



**Politechnika
Śląska**

**DYSCYPLINA NAUKOWA
INŻYNIERIA LĄDOWA I TRANSPORT**

ROZPRAWA DOKTORSKA

mgr inż. Magda Mrozik

**Wykorzystanie metody pozycjonowania SBAS w procedurze
podejścia do lądowania statku powietrznego**

**Application of the SBAS positioning method
in the aircraft approach procedure**

Promotor
dr hab. inż. Janusz Ćwiklak, prof. LAW

Promotor pomocniczy
dr. inż. Kamil Krasuski

Gliwice 2022

„Per aspera ad astra”

dr hab. inż. Januszowi Ćwiklakowi, prof. LAW

*za cierpliwą wytrwałość Mistrza
nieustrudzenie poprawiającego Dzieło*

dr inż. Kamilowi Krasuskiemu

*za nieocenioną pomoc udzieloną w trakcie przygotowywania
pracy doktorskiej, cierpliwość oraz wyrozumiałość*

dr hab. inż. Jarosławowi Kozubie, prof. PŚ

*za uwagi merytoryczne i pomoc organizacyjną przy opracowa-
niu pracy doktorskiej*

Rodzinie

za Jej wiarę, nadzieję i miłość

Dziękuję serdecznie

*Rozprawę doktorską dedykuję moim Rodzicom, którzy zawsze we mnie
wierzyli i wspierali oraz dawali nadzieję w momentach zwątpienia.*

Streszczenie

Niniejsza rozprawa doktorska dotyczy określenia parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego SBAS w transporcie lotniczym. W pracy skupiono się na zastosowaniu zmodyfikowanego modelu matematycznego do wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM. Jak wynika z przeprowadzonej analizy literatury, problem badania jakości pozycjonowania satelitarnego SBAS w nawigacji lotniczej jest bardzo ważny, szczególnie dla poprawy bezpieczeństwa lotu. Branża lotnicza dąży zatem do wzrostu poziomu bezpieczeństwa realizowanych operacji lotniczych poprzez implementowanie systemów wspomagania SBAS. Należy podkreślić, iż aktualnie w Polsce zrealizowane były eksperymenty lotnicze z użyciem systemu satelitarnego EGNOS. W związku z tym głównym celem badań naukowych było opracowanie metody poprawy parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego z wykorzystaniem dwóch systemów SBAS – EGNOS i SDCM. Cel dysertacji został osiągnięty poprzez opracowanie strategii obliczeniowej dla wyznaczenia wartości parametrów dokładności, ciągłości, dostępności i wiarygodności pozycjonowania SBAS. W pracy zastosowano model średniej ważonej do wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego z użyciem współczynników liniowych w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM. Zaproponowany model matematyczny został dostosowany do systemów EGNOS i SDCM. Warto zaznaczyć, iż w opracowanym algorytmie użyto współczynników liniowych w funkcji odwrotności liczby śledzonych satelitów GPS, dla których wypracowano poprawki SBAS w modelu pozycjonowania SBAS.

Na podstawie uzyskanych wyników badań można stwierdzić, że zastosowanie modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM umożliwiło poprawę dokładności wyznaczenia współrzędnej pionowej h od 1% do 14% względem standardowego modelu średniej arytmetycznej oraz do 66% względem pojedynczego rozwiązania SBAS/EGNOS. Ponadto implementacja rozwiązania EGNOS+SDCM umożliwiła wzrost o 50% wartości nominalnych wyników dostępności i ciągłości w porównaniu do modelu średniej arytmetycznej. Co więcej, wartości parametrów wiarygodności HPL/VPL z zastosowanego modelu średniej ważonej spowodowały poprawę o 1-14% względem standardowego modelu średniej arytmetycznej. Należy podkreślić, iż otrzymane rezultaty badań naukowych spełniają także standardy techniczne ICAO dotyczące wykorzystania systemów SBAS w procedurze podejścia do lądowania.

W związku z tym uzyskane wyniki badań potwierdzają słuszność postawionej tezy, że zastosowanie systemów wspomagania EGNOS i SDCM w procedurze podejścia do lądowania umożliwi poprawę parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego statku powietrznego. Słowa kluczowe: EGNOS, SDCM, dokładność, wiarygodność, ciągłość, dostępność, procedury podejścia do lądowania.

Abstract

This doctoral dissertation concerns the issue of determining quality parameters of SBAS (Satellite Based Augmentation System) satellite positioning in air transport. The paper focuses on implementing a modified mathematical model to determine the quality parameters of aircraft positioning based on the EGNOS+SDCM solution. According to the literature review, studying the quality of SBAS satellite positioning in air navigation is critical, particularly, to improving flight safety. Thus, the aviation industry strives to increase the level of safety for air operation by implementing SBAS support systems. It should be emphasized that recent in Poland aviation experiments concerned only one type of satellite augmentation systems, i.e. EGNOS System. For this reason, the main objective of the research was to develop a method to improve the quality parameters of aircraft positioning using the SBAS - SDCM and EGNOS systems. The aim of the dissertation was achieved by creating a computational strategy for determining the values of the accuracy, continuity, availability and integrity parameters of SBAS positioning. The paper presents a weighted mean model to determine the quality parameters of satellite positioning with the use of linear coefficients from the EGNOS+SDCM solution. The proposed mathematical model was adapted to two SBAS support systems, i.e. EGNOS and SDCM. Noteworthy is the fact that the developed algorithm uses linear coefficients as a function of the reciprocal of the number of tracked GPS satellites for which SBAS corrections were obtained in the SBAS positioning model.

Based on the research results, it was found that the weighted mean model in the EGNOS+SDCM solution allowed to improve the accuracy of determining the vertical coordinate h from 1% to 14% in comparison to the standard arithmetic mean model and up to 66% in comparison to a single SBAS/EGNOS solution. In addition, the application of the EGNOS+SDCM solution results in an increase in the nominal results of availability and continuity by 50% compared to the arithmetic mean model. Moreover, the values of the integrity parameters HPL/VPL determined using the weighted mean model improved by 1 to 14% compared to the standard arithmetic mean model. It should be emphasized that the obtained results of scientific research also meet the ICAO technical standards regarding the use of SBAS systems in the approach to landing procedure.

Therefore, the obtained research results confirm the validity of the thesis that the use of EGNOS and SDCM support systems in the landing approach procedure improves the quality parameters of satellite aircraft positioning.

Keywords: EGNOS, SDCM, accuracy, integrity, continuity, availability, approach procedures

SPIS TREŚCI

WYKAZ SKRÓTÓW I AKRONIMÓW	7
WSTĘP	14
1. CHARAKTERYSTYKA NAWIGACJI OBSZAROWEJ	17
2. CHARAKTERYSTYKA SYSTEMU GNSS.....	25
2.1. Charakterystyka satelitarnych systemów wspomagających SBAS.....	27
2.1.1. <i>Satelitarny system wspomagający – EGNOS</i>	30
2.1.2. <i>Satelitarny system wspomagający - SDCM</i>	31
2.2. Parametry oceny przydatności systemów GNSS	34
3. PROCEDURY PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA	38
3.1. Charakterystyka procedur podejścia do lądowania według wskazań przyrządów 38	
3.2. Charakterystyka procedur podejścia do lądowania RNAV GNSS	42
4. ANALIZA STANU WIEDZY DOTYCZĄCA PRZEDMIOTU BADAŃ.....	51
5. ZAŁOŻENIA BADAWCZE	55
5.1. Przedmiot badań, sytuacja problemowa.....	55
5.2. Cel i teza pracy	56
6. METODYKA BADAŃ.....	57
6.1. Wyznaczenie pozycji statku powietrznego na podstawie rozwiązania SBAS	58
6.2. Model matematyczny wyznaczenia pozycji statku powietrznego w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM.....	61
6.3. Parametry jakości pozycjonowania SBAS w nawigacji lotniczej.....	63
7. OPIS PRZEPROWADZONEGO TESTU BADAWCZEGO	67
7.1. Tło naukowe prowadzonych testów lotniczych	67
7.2. Charakterystyka wybranego testu badawczego.....	77
8. WYNIKI PRZEPROWADZONYCH BADAŃ	92
8.1. Błędy średnie pozycji odniesienia.....	92
8.2. Współczynniki liniowe.....	93
8.3. Odchylenia standardowe	94
8.4. Dokładność pozycjonowania w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM.....	95

8.5.	Dostępność i ciągłość pozycjonowania w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM 97	
8.6.	Wiarygodność pozycjonowania w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM	98
9.	DYSKUSJA.....	101
9.1.	Porównanie odchyłeń standardowych poprzez zestawienie modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej dla składowych (B, L, h) statku powietrznego	101
9.2.	Porównanie uzyskanych dokładności pozycjonowania statku powietrznego na podstawie rozwiązania EGNOS+SDCM.....	104
	9.2.1. <i>Porównanie parametru dr i dh</i>	105
	9.2.2. <i>Porównanie parametru dr i dh z pojedynczym rozwiązaniem EGNOS</i>	106
9.3.	Porównanie parametru dostępności i ciągłości pozycjonowania statku powietrznego na podstawie rozwiązania EGNOS+SDCM.....	108
9.4.	Porównanie uzyskanych parametrów wiarygodności pozycjonowania statku powietrznego na podstawie rozwiązania EGNOS+SDCM.....	109
9.5.	Porównanie standardów technicznych ICAO dla etapu podejścia do lądowania z uzyskanymi wynikami badań	111
9.6.	Porównanie uzyskanych parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM w odniesieniu do dotychczasowego stanu wiedzy.....	112
9.7.	Weryfikacja zastosowanej metody badawczej dla odbiornika Trimble Alloy..	116
9.8.	Weryfikacja zastosowanej metody badawczej dla określenia pozycji BSP	120
9.9.	Perspektywy dalszych badań rozwinięcia opracowanej metody badawczej.....	125
	ZAKOŃCZENIE	128
	BIBLIOGRAFIA	131
	SPIS RYSUNKÓW	137
	SPIS TABEL	140
	SPIS ZAŁĄCZNIKÓW.....	141
	ZAŁĄCZNIK 1	141

WYKAZ SKRÓTÓW I AKRONIMÓW

ABAS	(ang. Aircraft Based Augmentation System) – system wspomagania pozycjonowania oparty o awionikę pokładową
AFTM	(ang. Air Traffic Flow Management) – zarządzanie przepływem ruchu lotniczego
AIP	(ang. Aeronautical Information Publication) – Zbiór Informacji Lotniczych
AIRAC	(ang. Aeronautical Information Regulation And Control) – kontrola i przepisy dotyczące informacji lotniczej
AIS	(ang. Aeronautical Information Service) – Służba Informacji Lotniczej
APCH	(ang. Approach) – podejście do lądowania
APV	(ang. Approach With Vertical Guidance) – procedura podejścia z prowadzeniem pionowym
APV Baro – VNAV	podejścia do lądowania wykorzystujące prowadzenie pionowe z wysokościomierza barometrycznego wchodzącego w skład systemu FMS (ang. Flight Management System) samolotu
APV I, APV II	(ang. Approach Procedure With Vertical Guidance) – podejścia do lądowania wykorzystujące prowadzenie pionowe z systemu SBAS GNSS. W obu przypadkach pozycja w płaszczyźnie poziomej określana jest przy pomocy odbiornika GNSS
APV SBAS	podejście GNSS wspomagane SBAS. W podejściach APV SBAS prowadzenie w pionie jest zapewniane przez system satelitarny (minima takiej procedury posiadają oznaczenie LPV)
ASG –EUPOS	Aktywna Sieć Geodezyjna EUPOS – ogólnopolska sieć stacji referencyjnych, uruchomiona w 2008 roku i zarządzana przez Główny Urząd Geodezji i Kartografii
ASQF	(ang. Application Specific Qualification Facility) – aplikacja wsparcia systemu EGNOS, której celem jest tworzenie oraz dostarczenie środków technicznych pozwalających na weryfikację, walidację i kwalifikację zastosowań EGNOS
ATM	(ang. Air Traffic Management) – zarządzanie ruchem lotniczym
BeiDou	(ang. BeiDou Navigation Satellite System) – globalny system nawigacji satelitarnej należący do Chińskiej Republiki Ludowej

BLh	składowe pozycji anteny odbiornika w elipsoidalnym geodezyjnym układzie odniesienia
BSP	bezzałogowy statek powietrzny
C/A	(ang. Coarse Acquisition) – kod ogólnodostępny w systemie satelitarnym GNSS
CDCM	(ang. Center of Differential Correction and Monitoring) – Centrum monitorowania i kontroli poprawek różnicowych systemu SDCM
CNS	(ang. Communication, Navigation and Surveillance) – systemy łączności, nawigacji i dozoru
CRC	(ang. Cyclic Redundancy Check) – cykliczna kontrola nadmiarowa
DA	(ang. Decision Altitude) – wysokość bezwzględna decyzji przy trójwymiarowej (3D) operacji podejścia według wskazań przyrządów, na której należy rozpocząć podejście nieudane, wówczas gdy nie zostało uzyskane odniesienie wzrokowe wymagane w celu kontynuowania podejścia
DER	(ang. Departure End Of The Runway) – koniec rozporządzalnej drogi startowej
DGPS	(ang. Differential GPS) – metoda pomiaru różnicowego GPS dla obserwacji kodowych
DH	(ang. Decision Height) – wysokość względna decyzji przy trzywymiarowej (3D) operacji podejścia według wskazań przyrządów, na której należy rozpocząć podejście nieudane, wówczas gdy nie zostało uzyskane wymagane odniesienie wzrokowe wymagane w celu kontynuowania podejścia
DME	(ang. Distance Measuring Equipment) – radiodalmierz
DOP	(ang. Dilution Of Precision) – współczynnik rozmycia precyzji
ECAC	(ang. European Civil Aviation Conference) – Europejska Konferencja Lotnictwa Cywilnego
EDAS	(EGNOS Data Access Service) – serwis dostępu danych EGNOS
EGNOS	(ang. European Geostationary Navigation Overlay Service) – Europejski Geostacjonarny System Satelitarny
EPOD	lotnisko Olsztyn-Dajtki
EWAN	(ang. EGNOS Wide Area Network) – sieć komunikacyjna, która odpowiada za łączność pomiędzy wszystkimi elementami naziemnej części systemu EGNOS
FAF	(ang. Final Approach Fix) – pozycja rozpoczęcia podejścia końcowego (podejście nieprecyzyjne)
FAP	(ang. Final Approach Point) – punkt rozpoczęcia podejścia końcowego (podejście precyzyjne)
FIR EPWW	polska przestrzeń powietrzna

FOSA	(ang. Flight Operational Safety Assessment) – ocena bezpieczeństwa operacyjnego lotu
FTP	(ang. Fictitious Threshold Point) – przesunięty punkt proggu drogi startowej stosowany przy podejściu z offsetem
GAGAN	(ang. GPS Aided Geo Augmented Navigation System) – indyjski system satelitarny wspomagający pozycjonowanie SBAS
Galileo	(ang. European Global Navigation Satellite System) – globalny system nawigacji satelitarnej należący do Unii Europejskiej
GBAS	(ang. Ground Based Augmentation System) – system wspomagania pozycjonowania statku powietrznego oparty o dodatkowe dane nawigacyjne przesyłane przez segment naziemny
GLONASS	(ros. Globalnaja Nawigacionnaja Sputnikowaja Sistiema) – globalny system nawigacji satelitarnej należący do Federacji Rosyjskiej
GNSS	(ang. Global Navigation Satellite System) – Globalny System Nawigacji Satelitarnej
GP INOP	instrukcja operacyjna dotycząca ścieżki schodzenia
GPS NAVSTAR	(ang. Global Positioning System Navigation Signal Timing and Ranging) globalny system pozycjonowania należący do Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej
GPST	(ang. GPS Time) – czas systemu GPS
HAL	(ang. Horizontal Alert Limit) – granica alarmu poziomego wykorzystywanego podczas podejścia w metrach
HPL	(ang. Horizontal Protection Level) – poziom bezpieczeństwa technicznego w płaszczyźnie poziomej
IAF	(ang. Initial Approach Fix) – pozycja rozpoczęcia podejścia początkowego
IAP	(ang. Instrument Approach Procedure) – procedura podejścia według wskazań przyrządów
IAS	(ang. Indicated Airspeed) – prędkość przyrządowa
ICAO	(ang. International Civil Aviation Organization) – Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego
IF	(ang. Intermediate Approach Fix) – pozycja rozpoczęcia podejścia pośredniego
IFR	(ang. Instrument Flight Rules) – lot wykonywany zgodnie z przepisami dla lotów według wskazań przyrządów
IGS	(ang. International GNSS Service) – Międzynarodowa Służba GNSS
ILS	(ang. Instrument Landing System) – radionawigacyjny system wspomagający lądowanie samolotu w warunkach ograniczonej widzialności
INS	(ang. Inertial Navigation System) – system nawigacji bezwładnościowej

LAW	Lotnicza Akademia Wojskowa
LNAV	(ang. Lateral Navigation) – nawigacja w płaszczyźnie poziomej
LOC	(ang. Localizer) – radiolatarnia kierunku w systemie ILS
LORAN C	(ang. Long Range Air Navigation System) – system nawigacji lotniczej dalekiego zasięgu
LTP	(ang. Landing Threshold Point) – punkt 3D na progu drogi startowej przecinający się z osią drogi startowej
MAPt	(ang. Missed Approach Point) – punkt rozpoczęcia procedury po nieudanym podejściu
MCC	(ang. Mission Control Centres) – centrum kontroli systemu EGNOS
MEL	(ang. Minimum Equipment List) – wykaz wyposażenia minimalnego
MOC	(ang. Minimum Obstacle Clearance) – minimalne przewyższenie nad przeszkodami
MOPS	(ang. Minimum Operational Performance Standards) – standardy minimalnych osiągnięć operacyjnych
MSA	(ang. Minimum Sector Altitude) – minimalna wysokość bezwzględna sektorowa
MSAS	(ang. Multifunctional Satellite Augmentation System) – japoński System Satelitarny wspomagający pozycjonowanie SBAS
MUCC	(ang. Mission Uplink and Control Center) – centrum kontrolno-przesyłające dane do satelitów SDCM
NAVAIDs	(ang. Navigational Aids) – pomoce nawigacyjne
NDB	(ang. Non-Directional Beacon) – radiolatarnia bezkierunkowa
NLES	(ang. Navigation Land Earth Stations) – naziemne stacje nawigacyjne systemu EGNOS
NPA	(ang. Non-Precision Approaches) – procedura podejścia nieprecyzyjnego
NPA GNSS	podejście nieprecyzyjne z prowadzeniem GNSS wspomaganym przez ABAS/SBAS
OCA	(ang. Obstacle Clearance Altitude) – wysokość bezwzględna zapewniająca minimalne przewyższenie nad przeszkodami
OCH	(ang. Obstacle Clearance Height) – wysokość względna zapewniająca minimalne przewyższenia nad przeszkodami
OAS	(ang. Obstacle Assessment Surfaces) – powierzchnia oceny przeszkody
OS	(ang. Open Service) – serwis otwarty systemu EGNOS, który jest serwisem dostępnym bezpłatnie dla wszystkich użytkowników znajdujących się na terenie Europy. Nie wymaga on żadnych specjalnych odbiorników ani autoryzowanego dostępu do sygnału

PA	(ang. Precision Approach Procedure) – procedura podejścia według wskazań przyrządów, w której wykorzystuje się precyzyjne prowadzenie poziome i pionowe oraz minima określone dla kategorii operacji
PACF	(ang. Performance Assessment and Checkout Facility) – jednostka odpowiedzialna za bezawaryjne działanie i funkcjonowanie systemu EGNOS, czyli analizę występujących błędów, zapobieganie ich na przyszłość oraz konserwację tego systemu. Oprócz tego zajmuje się również archiwizowaniem danych systemowych
PBN	(ang. Performance Based Navigation) – koncepcja nawigacji obszarowej opartej na charakterystykach osiągowych
PDOP	(ang. Position Dilution of Precision) – współczynnik stosowany w systemach GNSS określający wpływ przestrzennego rozmieszczenia satelitów GNSS na dokładność wyznaczanej pozycji trójwymiarowej, współczynnik pozycyjny DOP
RAIM	(ang. Receiver Autonomous Integrity Monitoring) – system monitoringu wiarygodności oraz dokładności działania odbiornika GNSS
RIMS	(ang. Ranging and Integrity Monitoring Stations) – stacje pomiarowo-obszernicze systemu EGNOS
RINEX	(ang. Receiver Independent Exchange Format) – niezależny od odbiornika format wymiany danych GNSS
RMS	(ang. Root Mean Square) – błąd średniokwadratowy
RNAV	(ang. Area Navigation) – nawigacja obszarowa
RNP	(ang. Required Navigation Performance) – wymagane charakterystyki nawigacyjne
RTCA	(ang. Radio Technical Commission for Aeronautics) – Komisja Lotnictwa Radiotechnicznego
RTCA MOPS DO-229D	norma publikowana przez Komisję Lotnictwa Radiotechnicznego dotycząca Minimalnych Standardów Wydajności Operacyjnej (MOPS) dla pokładowego sprzętu nawigacyjnego (2D i 3D) wykorzystującego globalny system pozycjonowania GPS i satelitarne systemy wspomagające SBAS
RTK	(ang. Real Time Kinematic) – pomiar różnicowy GNSS wykonywany w czasie prawie rzeczywistym z użyciem obserwacji fazowych
RTKLIB	oprogramowanie geodezyjne opracowane przez Pana Tomoiji Takasu
RTK-OTF	(ang. Real Time Kinematic-On The Fly) – precyzyjna technika pomiarowa z szybką inicjalizacją wyznaczenia pozycji odbiornika oraz wyznaczenia nieoznaczoności fazy dla obserwacji fazowych GNSS
RVR	(ang. Runway Visual Range) – zasięg widzialności wzdłuż drogi startowej

SARPs	(ang. Standards And Recommended Practices) – międzynarodowe normy i zalecenia metod postępowania. SARPs są wykorzystywane przez państwa członkowskie ICAO w celu zapewnienia zgodności funkcjonowania lokalnego lotnictwa i przepisów z normami globalnymi
SBAS	(ang. Satellite Based Augmentation System) – system wspomagania pozycjonowania oparty o dodatkowe dane nawigacyjne przesyłane przez segment kosmiczny
SDCM	(ang. The System for Differential Corrections and Monitoring) – rosyjski system satelitarny wspomagający pozycjonowanie SBAS
SID	(ang. Standard Instrument Departure) – standardowy odlot według wskazań przyrządów
SoL	(ang. Safety of Life) – serwis systemu EGNOS dedykowany poprawie bezpieczeństwa lotu
SP	statek powietrzny
SPP	(ang. Single Point Positioning) – metoda pozycjonowania absolutnego w pomiarach kodowych GNSS
STAR	(ang. Standard Instrument Arrival) – standardowy dolet według wskazań przyrządów
UAV	(ang. Unmanned Aerial Vehicle) – bezzałogowy statek powietrzny
ULC	Urząd Lotnictwa Cywilnego
UWM	Uniwersytet Warmińsko-Mazurski
VAL	(ang. Vertical Alert Limit) – granica alarmu pionowego wykorzystywanego podczas podejścia w metrach
VFR	(ang. Visual Flight Rules) – zasady lotu z widocznością
VHF	(ang. Very-High Frequency) – zakres fal radiowych o częstotliwości od 30 do 300 MHz
VNAV	(ang. Vertical Navigation) – nawigacja w płaszczyźnie pionowej
VOR	(ang. Very High Frequency Omnidirectional Radio Range) – radiolatarnia ogólnokierunkowa bardzo wielkiej częstotliwości
VPL	(ang. Vertical Protection Level) – poziom bezpieczeństwa technicznego w płaszczyźnie pionowej
WAAS	(ang. Wide Area Augmentation System) – amerykański system satelitarny wspomagający pozycjonowanie SBAS
WGS-84	(ang. World Geodetic System-84) – globalny układ odniesienia stosowany w systemie GPS; również model elipsoidy
XYZ	składowe pozycje anteny odbiornika w ortokartezjańskim geocentrycznym układzie odniesienia

WSTĘP

Branża lotnicza jest jedną z najdynamiczniej rozwijających się gałęzi transportu. Na przestrzeni ostatniej dekady odnotowano znaczny wzrost natężenia ruchu lotniczego, co przełożyło się na intensyfikację problemów operacyjnych i organizacyjnych zarówno w przestrzeni powietrznej jak i w portach lotniczych. Zgodnie z danymi opublikowanymi przez Urząd Lotnictwa Cywilnego, na polskich lotniskach komunikacyjnych, w okresie od 2016 do 2019 roku, wzrosła liczba wykonanych operacji lotniczych z 309663 na 400213, co stanowi przyrost o 29,2% [41]. Według prognoz Agencji Unii Europejskiej ds. Bezpieczeństwa Lotniczego przewiduje się, iż w 2040 roku całkowita liczba lotów na arenie międzynarodowej wyniesie 16,2 miliona ze średnią roczną stopą wzrostu 1,9% [41, 54].

Tak dynamiczny trend wzrostu wymusił potrzebę nowelizacji procedur wykonywania lotów, przy zachowaniu należytego poziomu bezpieczeństwa. W związku z powyższym organizacje lotnicze takie jak Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego, Agencja Unii Europejskiej ds. Bezpieczeństwa Lotniczego, Europejska Organizacja ds. Bezpieczeństwa Żeglugi Powietrznej czy krajowy ULC podjęły działania mające na celu zwiększenia przepustowości ruchu lotniczego. Jednym z takich kroków była implementacja nawigacyjnych systemów satelitarnych jako głównego źródła pozycjonowania.

Sięgając do historii implementacji techniki satelitarnej GNSS w lotnictwie, należy podkreślić, że już w 1983 r. ICAO stworzyło Komitet ds. przyszłych systemów żeglugi powietrznej (FANS) [39]. Kluczowym zadaniem FANS było zbadanie i ocenienie istniejących koncepcji zarządzania przestrzenią powietrzną oraz określenie nowych technologii w dziedzinie żeglugi powietrznej, w tym technologii satelitarnych. W wyniku przeprowadzonej analizy, członkowie Komitetu FANS ustalili, że satelitarne systemy nawigacyjne GNSS mogą być podstawowym źródłem pozycjonowania statków powietrznych. Komitet ICAO opracował zatem długoterminowy projekt skoordynowanego ewolucyjnego rozwoju żeglugi powietrznej dla międzynarodowego lotnictwa, w tym koncepcję CNS/ATM.

Koncepcja CNS/ATM zakładała zastosowanie nawigacji obszarowej RNAV zgodnie z kryteriami wymaganej dokładności nawigacji (RNP), a także wykorzystanie globalnego systemu nawigacji satelitarnej GNSS w nawigacji statków powietrznych oraz w podejściach do lądowania. Ponadto, ICAO opracowało koncepcję nawigacji obszarowej opartej na charakterystykach osiągowych PBN. Meritum PBN jest konwersja nawigacji powietrznej od nawigacji klasycznej, poprzez nawigację obszarową do nawigacji bazującej na wymaganiach charakterystyk osiągowych statków powietrznych. Koncepcja nawigacji opartej na osiąгах określa wymagania dotyczące dokładności, wiarygodności, dostępności, ciągłości usługi systemu dla SP [39].

Dzięki wprowadzeniu systemów satelitarnych możliwe stało się wyznaczenie dokładnej pozycji trójwymiarowej, niezależnie od położenia naziemnych pomocy nawigacyjnych w na-

wigacji klasycznej. Co więcej, koncepcja PBN określa zaostrzone wartości parametrów nawigacyjnych takich jak dokładność, dostępność, wiarygodność oraz ciągłość sygnału systemu satelitarnego. Na mocy rezolucji A37-11 „Performance-Based Navigation Global Goals” kraje członkowskie ICAO zobligowały się do wprowadzenia modyfikacji w systemie zarządzania przestrzenią powietrzną poprzez wdrożenie procedur podejścia do lądowania RNAV GNSS [1]. Wobec powyższego, sygnatariusze rozporządzenia zobligowali się do implementacji PBN dla procedur podejścia z naprowadzaniem pionowym dla dróg startowych, które obsługują statki powietrzne o zatwierdzonej masie startowej większej niż 5700 kg. Zastosowanie innowacyjnej koncepcji PBN umożliwia stosowanie nowoczesnych, kompleksowych rozwiązań zarówno w fazie odlotu, w trakcie realizacji trasy lotu czy w procedurze podejścia do lądowania. Dzięki temu takie podejście nie tylko wpływa na zwiększenie efektywności nawigacji obszarowej, ale także przyczynia się do usprawnienia wydajności przestrzeni powietrznej [85].

W ramach koncepcji PBN istotnym elementem jest zastosowanie systemu wspomaganie SBAS. Zastosowanie systemów SBAS w operacjach lotniczych umożliwia poprawę jakości pozycjonowania GNSS. Poprzez określenie parametrów dokładności, ciągłości, wiarygodności oraz dostępności sygnału z systemów satelitarnych GNSS, możliwe stało się poprawienie wyznaczenia pozycji w płaszczyźnie poziomej jak i w pionie statku powietrznego. Obecnie, na terenie Polski stosowany jest europejski system wspomaganie EGNOS do poprawy pozycjonowania GNSS. Dodatkowo, od niedawna obszar Polski obejmuje zasięgiem rosyjski system wspomaganie SDCM. Wobec tego, zarówno system EGNOS jak i SDCM mogą posłużyć do badania jakości pozycjonowania SBAS.

Zgodnie z założeniami przeprowadzonej transformacji lotniczej, implementacja coraz to większej liczby satelitarnych systemów wspomagających SBAS znacząco wpływa na poprawę wyznaczenia współrzędnych samolotu. W związku z tym, w rozprawie doktorskiej zaproponowano opracowanie rozwiązania nawigacyjnego SBAS w lotnictwie opartego o integrację danych EGNOS i SDCM będących składowym elementem koncepcji PBN. W proponowanym autorskim modelu rozwiązania EGNOS+SDCM, do wyznaczenia pozycji statku powietrznego uwzględniono dwa systemy wspomaganie dostępne na terenie Polski, tj. system EGNOS oraz SDCM. Dzięki temu możliwe jest udoskonalenie modelu wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania w odniesieniu do rozwiązania nawigacyjnego z pojedynczego systemu SBAS. Opracowana metoda pozwoli także na poprawę wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego, szczególnie w operacjach podejścia do lądowania.

Zakres niniejszej pracy obejmuje dziesięć rozdziałów tematycznych. Pierwsze trzy rozdziały poświęcono problematyce związanej z przedmiotem badań. W tym celu, w zakresie istotnym dla zasadniczej części dysertacji, scharakteryzowano nawigację obszarową, procedury podejścia do lądowania oraz system EGNOS i SDCM. Uważa się, że taki układ rozprawy pozwoli lepiej wprowadzić czytelnika w część badawczą rozprawy, prezentującą zagadnienia dotyczące autorskiej metody poprawy jakości pozycjonowania statku powietrznego.

W rozdziale 1 omówiono istotę nawigacji obszarowej oraz koncepcji PBN. Przedstawiono ewolucję nawigacji powietrznej, począwszy od nawigacji klasycznej poprzez nawigację obszarową, do nawigacji obszarowej opartej na charakterystyce, a także wyróżniono zasadnicze modyfikacje w ich funkcjonowaniu.

W rozdziale 2 przedstawiono podstawy funkcjonowania systemu GNSS oraz systemów wspomagających SBAS. Ze względu na to, iż niniejsza rozprawa doktorska koncentruje się na systemach wspomagania EGNOS i SDCM, przedstawiono ich szczegółową charakterystykę jako systemów SBAS.

W rozdziale 3 scharakteryzowano tematykę procedur lotu według wskazań przyrządów z wykorzystaniem nawigacji obszarowej. Scharakteryzowano poszczególne etapy lotu, a szczególną uwagę zwrócono na fazę dolotu STAR oraz podejścia do lądowania. Na podstawie kart podejścia do lądowania, w oparciu o system GNSS dla lotniska Kraków-Balice, wyjaśniono konstrukcję procedury podejścia z wykorzystaniem systemu GNSS oraz wyjaśniono znaczenie poszczególnych elementów na mapie.

W rozdziale 4 scharakteryzowano dotychczasowy stan wiedzy z zakresu przedmiotu badań pracy doktorskiej. Opisano także obecnie prowadzone kierunki badań naukowych wraz z uzyskanymi rezultatami pozycjonowania statku powietrznego w oparciu o system EGNOS oraz SDCM.

W rozdziale 5 zaprezentowano ogólny przedmiot badań, sformułowano sytuację problemową, przedstawiono cel oraz tezę pracy.

W rozdziale 6 przedstawiono i omówiono przyjętą metodykę badań. Scharakteryzowano zastosowane metody badawcze niezbędne do wyznaczenia pozycji statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM w procedurze podejścia do lądowania.

W rozdziale 7 przedstawiono przebieg wybranego eksperymentu lotniczego przy użyciu statku powietrznego Diamond DA 20-C. Opisano zastosowane strategie obliczeniowe oraz wykorzystane narzędzia programistyczne.

W rozdziale 8 wyznaczono parametry jakości pozycjonowania statku powietrznego przy zastosowaniu rozwiązania EGNOS+SDCM. Zaprezentowano uzyskane wyniki badań wiarygodności, dokładności, ciągłości oraz dostępności pozycjonowania EGNOS+SDCM.

W rozdziale 9 przeprowadzono dyskusję otrzymanych wyników. Ponadto dokonano zestawienia uzyskanych rezultatów badań z aktualnie dostępnymi osiągnięciami w literaturze naukowej. Porównano również otrzymane wyniki parametrów jakości pozycjonowania ze standardami ICAO dla procedury podejścia SBAS APV-I.

