie lotniczym w aspekcie realizowanych europejskich programów, II Konferencja użytkowników systemu ASG-EUPOS, Katowice, 2012.
24. Grunwald G., Kaźmierczak R., Rozkład poprawek EGNOS w czasie, Logistyka, nr 3/2012, str. 995-1000.
25. http://www.essp-sas.eu/egnos_system_description, aktualna na listopad 2015.
26. Krasuski K., Wykorzystanie formatu IONEX do poprawy pozycjonowania na obszarze powiatu ryckiego, IAPGOŚ, nr 2/2015, str. 30-34.

Recibido el 29 de julio de 2019. Aceptado el 2 de diciembre de 2019.