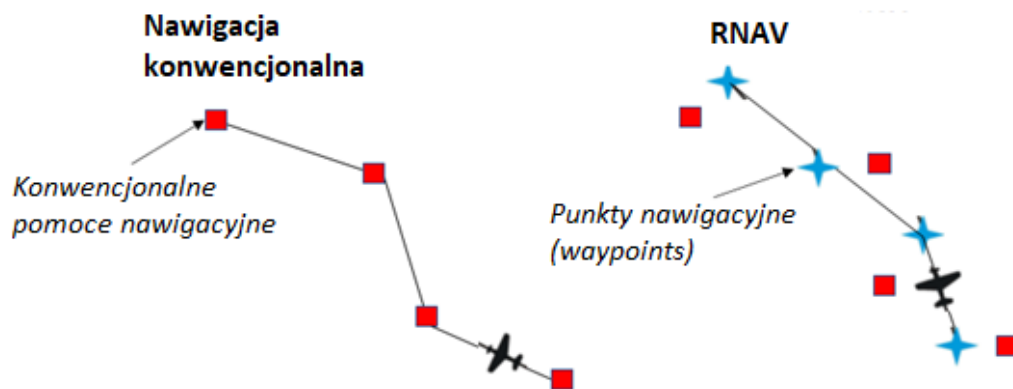
W rozdziale „Zakończenie” zaprezentowano konkluzję rozprawy doktorskiej oraz podkreślono najważniejsze osiągnięcia badawcze. Ponadto wyciągnięto wnioski z przeprowadzonych badań.

Rozprawa doktorska została zakończona spisem bibliograficznym, który wykorzystano podczas opracowywania niniejszej rozprawy. Ponadto, na końcu pracy opublikowano spis tabel i spis rysunków oraz dodano załącznik 1 z kodem źródłowym programu Scilab.

1. CHARAKTERYSTYKA NAWIGACJI OBSZAROWEJ

Procedury podejścia do lądowania z wykorzystaniem systemu wspomagającego SBAS, które są przedmiotem badań w niniejszej dysertacji zaliczamy do nawigacji obszarowej. W związku z tym wydaje się istotne przedstawić krótką charakterystykę nawigacji obszarowej.

Zgodnie z definicją zawartą w DOC-8168 ICAO [89] nawigacją obszarową określa się metodę nawigacji, która pozwala na loty statków powietrznych po dowolnie określonym torze lotu w zasięgu naziemnych urządzeń nawigacyjnych lub w granicach możliwości urządzeń autonomicznych, albo przy stosowaniu kombinacji tych urządzeń [89]. Na rys. 1.1 przedstawiono koncepcję nawigacji konwencjonalnej i nawigacji obszarowej.



Rys. 1.1. Istota nawigacji klasycznej i obszarowej [opr. wł. na podstawie 35]

W tradycyjnej nawigacji lotniczej, lot według wskazań przyrządów opiera się na wykorzystaniu konwencjonalnych urządzeń radionawigacyjnych. Trasa lotu jest realizowana w drogach lotniczych i jest ściśle uzależniona od położenia radiolatarni systemów nawigacyjnych, które są zlokalizowane najczęściej na skrzyżowaniach dróg lub przy zmianie ich kierunku. W nawigacji konwencjonalnej statek powietrzny wykonuje lot od jednej pomocy nawigacyjnej do następnej (patrz rys.1.1) [8, 27]. Do najpopularniejszych pomocy nawigacyjnych należą radiolaternie bezkierunkowe oraz ogólnokierunkowe. Natomiast trasy lotów z wykorzystaniem RNAV nie muszą być ściśle określone. Wykonywane są w zasięgu działania urządzeń nawigacyjnych rozlokowanych na powierzchni Ziemi lub urządzeń działających na zasadach autonomicznych. W nawigacji obszarowej wykorzystuje się następujące systemy nawigacyjne:

- VOR/DME,
- DME,
- GNSS,
- INS,
- LORAN-C.

Trasy lotu dzięki nawigacji obszarowej charakteryzują się większą dokładnością wyznaczenia pozycji w porównaniu z nawigacją konwencjonalną. Ponadto trasy realizowane w oparciu o nawigację obszarową cechują się wysoką powtarzalnością oraz co jest istotne, trasy te są krótsze. W RNAV istnieje możliwość zastosowania wymienionych wyżej urządzeń nawigacyjnych pojedynczo, jak i w zestawie, przez co możliwe jest uzyskanie dokładniejszej pozycji samolotu [5].

Należy podkreślić, że przełomowe znaczenia dla nawigacji obszarowej miało wprowadzenie do lotnictwa satelitarnych systemów nawigacyjnych GNSS. Zastosowanie systemu GNSS w RNAV pozwoliło na wykonywanie lotów według wskazań przyrządów w rejonach pozbawionych naziemnych pomocy nawigacyjnych. Ponadto odbiornik GNSS o odpowiednim poziomie dokładności jest traktowany jako główny, pokładowy system radionawigacyjny.

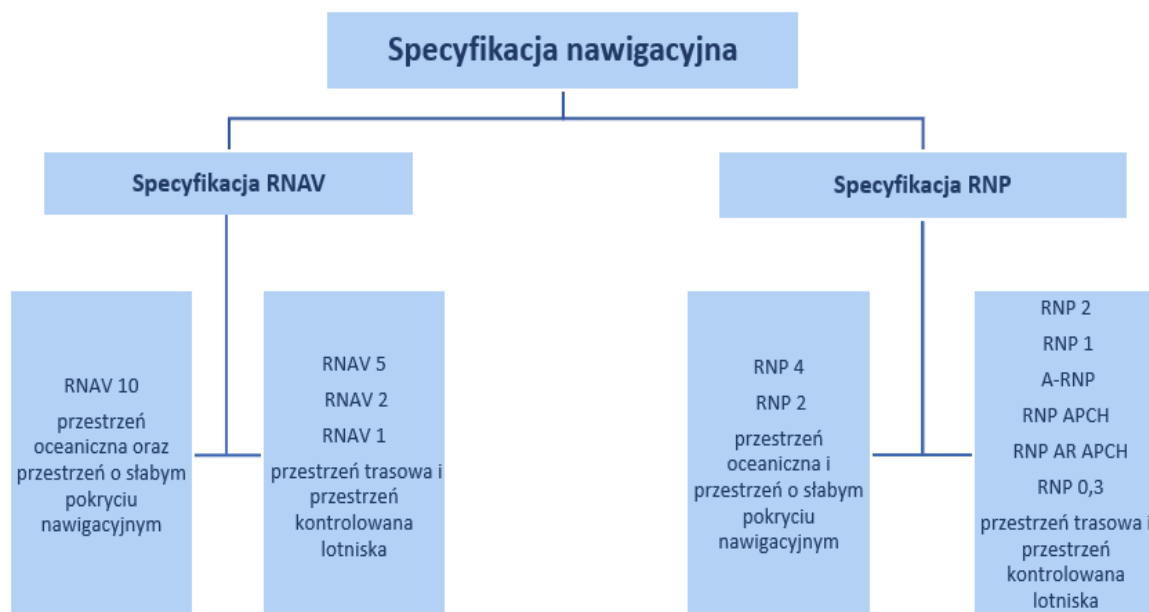
Reasumując, dzięki zaimplementowaniu nawigacji obszarowej, w stosunku do nawigacji konwencjonalnej, lotnictwo odniosło wiele nowych korzyści. Do najważniejszych należą:

- utworzenie większej liczby tras lotu,
- obniżenie kosztów (m.in. poprzez zredukowanie liczby naziemnych urządzeń nawigacyjnych, mniejsze zużycie paliwa przez statki powietrzne przemieszczające się po krótszych i bardziej efektywniejszych trasach powietrznych),
- ograniczenie negatywnego wpływu lotnictwa na środowisko naturalne,
- opracowanie podwójnych bądź równoległych tras lotu, przez co możliwe jest przystosowanie ich do dynamicznego wzrostu natężenia ruchu lotniczego,
- powstanie tras lotu dla statków powietrznych, które wykonują operacje lotnicze w przestrzeni o dużym natężeniu ruchu lotniczego,
- utworzenie alternatywnych oraz awaryjnych tras lotu, które mogą być planowane z wyprzedzeniem lub ad hoc,
- wyznaczenie punktów oczekiwania w najdogodniejszych miejscach [92].

W nawigacji obszarowej współrzędne pozycji są określane jako współrzędne geodezyjne w układzie odniesienia WGS-84, który został zatwierdzony przez ICAO jako obowiązujący w lotnictwie. Wyłącznie dane wyrażone w układzie współrzędnych WGS-84 są wprowadzone do komputerów pokładowych przy użyciu systemu ARINC 424. Poprzez wydanie przez ICAO w 1994 r. przepisu o stosowaniu ujednoliconego układu odniesienia, wszystkie państwa członkowskie zostały zobowiązane do publikacji danych tylko we współrzędnych zgodnych ze światowym układem odniesienia WGS-84 [30].

Dla nawigacji obszarowej opracowano tzw. wymaganą zdolność nawigacyjną jako specyfikację osiągow. RNAV i RNP określają tolerancję dokładności bocznej, wyrażonej w milach morskich. Omawiane specyfikacje nawigacyjne oznacza się „RNAV X” bądź RNP X”, przy czym „X” określa dokładność boczną (np. RNAV 5, RNP 4) [86]. Zatem wyrażenie „RNAV

X” mówi o tym, że statek powietrzny powinien wykonywać lot po zaplanowanej trasie z dokładnością do X mil morskich (NM) 95% czasu lotu. Na rys. 1.2 przedstawiono podział specyfikacji nawigacyjnych.



Rys. 1.2. Rodzaje specyfikacji nawigacyjnej [opr. wł. na podstawie 48]

Specyfikacja RNAV wymaga konieczności utrzymania wymaganej dokładności, wiarygodności, ciągłości oraz określonych wymagań związanych z pokładową bazą danych. Pozycję statku powietrznego wyznacza się w oparciu o dane z pomocy radionawigacyjnych:

- konwencjonalnych (VOR, DME),
- systemów satelitarnych (GNSS),
- systemów inercjalnych (INS) – w ograniczonym stopniu.

Natomiast specyfikacja nawigacyjna RNP oprócz wymagań zdefiniowanych dla RNAV uwzględnia konieczność pokładowego monitoringu dokładności oraz alarmowania. Dzięki temu sprecyzowane są kryteria i osiągi takie jak: dokładności, wiarygodność, ciągłości oraz dostępności sygnałów radionawigacyjnych, sensora nawigacyjnego, a także wyposażenia pokładowego.

W zakresie procedur podejścia do lądowania według przyrządów, RNP wyróżnia trzy specyfikacje nawigacyjne:

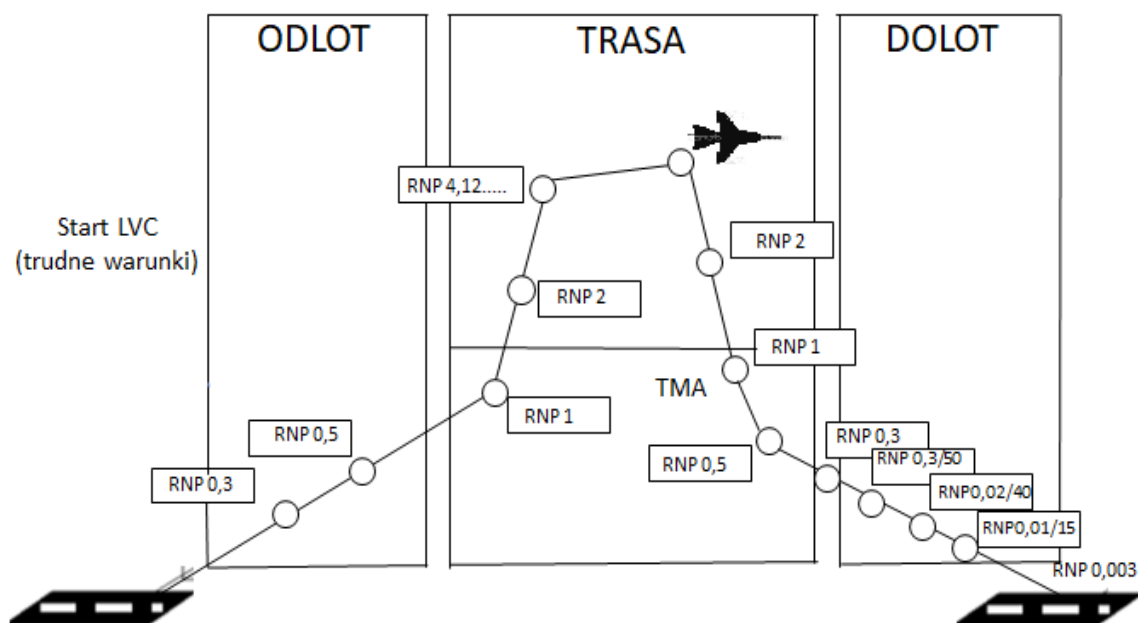
- RNP APCH (RNP approach),
- RNP AR APCH (RNP Approval Required approach),
- A RNP (Advanced RNP approach).

W związku z powyższym, procedury podejścia według nawigacji obszarowej mogą być realizowane wyłącznie przy spełnieniu wymogów specyfikacji nawigacyjnej RNP. Jest to równoznaczne z wyposażeniem samolotu w monitoring dokładności nawigacji i alarmowania w przypadku utraty wymaganej dokładności nawigacji w danej fazie lotu [2].

W trakcie realizacji operacji lotniczej istnieje możliwość korzystania z różnych specyfikacji RNAV i RNP. Na przykład podczas lotu, w zależności od fazy operacji, statek powietrzny może:

- użyć standardową procedurę odlotu SID z wykorzystaniem RNP,
- wykonać lot w przestrzeni kontynentalnej z użyciem RNP 2,
- kontynuować lot w przestrzeni oceanicznej z RNP 4,
- wykonać standardową trasę dolotu STAR i podejście do lądowania przy wykorzystaniu RNAV 1 i RNP APCH.

Na rys. 1.3 zaprezentowano w formie obrazowej zastosowanie zróżnicowanych parametrów wartości RNP dla faz operacji lotniczych.



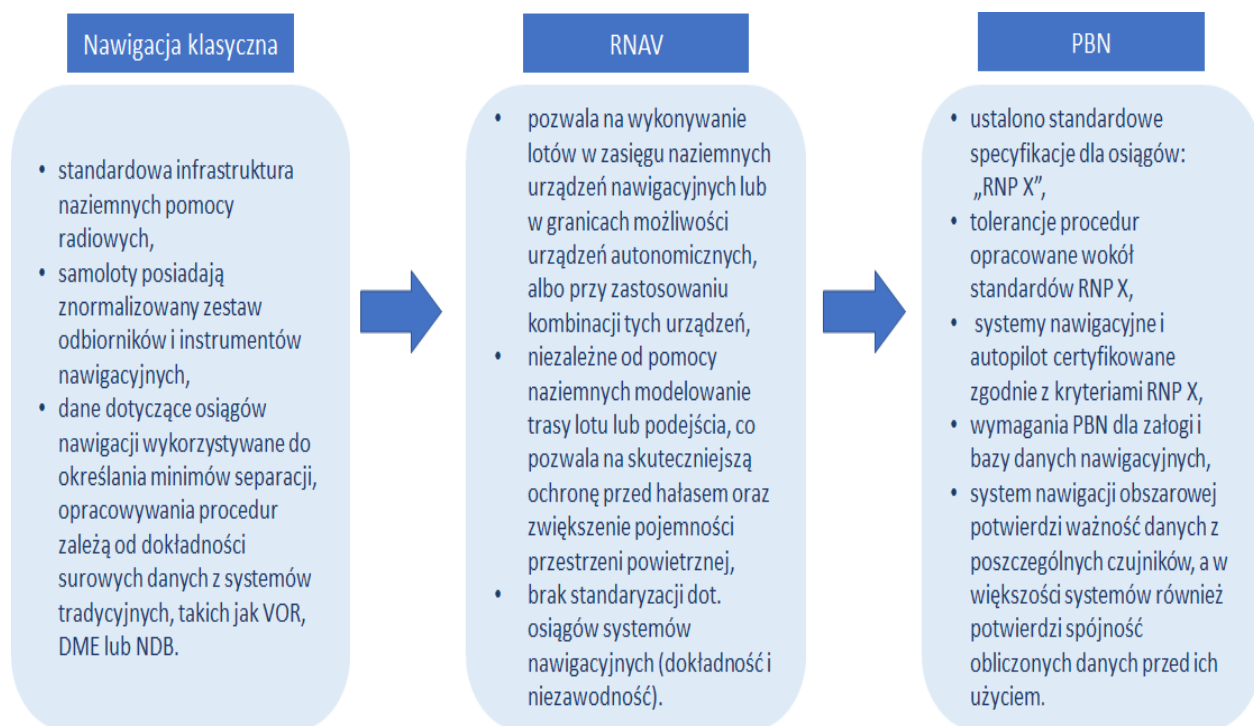
Rys. 1.3. Wymagane wartości RNP w zależności od fazy lotu [opr. wł. na podstawie 33]

Według Zbioru Informacji Lotniczej, w przestrzeni kontrolowanej FIR EPWW korzysta się z wymaganej charakterystyki nawigacyjnej RNP 5, która dotyczy wymagań operacyjnych obejmujących utrzymywanie 5-milowej dokładności pozycji statku powietrznego w poziomie oraz odpowiednie wyposażenie monitorujące [103]. W tabeli 1.1 zawarto specyfikacje nawigacyjne w zależności od fazy lotu.

Tabela 1.1. Specyfikacja nawigacyjna (RNP, RNAV) [33]

Nawigacja	Trasa		Faza podejścia			
	<i>Oceaniczna</i>	<i>Kontynent</i>	<i>Początkowa</i>	<i>Pośrednia</i>	<i>Końcowa</i>	<i>Odejście</i>
RNAV 10	10					
RNAV 5		5				
RNAV 2		2				
RNAV 1			1	1		1
RNP 4	4					
RNP 2	2	2				
RNP 1			1	1		1
A-RNP	2	2 lub 1	1	1	0,3	1
RNP APCH			1	1	0,3	1
RNP AR APCH			1-0,1	1-0,1	0,3-1	1-0,1
RNP 0,3		0,3	0,3	0,3		

W 2008 roku Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego przyjęła koncepcję PBN, w wyniku której rozpoczęto prace nad wdrożeniem PBN przez wszystkie kraje stowarzyszone w organizacji ICAO. Aktualnie obowiązuje wydanie nr 4 podręcznika DOC-9613, które zostało opublikowane w 2013 r. DOC-9613. Dostarcza ono informacji ogólnych o koncepcji PBN oraz zawiera również szczegółowe kwestie techniczne niezbędne do planowania wdrożenia operacyjnego. Podręcznik PBN charakteryzuje niezbędne aplikacje nawigacyjne, w tym aplikację RNP „Performance Based Navigation Manual”, która jest rozbudowanym projektem standardów i sugestii implementacji PBN dla państw członkowskich. Dzięki temu możliwe jest przygotowanie odpowiedniej, znormalizowanej infrastruktury nawigacyjnej i procedur umożliwiających wykorzystanie globalnego systemu nawigacji satelitarnej GNSS. Na rys. 1.4 zestawiono zwięzłą charakterystykę najważniejszych cech nawigacji klasycznej, nawigacji obszarowej RNAV oraz PBN.



Rys. 1.4. Klasyfikacja nawigacji lotniczej [opr. wł. na podstawie 33]

Zgodnie z zaleceniami Komisji Europejskiej, do 2030 r. procedury podejścia PBN mają być podstawową metodą nawigacji w 192 państwach należących do ICAO. W tabeli 1.1 zamieszczono wymagany harmonogram wdrażania koncepcji PBN przez kraje członkowskie ICAO.

Tabela 1.2. Harmonogram wdrażania koncepcji PBN [40]

Data	Wymagane implementacje satelitarne
3 grudzień 2020	- nawigacja obszarowa RNAV 5 będzie podstawowym sposobem nawigacji stosowanym w lotach trasowych powyżej FL150 - procedury podejścia LPV będą podstawowym sposobem podejścia do lądowania
25 luty 2024	- procedury podejścia LPV będą podstawowym sposobem podejścia do lądowania STAR i SID powinny być wdrożone z co najmniej z charakterystyką RNAV 1 lub RNP 1, - nawigacja obszarowa RNAV 5 będzie podstawowym sposobem nawigacji stosowanym w lotach trasowych poniżej FL150
6 czerwiec 2030	- procedury PBN będą podstawowymi procedurami nawigacji obszarowej - RNAV1 będzie miała zastosowanie do STARs i SIDs

Na stronie internetowej Europejskiej Organizacji ds. Bezpieczeństwa Żeglugi Powietrznej opracowano platformę PBN Map Tool, na której prezentowane są informacje dotyczące statusu implementacji PBN oraz plany jego wdrożenia przez kraje członkowskie Europejskiej Konferencji Lotnictwa Cywilnego. Aktualnie do ECAC należy 44 państwa, w tym 27 państw Unii Europejskiej. Od 1990 r. Polska jest także uczestnikiem ECAC. W oparciu o narzędzie PBN Map Tool w tabeli 1.2 zestawiono dane odzwierciedlające stan i plany implementacji podejść

PBN na drogach startowych w latach 2013-2023. Poprzez zawarte w tabeli sformułowanie „nie-możliwe” rozumie się lotniska, dla których tego rodzaju podejście nie jest możliwe do opublikowania. Z kolei poprzez pojęcie „planowane” określono porty lotnicze, w których nie opublikowano tego rodzaju podejścia, ale istnieją plany ich publikacji. Poniższe dane zostały opublikowane dla lipca 2020 r.

Tabela 1.3. Stan i plany wdrożenia podejścia PBN [37]

Rok	Wdrożone	Wdrożone [%]	Planowane	Planowane [%]	Niemożliwe	Niemożliwe [%]
2013	316	20,06	990	62,86	35	2,22
2014	416	26,41	890	56,51	35	2,22
2015	503	31,94	803	50,98	35	2,22
2016	591	37,52	715	45,40	35	2,22
2017	688	43,68	618	39,24	35	2,22
2018	746	47,37	560	35,56	35	2,22
2019	882	56,00	424	26,92	35	2,22
2020	951	60,38	355	22,54	35	2,22
2021	1145	72,70	161	10,22	35	2,22
2022	1204	76,44	102	6,48	35	2,22
2023	1214	77,08	92	5,84	35	2,22

Według powyższych wyników można stwierdzić, iż w 2020 r. ponad trzykrotnie wzrosła liczba zaimplementowanych procedur podejścia do lądowania w stosunku do 2013 r., tj. z 316 do 951. Zgodnie z przedstawionymi prognozami, w 2023 r. aż 77,08% portów lotniczych będzie umożliwiało wykonywanie procedury podejścia opartej na PBN.

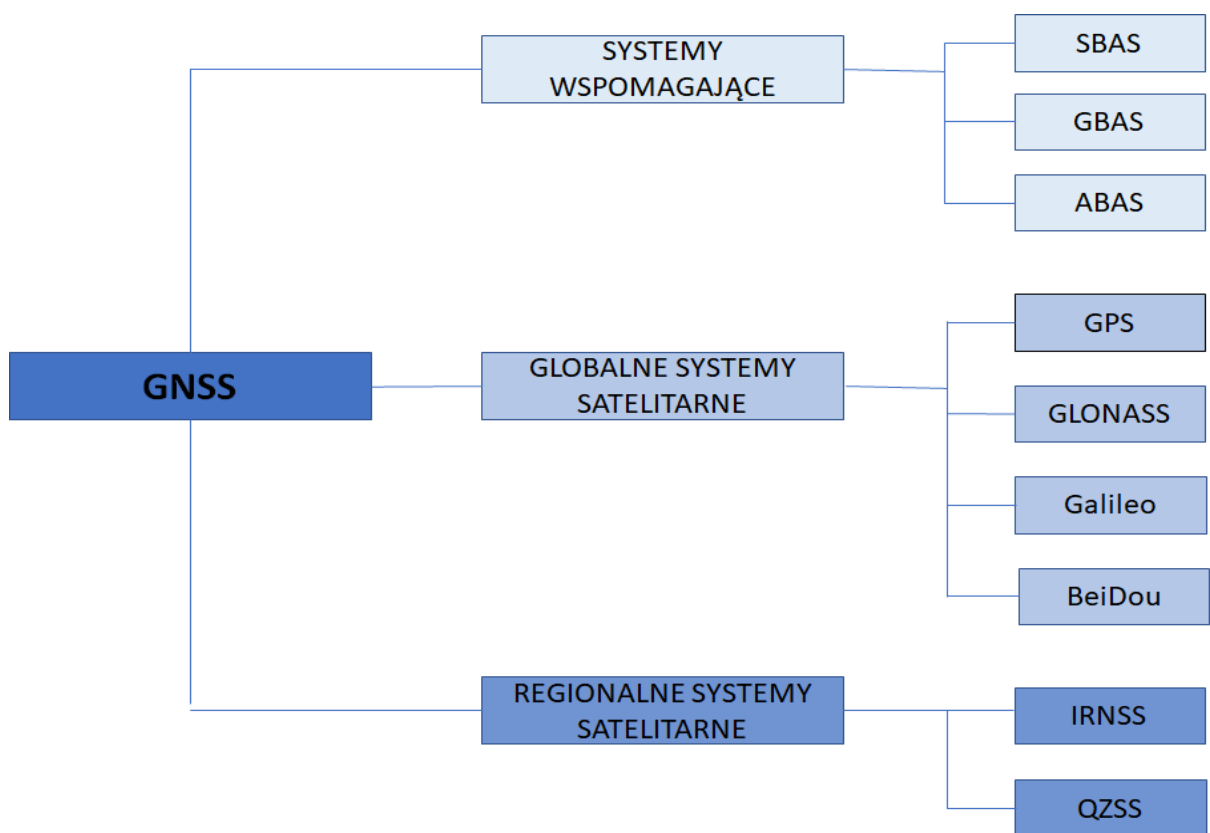
W przypadku implementacji procedur PBN na terenie Polski, nasz kraj poprzez ratyfikację rezolucji A-37 ICAO zobligował się do wdrożenia PBN. W wyniku realizacji założonych planów, obecnie na polskich lotniskach zostało wprowadzonych dwadzieścia jeden procedur RNAV GNSS, a także podjęto działania mające na celu implementację GNSS w zarządzaniu ruchem lotniczym.

Wydaje się zasadne podkreślić, iż w Polsce prowadzono testy lotnicze mające na celu implementację systemów wspomagających EGNOS w lotnictwie. Jednym z przykładów takich badań eksperymentalnych jest projekt pod nazwą „SHERPA”. W latach 2009-2014 pod przewodnictwem Polskiej Agencji Żeglugi Powietrznej przeprowadzono trzy międzynarodowe projekty badawcze: HEDGE (Helicopter Deploy GNSS in Europe), EGNOS APV MIELEC oraz SHERPA (Support ad-Hoc to Eastern Region Preoperational Actions in GNSS) [35]. W ramach zrealizowanych projektów badawczych możliwe stało się zweryfikowanie polskiej koncepcji PBN oraz wprowadzenie wspomnianych wyżej zmian w zarządzaniu ruchem lotniczym [35].

Głównym założeniem wspomnianego projektu „SHERPA” było opracowanie modelu podejścia do lądowania z wykorzystaniem technik satelitarnych GNSS. Projekt ten zakończył się opracowaniem eksperymentalnego podejścia do lądowania statku powietrznego z użyciem GNSS. Walidacji procedur podejścia RNAV GNSS dokonano przy użyciu samolotu typu Piper Seneca II wyposażonego w odbiornik pokładowy GARMIN 430W, zintegrowany z odbiornikiem Antaris 4 GPS/SBAS, który rejestrował badane parametry nawigacyjne [31]. Takie rozwiązanie umożliwiło zarejestrowanie danych: GPS L1/L2 i EGNOS oraz zilustrowanie graficzne wykonanych profili tras lotów statku powietrznego, jak również wyznaczenie odchyłeń od założonych parametrów. W oparciu o uzyskane wyniki opracowano procedury podejść z użyciem GNSS, a następnie zaimplementowano je na polskich lotniskach komunikacyjnych. Inne przykładowe projekty badawcze z zastosowaniem systemu EGNOS scharakteryzowano w rozdziale 7.

2. CHARAKTERYSTYKA SYSTEMU GNSS

W nawigacji obszarowej opartej o technikę satelitarną kluczową rolę odgrywa GNSS. GNSS jest podstawowym źródłem pozycjonowania w nawigacji obszarowej. Załącznik 10 ICAO do Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym formułuje definicję GNSS następująco: „Światowy system określania miejsca i czasu, zawierający jedną lub wiele konstelacji satelitarnych, odbiorniki pokładowe i urządzenia monitorujące wiarygodność systemu, w razie potrzeby rozszerzany, aby wspierać wymagania nawigacyjne dla zamierzonych operacji” [2]. GNSS obejmuje globalne systemy satelitarne, certyfikowane systemy wspomagające SBAS oraz regionalne systemy RNSS. Na rys. 2.1 zilustrowano elementy składowe systemu GNSS.



Rys. 2.1. Struktura systemu GNSS [opr. wł. na podstawie 33]

Do globalnych systemów satelitarnych zalicza się cztery zasadnicze systemy:

- amerykański, wojskowy GPS NAVSTAR,
- rosyjski, wojskowy GLONASS,
- chiński, wojskowy BeiDou,
- europejski, cywilny Galileo.

W wyniku dynamicznego rozwoju lotnictwa, globalne systemy satelitarne, takie jak np. GPS czy GLONASS, nie są w stanie sprostać coraz to większym wymaganiom dotyczącym jakości pozycjonowania satelitarnego, w szczególności parametru wiarygodności. W tym celu, opracowano i wdrożono systemy wspomagające: ABAS, SBAS, GBAS. Takie rozwiązanie umożliwia zwiększenie dokładności pozycjonowania w pionie i w poziomie, a także zapewnienie parametru wiarygodności. Rozróżnia się następujące rodzaje systemów wspomagających (patrz rys. 2.1):

- ABAS - dane korekcyjne wypracowywane są w oparciu o urządzenia znajdujące się na pokładzie statku powietrznego;
- SBAS - transmisja danych korekcyjnych wypracowanych przez sieć stacji naziemnych jest realizowana do użytkownika za pośrednictwem satelity geostacjonarnego;
- GBAS - transmisja danych korekcyjnych wypracowanych przez stację różnicową (DGPS) jest realizowana do użytkownika za pośrednictwem łączy radiowych (w lotnictwie pasmo VHF).

ABAS jest systemem wspomagania bazującym o dodatkowe wyposażenie pokładowe statku powietrznego. Jest to technika oparta o RAIM, czyli automatyczne monitorowanie wiarygodności odbiornika. Dzięki temu możliwa jest weryfikacja i wykluczenie błędnych wskazań pozycji SP.

Z kolei działanie SBAS polega na współpracy z naziemnymi stacjami monitorującymi, które monitorują i kontrolują sygnały satelitarne, określają poprawki korekcyjne, a następnie transmitują je za pośrednictwem satelity geostacjonarnego do odbiorników użytkownika. Praktyczną implementacją metody SBAS jest np. europejski EGNOS, amerykański WAAS, indyjski GAGAN czy rosyjski SDCM.

GBAS polega na przesłaniu poprawek różnicowych od stacji referencyjnej do pokładowego odbiornika GNSS. Kluczowym elementem GBAS jest fizyczna stacja referencyjna (dla techniki różnicowej DGPS) zlokalizowana najczęściej na lotnisku. GBAS jest wykorzystywany w operacjach powietrznych związanych z dolotem do lotniska i podejściem do lądowania, w szczególności precyzyjnym [12, 78].

Należy zaznaczyć, iż dzięki kooperacji systemu GNSS z systemami wspomagania nie tylko wzrasta wiarygodność danych nawigacyjnych, ale możliwe jest także spełnienie wymagań stawianych przez RNP APCH i RNAV [16].

Ponadto, poprzez wprowadzenie systemów wspomagających SBAS można zredukować błędy w pomiarach GNSS. Do najważniejszych z nich należą:

- błąd jonosferyczny,
- błąd troposferyczny,
- błąd zegarów satelitów i odbiorników,
- błędy orbit satelitarnych,
- błąd wielotorowości i szum pomiarowy [37].

Błąd jonosferyczny może wynosić nawet kilkadziesiąt metrów, tym samym daje największą wartość błędów w stosunku do pozostałych. Poprzez wykorzystanie dwóch częstotliwości, błąd ten można całkowicie wyeliminować. Błąd troposfery zależy od warunków meteorologicznych, tj. od temperatury, ciśnienia i zawartości pary wodnej w atmosferze. Kolejne z błędów, błędy orbit satelitarnych, spowodowane są przemieszczaniem się satelitów ze swoich orbit wywołanym wpływem wiatru słonecznego, ciśnieniem promieniowania oraz grawitacją Słońca, Księżyca czy planet. Błąd zegara określane jest jako różnica wskazań czasu przez zegar na satelicie (lub zegar odbiornika) w odniesieniu do czasu systemu GPST. Ostatnim z wymienionych błędów jest błąd wielotorowości i szum pomiarowy. Błąd ten tworzy się, gdy sygnał dociera do odbiornika wieloma drogami tzn. falą bezpośrednią i falą odbitą od różnych elementów obiektu lub terenu [37, 60]. W tabeli 2.1 przedstawiono błędy wpływające na dokładność pozycjonowania GPS oraz GPS i SBAS wraz z ich wartościami.

Tabela 2.1. Błędy i czynniki wpływające na dokładność pozycjonowania GPS, GPS+SBAS [opr. wł. na podstawie 37]

Rodzaj błędu/zakłócenia	GPS	GPS+SBAS
<i>błąd jonosferyczny</i>	2 m	0,3 m
<i>błąd zegarów</i>	1 m	0,5 m
<i>błąd orbit satelitarnych</i>	1 m	0,5 m
<i>błąd wielotorowości</i>	0,2 m	0,2 m
<i>opóźnienia troposferyczne</i>	0,25 m	0,25 m
<i>Zakłócenia odbiornika</i>	0,5 m	0,5 m

Ze względu na to, iż meritum niniejszej rozprawy doktorskiej dotyczy satelitarnych systemów wspomagania SBAS, system ten został scharakteryzowany w dalszej części pracy.

2.1. Charakterystyka satelitarnych systemów wspomagających SBAS

Satelitarne systemy wspomagające SBAS, poza zwiększeniem dokładności pozycjonowania, zapewniają użytkownikowi informację o wiarygodności. Funkcja ta pozwala na wygenerowanie alarmu o utracie rozwiązania nawigacyjnego pozycji oraz poziomów bezpieczeństwa HPL/VPL. W odróżnieniu od depeszy nawigacyjnej, która zawiera wiadomość o poprawności działania wyłącznie satelity (tzw. satellite health), w systemie SBAS dostarczane są dane o prawidłowości funkcjonowania systemu, przez co użytkownik jest informowany o wadliwości działania całego systemu satelitarnego. Systemy SBAS informują również o prawdopodobieństwie wystąpienia zakłóceń funkcjonowania w określonym przedziale czasowym.

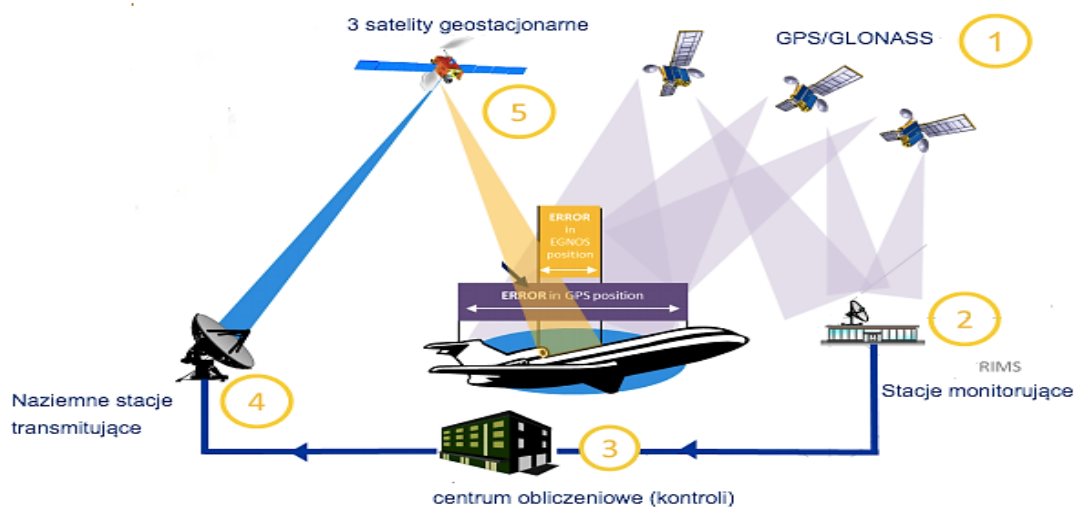
Architektura systemu SBAS składa się z trzech zasadniczych segmentów:

- segmentu naziemnego,
- segmentu kosmicznego,
- segmentu użytkownika [65, 66].

Segment kosmiczny tworzą satelity geostacjonarne odpowiedzialne za retransmitowanie poprawek pochodzących z naziemnych stacji korygujących. Z kolei segment naziemny stanowi sieć odpowiednio zlokalizowanych stacji naziemnych, które przetwarzają zebrane dane satelitarne GNSS, opracowują poprawki oraz dodatkowe informacje dla konstelacji satelitów. Segment użytkownika stanowią dedykowane odbiorniki z funkcją SBAS (patrz rys. 2.2).

W pełni operacyjny system SBAS zapewnia ciągle wyznaczenie pozycji użytkownika z dokładnością około 1÷3 m w płaszczyźnie horyzontalnej oraz około 2÷4 m w płaszczyźnie pionowej, z prawdopodobieństwem 95% [65, 87]. Dzięki zastosowaniu systemu SBAS możliwe jest określenie modelu błędu zegara satelity i efemeryd oraz błędów spowodowanych transferem sygnału satelitarnego przez jonosferę i troposferę. Dane przesyłane przez SBAS przyjmują formę poprawek w postaci korekcji orbit i zegara satelity oraz korekcji opóźnień atmosferycznych.

Zasada działania satelitarnego systemu wspomagającego opiera się na prawidłowym funkcjonowaniu wyżej wymienionych segmentów SBAS. Stacje monitorujące śledzą i monitorują oraz gromadzą obserwację generowane przez satelity GNSS. Dane pochodzące ze stacji referencyjnych są następnie transmitowane do centrum obliczeniowego, w którym opracowywane są poprawki dla rejestrowanych sygnałów oraz wiadomości o wiarygodności głównego systemu i systemów wspomagających SBAS. Dane z centrum obliczeniowego są emitowane do stacji transmitujących, które przesyłają je do satelitów geostacjonarnych SBAS, a później satelity retransmitują poprawki dla odbiorników pokładowych na statkach powietrznych. W tym momencie rolą systemu SBAS jest poprawa dokładności i wiarygodności pozycjonowania [53, 96]. Na rys. 2.2. przedstawiono schemat działania systemu SBAS.

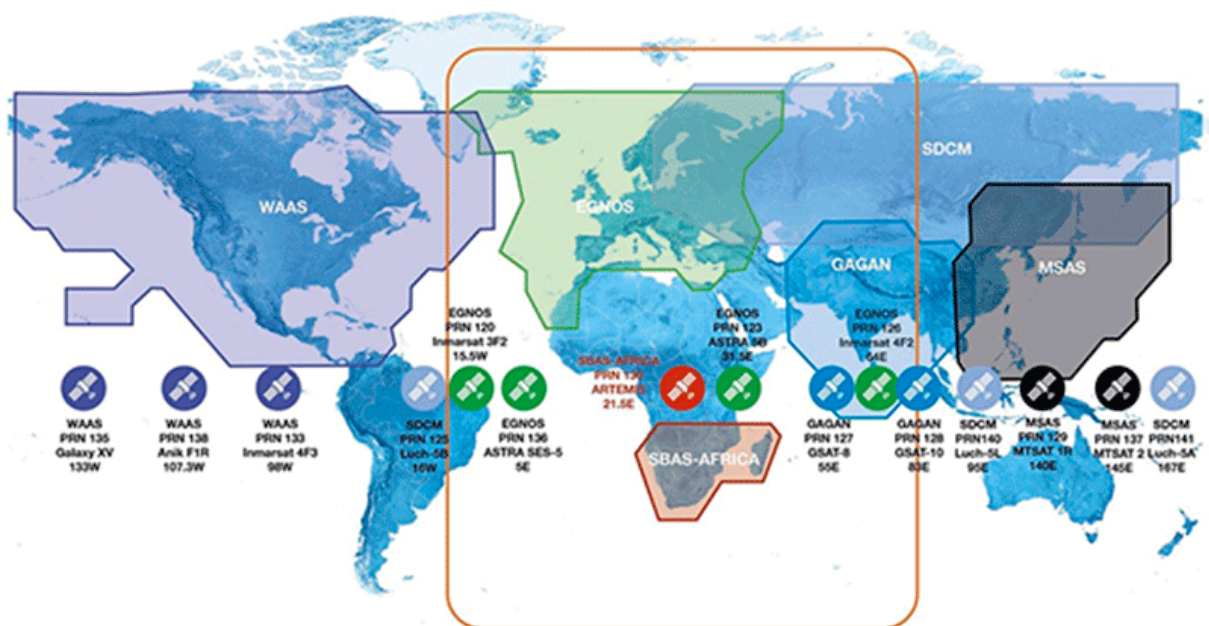


Rys. 2.2. Zasada działania systemu SBAS [96]

Systemy SBAS projektowane są zgodnie z przyjętym standardem tj. SARPs ICAO [2]. Na bazie wspomnianego wyżej dokumentu, kilka krajów wdrożyło własny satelitarny system wspomagający SBAS. Na przykład w Europie jest to system EGNOS, który obejmuje swym zasięgiem większość obszaru Unii Europejskiej (UE) wraz z niektórymi sąsiednimi krajami i regionami. Krajowe systemy SBAS funkcjonują także w:

- Stanach Zjednoczonych (Wide Area Augmentation System – WAAS),
- Japonii (MTSAT Satellite based Augmentation System – MSAS),
- Indiach (GPS Aided GEO Augmented Navigation – GAGAN),
- Rosji (System for Differential Corrections and Monitoring – SDCM),
- Afryce (African Satellite Augmentation System – ASAS),
- Australii i Nowej Zelandii (Southern Positioning Augmentation Network – SPAN, w fazie rozwoju) [28].

Istotny jest fakt, że wszystkie wymienione wyżej systemy SBAS transmitują sygnał na częstotliwości L1. Dodatkowo systemy WAAS i GAGAN mogą także pracować na częstotliwości L5, co znacząco wpływa na modelowanie opóźnienia jonosferycznego [12]. Istniejące i planowane na świecie systemy SBAS przedstawiono na rys. 2.3.



Rys. 2.3. Zasięgi działania istniejących systemów SBAS [28]

Tak jak już wspomniano, ze względu na to, iż przedmiotem badań niniejszej rozprawy jest wyznaczenie charakterystyk jakości pozycjonowania GNSS w lotnictwie z użyciem systemów wspomagania EGNOS i SDCM, następny podrozdział dotyczy charakterystyki systemu EGNOS oraz SDCM.

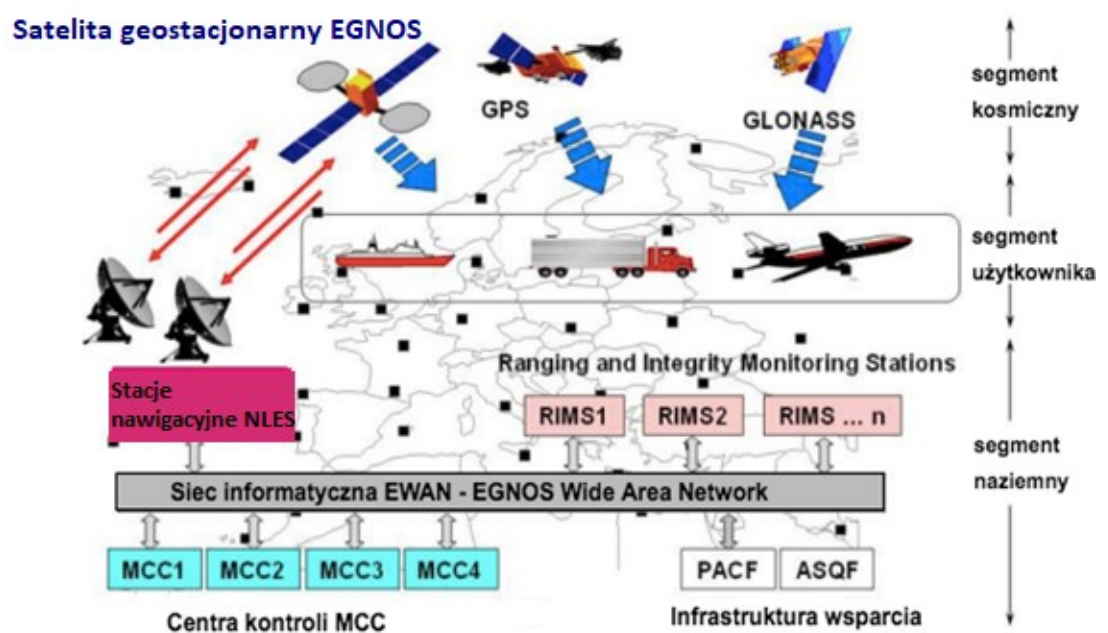
2.1.1. *Satelitarny system wspomagający – EGNOS*

EGNOS jest pierwszym europejskim przedsięwzięciem w dziedzinie nawigacji satelitarnej GNSS. Satelity geostacjonarne (GEO) transmitują do odbiorników użytkownika poprawki oraz informacje o wiarygodności i dokładności sygnałów pozycjonowania GPS na paśmie częstotliwości L1 (1575,42 MHz) [96]. Ponadto, dzięki retransmisji poprawek użytkownicy w Europie mogą określić swoją pozycję z dokładnością do trzech metrów. Co więcej, od czasu uruchomienia w 2009 r. systemu EGNOS, ponad 70% komercyjnych modeli odbiorników jest już kompatybilnych z EGNOS, a aplikacje są opracowywane dla wielu środków transportu, w tym drogowego, kolejowego, lotniczego, morskiego, a także w rolnictwie, akcjach poszukiwawczych, mapowaniu, synchronizacji i usługach opartych na lokalizacji (LBS). W skład segmentu satelitarnego EGNOS wchodzi trzy satelity znajdujące się na orbicie geostacjonarnej. Taka konfiguracja segmentu kosmicznego umożliwia wysoki poziom redundancji w przypadku awarii geostacjonarnej łącz satelitarnych na całym terenie zasięgu usług. Poza tym, działanie systemu EGNOS zostało skonfigurowane w taki sposób, aby w dowolnym momencie co najmniej dwa z trzech satelitów GEO transmitowały sygnał nawigacyjny [6, 56]. Aktualnie są to satelity: Inmarsat III AOR-E (Atlantic Ocean Region-East-15,5°W) (PRN 120), Inmarsat III IOR-W (Indian Ocean Region-West-25°E) (PRN 126) oraz ESA Artemis (Advanced Relay Technology Mission-21,5°) (PRN 124).

Segment naziemny systemu EGNOS składa się z:

- 40 stacji monitorowania RIMS, które odbierają sygnały z systemu GPS, GLONASS, Galileo lub innych satelitów GNSS. RIMS rozlokowane są równomiernie na całym obszarze Europy i posiadają zaawansowane technologicznie odbiorniki GNSS. W zależności od pełnionej funkcji rozróżnia się trzy rodzaje stacji RIMS: A, B, C. Odbiornik A odpowiedzialny jest za dostarczenie poprawek, RIMS B ustala zgodność wiadomości nawigacyjnych, a odbiornik typu C wychwytyje przerwy w sygnałach GNSS.
- 6 naziemnych stacji nawigacyjnych NLES, które zarządzają dokładnością i niezawodnością danych przesyłanych do 3 satelitów w celu przekazania ich do urządzeń użytkownika końcowego. Stacje NLES rozmieszczone są w liczbie dwóch dla każdego satelity geostacjonarnej, przy czym tylko jedna jest aktywna, a druga pełni rolę rezerwową. Naziemne stacje nawigacyjne przekazują przydzielonym satelitom GEO informacje pochodzące z centów kontroli, w tym poprawki. NLES usytuowane są w Hiszpanii, Włoszech, Francji, Niemiec, Wielkiej Brytanii oraz Portugalii.
- 4 centra kontroli MCC zajmujące się przetwarzaniem danych i obliczaniem korekt różnicowych. Aktualnie MCC znajdują się na terenie Włoch – Ciampino, Wielkiej Brytanii – Gatwick, Danii – Longan oraz Hiszpanii – Torrejon. W danym czasie aktywna oraz operacyjna jest wyłącznie jedna stacja, jednakże pozostałe centra kontroli pracują w trybie czuwania i są w pełni gotowe do funkcjonowania w przypadku awarii działającej stacji [50, 66].

System EGNOS wyposażony jest także w specjalnie wydzieloną sieć informatyczną EWAN odpowiedzialną za łączność wszystkich elementów segmentu naziemnego. Oprócz stacji i centrów, system posiada dodatkowe aplikacje wsparcia naziemnego, które wykonują czynności związane z planowaniem operacji systemu i oceną wydajności, a mianowicie jest to urządzenie do oceny wydajności i kontroli – PACF oraz narzędzie do kwalifikacji i walidacji – ASQF. PACF zapewnia wsparcie dla zarządzania systemem EGNOS w takich obszarach, jak analiza wydajności, procedury operacyjne, aktualizacja specyfikacji, walidacja jak i również wsparcie w zakresie konserwacji. Jednostka PACF zajmuje się także archiwizowaniem danych. Z kolei ASQF dostarcza organom lotniczym aparaturę do kwalifikacji, walidacji oraz certyfikacji różnorodnych zastosowań EGNOS [12]. Na rys. 2.4 przedstawiono architekturę systemu EGNOS.



Rys. 2.4. Architektura systemu EGNOS [50]

EGNOS udostępnia trzy serwisy pozycjonowania dla użytkowników. Należą do nich:

- serwis otwarty OS - bezpłatny serwis dla każdego użytkownika EGNOS,
- serwis bezpieczeństwa życia SoL - dostarcza wiarygodny sygnał dla wszystkich użytkowników serwisu, w tym dla lotnictwa,
- serwis dostępu danych EDAS - zapewnia naziemny dostęp do danych EGNOS poprzez zbiór usług, które są dostępne dla zarejestrowanych użytkowników przez Internet [29].

2.1.2. Satelitarny system wspomagający - SDCM

Rosyjskim odpowiednikiem systemu EGNOS jest SDCM. System SDCM należy do grupy satelitarnych systemów wspomagających SBAS i został stworzony przede wszystkim jako

funkcjonalny dodatek infrastruktury GLONASS. System ten zapewnia generowanie i dostarczanie aktualizowanych informacji o wiarygodności danych nawigacyjnych GLONASS jak i GPS w formacie SBAS dla użytkowników w Rosji. W przypadku wyznaczania pozycji użytkownika w oparciu o system GLONASS istotną rolę odgrywa różnica w skali czasu między systemami GPS i GLONASS. W przeciwieństwie do GPS, który wykorzystuje współrzędne WGS-84, system GLONASS stosuje współrzędne w układzie PZ-90.11. W określaniu pozycji użytkownika przy pomocy dwóch systemów satelitarnych niezbędne jest zastosowanie jednolitego układu współrzędnych [11].

Informacje o wiarygodności systemu GLONASS i GPS są transmitowane przez satelity geostacjonarne na częstotliwości $L1 = 1575,42$ MHz [80]. Do podstawowych zadań SDCM należy:

- monitorowanie wiarygodności satelitów GNSS (GPS i GLONASS),
- zapewnienie poprawek różnicowych dla satelitów GLONASS i GPS.

System SDCM składa się z trzech komponentów:

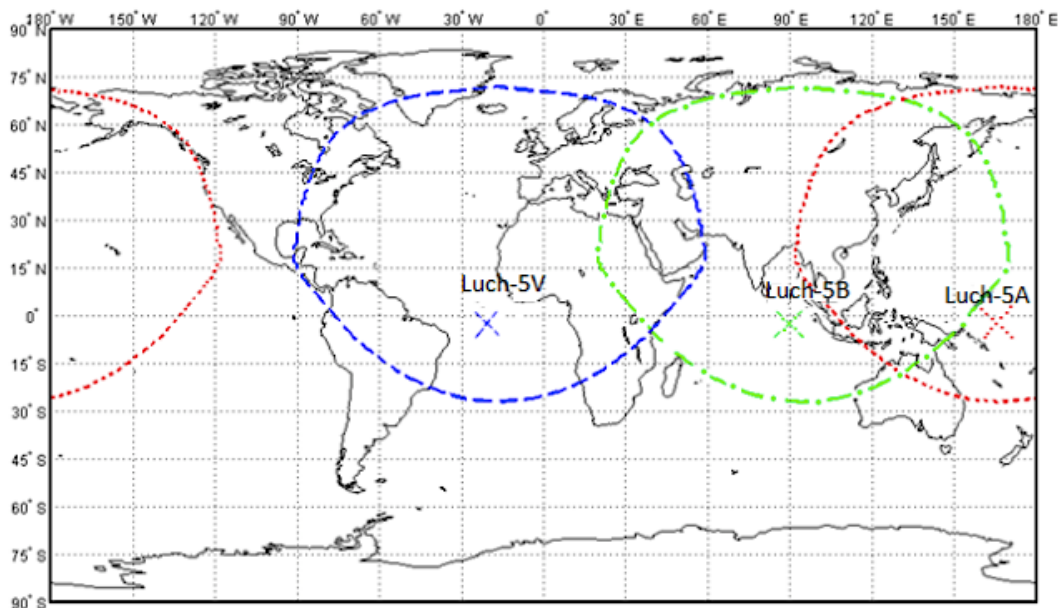
- segmentu kosmicznego,
- segmentu naziemnego monitorowania i kontroli poprawek różnicowych,
- segmentu użytkownika [91].

Segment kosmiczny obejmuje trzy działające satelity geostacjonarne wielofunkcyjnego systemu kosmicznego Luch, przesyłające użytkownikom dane satelitarne SDCM w paśmie mikrofal. W tabeli 2.2 zestawiono informacje dotyczące satelitów geostacjonarnych SDCM: LUCH-5A, LUCH-5B i LUCH-5V. Warto podkreślić, iż system ten wykorzystuje trzy kody C/A o numerach 125, 140 i 141, należące do rodziny 1023-bitowych ciągów Golda.

Tabela 2.2. Parametry segmentu kosmicznego SDCM [91]

Satelita geostacjonarna	Luch-5A	Luch-5B	Luch-5V
Współrzędne lokalizacji satelity	167° E	95°E	16°W
PRN	140	125	141
Inklinacja [°]	0	0	0
Promień satelity [km]	42164	42164	42164

Tak jak już wspomniano, sygnał na częstotliwości $L1$ systemu SDCM jest transmitowany przez trzy geostacjonarne satelity. Dystrybucja danych odbywa się zgodnie z wymaganiami SARPs ICAO i RTCA MOPS DO-229D. Na rys. 2.5 zaprezentowano zasięg pokrycia satelitów geostacjonarnych SDCM [12]. Z punktu widzenia prowadzonych badań dotyczących systemu SDCM istotnym jest zasięg pokrycia satelity Luch-5V, który pokrywa obszar Polski.

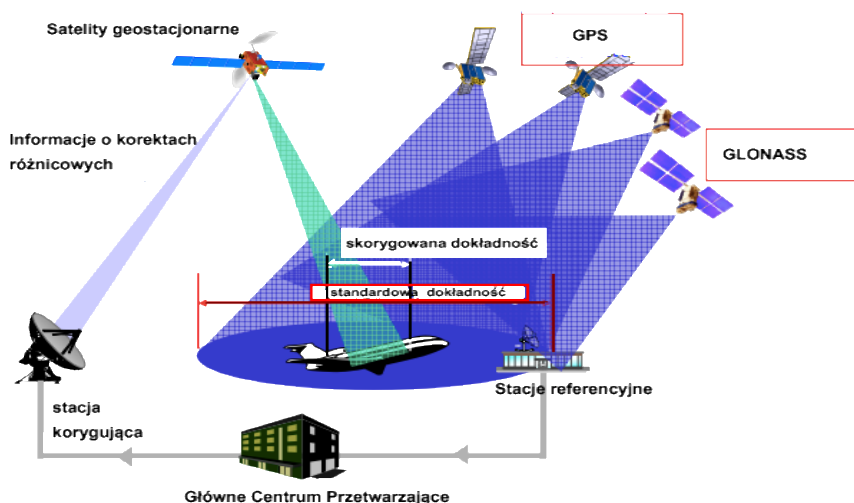


Rys. 2.5. Zasięg satelitów geostacjonarnych SDCM [91]

Segment naziemny tworzy centrum monitorowania i kontroli poprawek różnicowych CDCM, centrum kontrolno-przesyłające dane do satelitów SDCM oraz sieć stacji referencyjnych zlokalizowanych na całym świecie.

Segment naziemny odpowiada za:

- monitorowanie sygnałów satelitów GLONASS i GPS,
- ciągłe korygowanie orbit i zegarów satelitów GLONASS i GPS,
- generowanie danych korekcyjnych i parametrów wiarygodności,
- przesyłanie poprawek i danych dotyczących wiarygodności do użytkowników za pośrednictwem segmentu kosmicznego.



Rys. 2.6. Zasada działania SDCM [97]

Z kolei segment użytkownika obejmuje odbiorniki GNSS, które są kompatybilne z systemami GPS oraz GLONASS [91]. W przypadku systemu SDCM zasada działania jest analogiczna do pozostałych systemów SBAS. Na rys. 2.6 przedstawiono zasadę działania systemu SDCM.

2.2. Parametry oceny przydatności systemów GNSS

W celu zapewnienia wysokiego poziomu bezpieczeństwa operacji lotniczych system GNSS musi spełniać określone wymogi dotyczące jakości pozycjonowania statków powietrznych. W załączniku 10 do Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym – „Łączność Lotnicza” przedstawiono parametry oceny przydatności systemów GNSS. Zgodnie z dokumentem, oceny przydatności systemów GNSS i jakości pozycjonowania systemów wspomagających dokonuje się poprzez wyznaczenie czterech parametrów:

- dokładności,
- dostępności,
- wiarygodności,
- ciągłości.

W tabeli 2.3 przedstawiono wymagania dotyczące parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego określone w załączniku 10 do Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym „Łączność lotnicza”, w tomie I – Pomoce radionawigacyjne dla procedury podejścia do lądowania z prowadzeniem pionowym SBAS APV-I i SBAS APV-II [2].

Tabela 2.3. Wymagania parametrów jakości pozycjonowania SBAS w operacjach podejścia do lądowania z prowadzeniem pionowym SBAS APV-I i SBAS APV-II [2]

Parametr	SBAS APV-I	SBAS APV-II
<i>Dokładność</i>	Dokładność pozioma 16 m	Dokładność pozioma 16 m
	Dokładność pionowa 20 m	Dokładność pionowa 20 m
<i>Wiarygodność</i>	Wiarygodność pozioma 40 m	Wiarygodność pozioma 40 m
	Wiarygodność pionowa 50 m	Wiarygodność pionowa 20 m
<i>Dostępność</i>	od 0,99 do 0,9999	od 0,99 do 0,9999
<i>Ciągłość</i>	$1 \times 10^{-6} \div 8 \times 10^{-6} / 15 \text{ s}$	$1 \times 10^{-6} \div 8 \times 10^{-6} / 15 \text{ s}$

Zgodnie z Załącznikiem 10 ICAO, poprzez **dokładność** rozumie się błąd pozycji GNSS, który jest różnicą pomiędzy wyznaczoną pozycją a pozycją rzeczywistą. Dla oszacowanej po-

zycji prawdopodobieństwo powinno wynosić przynajmniej 95%, czyli na poziomie podwójnego błędu pozycji. Należy podkreślić, iż błędy w systemie GNSS ulegają zmianie wraz z upływem czasu. Zmieniające swoje położenie satelity oraz charakterystyka błędów systematycznych GNSS powodują występowanie błędów pozycji, które potrafią zmieniać się w czasie. Ponadto, dokładność ulega zmianie na skutek zróżnicowanej geometrii satelitów i współczynnika geometrycznego DOP. Zgodnie z rekomendacjami ICAO dokładność pozycjonowania w płaszczyźnie poziomej dla procedury podejścia SBAS APV-I powinna wynosić do 16 m w poziomie oraz do 20 m w pionie [2].

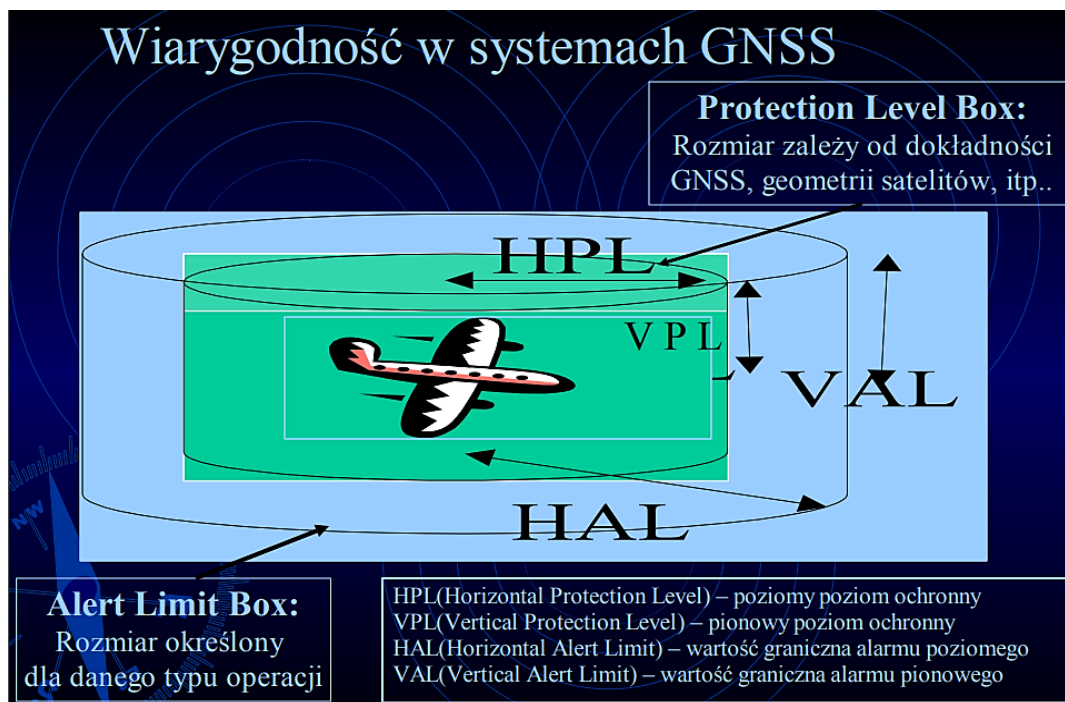
Następnym parametrem jakości pozycjonowania systemów wspomagających jest **wiarygodność**. Zgodnie z załącznikiem 10 ICAO wiarygodność definiuje się jako: „miarę zaufania w poprawność informacji dostarczanych przez system. Wiarygodność obejmuje zdolność systemu do dostarczania użytkownikowi na czas odpowiednich ostrzeżeń (alarmów), kiedy system nie powinien być używany w danej operacji (lub fazie lotu)” [2].

Wyróżnia się ostrzeżenia, takie jak:

- limit alarmowy AL (z ang. Alert Limit) – oznacza, iż błąd nie może być większy niż dana wartość X bez wydania ostrzeżenia,
- poziom ochrony PL (z ang. Protection Level) – statystyczny błąd wyznaczony, aby zapewnić, iż prawdopodobieństwo wystąpienia bezwzględnego błędu pozycji przekraczającego tę liczbę jest mniejsze lub równe docelowemu ryzyku wiarygodności. W sytuacji, gdy w trakcie lotu poziom ochrony przekroczy wymagany limit alarmowy, statek powietrzny nie może wykorzystywać do nawigacji systemu GNSS,
- czas do alarmu - maksymalny dopuszczalny czas, liczony od momentu początku działania systemu nawigacyjnego poza tolerancją do okresu, kiedy urządzenie wyda ostrzeżenie,
- ryzyko wiarygodności – sygnalizuje jakie jest prawdopodobieństwo, iż w dowolnym momencie błąd pozycji osiągnie limit alarmowy [4].

Wiarygodność pozycjonowania systemów wspomagających określa się na podstawie parametrów HPL i VPL, które wyrażają poziomy bezpieczeństwa technicznego z wykorzystaniem sensora GNSS w realizowanych operacjach lotniczych. Parametr HPL dotyczy płaszczyzny poziomej i jest określony przez promień okręgu jako podstawy figury walca, w którym jest wyznaczana pozycja statku powietrznego w płaszczyźnie horyzontalnej dla poziomu ufności 95%. Z kolei parametr VPL dotyczy płaszczyzny pionowej i określa wysokość figury walca, w którym znajduje się wyznaczana pozycja samolotu w płaszczyźnie wertykalnej dla poziomu ufności 95% [17]. Ponadto, zarówno dla parametru HPL jak i VPL wyznaczono alerty graniczne informujące o dopuszczalnych wartościach granicznych błędów pozycji w płaszczyźnie pionowej i poziomej. Dla HPL zdefiniowano parametr HAL, a dla VPL parametr VAL. Według Załącznika 10 ICAO dla procedury podejścia SBAS APV-I określono alert graniczny HAL na poziomie 40 m oraz alert graniczny pionowy VAL wynoszący 50 m [2]. Na rys. 2.7 przedstawiono sposób wyznaczania parametrów wiarygodności HPL i VPL oraz alertów granicznych

HAL oraz VAL. Warto podkreślić, iż w procedurze podejścia SBAS APV-I wartość współczynnika K_H wynosi 6, a dla współczynnika K_V jest równa 5,33.



Rys. 2.7. Metoda wyznaczania parametrów wiarygodności HPL/VPL [4]

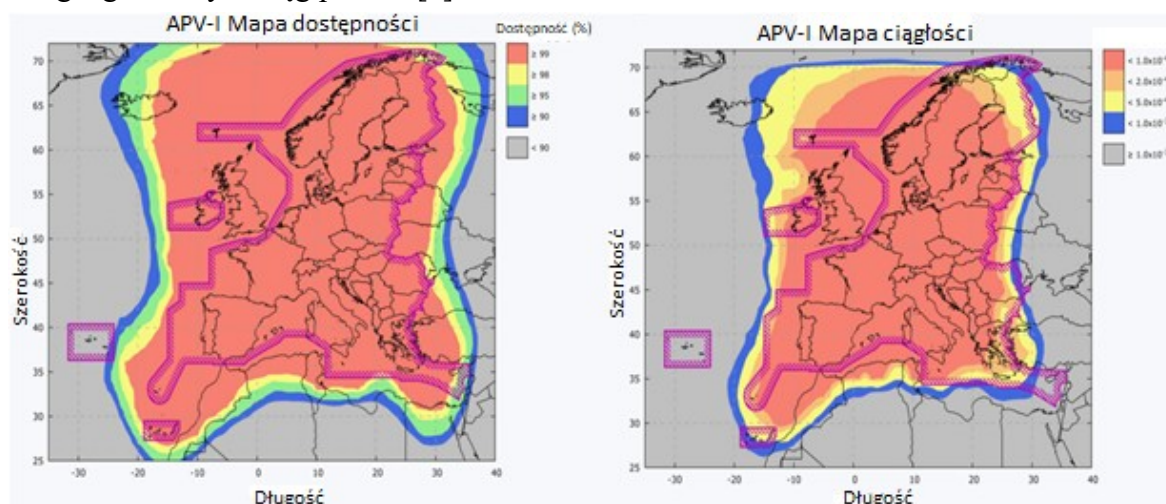
Kolejnym parametrem jakości pozycjonowania sygnałów GNSS jest **ciągłość**. Ciągłością usługi systemu nazywamy zdolność systemu do realizacji swoich zadań bez nieprzewidywalnych przerw w trakcie planowej operacji lotniczej. W procedurze podejścia oraz w operacji lądowania statku powietrznego, ciągłość usługi oznacza zdolność systemu do dostarczania wyjściowych parametrów nawigacyjnych o sprecyzowanej dokładności oraz wiarygodności pod warunkiem, iż były dostępne od momentu rozpoczęcia operacji. Wymagania ciągłości dla operacji podejścia typu APV dotyczą średniego ryzyka (w czasie) przerwania usługi w stosunku do czasu użytkowania przez 15 s. Wartość parametru ciągłości jest bezwymiarowa [2].

Dostępnością usługi systemu określa się procent czasu, w którym rzeczywiste dane nawigacyjne są prezentowane załodze oraz wgrane do autopilota bądź innego systemu zarządzającego operacją lotu. Dla systemu GNSS dostępność jest definiowana przez okres, w którym system jest wykorzystywany do nawigacji oraz podczas którego informacja nawigacyjna jest przekazywana załodze, do autopilota bądź innych systemów sterowania lotem. Istotne jest, aby podczas wyznaczania wymagań dla systemu GNSS obejmujących dostępność usługi, uwzględnić należyty poziom usługi, która ma być wspierana [2].

Dla operacji podejścia do lądowania charakterystyczne wymagania dostępności są określone w oparciu o:

- natężenie i złożoność ruchu,
- procedury dla segregowania i doprowadzania do następnego lotniska,
- system nawigacyjny wykorzystywany w zapasowym lotnisku,

- procedury ruchu lotniczego,
- czas trwania przerw,
- geograficzny zasięg przerw [2].



Rys. 2.8. Mapy dostępności i ciągłości systemu EGNOS dla procedury SBAS APV-I [96]

Według rekomendacji ICAO, dostępność GNSS określono w przedziale od 0,99 do 0,99999. Wartość parametru dostępności jest bezwymiarowa lub może być podawana w procentach. Na rys. 2.8 pokazano przykładowe mapy dostępności i ciągłości opracowane przez Europejski Organ Nadzoru Globalnego Systemu Nawigacji Satelitarnej dla procedury podejścia SBAS APV- I. Mapy te zostały stworzone na podstawie wyników otrzymanych podczas kilkumiesięcznych obserwacji wydajności systemu EGNOS. W zaprezentowanych mapach dostępności i ciągłości zaznaczono minimalne wartości dostępności i ciągłości, jakiej można oczekiwać od systemu EGNOS dla podejścia do lądowania typu APV-I. W przypadku dostępności obszar w kolorze czerwonym oznacza rejon, w którym spełniony jest wymóg dostępności w 99%, żółtym – 98%, zielonym – 95% oraz niebieskim – 90%. Natomiast dla parametru ciągłości przedstawiono wartości odpowiadające oczekiwanej minimalnej wydajności mierzonej przez bezawaryjny odbiornik wykorzystujący wszystkie widoczne satelity EGNOS [96].

3. PROCEDURY PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA

Według dokumentu 8168 pt. „Operacje Statków Powietrznych” [88] procedurą podejścia według wskazań przyrządów nazywamy: „wiele uprzednio ustawionych manewrów wykonywanych według wskazań przyrządów pokładowych z określonym zabezpieczeniem przed zdarzeniem z przeszkodami, od pozycji rozpoczęcia podejścia początkowego lub – w stosownych przypadkach – od początku określonej trasy dolotu do punktu, od którego może być wykonane lądowanie, a jeśli lądowanie nie zostało wykonane, to od pozycji, w której obowiązują odpowiednie kryteria przewyższenia nad przeszkodami dla lotu w oczekiwaniu lub po trasie” [89].

3.1. Charakterystyka procedur podejścia do lądowania według wskazań przyrządów

Wyróżnia się następujące procedury podejścia według wskazań przyrządów:

- podejścia precyzyjnego PA,
- podejścia nieprecyzyjnego NPA,
- podejścia z prowadzeniem pionowym APV.

Wybór rodzaju realizowanej procedury podejścia zależy od wyposażenia nawigacyjnego statku powietrznego, warunków terenowych w rejonie portu lotniczego, a także rodzaju rozpatrywanych operacji. Zasadniczy wpływ mają przede wszystkim przeszkody lotnicze oraz naturalne wzniesienia ograniczające realizację procedury podejścia i fazę lądowania statku powietrznego.

Procedura podejścia precyzyjnego bazuje na wykorzystaniu precyzyjnego prowadzenia poziomego i pionowego zgodnie z minimami wynikającymi z kategorii operacji, np. operacji ILS, GBAS. Natomiast procedura podejścia nieprecyzyjnego zapewnia również prowadzenie poziome, ale bez prowadzenia pionowego. Procedura ta opiera się na NDB, VOR, LOC (GP INOP) [53].

Następną procedurą podejścia według wskazań przyrządów wykorzystującą prowadzenie nawigacyjne pionowe i poziome jest APV – podejście z prowadzeniem pionowym. W odróżnieniu od podejścia precyzyjnego, nie spełnia ona wymagań ustalonych dla PA.

Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego określa dwa sposoby przeprowadzenia podejścia instrumentalnego. Operacje podejścia według wskazań przyrządów dzielimy na:

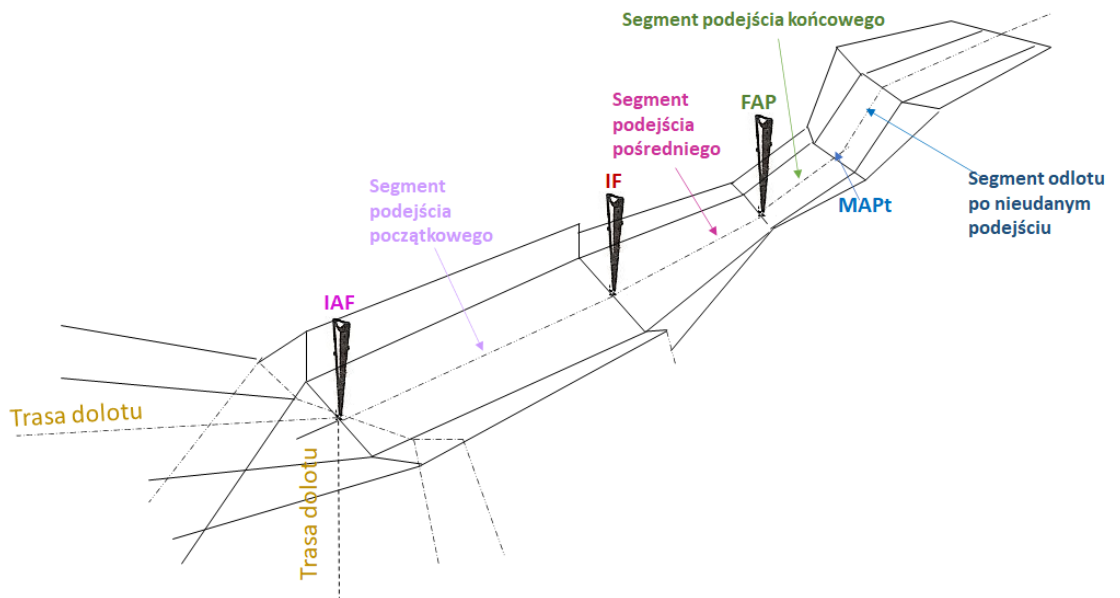
- 2D - dwuwymiarową z prowadzeniem wyłącznie w płaszczyźnie poziomej,
- 3D - trójwymiarową w oparciu o nawigację w płaszczyźnie poziomej oraz pionowej [36].

Instrumentalna procedura podejścia składa się z pięciu oddzielnych segmentów, które rozpoczynają się i kończą w danych pozycjach (tzw. fix) bądź w określonych punktach, wyznaczonych między innymi poprzez przecięcie ścieżki schodzenia z odpowiednią wysokością. Istotne jest także, aby procedury podejścia uwzględniały strefę okrażenia nad lotniskiem w warunkach z widocznością.

Zasadniczymi segmentami procedury podejścia według wskazań przyrządów są:

- dołot,
- podejście początkowe,
- podejście pośrednie,
- podejście końcowe,
- odłot po nieudanym podejściu [88].

W każdym segmencie procedury podejścia według wskazań przyrządów w pionowym przekroju poprzecznym występuje strefa podstawowa oraz strefa poboczna. W strefie podstawowej uwzględnia się pełne przewyższenia nad przeszkodami, której wartości zmniejszają się do wartości zerowej w czasie zbliżania do krawędzi stref pobocznych. Na rys. 3.1 zaprezentowano segmenty procedury podejścia do lądowania według wskazań przyrządów.



Rys. 3.1. Elementy procedury podejścia według wskazań przyrządów [opr. wł. na podstawie 88]

W każdej procedurze podejścia wyróżnia się także główne punkty podejścia (tzw. fix), takie jak:

- IAF – Initial approach fix – pozycja rozpoczęcia podejścia początkowego;
- IF – Intermediate approach fix – pozycja rozpoczęcia podejścia pośredniego;
- FAF – Final approach fix – pozycja rozpoczęcia podejścia końcowego (podejście nieprecyzyjne);
- FAP – Final approach point – punkt rozpoczęcia podejścia końcowego (podejście precyzyjne);
- MAPt – Missed approach point – punkt rozpoczęcia procedury po nieudanym podejściu.

Realizacja procedury podejścia do lądowania rozpoczyna się od segmentu dolotu. Dolot jest to końcowy odcinek trasy z fazy lotu do momentu osiągnięcia pozycji IAF. W tej fazie szerokość strefy dolotu ulega zmniejszeniu z wartości danej trasy do wartości podejścia początkowego – IAF. W odległości 46 km od podejścia początkowego rozpoczyna się zwężenie, które zwęża się pod kątem 30° z obu stron osi. W trakcie dolotu zmieniają się również warunki lotu z przelotowych na warunki umożliwiające zrealizowanie podejścia i zniżania do wysokości budowy manewru.

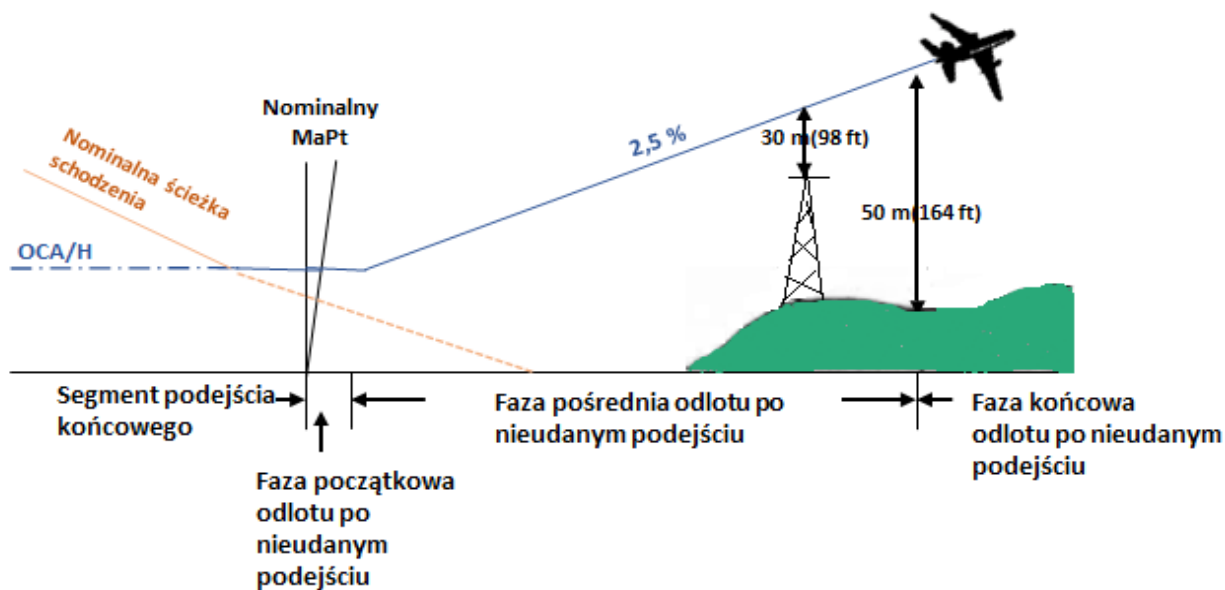
Następnym segmentem jest etap podejścia początkowego. Segment ten rozpoczyna się w pozycji IAF a kończy w IF, i zapewnia się co najmniej 300 m (984 ft) przewyższenia nad przeszkodami w strefie podstawowej. Ponadto, w segmencie podejścia początkowego możliwe jest wyprowadzenie statku powietrznego na prostą do lądowania. W przypadku, gdy niemożliwe jest uzyskanie odpowiedniej pozycji rozpoczęcia z prostej IAF, niezbędne jest zastosowanie jednej z procedur: z nawrotem, z dwoma zakrętami o 180° , bądź procedury na torze oczekiwania. W sytuacji gdy na lotnisku dostępny jest system ILS, możliwe jest wykorzystanie segmentu zliczeniowego.

Kolejnym etapem jest podejście pośrednie. Podczas tego segmentu prędkość i konfiguracja samolotu powinny umożliwić jego przygotowanie do segmentu końcowego. Wtedy statek powietrzny utrzymuje najmniejszy gradient zniżania, następuje wypuszczenie podwozia i klap, a także zredukowanie wartości zniżania pionowego. Wymagane jest, aby przewyższenie nad przeszkodami wynosiło 150 m w strefie podstawowej i obniżało się stopniowo w strefach pobocznych osiągając wartość zero na krawędziach zewnętrznych.

Segment podejścia końcowego rozpoczyna się od pozycji FAF a kończy w punkcie rozpoczęcia procedury po nieudanym podejściu. W trakcie tego segmentu następuje ustalenie kierunku lądowania oraz zniżanie do lądowania.

Segment podjęcia końcowego kończy się w punkcie rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu MAPt. Punkt MAPt położony jest zazwyczaj nad progiem drogi startowej, dla której wykonywana jest operacja lądowania. Co więcej, punkt MAPt można wyznaczyć odpowiednio wcześniej, poprzez jego maksymalne położenie w punkcie przecięcia ścieżki zniżania z gradientem 5% [88].

Dla każdej procedury podejścia dołączana jest jedna procedura po nieudanym podejściu. Składa się ona z trzech faz: początkowej, pośredniej, końcowej. Podczas wykonywania procedury odlotu po nieudanym podejściu pilot statku powietrznego powinien zmodyfikować konfigurację samolotu, położenie przestrzenne oraz wysokość bezwzględna. Omawiana procedura wskazuje punkt, w którym rozpoczyna się odlot po nieudanym podejściu i punkt bądź wysokość, gdzie następuje zakończenie procedury [88]. Na rys. 3.2 pokazano fazy odlotu po nieudanym podejściu do lądowania.



Rys. 3.2. Fazy odlotu po nieudanym podejściu [opr. wł. na podstawie 88]

W procedurze odlotu wyróżnia się trzy fazy operacji. Są to:

- faza początkowa, która rozpoczyna się w punkcie MAPt i kończy w punkcie, w którym zaczyna się wznoszenie,
- faza pośrednia, w której operacja wznoszenia jest kontynuowana i trwa do osiągnięcia punktu, w którym jest 50 m przewyższenia nad przeszkodami,
- faza końcowa, która następuje w punkcie, w którym uzyskano przewyższenie nad przeszkodami równe 50 m i która może być kontynuowana, aż do osiągnięcia punktu rozpoczynającego nowe podejście do lądowania [89].

Istotnym zagadnieniem dotyczącym procedur podejścia do lądowania według wskazań przeglądów jest znormalizowana klasyfikacja statków powietrznych. Podczas wykonywania manewrów związanych z instrumentalnymi procedurami podejścia kluczowe jest określenie dwóch parametrów: widzialności oraz prędkości samolotu. W związku z tym opracowano pięć kategorii statków powietrznych uwzględniających 1,3 prędkości przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania z maksymalnym ciężarem do lądowania. W tabeli 3.1 przedstawiono znormalizowane kategorie samolotów.

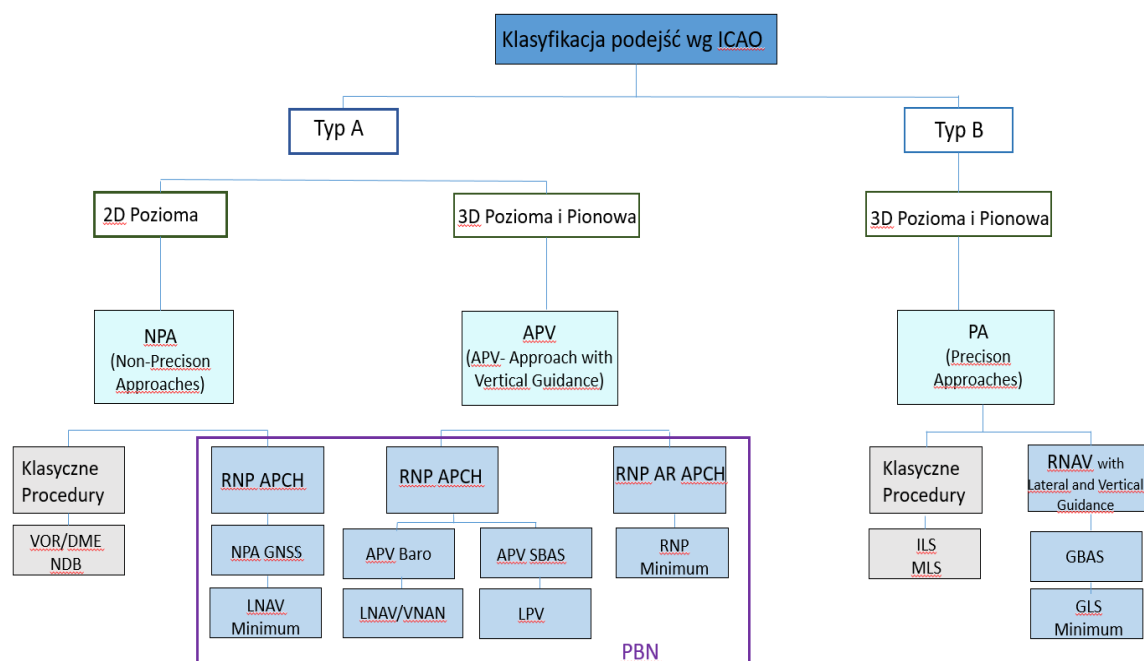
Tabela 3.1. Klasyfikacja statków powietrznych [89]

Kategoria statku powietrznego	Wartości prędkości IAS
A	do 169 km/h
B	od 169 km/h do 224 km/h
C	od 224 km/h do 261 km/h
D	od 261 km/h do 307 km/h
E	od 307 km/h do 391 km/h

Ponadto, do każdej procedury podejścia zaznaczane są na mapie wysokości – bezwzględna i/lub względna – zapewniające minimalne przewyższenie nad przeszkodami OCA(-H). W przypadku procedur podejścia precyzyjnego i z okrażeniem wysokości te określa się dla każdej kategorii statku powietrznego.

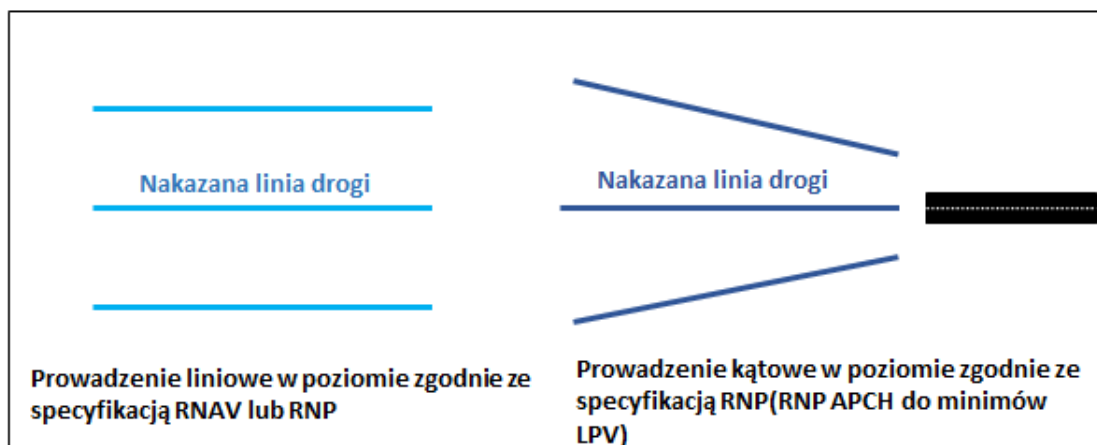
3.2. Charakterystyka procedur podejścia do lądowania RNAV GNSS

Równoległe z implementacją koncepcji PBN, Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego opracowała nową klasyfikację procedur podejścia do lądowania według wskazań przyrządów. Wprowadzenie nowego podziału instrumentalnych procedur podejścia do lądowania umożliwiło klarowne opisanie odmian operacji podejścia oraz lądowania. Na rys. 3.3 zaprezentowano podział procedur instrumentalnych.



Rys. 3.3. Klasyfikacja procedur podejść do lądowania [opr. wł. na podstawie 85]

Dla instrumentalnych procedur podejścia na bazie koncepcji PBN wyróżnia się dwa rodzaje prowadzenia poziomego: liniowe oraz kątowe. W przypadku podejścia z prowadzeniem poziomym liniowym konieczne jest wykorzystanie nawigacji z wymaganiami specyfikacji RNAV lub RNP. Natomiast podejście z prowadzeniem poziomym kątowym uwzględnia użycie nawigacji spełniającej wymagania specyfikacji RNP APCH do minimum LPV (rys. 3.4) [86, 88].



Rys. 3.4. Rodzaje prowadzenia poziomego [opr. wł. na podstawie 88]

Wyróżnia się cztery rodzaje specyfikacji standardowej w zakresie podejść do lądowania RNP APCH i ich cztery minima:

- NPA GNSS (ABAS) – minima LNAV,
- NPA GNSS (SBAS) – minima LPV,
- APV Baro-VNAV – minima LNAV/VNAV,
- LPV – minima LPV.

NPA GNSS (ABAS) jest podejściem nieprecyzyjnym z prowadzeniem GNSS wspomaganym ABAS przy zastosowaniu minimum IFR na bazie odbiornika pokładowego GNSS i systemu FMS. Wartość dokładności przy prowadzeniu poziomym wynosi do $\pm 0,3$ NM równolegle po każdej stronie ścieżki podejścia.

NPA GNSS (SBAS) jest również podejściem nieprecyzyjnym z prowadzeniem GNSS, ale wspomaganym SBAS. Jest to rodzaj podejścia nieprecyzyjnego z prowadzeniem kątowym w poziomie. W tym typie podejścia dokładność przy prowadzeniu kątowym w punkcie rozpoczęcia podejścia końcowego FAF wynosi ± 1 NM oraz 2° do progu pasa, dla którego dokładność oscyluje w granicach ± 350 ft.

Kolejne podejście APV Baro-VNAV jest także nieprecyzyjnym podejściem z prowadzeniem GNSS: poziomym wspomaganym ABAS oraz pionowym wspomaganym wysokościomierzem barometrycznym, nawigacją 3D – minima LNAV/VNAV. W tym rodzaju podejścia, poprzez wykorzystanie wysokościomierza następuje dostarczenie danych barometrycznych do

komputera pokładowego FMS, a następnie obliczenie odchylenia od nakazanego profilu pionowego. Zarówno prowadzenie w pionie jak i poziomie jest zapewnione liniowo z wartością dokładności wynoszącą $\pm 0,3$ NM w poziomie oraz ± 150 ft w pionie.

LPV jest podejściem nieprecyzyjnym z prowadzeniem GNSS SBAS. Jest to podejście typu 3D. W tym typie podejścia występuje prowadzenie w pionie i w poziomie typu kąтового z dokładnością dla punktu rozpoczęcia podejścia końcowego FAF równą ± 1 NM oraz 2° do progu pasa, w którym dokładności oscylują w granicach ± 350 ft dla prowadzenia poziomego i $0,25^\circ$ od punktu rozpoczęcia podejścia końcowego FAF do punktu przecięcia się profilu zniżania z osią pasa.

Należy zaznaczyć, iż podejście typu LPV może być klasyfikowane zarówno do podejść precyzyjnych jak i nieprecyzyjnych. W sytuacji sporządzania procedury podejścia dla drogi startowej z dostępnym podejściem nieprecyzyjnym bądź precyzyjnym kategorii I, a także w momencie, gdy projektant procedury do stworzenia procedury podejścia RNP APCH do minimów LPV zastosuje powierzchnie oceny przeszkód SBAS APV-I (SBAS APV-I OAS), występuje podejście nieprecyzyjne z minimalną wysokością względną decyzji wynoszącą 250 ft. Dla opracowania procedury podejścia precyzyjnego RNP APCH do minimów LPV należy użyć drogi startowej przyrządowej z podejściem precyzyjnym kategorii równej bądź wyższej niż pierwsza. W ramach tej procedury, projektant zobowiązany jest do wykorzystania powierzchni oceny przeszkód SBAS CAT I (SBAS CAT I OAS), a wysokość względną decyzji wynosi 200 ft [90].

Karta procedury podejścia do lądowania w oparciu o system GNSS zasadniczo różni się budową w stosunku do mapy dla podejścia konwencjonalnego, w szczególności w zakresie minimów w segmencie końcowym. W zależności od dostępnych specyfikacji PBN, dla procedury RNP APCH minima określa się na podstawie rodzaju podejść, tj.: NPA GNSS (ABAS), APV Baro-VNAV, NPA GNSS (SBAS) oraz APV-I/II SBAS.

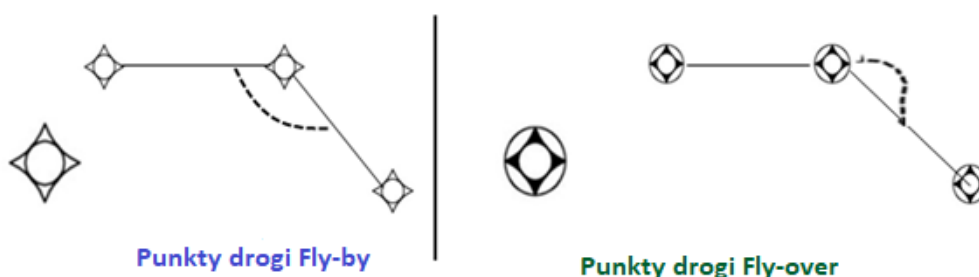
Lot wykonany według procedury podejścia nieprecyzyjnego z wykorzystaniem GNSS jest zbliżony do konwencjonalnego podejścia. Różnice występują w parametrach nawigacyjnych wyświetlanych na monitorze oraz w terminologii. Wytyczne dotyczące konstrukcji procedur podejścia, wykorzystujących system GNSS, są zawarte w dokumencie Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego Doc. 8168. W drugim tomie przedstawiono podstawowe kryteria opracowywania procedur nawigacji obszarowej w oparciu o odbiornik GNSS. Na podstawie systemu współrzędnych WGS-84 wyznacza się punkty drogi (ang. way-point- WP). Liczba punktów drogi w danej procedurze nie powinna być większa niż dziewięć. Podczas konstruowania procedur RNAV GNSS wyznacza się również odległości między punktami drogi oraz zakłada się dokładność określania w pozycji 2D, przez odbiornik GNSS działający w trybie autonomicznych pomiarów, na poziomie 100 m i z prawdopodobieństwem wynoszącym 95% [89].

W poniższej tabeli 3.2 zestawione zostały wybrane wymogi ICAO dla poszczególnych operacji RNP. Wartości wiarygodności zostały podane przez wartości HAL i VAL, gdzie HAL oznacza granice alarmu poziomego wykorzystywanego podczas podejścia w metrach, a parametr VAL jest granicą alarmu pionowego wykorzystywanego podczas podejścia w metrach.

Tabela 3.2. Wymogi ICAO dla poszczególnych operacji RNP [86]

Parametr jakości pozycjonowania	Przestrzeń trasowa [NM]	Przestrzeń kontrolowana lotniska	LNAV [m]	LNAV/VNAV [m]	LPV [m]	LPV200 [m]
Wiarygodność HAL	2	1	556	556	40	40
Wiarygodność VAL	Niedostępne	Niedostępne	Niedostępne	Niedostępne	50	35
Dokładność pozioma (95%)	0,4	0,4	220	220	16	16
Dokładność pionowa (95%)	Niedostępne	Niedostępne	Niedostępne	20	20	4

W operacjach lotniczych z wykorzystaniem systemu GNSS wyróżnia się dwa rodzaje punktów nawigacyjnych, tj. F/B (ang. Fly-by) i F/O (ang. Fly-over). W punkcie drogi Fly-by konieczne jest wykorzystanie zakrętu z wyprzedzeniem, aby możliwe było wejście po stycznej na następny odcinek trasy bądź procedury. Dokładny początek skrzywienia zależy od prędkości, wiatru i zmiany kąta toru lotu. Ten punkt jest obliczany przez pokładowy komputer FMS, dlatego też będzie zależał od typu statku powietrznego. Z kolei punkt drogi Fly-over jest punktem, w którym rozpoczyna się zakręt, aby możliwe było wejście na następny odcinek trasy lub procedury. W tym przypadku statek powietrzny musi minąć punkt drogi przed rozpoczęciem skrzywienia, a następnie zawrócić, aby przechwycić ścieżkę do następnego punktu nawigacyjnego. Na rys. 3.5 zilustrowano oznaczenie punktów drogi Fly-by oraz Fly-over w procedurze podejścia GNSS.



Rys. 3.5. Punkty drogi Fly-by oraz Fly-over [opr. wł. na podstawie 88]

W odróżnieniu do konwencjonalnych map, na mapach RNAV GNSS zawarte są dodatkowe dane o odległości i kierunków segmentów procedury podejść za pomocą litery T. W przypadku procedur APV umieszcza się notyfikację o ograniczeniach temperatury wykonywania podejścia BARO-VNAV [88]. Kolejną modyfikacją procedur podejścia z wykorzystaniem koncepcji

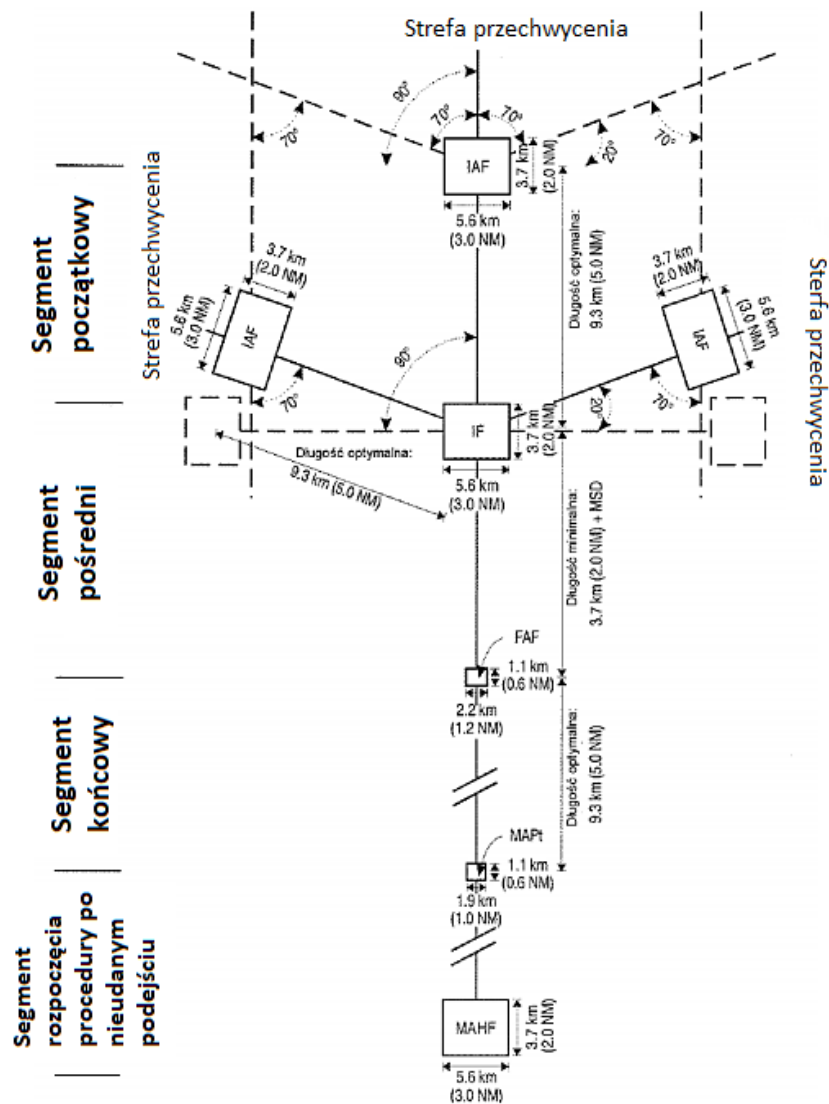
PBN jest wprowadzenie procedury ze standardową strukturą trajektorii podejścia począwszy od początkowego segmentu podejścia IAF do pośredniego segmentu podejścia IF. W przypadku procedur podejścia do lądowania wykorzystujących konwencjonalne pomoce nawigacyjne, w sytuacji gdy podejście z prostej jest niemożliwe, w segmencie podejścia początkowego IAF stosuje się procedurę z nawrotem (tzw. zakręt proceduralny). Dzięki wprowadzeniu powyższych modyfikacji zwiększono efektywność w kwestii zarządzania ruchem lotniczym oraz poziom bezpieczeństwa, gdyż procedury z nawrotem są zaliczane do skomplikowanych i ryzykownych faz operacji lotniczych, w związku z czym, w procedurze podejścia z wykorzystaniem PBN, poprzez zastosowanie klasycznej budowy trajektorii podejścia, możliwe jest wejście w procedurę z wybranego, dowolnego kierunku, przez co możliwe jest osiągnięcie łagodnego przechwycenia kursu do lądowania.

Nie można pominąć także kwestii sprzętu pokładowego statku powietrznego. Istotne jest, aby odbiornik pokładowy wyposażony był w moduł ostrzegający pilota o wadliwości bądź jego zbyt niskiej dokładności [32].

W dokumencie [88], analogicznie do klasycznych procedur podejścia do lądowania, wyróżniono następujące punkty drogi:

- IAWP (Initial Approach Way- Point) – punkt rozpoczęcia segmentu początkowego,
- IWP (Intermediate Way - Point) – punkt rozpoczęcia segmentu pośredniego,
- FAWP (Final Approach Way- Point) – punkt rozpoczęcia segmentu końcowego,
- MAWP (Missed Approach Way- Point) – punkt rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu,
- MAHWP (Missed Approach Holding Way - Point) – punkt rozpoczęcia holdingu w procedurze odlotu po nieudanym podejściu,
- MATWP (Missed Approach Turning Way - Point) – punkt rozpoczęcia zakrętu po nieudanym podejściu [36].

Na rys. 3.6 zaprezentowano procedurę podejścia do lądowania RNAV z zaznaczonymi segmentami podejścia.



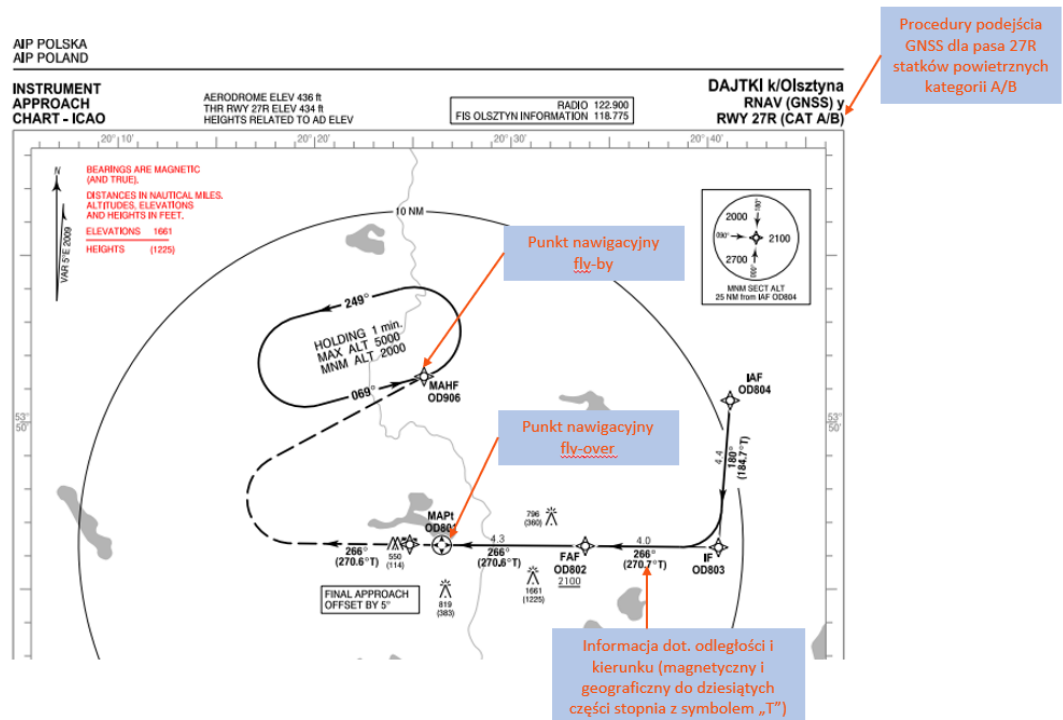
Rys. 3.6. Budowa procedury podejście RNAV z wykorzystaniem systemu GNSS [88]

Dla procedury podejścia nieprecyzyjnego każdy segment podejścia posiada określone wartości minimalnego przewyższenia nad przeszkodami. W segmencie podejścia początkowego konieczne jest zachowanie minimum 300 m przewyższenia nad przeszkodami, w segmencie pośrednim wymagane jest zapewnienie 150 m przewyższenia nad przeszkodami, a w segmencie podejścia końcowego wartość ta wynosi 90 m.

W zależności od położenia punktu segmentu podejścia początkowego IAF względem segmentu podejścia pośredniego IF wyróżnia się dwa rodzaje trajektorii w procedurze PBN. Są to:

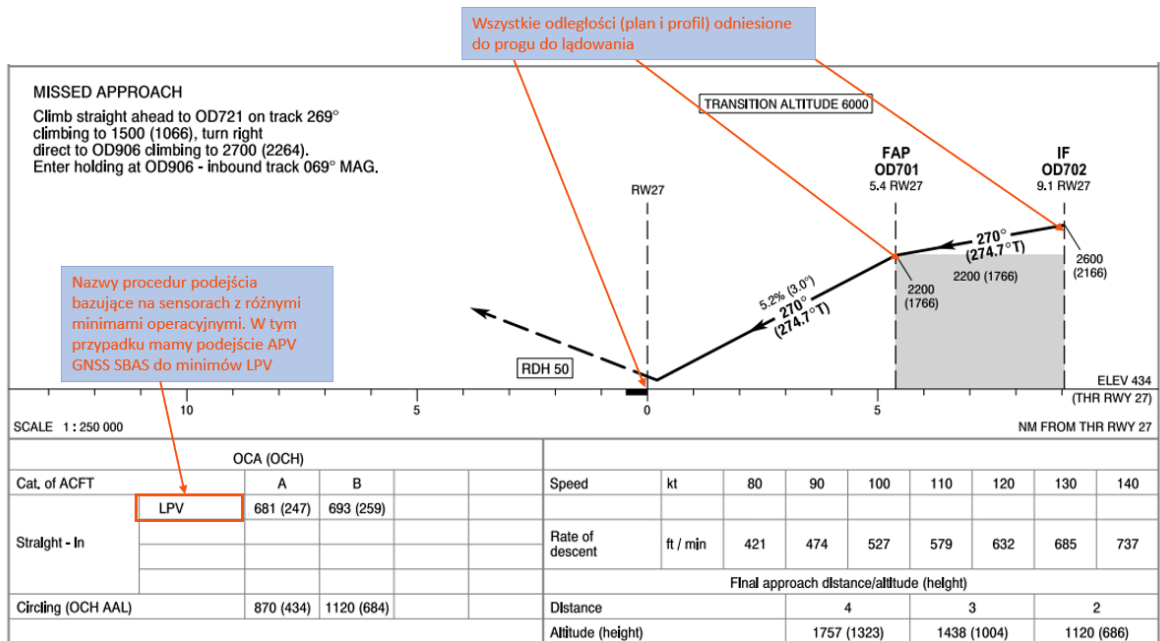
- procedura T-bar – występuje, gdy zakręty między punktami podejścia początkowego IAF a segmentem podejścia pośredniego IF osiągają wartość 90° ,
- procedura Y-bar – ma zastosowanie, gdy zakręty pomiędzy punktami podejścia początkowego IAF a segmentem podejścia pośredniego IF nie przekraczają wartości 70° dla centralnego punktu podejścia początkowego IAF, a dla bocznego punktu podejścia początkowego IAF mieszczą się w przedziale od 70° do 110° .

W związku z tym, że w niniejszej pracy poddano analizie wyniki eksperymentu przeprowadzonego na lotnisku Olsztyn-Dajtki, zasadne jest zaprezentowanie procedury podejścia do lądowania z wykorzystaniem procedury GNSS dla tego lotniska. Na rys. 3.7 pokazano fragment karty podejścia do lądowania z wykorzystaniem systemu GNSS oraz zaznaczono kluczowe elementy procedury typowe dla nawigacji obszarowej, które nie występują w konwencjonalnej procedurze podejścia do lądowania według wskazań przyrządów. Przede wszystkim dotyczy to m.in. nazwy procedury lotu (np. RNAV, RNP), oznaczenia punktów nawigacyjnych, dodatkowej informacji dotyczącej odległości i kierunków.



Rys. 3.7. Fragment karty podejścia do lądowania z wykorzystaniem systemu GNSS dla EPOD [opr. wł. na podstawie 103]

Ponadto, na karcie mogą znajdować się informacje dotyczące minimum warunków meteorologicznych (minimum operacyjne) w odniesieniu do różnych typów podejść GNSS (LNAV, LPV, LNAV/VNAV) związanych z różnymi sensorami nawigacyjnymi. Dodatkowo, na przekroju pionowym i planie wszystkie odległości odnoszą się do progu drogi startowej do lądowania. W sytuacji, gdy próg do lądowania jest przesunięty, wspomniane wyżej parametry dotyczą tego przesuniętego progu. Na rys. 3.8 i 3.9 zaprezentowano fragment karty podejścia do lądowania z wykorzystaniem systemu GNSS dla pasa 27 dla lotniska Olsztyn-Dajtki wraz z zobrazowaniem różnic występujących na karcie podejścia z wykorzystaniem systemu GNSS.



Rys. 3.8. Fragment karty podejścia do lądowania z wykorzystaniem systemu GNSS dla EPOD [opr. wł. na podstawie 103]

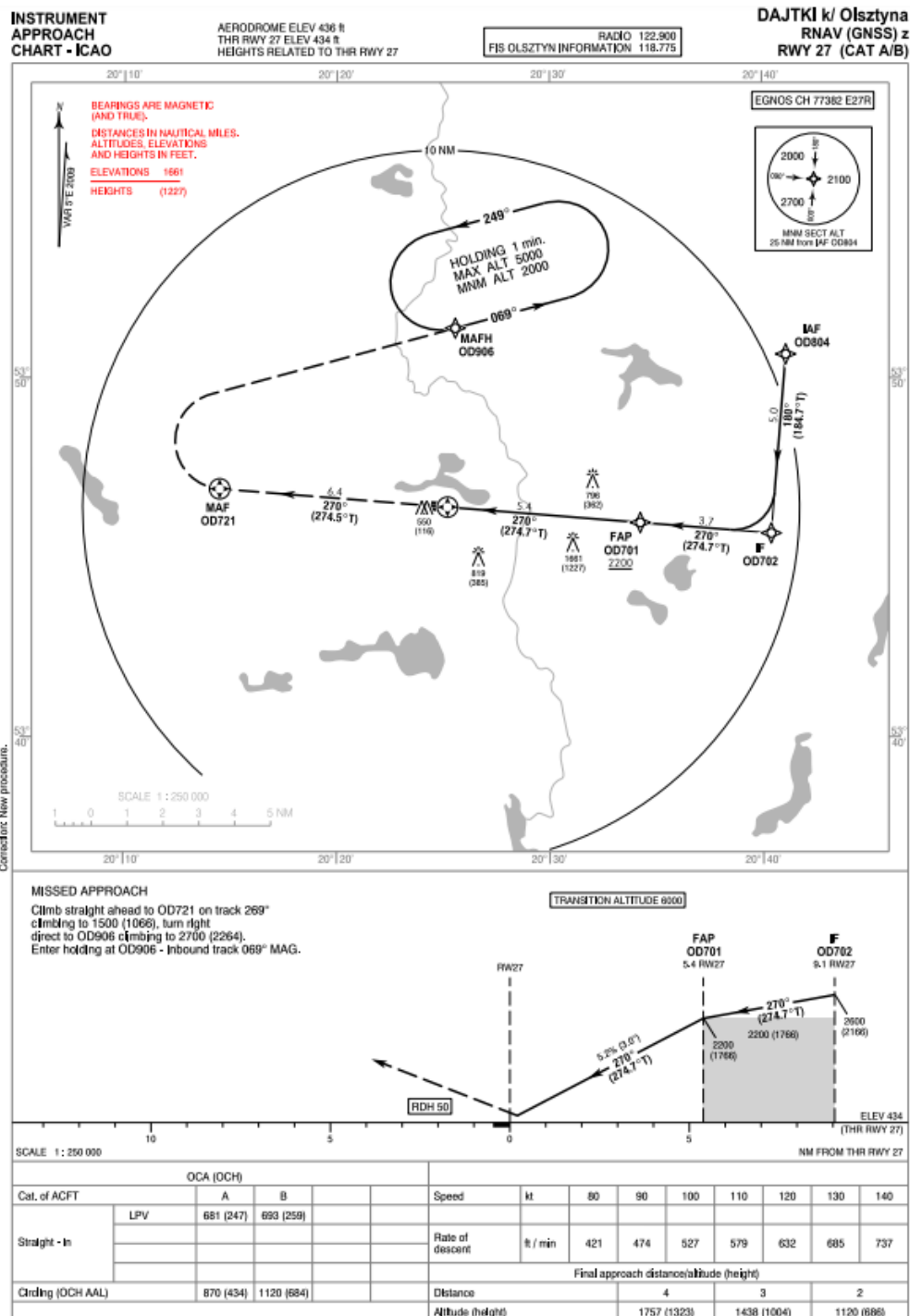
EPOD RNAV (GNSS) RWY 27R FROM OD804 (IAF)

SEQUENCE NUMBER	PATH TERMINATOR	WAYPOINT IDENTIFIER	FLY-OVER	COURSE/TRACK °M (°T)	DISTANCE (NM)	TURN DIRECTION	ALTITUDE	SPEED (kt)	VPA/TCH	NAV SPEC
001	IF	OD804 (IAF)	-	-	-	-	+3500	-	-	RNP APCH
002	TF	OD702 (IF)	-	180 (184.74)	5.00	-	+2600	-	-	RNP APCH
003	TF	OD701 (FAP)	-	270 (274.73)	3.66	-	+2200	-	-	RNP APCH
004	TF	RW27R	Y	270 (274.65)	5.39	-	-	-	-3.0/50	RNP APCH
005	CA	OD721 (MATF)	Y	270 (274.53)	6.37	R	+1500	-	-	RNP APCH
006	DF	OD906 (MAHF)	-	-	-	-	+27000	-	-	RNP APCH
007	HM	OD906 (MAHF)	-	069 (074)	1 MIN	L	5000	-	-	RNP APCH

WAYPOINT IDENTIFIER	COORDINATES	
OD804 (IAF)	53°50'39.5"N	020°41'05.6"E
OD702 (IF)	53°45'41.1"N	020°40'23.8"E
OD701 (FAP)	53°45'59.1"N	020°34'15.0"E
RW27R	53°46'24.9"N	020°25'11.6"E
OD721 (MAF)	53°46'54.6"N	020°14'29.9"E
OD906 (MAFH)	53°51'24.3"N	020°25'33.7"E

Rys. 3.9. Fragment karty podejścia do lądowania z wykorzystaniem systemu GNSS dla EPOD [103]

Rewersy mapy są również dostosowane do potrzeb podejścia RNAV oraz wymagań dotyczących kodowania procedur lotu w pokładowych bazach danych statku powietrznego. Na poniższym rys. 3.10 pokazano kompletną kartę podejścia do lądowania z wykorzystaniem systemu GNSS dla lotniska Olsztyn-Dajtki.



Rys. 3.10. Karta podejścia do lądowania RNAV GNSS dla pasa 27 portu lotniczego EPOD [103]

Należy podkreślić, że szczególnie podejście końcowe wymaga systemu nawigacyjnego o wysokich parametrach, takich jak dokładność i wiarygodność. Ponadto rodzaj wykorzystywanego sensora GNSS wpływa na minima operacyjne, a więc możliwość realizacji operacji podejścia i lądowania przy niskiej podstawie chmur i widzialności. Dlatego istotne jest poszukiwanie nowych metod pozycjonowania, które zapewnią odpowiednie parametry jakościowe oraz wysoki stopień bezpieczeństwa lotu.

4. ANALIZA STANU WIEDZY DOTYCZĄCA PRZEDMIOTU BADAŃ

Satelitarne systemy wspomagające SBAS stanowią zasadniczą funkcję w poprawie jakości pozycjonowania GNSS w lotnictwie. Dzięki określeniu parametrów dokładności, wiarygodności, ciągłości i dostępności sygnału z systemów satelitarnych możliwa jest poprawa wyznaczenia pozycji w płaszczyźnie poziomej i pionowej statku powietrznego. Powyższe atrybuty systemów wspomagających przyczyniły się do intensywnego rozwoju na rynku globalnych ogólnodostępnych systemów SBAS. W rozdziale czwartym przedstawiono stan wiedzy dotyczący badań nad określeniem jakości pozycjonowania satelitarnego SBAS zrealizowanych zarówno w Polsce, jak i za granicą.

Na wstępie należy zaznaczyć, iż w Polsce do poprawy jakości pozycjonowania SBAS jest wykorzystywany przede wszystkim europejski system wspomagania EGNOS. Związku z czym większość zaprezentowanych prac badawczych dotyczy tego właśnie systemu. Pierwsze testy lotnicze z wdrożeniem systemu EGNOS rozpoczęły się w 2003 r. w ramach projektów badawczych „BRDA” i „ODRA“, podczas których badano dokładność pozycjonowania EGNOS. Następnie, w 2007 r. został wykonany eksperyment „LIWIEC” [45], w którym również określano dokładność pozycjonowania EGNOS dla różnych typów odbiorników GNSS.

Z kolei w latach 2010-2011 testy implementacji systemu EGNOS przeprowadzono dla lotnisk zlokalizowanych w południo-wschodniej części Polski [46]. Kolejne badania miały miejsce w 2013 r. we wschodniej Polsce. W wymienionych wyżej eksperymentach lotniczych zaproponowano implementację systemu EGNOS do określenia dokładności pozycjonowania samolotu w czasie rzeczywistym na potrzeby nawigacji powietrznej. W pracach badawczych wyznaczoną pozycję statku powietrznego zweryfikowano z trajektorią odniesienia lotu pozyskaną z techniki różnicowej RTK-OTF.

Równolegle, na terenie Polski rozpoczęto testy lotnicze nad wdrożeniem systemu EGNOS w procedurze podejścia do lądowania SBAS APV. W związku z tym, w 2011 r. zrealizowano prace badawcze pod patronatem Polskiej Agencji Żeglugi Powietrznej na lotniskach w Krakowie, Katowicach oraz w Mielcu [34, 35, 36]. W pracach tych zawarto opracowanie nowatorskich procedur podejścia bazujących na systemie EGNOS. W tym celu przeprowadzono eksperymentalne testy badawcze pozycji statku powietrznego na ścieżce podejścia do lądowania dla prowadzenia nawigacji w płaszczyźnie poziomej LNAV oraz pionowej VNAV [73].

W transporcie lotniczym wykonano również eksperymenty odnoszące się do wyznaczenia wiarygodności pozycjonowania satelitarnego. W artykułach naukowych [16, 13, 42, 70, 72] zaproponowano wykorzystanie systemu EGNOS do zdefiniowania poziomów bezpieczeństwa wiarygodności pozycjonowania HPL i VPL podczas próby w locie. W szczególności, w pracy [70] zbadano możliwość wyznaczenia parametrów HPL i VPL z zastosowaniem systemu wspomagania SBAS dla pojedynczej stacji referencyjnej GNSS. Eksperyment badawczy został przeprowadzony dla stacji referencyjnej REF1 zainstalowanej w pobliżu lotniska wojskowego

w Dęblinie. Parametry HPL i VPL zostały wyznaczone na podstawie metody pozycjonowania Single Point Positioning z użyciem obserwacji GPS oraz korekt różnicowych od satelitów systemu EGNOS. Podobne badania przeprowadzono również w innym okresie czasu na lotnisku w Dęblinie i Olsztyn Dajtki [16, 20, 42, 43]. Warto wspomnieć także o eksperymentach zrealizowanych w Warszawie, Dęblinie, Rzeszowie, Gdyni czy Krakowie, w trakcie których wykorzystano system EGNOS do określenia średnich błędów wyznaczenia pozycji w kontekście wykonywania operacji lotniczych dla obszaru danych portów lotniczych [13, 42, 59, 77, 79, 80].

Natomiast w pracach naukowych [3, 5, 31, 32, 35] przedstawiono możliwość implementacji systemu EGNOS w procedurze podejścia do lądowania statku powietrznego. W kontekście przepisów technicznych i rekomendacji ICAO, w artykułach [59, 81] przedstawiono analizę porównawczą otrzymanych wyników błędów pozycjonowania statku powietrznego z wymaganiami ICAO.

W polskim lotnictwie w 2021 r. zrealizowano tylko jedno badanie nt. jakości pozycjonowania systemu SDCM [74]. W tej pracy przedstawiono integrację dwóch systemów wspomaganie EGNOS+SDCM do pozycjonowania bezzałogowych statków powietrznych UAV. W ramach przeprowadzonych badań stwierdzono, że dzięki implementacji rozwiązania EGNOS+SDCM dokładność rozwiązania pozycji UAV wzrosła o 1-2% dla składowej poziomej i 19-22% dla składowej pionowej h. Dodatkowo autorzy pracy zaakcentowali przewagę pozycjonowania EGNOS+SDCM nad samym pozycjonowaniem EGNOS w określaniu dokładności składowej pionowej h. Ponadto w 2021 r. zaprezentowano 2 referaty na konferencjach naukowych dotyczących jakości pozycjonowania SDCM w nawigacji lotniczej [75, 81]. Warto również wspomnieć, iż w pracy naukowej [82] autor niniejszej rozprawy doktorskiej opublikował część wyników badawczych dotyczących parametrów jakości pozycjonowania systemów EGNOS+SDCM. W pracy przedstawiono wstępną analizę wyników dokładności, dostępności, wiarygodności oraz ciągłości uzyskanych z rozwiązania EGNOS+SDCM.

Badania dotyczące pozycjonowania systemu EGNOS były także realizowane w Europie oraz w północnej Afryce. W artykułach naukowych [3, 58, 83, 84, 94, 95] przeprowadzono lotnicze testy badawcze na temat pozycjonowania systemu wspomaganie EGNOS na obszarze Europy. Na przykład w pracy [83] zbadano na terenie Amsterdamu parametry jakości pozycjonowania rozwiązania GPS+EGNOS podczas procedury podejścia. Na podstawie otrzymanych wyników autorzy pracy podkreślili, iż wymagania wiarygodności i dostępności zostały spełnione dla podejścia SBAS APV-I. Dla procedury podejścia SBAS APV-II i PA CAT I dostępność nie spełniała wymagań, gdyż wyniosła 93,9% dla APV-II i zaledwie 19,5% dla CAT I. W przypadku badań przeprowadzonych na terenie Afryki Północnej, w pracach naukowych [7, 99] poddano analizie pozycjonowanie EGNOS w Algierii. W pracach zauważono, iż dzięki zastosowaniu rozwiązania GPS+EGNOS następuję znaczna poprawa parametrów jakości pozycjonowania, a wdrożenie stacji RIMS w Algierii może znacząco poprawić zasięg poprawek EGNOS w całej Afryce Północnej. Ponadto, w pracy [99] podkreślono także fakt, że na chwilę

obecną w Algierii system wspomaganie EGNOS może być użytkowany do realizacji procedury podejścia APV-I SBAS. Podsumowując na arenie międzynarodowej wyróżniono następujące nurty badawcze z zastosowaniem systemu EGNOS odnoszące się do:

- określenia średnich błędów wyznaczenia pozycji statku powietrznego,
- zidentyfikowania poziomów bezpieczeństwa HPL i VPL,
- wyznaczenia dokładności pozycjonowania SP w trakcie lotu,
- określenia jakości pozycjonowania satelitarnego EGNOS w konkretnym porcie lotniczym,
- testowania funkcjonowania systemu EGNOS w procedurze podejścia do lądowania [73].

W przypadku systemu SDCM wśród pozycji zagranicznych na chwilę obecną występuje niewiele publikacji dotyczących jakości pozycjonowania SDCM w nawigacji lotniczej. W pracy [11] zastosowano korektę różnicową SDCM w odniesieniu do rozwiązania GPS i GLONASS. Badania zrealizowano na Półwyspie Koreańskim, podczas których obliczono także średnie wartości parametrów bezpieczeństwa HPL oraz VPL dla stacji referencyjnych GNSS. Parametry HPL i VPL zostały określone na podstawie rozwiązania GPS/GLONASS z użyciem korekt różnicowych od systemu wspomaganie SDCM. Wyniki badań wykazały, że wraz ze zmniejszającą się wartością szerokości geograficznej zwiększa się błąd pozycjonowania. Na przykład, dla stacji referencyjnej najbardziej wysuniętej na południe Korei, błędy pozycji były ponad dwukrotnie większe w porównaniu do błędów wyznaczonych dla stacji referencyjnej zlokalizowanej w północnej części kraju. Według autorów pracy duża rozbieżność wyników dla stacji referencyjnych zlokalizowanych na odmiennych szerokościach geograficznych wynikała z wpływu opóźnienia jonosferycznego oraz z dużej różnicy w liczbie śledzonych satelitów GPS/GLONASS.

Natomiast w pracy naukowej [80] zaprezentowano porównanie wydajności systemu DGPS, EGNOS i SDCM w Finlandii. W eksperymencie wykonano testy zarówno statyczne jak i kinematyczne za pośrednictwem odbiornika Javad Delta (Delta-G3T) i anteny NovAtel. Podczas testów statycznych antena została zamontowana na trzymetrowym statywie, a w przypadku testów kinematycznych antena znajdowała się na bagażniku dachowym samochodu osobowego. Ponadto w badaniach uwzględniono równe warunki środowiskowe – tj. na otwartej przestrzeni, w centrum miasta, na typowej drodze krajowej oraz w lesie. W przeprowadzonych badaniach wykazano, iż rozwiązanie DGPS zapewnia lepszą dokładność i dostępność w prawie wszystkich środowiskach testowych w porównaniu do SBAS. W przypadku systemu SDCM podkreślono, że system ten działa dobrze w Finlandii, chociaż potrzeba więcej badań, aby zrozumieć, jakiego poziomu dokładności można oczekiwać od systemu SDCM w różnych częściach kraju. W artykule naukowym [79] dokonano oceny wydajności systemu SBAS w oparciu o system SDCM na terytorium Półwyspu Koreańskiego. Dzięki zastosowaniu SDCM stwierdzono wzrost dokładności pozycji GNSS do 0,9 m (w poziomie) i 1 m (pionowo). Co więcej, porównano także wydajność SBAS z wieloma konstelacjami (GPS, jak i GLONASS) z wydajnością

SBAS dla systemu GPS i stwierdzono poprawę dostępności w ramach procedury SBAS APV- I o około 30%.

Następnie w pracy [101] przedstawiono rezultaty przeprowadzonego testu badawczego na terenie Rumuni. Ze względu na to, iż kraj ten położony jest na granicy zasięgu dwóch satelitar-nych systemów wspomagających EGNOS i SDCM, dokonano porównania parametrów DOP w trzech przypadkach tj.: z rozwiązania GPS, EGNOS oraz SDCM. Poprzez bezwymiarowy współczynnik rozmycia DOP została wyrażona zależność między średnim błędem odległości a błędem pozycjonowania. W artykule stwierdzono, iż wartości DOP ulegają poprawie w przy- padku rozwiązania EGNOS i SDCM. W pracy wspomniano także, że niektóre kraje, takie jak np. Finlandia, zarejestrowały większą poprawę parametrów jakości pozycjonowania w przy- padku korzystania z systemu SDCM niż systemu EGNOS. Ponadto w pracach [12, 62, 64, 65] opisano charakterystykę systemu SDCM jako systemu wspomagania SBAS w nawigacji.

Z analizy stanu wiedzy wynika, że:

- większość badań lotniczych wykonano z użyciem systemu EGNOS,
- tematyka użycia systemu EGNOS była popularna zarówno w Europie jak i na świecie,
- w pracach badawczych w Polsce głównie wyznaczono dokładność i wiarygodność po- zycjonowania,
- system SDCM użyto przede wszystkim w pomiarach statycznych nawigacji satelitarnej GNSS.

W związku z powyższym, aktualnie brakuje badań dotyczących jakości pozycjonowania statku powietrznego w oparciu o rozwiązanie z użyciem dwóch systemów SBAS: EGNOS+SDCM. Jak wynika z przeprowadzonej analizy literatury przedmiotu, obecnie zrealizowane były eksperymenty uwzględniające wyłącznie jeden typ satelitar-nych systemów wspomagających – EGNOS bądź SDCM. Zatem w pracy zaproponowano rozwiązanie nawi- gacyjne mające na celu poprawę wiarygodności, ciągłości, dostępności oraz dokładności sys- temów SBAS poprzez ich interoperacyjność.

Należy podkreślić także, iż przeprowadzone w pracy doktorskiej badania jakości pozycjo- nowania SBAS są obecnie jedynymi dotyczącymi procedur podejścia do lądowania z użyciem systemu EGNOS+SDCM. Zważywszy na fakt, iż segment podejścia zaliczany jest do krytycz- nej fazy operacji lotniczej, zapewnienie precyzyjnego pozycjonowania systemu SBAS jest klu- czowe dla utrzymania wysokiego poziomu bezpieczeństwa operacji lotniczych zarówno w przestrzeni powietrznej jak i w portach lotniczych.

5. ZAŁOŻENIA BADAWCZE

5.1. Przedmiot badań, sytuacja problemowa

Przedmiotem badań niniejszej pracy jest zastosowanie systemów wspomaganie EGNOS i SDCM w nawigacji lotniczej. Wyznaczenie parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego, takich jak: wiarygodność, dokładność, ciągłość oraz dostępność systemu wspomaganie SBAS, umożliwi dokonanie oceny jakości pozycjonowania statku powietrznego w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM.

Dotychczas, jak wynika to z analizy stanu wiedzy, parametry jakości pozycjonowania satelitarne w lotnictwie były określone tylko dla jednego systemu SBAS. Jednakże na potrzeby rozprawy doktorskiej to podejście zostało zmienione. Mianowicie w pracy zaproponowano użycie rozwiązania EGNOS+SDCM do określenia parametrów jakości pozycjonowania w lotnictwie. W tym celu opracowano zmodyfikowany model wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania satelitarne dla dwóch systemów wspomaganie SBAS. Rozwiązanie to stanowi alternatywę względem wyznaczenia pozycji z jednego systemu SBAS w lotnictwie.

W procedurach lotniczych sensor GNSS wykorzystuje głównie obserwacje kodowe do określenia pozycji statku powietrznego w czasie prawie rzeczywistym. Jedną z podstawowych metod pozycjonowania statku powietrznego jest metoda kodowa SPP, nazywana także metodą pozycjonowania absolutnego. W metodzie SPP współrzędne SP są określane na podstawie obserwacji kodowych C/A (rzadziej kod precyzyjny P) na częstotliwości L1 w systemie GNSS [67, 68]. Problemem metody SPP jest niska dokładność pozycjonowania i brak określenia parametrów wiarygodności zgodnego z wymogami ICAO. W związku z tym, poszukuje się rozwiązań nawigacyjnych poprawiających osiągi metody SPP i bazujących na danych korekcyjnych SBAS.

Z przeprowadzonej analizy literatury wynika, że badanie jakości pozycjonowania satelitarne SBAS w nawigacji jest bardzo ważne, szczególnie dla poprawy bezpieczeństwa lotów. Wobec tego, lotnictwo dąży do poprawy parametrów jakości pozycjonowania w nawigacji powietrznej poprzez zastosowanie systemów wspomaganie SBAS. Poprawa parametrów jakości pozycjonowania samolotu w czasie rzeczywistym bądź w trybie post-processingu jest szczególnie istotna w procesie szkolenia załogi lotniczej zarówno podczas wykonywania operacji lotniczych, jak i w trakcie przeprowadzania testów w symulatorze lotów. Jest to kluczowy element szkolenia lotniczego i zarazem jedno z podstawowych zadań laboratorium obiektywnej kontroli lotów.

Należy przy tym zaznaczyć, iż podejście do lądowania i lądowanie zaliczane są do krytycznych faz lotu. Ze względu na specyfikę wykonania tych operacji, są one jednym z najbardziej wymagających od pilota procesów, a zarazem najniebezpieczniejszym etapem lotu. Bezpieczeństwo procesu lądowania zależy od wielu czynników, ale poprzez zaimplementowanie sa-

telitarnych systemów wspomagających SBAS w podejściu do lądowania możliwe jest zniwelowanie wielu błędów systematycznych w pomiarach GNSS dotyczących pozycjonowania statku powietrznego.

Wobec przedstawionej sytuacji problemowej sformułowano główny problemem badawczy w postaci następującego pytania: **Czy włączenie systemu wspomagającego SDCM do rozwiązania nawigacyjnego EGNOS poprawi parametry jakości pozycjonowania satelitarnego SBAS?**

5.2. Cel i teza pracy

Celem pracy jest opracowanie metody poprawy parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego z wykorzystaniem systemów SBAS – EGNOS i SDCM.

Cel pracy został osiągnięty poprzez realizację następujących zadań:

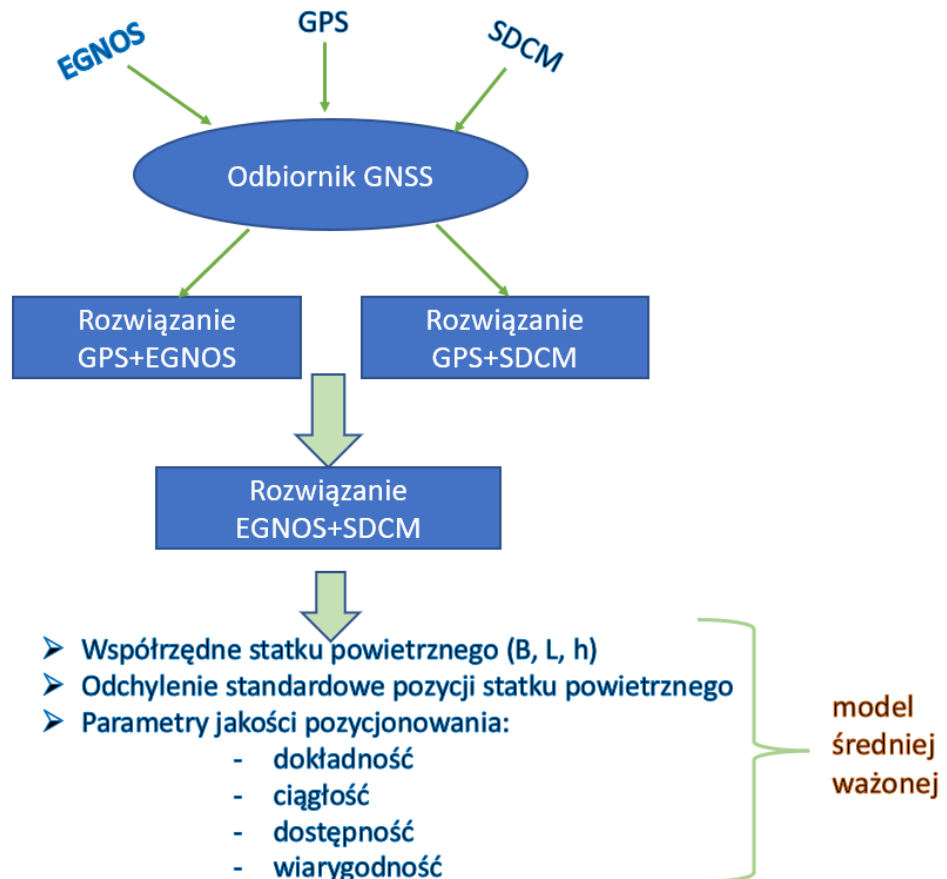
- zastosowania rozwiązania EGNOS+SDCM do wyznaczenia modelu pozycji statku powietrznego,
- zastosowanie rozwiązania EGNOS+SDCM do obliczeń parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego, tj. parametrów dokładności, ciągłości, wiarygodności i dostępności,
- pokazanie, że rozwiązanie EGNOS+SDCM poprawia dokładność pozycjonowania statku powietrznego względem pojedynczego rozwiązania SBAS/EGNOS,
- porównanie wyników parametrów pozycjonowania satelitarnego z modelu średniej ważonej względem modelu średniej arytmetycznej,
- zweryfikowanie uzyskanych rezultatów pozycjonowania EGNOS+SDCM względem wymogów ICAO dla etapu podejścia do lądowania.

W pracy przyjęto następującą tezę:

Zastosowanie systemów wspomaganie EGNOS i SDCM w procedurze podejścia do lądowania umożliwia poprawę parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego statku powietrznego.

6. METODYKA BADAŃ

W niniejszym rozdziale opisano metody badawcze zastosowane do wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego SBAS. W pierwszej kolejności pokazano równanie obserwacyjne wyznaczenia pozycji statku powietrznego z rozwiązania dla jednego systemu SBAS. Następnie zaprezentowano model matematyczny oraz określenie pozycji statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM. Finalnie przedstawiono algorytmy wyznaczenia wartości parametrów: dokładności, wiarygodności, ciągłości, dostępności.



Rys. 6.1. Schemat blokowy opracowanego algorytmu matematycznego [opr. wł.]

Na rys. 6.1, w formie schematu blokowanego przedstawiono algorytm obejmujący cały proces obliczeniowy, poczynając od rejestracji danych GNSS, poprzez pojedyncze rozwiązanie SBAS dla systemów EGNOS i SDCM, kończąc na opracowaniu równań matematycznych w modelu średniej ważonej.

Opracowana, autorska strategia obliczeniowa została zastosowana dla dwóch systemów wspomaganiania SBAS, tj. EGNOS i SDCM. W szczególności, w pracy zaproponowano obliczenie wartości jakości pozycjonowania satelitarnego dla wspólnego rozwiązania nawigacyjnego EGNOS+SDCM. Do obliczenia parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego wykorzystano model średniej ważonej z uwzględnieniem współczynników liniowych. W analizie numerycznej użyto współczynniki liniowe w funkcji odwrotności liczby śledzonych satelitów

GPS, dla których opracowano poprawki SBAS. Można zatem stwierdzić, że opracowany model matematyczny pozycjonowania EGNOS+SDCM został oparty o kombinację liniową współczynników w funkcji odwrotności śledzonych satelitów. Sam schemat obliczeniowy posłużył do wyznaczenia wartości współrzędnych statku powietrznego, a tym samym dokładności pozycjonowania. Ponadto obliczono parametry dostępności, ciągłości i wiarygodności pozycjonowania. Proces obliczeniowy rozpoczęto od wyznaczenia pozycji statku powietrznego z rozwiązania SBAS, oddzielnie dla systemów EGNOS i SDCM. Na tym etapie wykorzystano obserwacje kodowe GPS, depeszę nawigacyjną GPS oraz poprawki EGNOS i SDCM. Dzięki zastosowaniu poprawek SBAS możliwa była modyfikacja algorytmu metody SPP o długoterminowe i szybkie poprawki SBAS. W szczególności poprawiono algorytm wyznaczenia pozycji satelity GPS na orbicie, błędu zegara satelity GPS oraz zaimplementowano modele poprawki jonosferycznej i troposferycznej dedykowane dla systemu SBAS. Obliczenia na tym etapie realizowano w oprogramowaniu RTKLIB 2.4.3. Następnie dokonano realizacji zaproponowanego rozwiązania EGNOS+SDCM, co stanowi moje oryginalne rozwiązanie problemu badawczego. Do realizacji rozwiązania EGNOS+SDCM użyto środowiska programistycznego Scilab v.6.0.0 (patrz Załącznik 1). W programie Scilab opracowano aplikację numeryczną uwzględniającą rozwiązanie EGNOS+SDCM. W aplikacji opracowano algorytm:

- wyznaczenia pozycji statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM,
- wyznaczenia odchyłeń standardowych dla pozycji statku powietrznego,
- wyznaczenia parametrów dokładności, wiarygodności, ciągłości, dostępności pozycjonowania statku powietrznego.

Dzięki programowi Scilab możliwa była zarówno analiza numeryczna jak i graficzna uzyskanych wyników.

6.1. Wyznaczenie pozycji statku powietrznego na podstawie rozwiązania SBAS

Podstawowe równanie obserwacyjne dla zastosowania poprawek SBAS w algorytmie metody pozycjonowania SPP dla systemu GPS przyjmuje postać [71]:

$$l = d_{GPS/SBAS} + c \cdot (dtr - dt_{GPS/SBAS}) + Ion_{SBAS} + Trop_{SBAS} + Rel + TGD + Mp + FC \quad (6.1)$$

gdzie:

l – pseudoodległość (pomiar kodowy) na częstotliwości L1 w systemie GPS,

$d_{GPS/EGNOS}$ – odległość geometryczna pomiędzy satelitą a odbiornikiem, uwzględnia długoterminowe poprawki SBAS,

$$d_{GPS/SBAS} = \sqrt{(X - X_{GPS/SBAS})^2 + (Y - Y_{GPS/SBAS})^2 + (Z - Z_{GPS/SBAS})^2},$$

(X, Y, Z) – współrzędne statku powietrznego, wyznaczone z równania (6.1),

$X_{GPS/SBAS} = X_{GPS} + \delta x_{SBAS}$, współrzędne satelity GPS wzdłuż osi X,

$Y_{GPS/SBAS} = Y_{GPS} + \delta y_{SBAS}$, współrzędne satelity GPS wzdłuż osi Y,

$Z_{GPS/SBAS} = Z_{GPS} + \delta Z_{SBAS}$, współrzędne satelity GPS wzdłuż osi Z,
 $(X_{GPS}, Y_{GPS}, Z_{GPS})$ – współrzędne satelity GPS na podstawie danych efemerydalnych,
 $(\delta x_{SBAS}, \delta y_{SBAS}, \delta z_{SBAS})$ – długoterminowe poprawki systemu SBAS,
 c – prędkość światła,
 dtr – poprawka chodu zegara odbiornika, parametr wyznaczany razem ze współzrędnymi statku powietrznego z równania (6.1),
 $dts_{GPS/SBAS}$ – poprawka chodu zegara satelity,
 $dts_{GPS/SBAS} = dts_{GPS} + \delta dts_{SBAS}$,
 dts_{GPS} – poprawka chodu zegara satelity GPS na podstawie danych efemerydalnych,
 δdts_{SBAS} – długoterminowe korekty SBAS,
 Ion_{SBAS} – poprawka jonosferyczna, wyznaczana z modelu jonosfery systemu SBAS,
 $Ion_{SBAS} = MF \cdot \sum w_n \cdot VTEC_n$,
 MF – funkcja odwzorowująca,
 w_n – waga, funkcja odległości między współzrędnymi siatki GRID w każdym węźle a aktualnymi współzrędnymi punktu podjonosferycznego,
 $VTEC_n$ – wartość pionowa TEC w każdym węźle siatki GRID,
 $Trop_{SBAS}$ – poprawka troposferyczna, wyznaczana w oparciu o model RTCA-MOPS,
 $Trop_{EGNOS} = \frac{1.001}{\sqrt{0.002001 + \sin^2 El}} \cdot (ZHD_{SBAS} + ZWD_{SBAS})$,
 $ZHD_{SBAS} = ZHD_0 \cdot \left(1 - \frac{\beta \cdot h}{T_K}\right)^{R_d \cdot \beta}$,
 $ZWD_{SBAS} = ZWD_0 \cdot \left(1 - \frac{\beta \cdot h}{T_K}\right)^{\frac{g \cdot (\lambda + 1)}{R_d \cdot \beta} - 1}$,
 (ZHD_0, ZWD_0) – część hydrostatyczna i mokra opóźnienia troposferycznego zredukowana do poziomu morza,
 (λ, β) – współczynnik zmiany pary wodnej oraz wskaźnik temperatury,
 (g, R_d) – stałe współczynniki,
 h – wysokość elipsoidalna,
 T_K – temperatura,
 El – kąt elewacji,
 Rel – efekt relatywistyczny,
 TGD – opóźnienie grupowe wysłania pomiaru kodowego dla satelitów GPS,
 Mp – efekt wielotorowości,
 FC – szybkie poprawki SBAS.

Na podstawie równania (6.1) współrzędne statku powietrznego są określane w oparciu o rozwiązanie GPS+SBAS przy użyciu metody najmniejszych kwadratów. Poniżej przedstawiono algorytm metody najmniejszych kwadratów [61, 68]:

$$\begin{cases} Q_X = N^{-1} \cdot L, \\ v = A \cdot Q_X - dl, \\ m0_{post} = \sqrt{\frac{|v^T p v|}{n-k}}, \end{cases} \quad (6.2)$$

$$\begin{cases} C_{Qx} = m0_{post}^2 \cdot N^{-1} \\ m_{Qx} = \text{diag}(\sqrt{C_{Qx}}) \end{cases}$$

gdzie:

Q_X – wektor nieznanych parametrach (dX, dY, dZ, dtr),

(dX, dY, dZ) – szukane przyrosty do przybliżonej pozycji SP,

$N = A^T \cdot p \cdot A$ – macierz układu równań normalnych,

A – macierz współczynników,

v – wektor poprawek,

p – macierz wag,

$$p = \frac{1}{m0^2 \cdot ml^2},$$

$m0$ – błąd średni jednostkowy a priori, $m0 = 1$,

ml – macierz błędów pomiaru pseudoodległości,

$$ml = \sqrt{\left(\frac{ml_0}{\sin(EI)}\right)^2 + m_{SBAS}^2} - \text{błąd średni pseudoodległości [68]},$$

ml_0 – odchylenie standardowe pseudoodległości w systemie GPS, $ml_0 = 1 \text{ m}$,

m_{SBAS} – błąd modelu poprawek SBAS,

$L = A^T \cdot p \cdot dl$ – wektor wyrazów wolnych,

dl – różnica obserwacji i parametrów modelu,

$m0_{post}$ – błąd średni jednostkowy a posteriori,

n – liczba obserwacji,

k – liczba nieznanych parametrów dla każdej epoki pomiarowej,

C_{Qx} – macierz wariancyjno-kowariancyjna wyznaczanych parametrów w układzie geocentrycznym XYZ,

m_{Qx} – błędy średnie wyznaczanych parametrów, odniesione do układu geocentrycznego XYZ [68].

Pozycja statku powietrznego jest określana w danym interwale czasu, zwykle co 1 s. Wyznaczone przyrosty (dX, dY, dZ) należy dodać do przybliżonych współrzędnych w celu wyznaczenia finalnej pozycji SP na daną epokę pomiarową. W równaniu obserwacyjnym (6.1) zastosowano długoterminowe poprawki SBAS dla danych efemerydalnych i błędów zegarów satelitarnych GPS, a także modele opóźnienia jonosferycznego i troposferycznego oraz szybkie poprawki SBAS. W równaniu (6.2) otrzymano pozycję statku powietrznego odnoszącą się do współrzędnych geocentrycznych XYZ. Ze względu na to, iż w nawigacji lotniczej pozycja statku powietrznego jest wyrażana za pomocą współrzędnych elipsoidalnych BLh (szerokość

geodezyjna B , długość geodezyjna L , wysokość elipsoidalna h), w równaniu (6.3) zaprezentowano model transformacji współrzędnych XYZ do BLh [10, 19]:

$$\begin{bmatrix} B \\ L \\ h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan\left(\frac{Z}{\rho} + \frac{\delta_1 \cdot \operatorname{tg} B_{i-1}}{\sqrt{\delta_2 \cdot \operatorname{tg}^2 B_{i-1}}}\right) \\ \arctan\left(\frac{Y}{X}\right) \\ \frac{\rho}{\cos B} - R \end{bmatrix} \quad (6.3)$$

gdzie:

(a, b) – wielka oraz mała półoś elipsoidy,

e – mimośród pierwszy, $e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}}$,

R – promień krzywizny pierwszego wertykału elipsoidy, $R = \frac{1}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2 B}}$,

$\rho = \sqrt{X^2 + Y^2}$,

$\delta_1 = \frac{a \cdot e}{\rho \cdot \sqrt{1 - e^2}}$,

$\delta_2 = \frac{1}{1 - e^2}$,

$i - 1$ – poprzednia iteracja,

(B, L, h) – współrzędne elipsoidalne statku powietrznego,

B – szerokość geodezyjna,

L – długość geodezyjna,

h – wysokość elipsoidalna.

6.2. Model matematyczny wyznaczenia pozycji statku powietrznego w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM

W prezentowanym podejściu zastosowano rozwiązanie nawigacyjne EGNOS+SDCM. Na tej podstawie będzie wyznaczany model pozycji statku powietrznego. W ogólnym opisie model pozycji statku powietrznego przyjmuje postać:

$$\begin{cases} B_m = \frac{\sum \alpha_j \cdot B_j}{\sum P_j} \\ L_m = \frac{\sum \alpha_j \cdot L_j}{\sum P_j} \\ h_m = \frac{\sum \alpha_j \cdot h_j}{\sum P_j} \end{cases} \quad (6.4)$$

gdzie:

j – indeks rozwiązania EGNOS lub SDCM,

B_j – szerokość geodezyjna z pojedynczego rozwiązania SBAS,

L_j – długość geodezyjna z pojedynczego rozwiązania SBAS,

h_j – wysokość elipsoidalna z pojedynczego rozwiązania SBAS,

α_j – współczynniki liniowe dla rozwiązania EGNOS lub SDCM.

Uwzględniając rozwiązanie nawigacyjne EGNOS i SDCM we wzorze (6.4), finalnie otrzymujemy:

$$\begin{cases} B_m = \frac{\alpha_E \cdot B_{EGNOS} + \alpha_S \cdot B_{SDCM}}{\alpha_E + \alpha_S} \\ L_m = \frac{\alpha_E \cdot L_{EGNOS} + \alpha_S \cdot L_{SDCM}}{\alpha_E + \alpha_S} \\ h_m = \frac{\alpha_E \cdot h_{EGNOS} + \alpha_S \cdot h_{SDCM}}{\alpha_E + \alpha_S} \end{cases} \quad (6.5)$$

gdzie:

B_{EGNOS} – szerokość geodezyjna z rozwiązania EGNOS na podstawie równania (6.3),

B_{SDCM} – szerokość geodezyjna z rozwiązania SDCM na podstawie równania (6.3),

L_{EGNOS} – długość geodezyjna z rozwiązania EGNOS na podstawie równania (6.3),

L_{SDCM} – długość geodezyjna z rozwiązania SDCM na podstawie równania (6.3),

h_{EGNOS} – wysokość elipsoidalna z rozwiązania EGNOS na podstawie równania (6.3),

h_{SDCM} – wysokość elipsoidalna z rozwiązania SDCM na podstawie równania (6.3),

α_E – współczynnik liniowy z rozwiązania EGNOS,

α_S – współczynnik liniowy z rozwiązania SDCM.

Równanie 6.5 określa model średniej arytmetycznej, które wiąże ze sobą pojedyncze rozwiązanie SBAS (EGNOS i SDCM). Równanie (6.5) uwzględnia współczynniki liniowe, które zostały określone w funkcji odwrotności liczby śledzonych satelitów GPS, dla których opracowano poprawki EGNOS i SDCM. Współczynniki liniowe przedstawiono w równaniu (6.6):

$$\alpha_E = \frac{1}{n_{SEGNOS}} \quad \text{i} \quad \alpha_S = \frac{1}{n_{SSDCM}} \quad (6.6)$$

gdzie:

n_{SEGNOS} - jest liczbą satelitów GPS z poprawkami EGNOS,

n_{SSDCM} - jest liczbą satelitów GPS z poprawkami SDCM.

Uwzględniając współczynniki liniowe z równania (6.6) finalnie otrzymujemy:

$$\begin{cases} B_m = \frac{\frac{1}{n_{SEGNOS}} \cdot B_{EGNOS} + \frac{1}{n_{SSDCM}} \cdot B_{SDCM}}{\frac{1}{n_{SEGNOS}} + \frac{1}{n_{SSDCM}}} \\ L_m = \frac{\frac{1}{n_{SEGNOS}} \cdot L_{EGNOS} + \frac{1}{n_{SSDCM}} \cdot L_{SDCM}}{\frac{1}{n_{SEGNOS}} + \frac{1}{n_{SSDCM}}} \\ h_m = \frac{\frac{1}{n_{SEGNOS}} \cdot h_{EGNOS} + \frac{1}{n_{SSDCM}} \cdot h_{SDCM}}{\frac{1}{n_{SEGNOS}} + \frac{1}{n_{SSDCM}}} \end{cases} \quad (6.7)$$

Dla wyznaczonej pozycji statku powietrznego określono również odchylenie standardowe dla współrzędnych (B_m , L_m , h_m) :

$$\begin{cases} \delta B = \sqrt{\frac{[v_{B,EGNOS}^T \cdot \alpha_E \cdot v_{B,EGNOS} + v_{B,SDCM}^T \cdot \alpha_S \cdot v_{B,SDCM}]}{n-1}} \\ \delta L = \sqrt{\frac{[v_{L,EGNOS}^T \cdot \alpha_E \cdot v_{L,EGNOS} + v_{L,SDCM}^T \cdot \alpha_S \cdot v_{L,SDCM}]}{n-1}} \\ \delta h = \sqrt{\frac{[v_{h,EGNOS}^T \cdot \alpha_E \cdot v_{h,EGNOS} + v_{h,SDCM}^T \cdot \alpha_S \cdot v_{h,SDCM}]}{n-1}} \end{cases} \quad (6.8)$$

gdzie:

v_B – poprawki wzdłuż osi B,

$v_{B,EGNOS} = B_{EGNOS} - B_m$,

$v_{B,SDCM} = B_{SDCM} - B_m$,

v_L - poprawki wzdłuż osi L,

$v_{L,EGNOS} = L_{EGNOS} - L_m$,

$v_{L,SDCM} = L_{SDCM} - L_m$,

v_h - poprawki wzdłuż osi h,

$v_{h,EGNOS} = h_{EGNOS} - h_m$,

$v_{h,SDCM} = h_{SDCM} - h_m$,

n – liczba pomiarów,

$n = 2$.

Uwzględniając liczbę pomiarów $n=2$, równanie (6.9) przyjmuje postać:

$$\begin{cases} \delta B = [v_{B,EGNOS}^T \cdot \alpha_E \cdot v_{B,EGNOS} + v_{B,SDCM}^T \cdot \alpha_S \cdot v_{B,SDCM}] \\ \delta L = [v_{L,EGNOS}^T \cdot \alpha_E \cdot v_{L,EGNOS} + v_{L,SDCM}^T \cdot \alpha_S \cdot v_{L,SDCM}] \\ \delta h = [v_{h,EGNOS}^T \cdot \alpha_E \cdot v_{h,EGNOS} + v_{h,SDCM}^T \cdot \alpha_S \cdot v_{h,SDCM}] \end{cases} \quad (6.9)$$

W analizowanym przykładzie liczba pomiarów oznacza liczbę rozwiązań nawigacyjnych SBAS, stąd $n = 2$. W związku z tym, liczba stopni swobody zaproponowanego rozwiązania EGNOS+SDCM wynosi $f = n - 1 = 1$. Można więc stwierdzić, że wyznaczone współrzędne statku powietrznego są określone na poziomie jednego stopnia swobody.

6.3. Parametry jakości pozycjonowania SBAS w nawigacji lotniczej

Analiza parametrów jakości pozycjonowania SBAS dla przedstawionej metody badawczej opiera się na wyznaczeniu czterech parametrów: dokładności, ciągłości, wiarygodności oraz dostępności rozwiązania SBAS. W podrozdziałach 6.3.1- 6.3.4 przedstawiono algorytmy matematyczne wykorzystane do wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania EGNOS+SDCM.

Parametr dokładności

W pierwszej kolejności pokazano równanie na obliczenie dokładności pozycjonowania, jak poniżej:

$$\begin{bmatrix} dB \\ dL \\ dh \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_m - B_{RTK-OTF} \\ L_m - L_{RTK-OTF} \\ h_m - h_{RTK-OTF} \end{bmatrix} \quad (6.10)$$

gdzie:

(dB, dL, dh) – dokładność pozycjonowania statku powietrznego (błędy pozycji),

(B_m, L_m, h_m) – wyznaczone współrzędne statku powietrznego z rozwiązania (6.7),

$(B_{RTK-OTF}, L_{RTK-OTF}, h_{RTK-OTF})$ – współrzędne statku powietrznego obliczone z użyciem techniki różnicowej RTK-OTF.

W pracy przyjęto, że trajektoria referencyjna lotu została wyznaczona z użyciem rozwiązania RTK-OTF [38, 93]. Wartości parametrów dokładności pozycjonowania zostały wyrażone we współrzędnych BLh i podane w metrach.

Dla parametrów (dB, dL, dh) określono błąd RMS wyrażający miarę statystyczną dokładności wyznaczanych współrzędnych statku powietrznego w układzie BLh. Wartość błędu RMS została wyznaczona dla parametrów (dB, dL, dh) w następujący sposób:

$$\begin{cases} RMS_{dB} = \sqrt{\frac{[dB^2]}{N}} \\ RMS_{dL} = \sqrt{\frac{[dL^2]}{N}} \\ RMS_{dh} = \sqrt{\frac{[dh^2]}{N}} \end{cases} \quad (6.11)$$

gdzie:

RMS_{dB} – błąd RMS dla określenia dokładności wyznaczenia składowej B statku powietrznego,

RMS_{dL} – błąd RMS dla określenia dokładności wyznaczenia składowej L statku powietrznego,

RMS_{dh} – błąd RMS dla określenia dokładności wyznaczenia składowej h statku powietrznego,

N – liczba epok pomiarowych.

Ponadto dla parametru dokładności wyznaczono także wektor przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D, który został określony w następujący sposób:

$$dr = \sqrt{dB^2 + dL^2 + dh^2} \quad (6.12)$$

gdzie:

dr – wektor przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D,

dB – dokładność wyznaczenia składowej B statku powietrznego,

dL – dokładność wyznaczenia składowej L statku powietrznego,

dh – dokładność wyznaczenia składowej h statku powietrznego.

Parametr dostępności

Następnie przedstawiono model średniej ważonej dla określenia parametru dostępności, co pokazano poniżej:

$$A_m = \frac{A_{EGNOS} \cdot \alpha_E + A_{SDCM} \cdot \alpha_S}{\alpha_E + \alpha_S} \quad (6.13)$$

gdzie:

A_m – dostępność pozycjonowania SBAS,

A_{EGNOS} – dostępność pozycjonowania EGNOS,

$$A_{EGNOS} = 100\% \cdot \frac{t_{E/accident}}{t_{all}},$$

A_{SDCM} – dostępność pozycjonowania SDCM,

$$A_{SDCM} = 100\% \cdot \frac{t_{S/accident}}{t_{all}},$$

$t_{E/accident}$ – czas awarii systemu EGNOS,

$t_{S/accident}$ – czas awarii systemu SDCM,

t_{all} – całkowity czas działania systemu SBAS.

Wartość parametru dostępności jest bezwymiarowa lub może być podawana w procentach.

Parametr ciągłości

Kolejno pokazano model średniej ważonej dla określenia parametru ciągłości, jak poniżej:

$$C_m = \frac{C_{EGNOS} \cdot \alpha_E + C_{SDCM} \cdot \alpha_S}{\alpha_E + \alpha_S} \quad (6.14)$$

gdzie:

C_m – ciągłość pozycjonowania SBAS,

C_{EGNOS} – ciągłość pozycjonowania EGNOS,

$$C_{EGNOS} = \frac{P_E}{\Delta t_E} \cdot t_{obs_E},$$

C_{SDCM} – ciągłość pozycjonowania SDCM,

$$C_{SDCM} = \frac{P_S}{\Delta t_S} \cdot t_{obs_S},$$

P_E – prawdopodobieństwo zachowania ciągłości EGNOS,

P_S – prawdopodobieństwo zachowania ciągłości SBAS,

Δt_E – jednostka interwału czasu EGNOS,

Δt_S – jednostka interwału czasu SDCM,

t_{obs_S} – całkowity czas obserwacji z rozwiązania SDCM,

t_{obs_E} – całkowity czas obserwacji z rozwiązania EGNOS.

Wartość parametru ciągłości jest bezwymiarowa.

Parametr wiarygodności

Finalnie przedstawiono równanie matematyczne na określenie parametrów wiarygodności HPL i VPL, co pokazano poniżej:

$$\begin{cases} HPL = K_H \cdot \sqrt{dB^2 + dL^2} \\ VPL = K_V \cdot dh \end{cases} \quad (6.15)$$

gdzie:

K_H – współczynnik ograniczający pozycję horyzontalną użytkownika z prawdopodobieństwem 10^{-9} (dla nawigacji en-route: $K_H = 6,18$; natomiast dla precyzyjnego podejścia $K_H = 6,00$),

K_V – współczynnik ograniczający pozycję wertykalną użytkownika z prawdopodobieństwem $0,5 \times 10^{-7}$ ($K_V = 5,33$),

(dB, dL, dh) – błędy pozycji dla wyznaczonych dla współrzędnych (B_m, L_m, h_m) z rozwiązania (6.5),

HPL – poziom wiarygodności pozycjonowania w płaszczyźnie poziomej,

VPL – poziom wiarygodności pozycjonowania w pionie.

Wartości parametrów HPL i VPL określają poziomy wiarygodności dla wykonywania operacji lotniczych odpowiednio w płaszczyźnie poziomej i w pionie. Wartości HPL i VPL zgodnie z wymogami ICAO podajemy w metrach [2].

Finalnie, równania (6.6-6.15) będą użyte w pracy do określenia parametrów jakości pozycjonowania EGNOS+SDCM. Wyniki obliczeń dla parametrów z równań (6.6-6.15) zostaną pokazane w rozdziale 8.

7. OPIS PRZEPROWADZONEGO TESTU BADAWCZEGO

Rozdział 7 poświęcony jest charakterystyce przebiegu eksperymentu badawczego. W wyniku przeprowadzonego przeglądu i analizy zrealizowanych testów lotniczych w Polsce, wytypowano jeden reprezentatywny eksperyment lotniczy do niniejszej rozprawy doktorskiej. Wybrany test badawczy został opisany w detalach wraz z przedstawieniem poszczególnych etapów realizacji badań. Ponadto dla wybranego testu badawczego zaprezentowano strategię obliczeniową wraz z konfiguracją parametrów wejściowych w użytych programach obliczeniowych.

7.1. Tło naukowe prowadzonych testów lotniczych

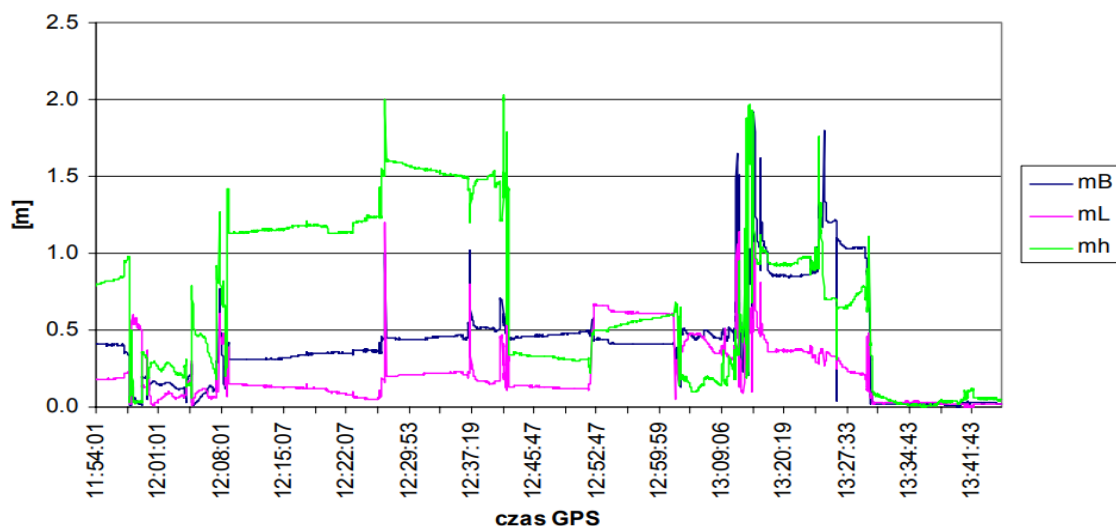
Od 2003 roku zespół badawczy składający się z pracowników LAW i UWM sukcesywnie przeprowadzał testy badawcze mające na celu pozyskanie danych obserwacyjno-nawigacyjnych niezbędnych do dokonania analiz na temat jakości pozycjonowania systemu SBAS. W tabeli 7.1 przedstawiono chronologicznie eksperymenty lotnicze, które zostały zrealizowane w ramach prowadzonych badań naukowych przez zespół badawczy LAW i UWM.

Tabela 7.1. Testy lotniczego przeprowadzone przez zespół badawczy LAW i UWM [opr. wł.]

Lp.	Test lotniczy	Typ statku powietrznego oraz typ odbiornika pokładowego	Cel badań
1	Brda i Orda	SP: PZL TS-11 Iskra Ashtech Z-XII Z-Surveyor Garmin GPS Map 76S Javad Legacy	Badanie jakości sygnału ESTB (EGNOS System Test Bed) w rzeczywistych warunkach pomiarowych
2	Liwiec	SP: Cessna 172 RG Thales Mobile Mapper U-Blox	Badanie dokładności systemu EGNOS i metody autonomicznej podczas lotu statku powietrznego
3	Dęblin-Olsztyn	SP: Cessna 172 RG Topcon HiperPro Thales Mobile Mapper	Badanie dokładności, ciągłości oraz wiarygodności systemu EGNOS
4	Dęblin-Olsztyn	SP: Cessna 172 RG Thales	Badanie dokładności serwisów systemu ASG-EUPOS w aspekcie wyznaczenia trajektorii lotu samolotu
5	Chełm-Dęblin-Olsztyn	SP: Cessna 152 II Thales Mobile Mapper Topcon HiperPro Javad Alpha	Badanie dokładności, ciągłości oraz wiarygodności systemu EGNOS w aspekcie monitorowania ruchu statkiem powietrznym
6	Dęblin-Olsztyn	SP: Cessna 172 RG Thales Mobile Mapper	Badanie dokładności systemu EGNOS przy wykorzystaniu oprogramowaniu RTKLIB
7	Dęblin-Olsztyn-Mielec	SP: Cessna 172N Topcon HiperPro	Badanie dokładności, dostępności, ciągłości oraz wiarygodności systemu monitorowania ruchu samolotu
8	Dęblin-Olsztyn-Mielec	SP: Seneca Piper PA34-200T Topcon HiperPro	Badanie dokładności, dostępności, ciągłości oraz wiarygodności systemu monitorowania ruchu statków powietrznych

9	Dęblin	SP: Cessna 172N Skyhawk Septentrio AsteRx2i	Wyznaczenie dostępności, ciągłości i dokładności pozycjonowania DGPS statku powietrznego z wykorzystaniem serwisu KODGIS systemu ASG-EUPOS. Dodatkowo wyznaczono także dokładność pozycjonowania autonomicznego GPS oraz pozycjonowania EGNOS
10	Olsztyn	SP: Diamond DA 20-C Septentrio AsteRx2i	Pozyskanie danych obserwacyjnych z systemu EGNOS i SDCM do wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania SBAS

Pierwszym z wymienionych eksperymentów lotniczych jest test lotniczy zrealizowany w ramach projektów „BRDA” i „ODRA”. W trakcie badań wykonano trzy loty eksperymentalne statkiem powietrznym PZL TS-11 Iskra. Na pokładzie samolotu umieszczono dwa odbiorniki geodezyjne Ashtech Z-XII oraz Z-Surveyor, za pomocą których wyznaczono rzeczywistą trajektorię odniesienia lotu za pomocą techniki RTK-OTF. W kabinie samolotu umieszczono także dwa odbiorniki nawigacyjne: Garmin GPS Map 76S oraz Javad Legacy, dzięki którym możliwe było śledzenie satelitów EGNOS. Podstawowym celem przeprowadzonych testów lotniczych było określenie jakości sygnału ESTB (EGNOS System Test Bed) w rzeczywistych warunkach pomiarowych [18, 47]. Na rys. 7.1 przedstawiono błędy średnie dla wszystkich współrzędnych geodezyjnych uzyskanych podczas lotu testowego nr 1. Średni błąd szerokości geodezyjnej mB nie przekraczał 1,5 m, natomiast średni błąd długości mL zawierał się w przedziale od 0,25 do 1 m. Z kolei średni błąd wysokości elipsoidalnej mh zawarty był między 0,25 a 2 m. Warto podkreślić, iż w trakcie lotów testowych pozycjonowanie ESTB w każdym z przypadków okazało się lepsze od pozycjonowania kodowego metodą autonomiczną.



Rys. 7.1. Dokładność trajektorii odniesienia na każdą sekundę lotu dla testu lotniczego nr 1 [47]

Następnym testem lotniczym były loty zrealizowane w ramach projektu „LIWIEC” (patrz rys. 7.2). Badania wykonano samolotem Cessna, który wyposażono w odbiorniki Thales Mobile Mapper, U-Blox oraz zintegrowany z Palmtopem Eten Glofish na chipsecie SirfStar III.

W eksperymencie wykorzystano także dziewięć stacji referencyjnych GPS, rozmieszczonych wzdłuż trasy samolotu, aby zapewnić wysoką dokładność wyznaczenia pozycji referencyjnej lotu. Pozycję samolotu wyznaczono niezależnie na podstawie każdej stacji referencyjnej z wykorzystaniem precyzyjnej techniki RTK-OTF. Celem przeprowadzonego badania lotniczego było wyznaczenie dokładności systemu EGNOS oraz porównanie uzyskanych wyników z dokładnością otrzymaną z metody kodowej SPP [45]. Na rys. 7.2 pokazano trajektorię lotu samolotu Cessna.



Rys. 7.2. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 2 [45]

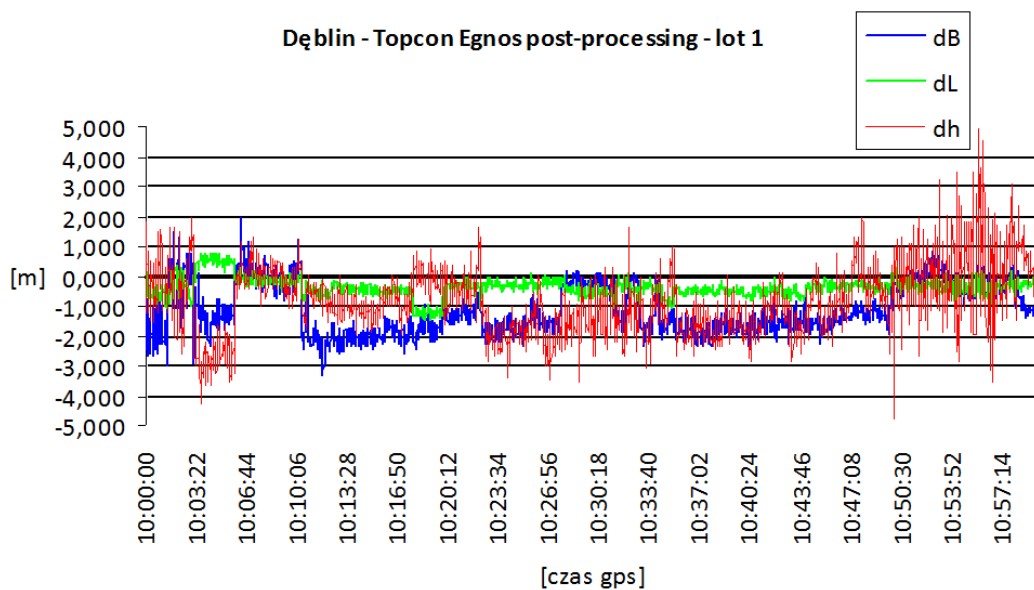
W teście lotniczym nr 2 pozycja referencyjna lotu została określona z dokładnością do 0,05 m w poziomie i 0,1 m w pionie. Tak wysoka dokładność pozwoliła na wiarygodne oszacowanie pozycji SP z rozwiązania autonomicznego i metody EGNOS.

Kolejny test badawczy nr 3 został zrealizowany w ramach projektu badawczego MEiN pt. „System monitorowania ruchu statków powietrznych i pojazdów użytkowanych przez służby porządku publicznego z wykorzystaniem GNSS”. W eksperymencie wykonano loty testowe przy użyciu samolotu Cessna 172 RG. Dzięki zamontowaniu na pokładzie statku powietrznego odbiorników geodezyjnych Topcon HiperPro oraz odbiorników nawigacyjnych Thales Mobile Mapper, możliwe było wyznaczenie pozycji EGNOS w trybie post-processingu oraz w czasie rzeczywistym, w trybie autonomicznym. Głównym celem przeprowadzonego testu lotniczego było określenie działania systemu EGNOS w Polsce wschodniej poprzez badanie dokładności, ciągłości oraz wiarygodności systemu EGNOS w aspekcie monitorowania ruchu statków powietrznych. Na rys. 7.3 pokazano trajektorię lotu samolotu Cessna podczas testu lotniczego nr 3.



Rys. 7.3. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 3 [21]

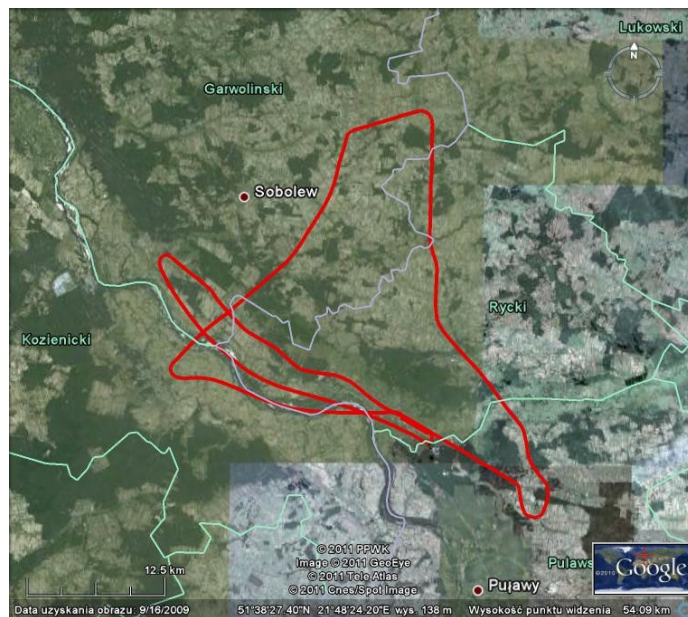
W eksperymencie nr 3, średnia wartość dokładności dB wynosiła 1,14 m. Dla współrzędnej długości geodezyjnej średnia wartość dL była równa 0,37 m. Natomiast średnia wartość wysokości elipsoidalnej dh wynosiła 0,82 m. Uzyskane rezultaty dokładności pozycjonowania przedstawia rys. 7.4.



Rys. 7.4. Dokładność pozycjonowania przy wykorzystaniu EGNOS w trybie post-processingu dla odbiornika Topcon HiperPro dla testu lotniczego nr 3 [21]

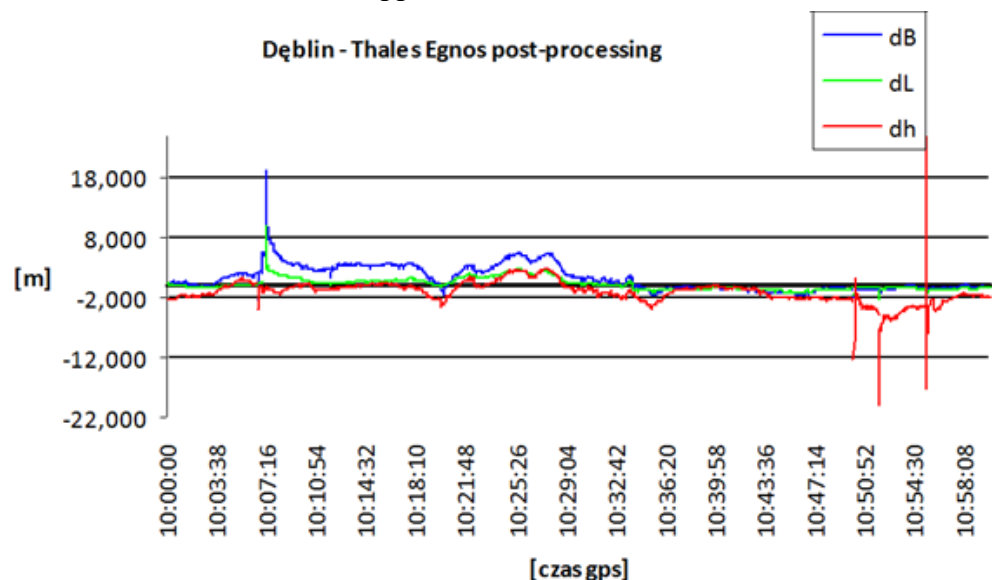
W teście lotniczym 4 również wykorzystano statek powietrzny Cessna 172 RG. Na pokładzie samolotu umieszczono dwa odbiorniki Thales działające w trybie autonomicznym oraz w trybie różnicowym DGPS. Statek powietrzny wykonał lot po trasie: Dęblin – Kozienice – Kazimierz Dolny – Puławy – Dęblin. Podstawowym celem badań było pozyskanie danych do

analizy dokładności działania systemu ASG-EUPOS oraz systemu EGNOS. Na rys. 7.5 przedstawiono trajektorię lotu samolotem Cessna podczas wykonywania lotu dla testu lotniczego nr 4.



Rys. 7.5. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 4 [23]

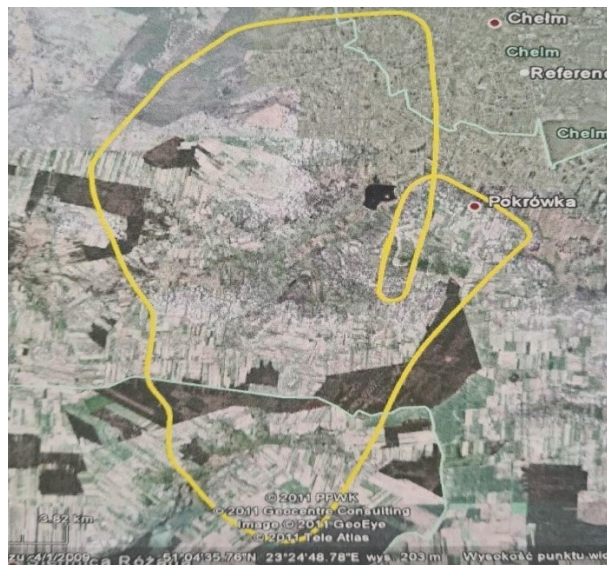
Średnia wartość dokładności pozycjonowania przy wykorzystaniu EGNOS w trybie post-processingu dla odbiornika Thales Mobile Mapper dla współrzędnej B wynosi 1,21 m, 0,24 m dla składowej L oraz -1,04 m dla współrzędnej h. Na rys. 7.6 pokazano dokładność pozycjonowania dla odbiornika Thales Mobile Mapper.



Rys. 7.6. Dokładność pozycjonowania przy wykorzystaniu EGNOS w trybie post-processingu dla odbiornika Thales Mobile Mapper dla testu lotniczego nr 4 [23]

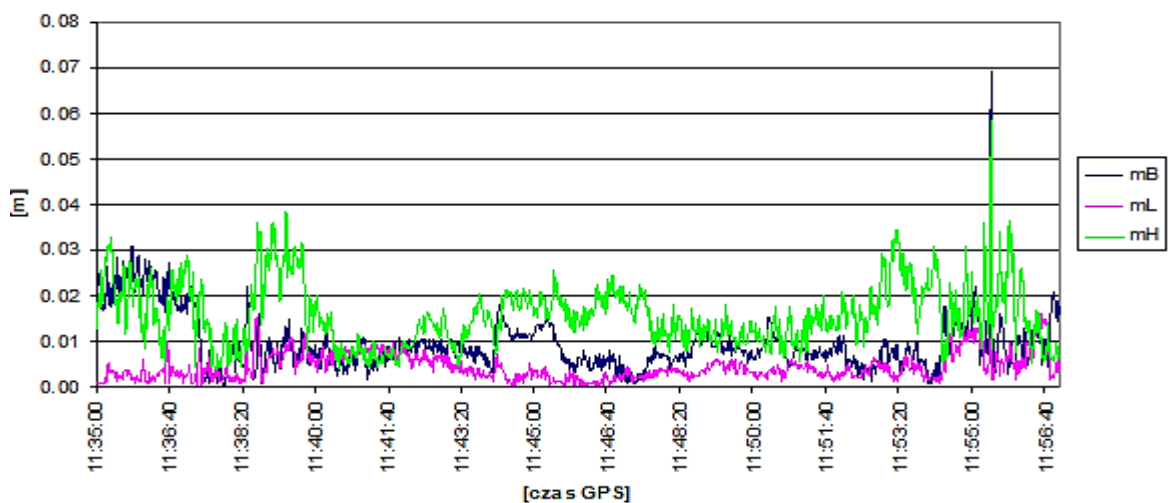
Eksperyment lotniczy nr 5: Chełm-Dęblin-Olsztyn był również wykonany w ramach tego samego projektu badawczego MEiN pt. „System monitorowania ruchu statków powietrznych

i pojazdów użytkowanych przez służby porządku publicznego z wykorzystaniem GNSS”, co test lotniczy nr 4. W przypadku testu lotniczego nr 5 zrealizowano loty z użyciem SP Cessna 152 II. Samolot został wyposażony w odbiornik Thales Mobile Mapper, odbiornik geodezyjny Topcon HiperPro oraz odbiornik geodezyjny Javad Alpha. Poprzez zamontowanie odbiorników Topcon HiperPro oraz Javad Alpha możliwe było wyznaczenie pozycji EGNOS w trybie post-processingu. Celem tego testu lotniczego było pozyskanie danych obserwacyjnych do wykonania wstępnych analiz dokładności, ciągłości i wiarygodności systemu EGNOS w aspekcie monitorowania ruchu statków powietrznych. Na rys. 7.7 przedstawiono trajektorię lotu samolotu Cessna podczas wykonywania lotu dla testu lotniczego nr 5.



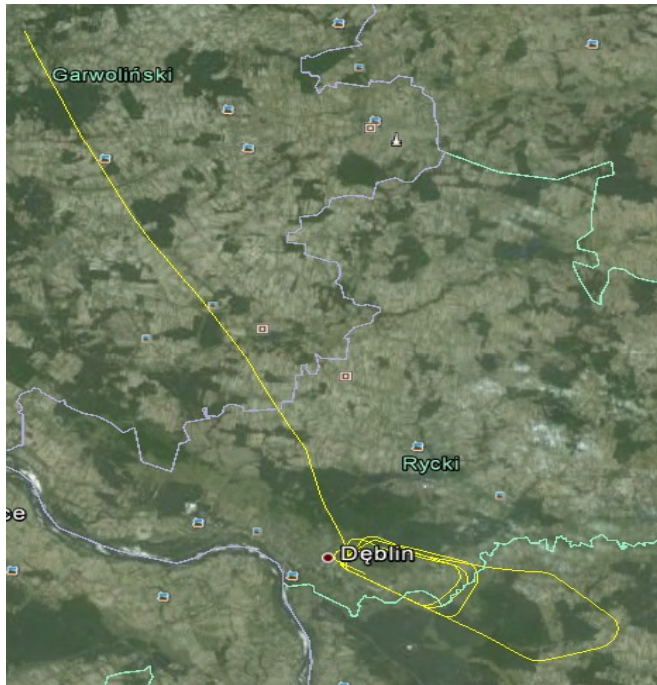
Rys. 7.7. Trajektorja samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 5 [22]

W badaniu nr 5 średnie błędy współrzędnych (B, L, h) dla określenia pozycji odniesienia samolotu wyniosły do 0,02 m dla współrzędnych horyzontalnych oraz do 0,03 m dla współrzędnej wertykalnej. Otrzymane wyniki przedstawiono na rys. 7.8.



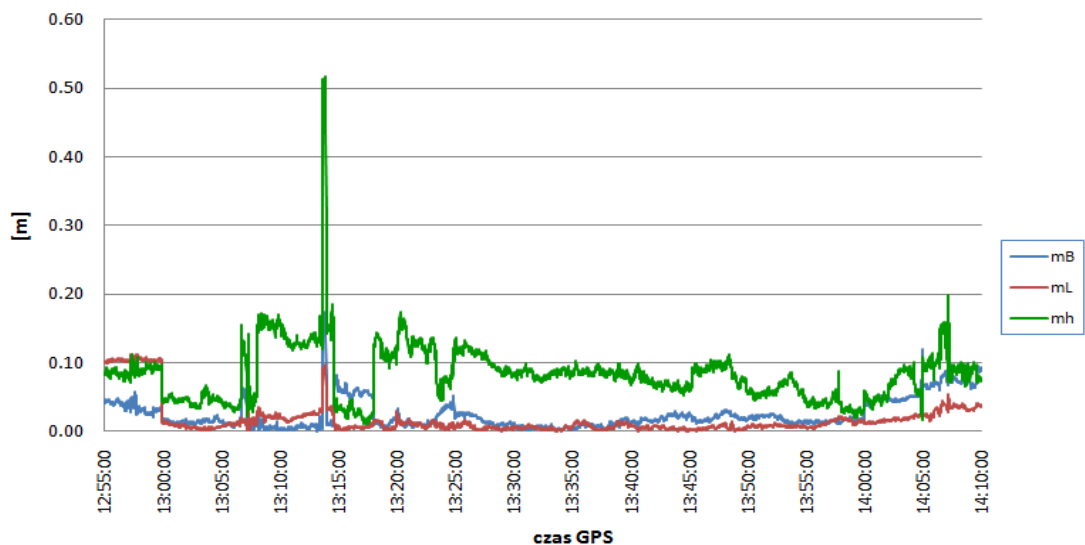
Rys. 7.8. Dokładność trajektorii odniesienia lotu dla testu lotniczego nr 5 [22]

Następny test lotniczy nr 6 Dęblin-Olsztyn został wykonany statkiem powietrznym Cessna 172 RG, w którym umieszczono odbiornik Topcon HiPerPro. W wyniku uzyskanych danych obserwacyjnych wykonano badanie dokładności systemu EGNOS przy wykorzystaniu oprogramowania RTKLIB. Na rys. 7.9 zaprezentowano trajektorię lotu samolotem Cessna podczas realizacji testu lotniczego nr 6.



Rys. 7.9. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 6 [25]

Średnie błędy współrzędnych (B, L, h) dla określenia pozycji odniesienia samolotu podczas lotu nr 1 wyniosły do 0,06 m dla współrzędnych horyzontalnych oraz do 0,12 m dla współrzędnej wertykalnej. Na rys. 7.10 zaprezentowano otrzymane wyniki na każdą sekundę lotu.



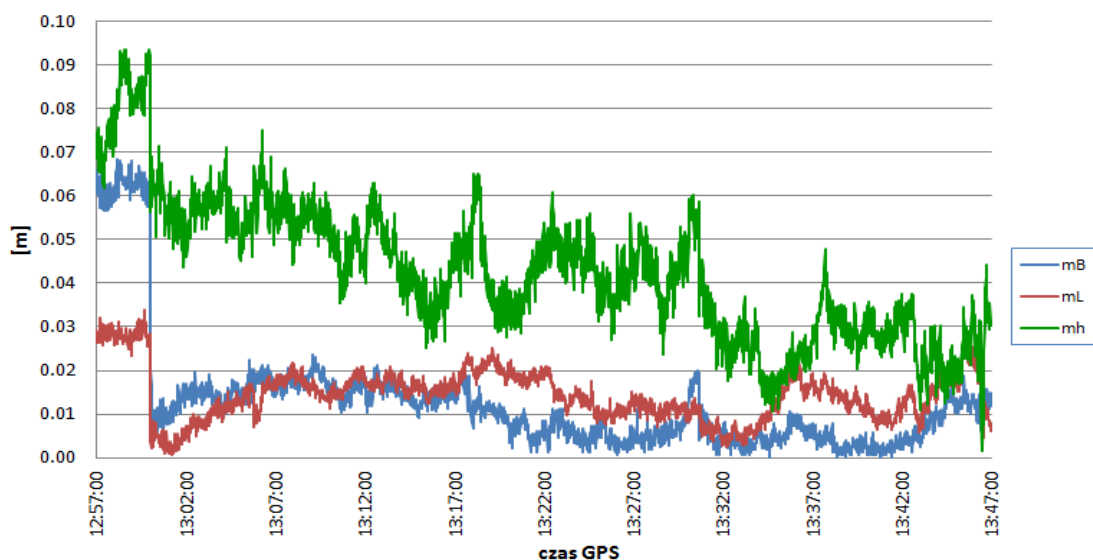
Rys. 7.10. Dokładność trajektorii odniesienia lotu dla testu lotniczego nr 6 [25]

Z kolei, test lotniczy nr 7 został zrealizowany dla lotniska w Mielcu samolotem Cessna 172N. Na pokładzie samolotu Cessna 172N (na kokpicie za szybą) został umieszczony odbiornik geodezyjny firmy Topcon HiPerPro, który rejestrował surowe pomiary satelitarne GNSS z interwałem 1 sekundą. Pozyskane dane pomiarowe zostały wykorzystane do przeprowadzenia analiz dokładności, wiarygodności i ciągłości tworzonego systemu monitorowania ruchu statków powietrznych oraz pojazdów użytkowanych przez służby porządku publicznego z wykorzystaniem systemu GNSS. Na rys. 7.11 pokazano przebieg lotu eksperymentu lotniczego nr 7.



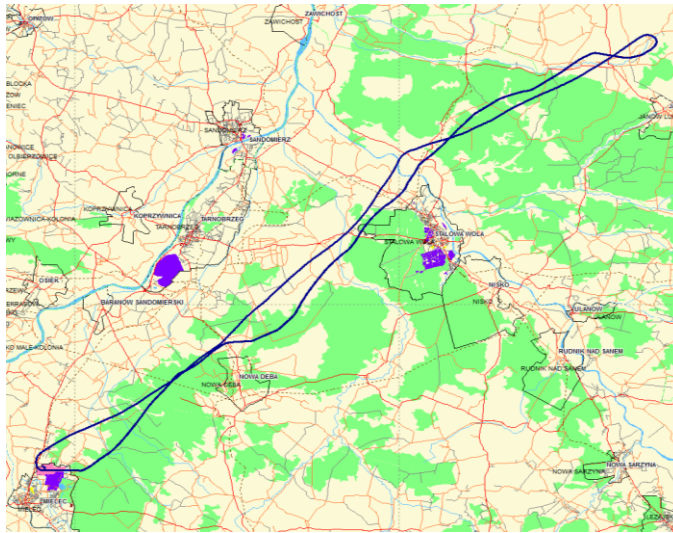
Rys. 7.11. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 7 [24]

Średnie błędy współrzędnych (B, L, h) dla określenia pozycji odniesienia samolotu podczas lotu wyniosły do 0,03 m dla współrzędnych horyzontalnych oraz do 0,07 m dla współrzędnej wertykalnej. Uzyskane rezultaty na każdą sekundę lotu prezentuje rys. 7.12.



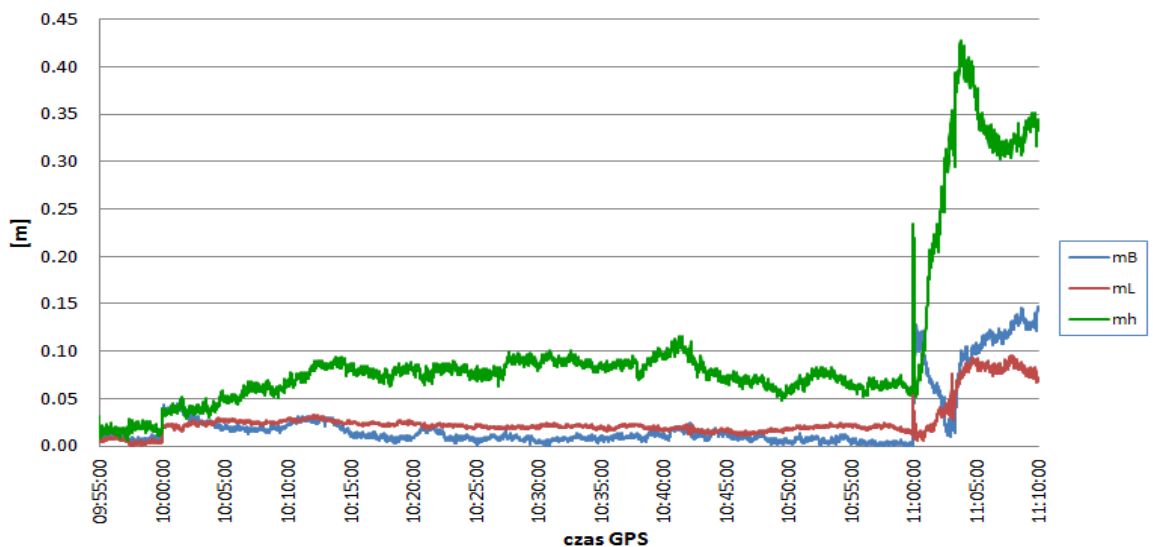
Rys. 7.12. Dokładność trajektorii odniesienia lotu dla testu lotniczego nr 7 [24]

Warto podkreślić, iż w testach lotniczych 2-7 loty zostały wykonane przez samoloty tej samej marki-Cessna. Natomiast, w teście lotniczym nr 8 wykorzystano inny model statku powietrznego - Seneca Piper PA34-200T. Test nr 8 był kontynuacją założeń badawczych zawartych w eksperymencie nr 5. Statek powietrzny również rozpoczął swój lot z lotniska w Mielcu. Tak jak w przypadku testu lotniczego nr 7, w kokpicie samolotu Seneca Piper został zamontowany odbiornik geodezyjny firmy Topcon HiPerPro. Na rys. 7.13 przedstawiono trajektorię lotu samolotu Seneca Piper.



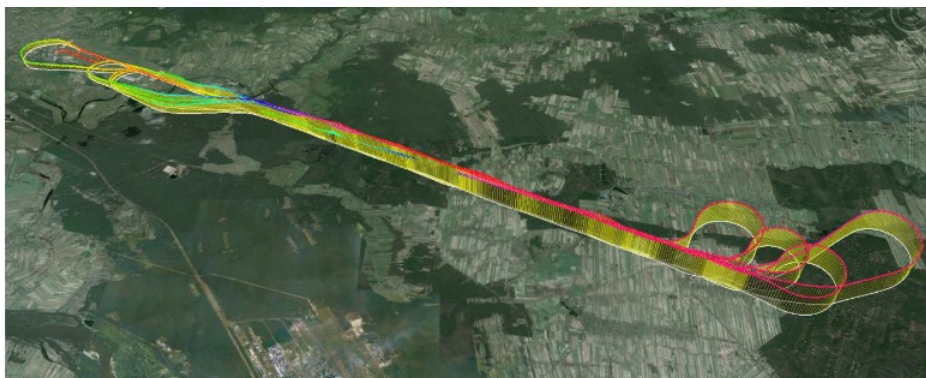
Rys. 7.13. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 8 [25]

W eksperymencie lotniczym nr 8, średnie błędy współrzędnych (B, L, h) dla określenia pozycji odniesienia samolotu dla pierwszej godziny lotu wyniosły do 0,03 m dla współrzędnych horyzontalnych oraz do 0,10 m dla współrzędnej wertykalnej. W ostatnich 10 minutach lotu błąd wyznaczenia wzrósł i osiągnął wartość do 0,15 m dla współrzędnych horyzontalnych oraz do 0,40 m dla współrzędnej wertykalnej. Otrzymane wyniki na każdą sekundę lotu pokazano na rys. 7.14.



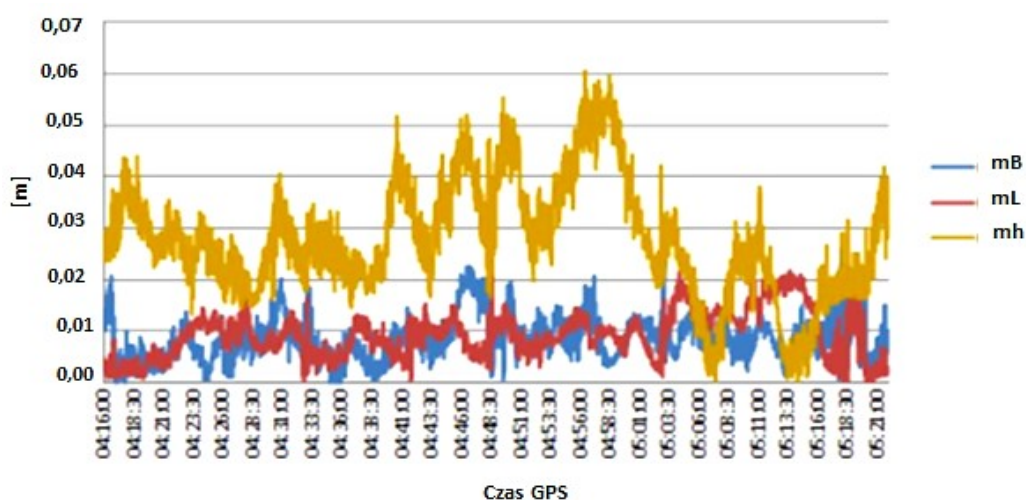
Rys. 7.14. Dokładność trajektorii odniesienia lotu dla testu lotniczego nr 8 [25]

Testy lotnicze nr 9 i 10 są najnowszymi eksperymentami lotniczymi zrealizowanymi przez zespół badawczy. Do testu lotniczego nr 7 wykorzystano samolot Cessna 172N Skyhawk. Do pomiarów danych obserwacyjnych zastosowano dwuczęstotliwościowy odbiornik Septentrio AsteRx2i [14, 26]. Lot odbywał się w rejonie lotniska w Dęblinie. Na rys. 7.15 zaprezentowano przebieg lotu.



Rys. 7.15. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 9 [14]

W badaniu lotniczym nr 9, średnie błędy współrzędnych (B, L, h) dla trajektorii odniesienia samolotu wyniosły do 0,02 m w poziomie oraz do 0,06 m w pionie. Uzyskane błędy na każdą sekundę lotu prezentuje rys. 7.16.



Rys. 7.16. Dokładność trajektorii odniesienia lotu dla testu lotniczego nr 9 [14]

Ostatnim z wymienionych w tabeli 7.1 testów lotniczych jest eksperyment lotniczy wykonany w obrębie lotniska w Olsztynie. Do wykonania lotu posłużono się samolotem Diamond DA 20-C, w którym zamontowano dwuczęstotliwościowy odbiornik pokładowy firmy Septentrio AsterRx2i. W przeciwieństwie do poprzednich testów lotniczych, w trakcie lotu nr 10 możliwa była rejestracja danych nie tylko dla systemu EGNOS, ale także dla systemu SDCM. Wynika to z dostępności poprawek EGNOS+SDCM w trakcie realizacji lotu.

Ze względu na możliwość pozyskania danych obserwacyjno-nawigacyjnych zarówno z systemu EGNOS jak SDCM, dane z lotu testowego nr 10 zostały wybrane jako reprezentatywne

w niniejszej pracy doktorskiej. W podrozdziale 7.2 dokonano szczegółowej charakterystyki testu lotniczego nr 10.

7.2. Charakterystyka wybranego testu badawczego

Eksperyment badawczy został podzielony na trzy etapy:

1. Wykonanie lotu testowego i zebranie materiału.
2. Konwersja i przygotowanie zgromadzonych danych satelitarnych do obliczeń nawigacyjnych.
3. Wykonanie niezbędnych obliczeń nawigacyjnych, w tym implementacja opracowanego algorytmu dla równań (6.4-6.15).

Etap 1: Wykonanie lotu testowego i zebranie materiału

W ramach pierwszego etapu zrealizowano próbny lot testowy. Lot testowy został wybrany jako reprezentatywna próbka danych z grupy lotów testowych poświęconych zastosowaniu systemu GNSS w lotnictwie, w szczególności w metodzie SBAS. Próbny lot testowy wykonano samolotem Diamond DA 20-C w dniu 31 października 2020 r. w północno-wschodniej Polsce. Na rys. 7.17 pokazano samolot Diamond DA 20-C.

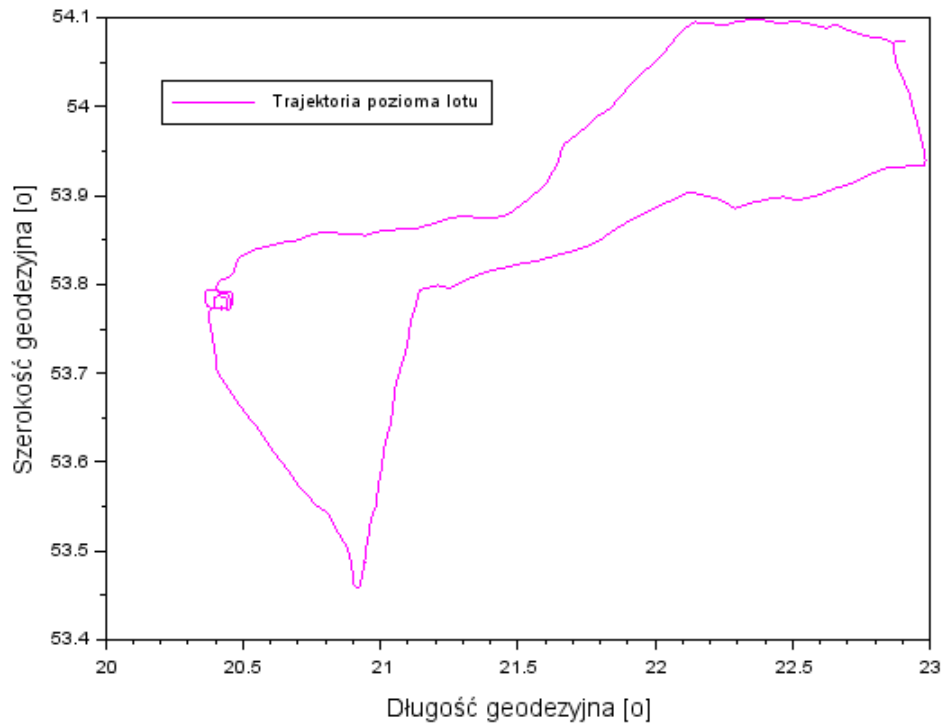


Rys. 7.17. Statek powietrzny Diamond DA 20-C [49]

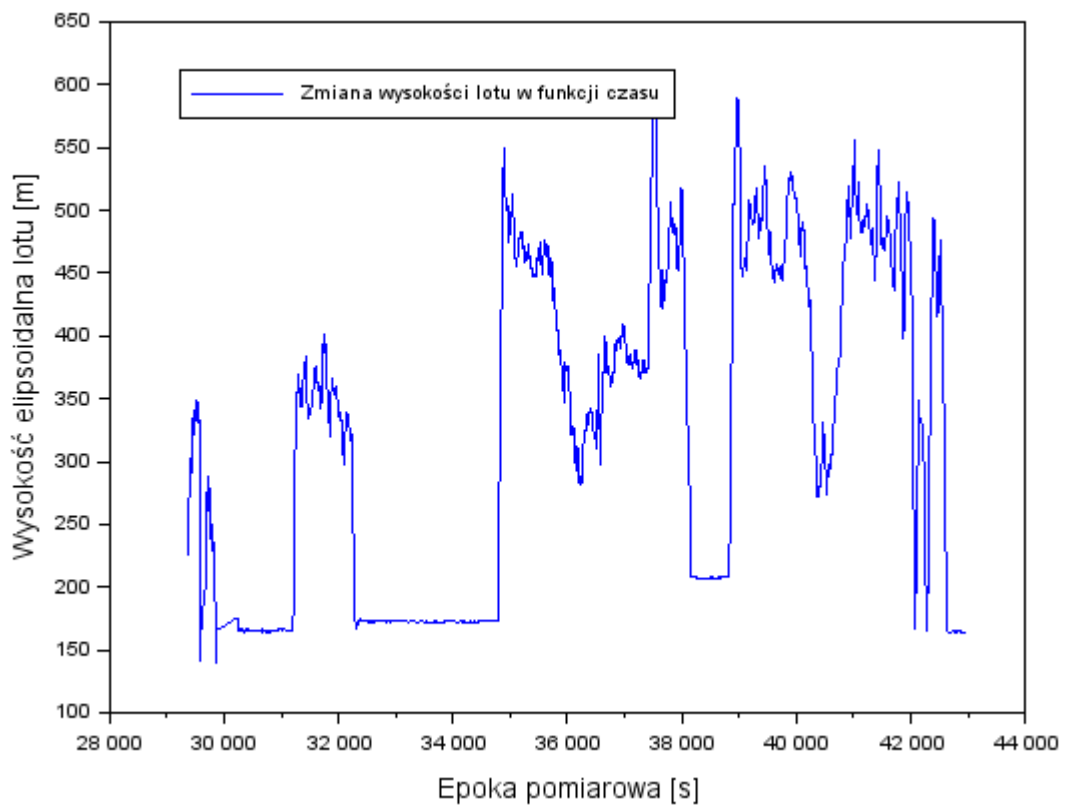
Lot trwał od godziny 07:57:07 (28627 s) do godziny 11:55:59 (42959 s) według czasu systemu GPS Time (GPST). Punktem początkowym i końcowym trasy było lotnisko cywilne EPOD (Olsztyn Dajtki) zlokalizowane w północno-wschodniej Polsce. Lot wykonywany był przez pilota z Aeroklubu Warmińsko-Mazurskiego zgodnie z procedurą VFR. Od 2014 roku lotnisko ma opracowane procedury podejścia do lądowania z wykorzystaniem GNSS [102].

Na podkładzie samolotu zamontowano dwuczęstotliwościowy odbiornik geodezyjny Septentrio AsterRx2i o klasie dokładności 1-2 m dla modułu pozycjonowania SBAS. Odbiornik pokładowy Septentrio rejestrował dane satelitarne GPS z interwałem 1 sekunda. Pozyskane dane

zostały wykorzystane do obliczenia pozycji statku powietrznego oraz parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego zgodnie z równaniami (6.1-6.15).

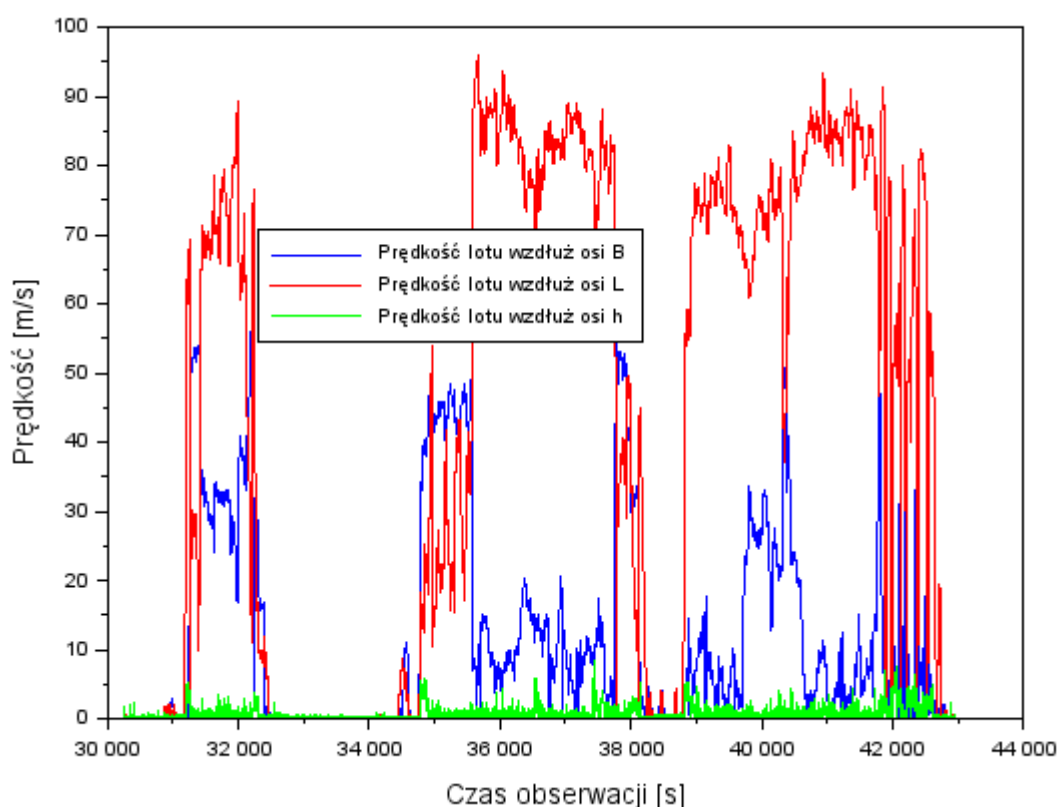


Rys. 7.18. Trajektoria pozioma lotu z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]



Rys. 7.19. Zmiana wysokości lotu z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]

Na rys. 7.18 przedstawiono szkic trajektorii poziomej lotu samolotu Diamond. Współrzędne pozycji lotu statku powietrznego zostały wyrażone w układzie elipsoidalnym BLh. Podczas trwania całego lotu zakres współrzędnej szerokości geodezyjnej B wynosił od $53,458121^\circ$ do $54,097633^\circ$, natomiast rozpiętość współrzędnej długości geodezyjnej L zawarta była przedziale od $20,363363^\circ$ do $22,982004^\circ$. Z kolei na rys. 7.19 zaprezentowano wysokość elipsoidalną h lotu statku powietrznego. Wysokość zmieniała się od 139 m do 605 m. Na podstawie rys. 7.19 można wywnioskować, że pilot wielokrotnie zmieniał wysokość lotu samolotu Diamond.

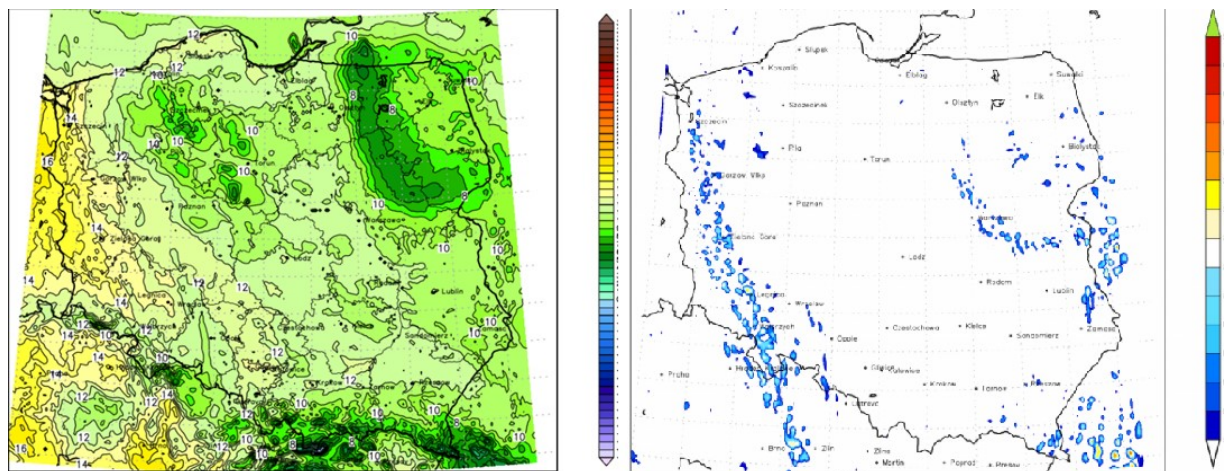


Rys. 7.20. Prędkość lotu statku powietrznego Diamond DA 20-C [opr. wł.]

Na rys. 7.20 przedstawiono prędkość lotu samolotu Diamond DA 20-C w czasie przeprowadzonego testu lotniczego w dniu 31 października 2020 r. Prędkość lotu samolotu wzdłuż osi B z rozwiązania EGNOS+SDCM wynosiła od 0 do 58 m/s. Średnia wartość lotu wzdłuż osi B wynosiła około 13 m/s. Z kolei prędkość lotu wzdłuż osi L z rozwiązania EGNOS+SDCM wynosiła od 0 do maksymalnej wartości 96 m/s, a wartość średnia oscylowała na wartości 44 m/s. Prędkość lotu wzdłuż osi h z rozwiązania EGNOS+SDCM wynosiła od 0 do 9 m/s ze średnią wartością 0,7 m/s.

Na potrzeby eksperymentu badawczego i wykonania dokładnej analizy jakości pozycjonowania satelitarnego SBAS określono stan troposfery oraz jonosfery w trakcie wykonywania lotu samolotem Diamond DA 20-C. Na rys. 7.21 przedstawiono temperaturę powietrza oraz występujące porywy wiatru na obszarze Polski w godzinach przedpołudniowych w dniu 31

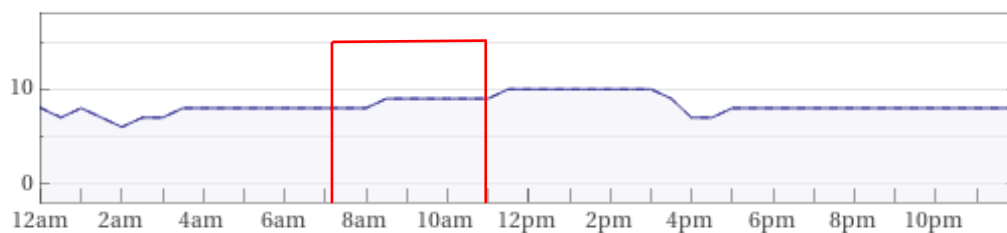
października 2020 r. Zanotowano temperaturę powietrza od 9°C -10°C na wschodzie - 11°C-12°C w głębi kraju oraz 13°C-14°C na zachodzie. Wiatr był słaby, na wschodzie i południu z kierunków północnych, a na pozostałym obszarze z kierunków południowych. Na terenie kraju występowało zachmurzenie duże z większymi przejaśnieniami, a we wschodniej połowie kraju występowały rozpozodzenia.



Rys. 7.21. Mapa pogodowa dla Polski z dnia 31.10.2020 r. [55]

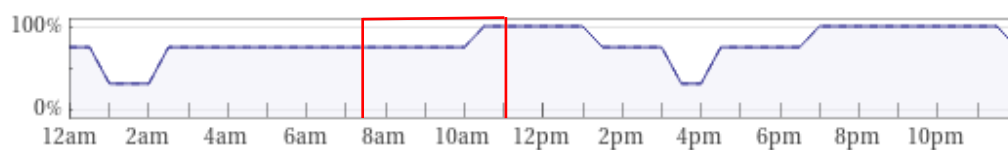
Natomiast, na rys. 7.22-7.25 zaprezentowano warunki atmosferyczne panujące w północno-wschodniej Polsce. Przedstawiono wartości temperatury powietrza, zachmurzenie, wilgotność powietrza oraz ciśnienie dla stacji meteorologicznej Olsztyn. Kolorem czerwonym został zaznaczony przedział czasowy, w którym został zrealizowany lot, tj. od godziny 07:57:07 do godziny 11:55:59. W północno-wschodniej Polsce temperatura powietrza oscylowała między wartościami 6°C a 10°C, przy czym średnia temperatura wynosiła 8°C. Najwyższą temperaturę odnotowano o godzinie 11:30. Zachmurzenie było duże, jednakże największe zachmurzenie zarejestrowano po godzinie wykonaniu eksperymentu lotniczego, tj. po godzinie 12. Wiatr był słaby i umiarkowany, zachodni i południowo-zachodni. W czasie lotu nie było mgły. Wilgotność powietrza wynosiła od 76% do 100%, przy czym średnia wartość wynosiła 90%. Tak jak w przypadku zachmurzenia, najniższą wartość wilgotności odnotowano w trakcie realizacji lotu testowego. Na terenie północno-wschodniej Polski ciśnienie atmosferyczne początkowo wynosiło 1017 hPa i zwiększało się wraz z upływem kolejnych godzin. Najwyższą wartość ciśnienia, tj. 1024 hPa, zarejestrowano dla godziny 12:00.

Temperatura



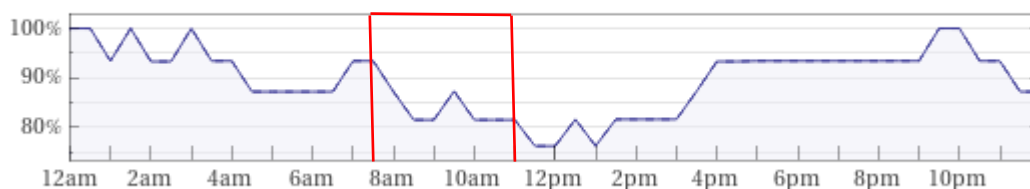
Rys. 7.22. Wartości temperatury powietrza dla stacji Olsztyn z dnia 31.10.2020 r. [57]

Zachmurzenie



Rys. 7.23. Poziom zachmurzenia dla stacji Olsztyn z dnia 31.10.2020 r. [57]

Wilgotność



Rys. 7.24. Poziom wilgotności powietrza dla stacji Olsztyn z dnia 31.10.2020 r. [57]

Ciśnienie



Rys. 7.25. Wartości ciśnienia powietrza dla stacji Olsztyn z dnia 31.10.2020 r. [57]

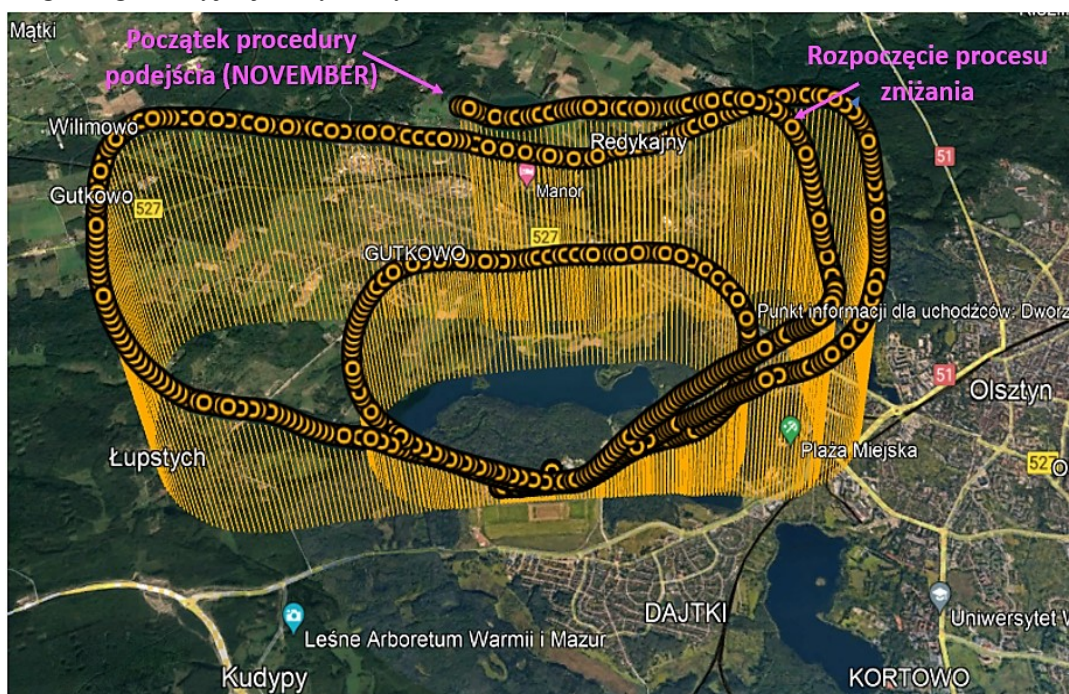
W przypadku stanu jonosfery przedstawiono wartość indeksu K_p na dzień 31 października 2020 r. Indeks K_p jest parametrem określającym promieniowanie cząstek słonecznych, które wpływają na pole magnetyczne Ziemi. Na podstawie jego wartości można stwierdzić, czy podczas przeprowadzania eksperymentu lotniczego występowały zakłócenia sygnałów od satelitów GNSS [98]. W czasie lotu samolotu Diamond, od godziny 07:57:07 (28627 s) do godziny 11:55:59 (42959 s) według czasu GPS Time (GPST) wyznaczono dwie wartości indeksu K_p . Były to wartości 2,34 dla godziny 7:50 oraz 2,00 dla godziny 10:50. Ze względu na to, iż czasie trwania testu lotniczego występował niski indeks K_p (poniżej 3), to promieniowanie cząstek słonecznych nie wpłynęło na dokładność pozycjonowania systemów SBAS. W tabeli 7.2 przedstawiono wartości parametru K_p 31.10.2020 r. dla godziny 7:50 oraz 10:50.

Tabela 7.2. Indeks K_p dla godziny 7:50 i 10:50 w dniu 31.10.2020 r. [57]

Godzina obserwacji	Indeks K_p
7:50	2,34
10:50	2,00

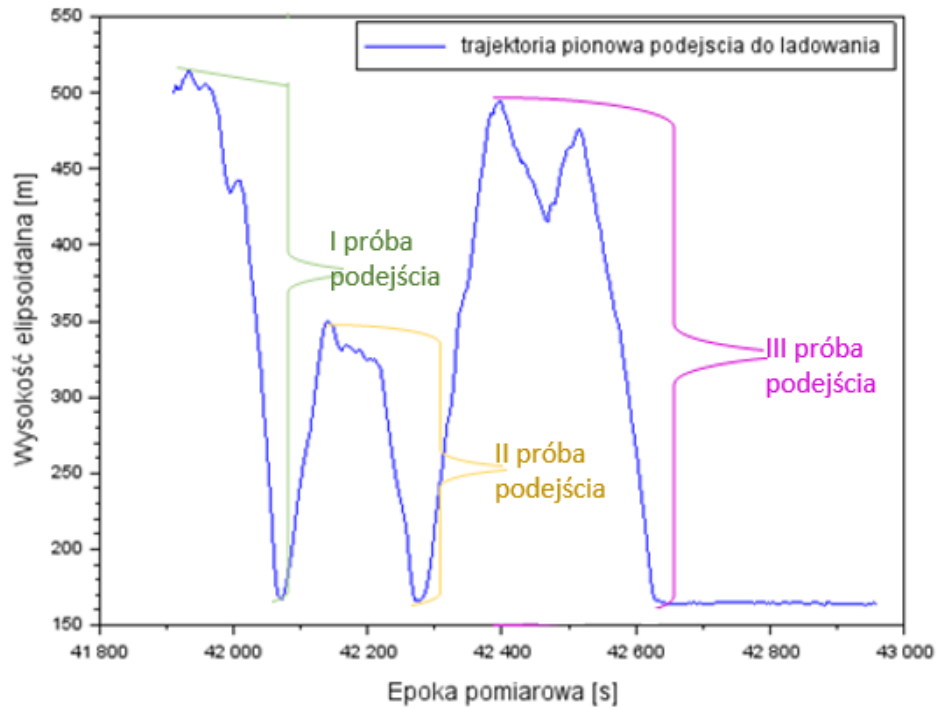
Niniejsza dysertacja dotyczy segmentu podejścia do lądowania, więc w dalszej części pracy skupiono uwagę na tej fazie lotu. Na potrzeby precyzyjnego pozycjonowania samolotu do obliczeń wykorzystano zarejestrowane dane satelitarne GNSS od godziny 11:38:31 (41911 s) do godziny 11:55:59 (42959 s) według czasu systemu GPS Time. Samolot Diamond podczas testu wykonywał podejście do lądowania zgodnie z procedurą dla lotniska EPOD od punktu NOVEMBER z wysokości 500 m. Proces jednego podejścia do lądowania trwał około 5 min. Lądowanie do lotniska EPOD nastąpiło dla pasa startowego 27L (patrz rys. 7.26).

Na rys. 7.26 pokazano trajektorię poziomą podejścia do lądowania samolotu Diamond zarejestrowaną od godziny 11:38:31 do godziny 11:55:59. W czasie rejestracji danych samolot wykonał trzy podejścia do lądowania. Podczas procedury podejścia do lądowania współrzędna szerokości geodezyjnej B przyjmowała wartości od $53,791864^\circ$ do $53,774913^\circ$. Z kolei współrzędne długości geodezyjnej L wynosiły od $20,408362^\circ$ do $20,460093^\circ$.



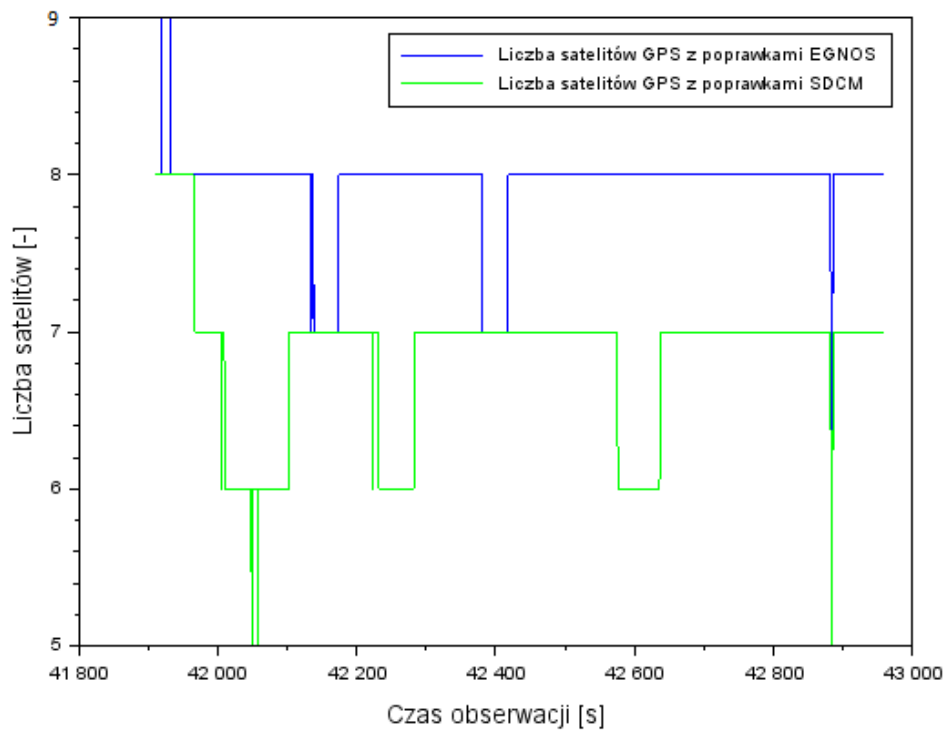
Rys. 7.26. Trajektorja pozioma podejścia do lądowania z rozwiązaniem EGNOS+SDCM [opr. wł.]

Na kolejnym rys. 7.27 przedstawiono trajektorię pionową lotu podczas podejścia do lądowania statku powietrznego, w przedziale czasowym od godziny 11:38:31 (41911 s) do godziny 11:55:59 (42959 s) według czasu systemu GPS Time. Wysokość elipsoidalna h w podejściu do lądowania zmieniała się od 515 m do 163 m. Ponadto, na rys. 7.27 kolorem zielonym, żółtym oraz różowym zaznaczono poszczególne próby zniżania do lądowania statku powietrznego.



Rys. 7.27. Trajektoria pionowa podejścia do lądowania z rozwiązaniami EGNOS+SDCM [opr. wł.]

Na rys. 7.28 przedstawiono liczbę śledzonych satelitów GPS odpowiednio z poprawkami EGNOS i SDCM w czasie podejścia do lądowania.



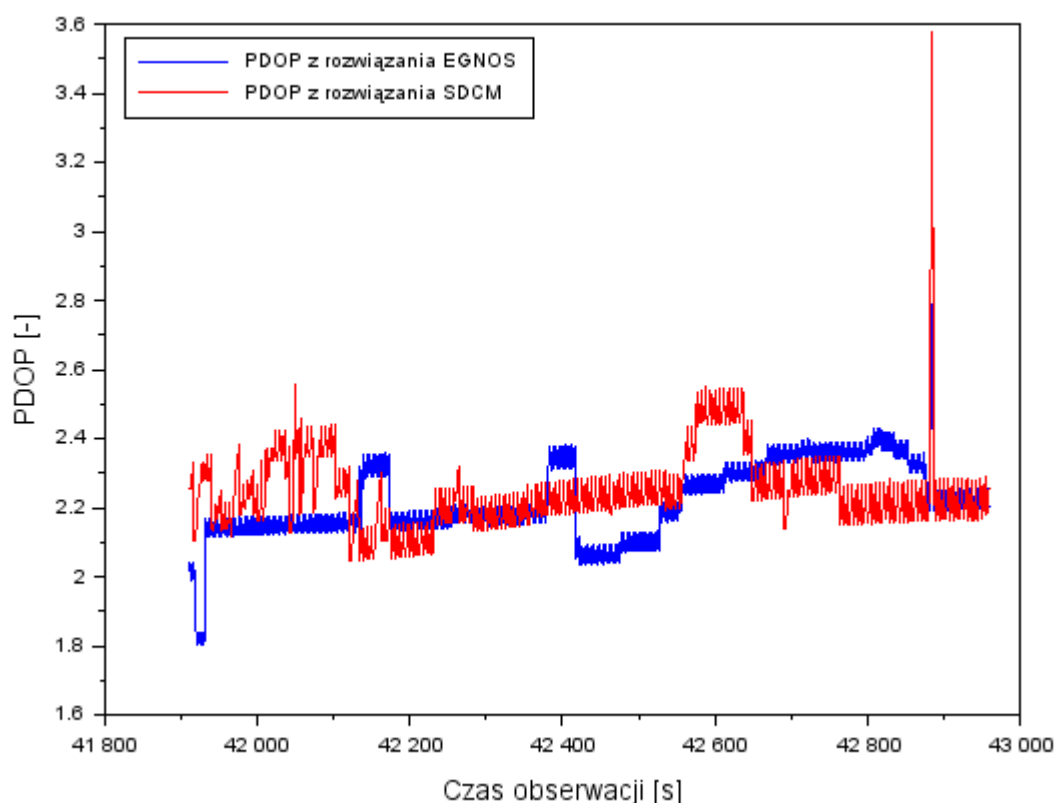
Rys. 7.28. Liczba śledzonych satelitów GPS z poprawkami SDCM i EGNOS podczas podejścia do lądowania [opr. wł.]

Podczas realizacji procedury podejścia odbiornik pokładowy Septentrio zarejestrował od 6 do 9 satelitów GPS z poprawkami EGNOS, a także od 5 do 8 satelitów systemu GPS z poprawkami SDCM. Podczas procedury podejścia średnia liczba satelitów śledzonych satelitów GPS z poprawkami SDCM wynosiła 6, a z kolei liczba satelitów GPS z poprawkami EGNOS wynosiła 7. Na podstawie rys. 7.28 można stwierdzić, że system EGNOS przysyłał poprawki dla większej liczby satelitów GPS, niż system SDCM.

Dla przeprowadzonego testu lotniczego wyznaczono także współczynnik rozmycia precyzji w przestrzeni 3D - współczynnik PDOP. PDOP jest współczynnikiem wykorzystywanym w systemach GNSS definiującym wpływ przestrzennego rozmieszczenia satelitów GNSS na dokładność wyznaczanej pozycji trójwymiarowej. PDOP jest wartością bezwymiarową. Wartość 0 współczynnika PDOP oznacza, iż w danym czasie nie można wykonać pomiaru pozycji ze względu na zakłócenia czy słaby sygnał od satelitów GNSS. Przyjmuje się również, iż mniejsza wartość parametru PDOP informuje o tym, że pomiar jest bardziej dokładny. Ponadto zgodnie z literaturą [88] dla współczynnika PDOP można zdefiniować przedziały liczbowe, które określają jakość realizowanych pomiarów systemów GNSS. Wyróżnia się następujące umowne opisy jakości sygnału dla parametru PDOP:

- wartości od 1 do 3 oznaczają bardzo dobre warunki obserwacyjne,
- wartości od 4 do 5 oznaczają dobre warunki obserwacyjne,
- wartości od 5 do 6 oznaczają słabe warunki obserwacyjne (mogą pojawić się problemy z pozycjonowaniem satelitarnym GNSS w terenie),
- wartości powyżej 6 oznaczają bardzo złe warunki obserwacyjne i nie należy wykonywać obserwacji [98].

W niniejszej pracy PDOP został określony dla rozwiązania SBAS, tj. oddzielnie dla systemu EGNOS i SDCM. Na rys. 7.29 pokazano wartości współczynników PDOP z rozwiązania EGNOS i SDCM podczas fazy podejścia do lądowania statku powietrznego. Wartość współczynnika PDOP dla pojedynczego rozwiązania z systemu EGNOS wynosiła od 1,8 do 2,8, przy czym średnia wartość wynosiła 2,22. Dla rozwiązania z systemu SDCM, współczynnik PDOP wynosił od 2 do 3,6, przy średniej wartości 2,24. Otrzymane wartości współczynnika PDOP dla rozwiązania z systemu EGNOS jak i dla rozwiązania z systemu SDCM nie przekraczają wartości 4, przez co można stwierdzić, iż występowały bardzo dobre warunki obserwacyjne i można było wykonać obserwacje GNSS w terenie.



Rys. 7.29. Wartość parametru PDOP z pojedynczego rozwiązania SBAS (EGNOS i SDCM) [opr. wł.]

Etap 2: Konwersja i przygotowanie zgromadzonych danych satelitarnych do obliczeń nawigacyjnych

Drugi etap badań dotyczył wstępnej obróbki zarejestrowanych danych satelitarnych. W czasie trwania lotu testowego wykorzystano odbiornik pokładowy Septentrio AsterRx2i, który gromadził i rejestrował obserwacyjne GPS do obliczenia pozycji samolotu. W celu wykonania wstępnej obróbki materiału badawczego, dane satelitarne zostały pobrane na przenośne nośniki danych i wgrane do komputera. Następnie wykonano konwersję danych z formatu binarnego do formatu RINEX, dzięki czemu otrzymano dwa pliki w formacie RINEX w systemie GPS: RINEX obserwacyjny oraz RINEX nawigacyjny. Na tym etapie zastosowano także poprawki od satelity EGNOS o numerze S123 oraz poprawki SDCM od satelity S125 udostępnione na serwerze <ftp://serenad-public.cnes.fr/> [38]. Format poprawek EGNOS i SDCM zapisano z rozszerzeniem „EMS”. Do wyznaczenia pozycji statku powietrznego metodą Single Point Positioning użyto programu RTKLIB v.2.4.3, dostępnego na stronie internetowej <http://rtklib.com> [51].

Program RTKLIB jest darmowym narzędziem aplikacyjnym typu „open source” umożliwiającym wyznaczenie pozycji użytkownika w czasie rzeczywistym i post-processingu. Ponadto aplikacja RTKLIB ma również zastosowanie do tworzenia rozwiązań hybrydowych z systemami Galileo, GLONASS, EGNOS, SDCM czy WAAS. Wspomniany program napisany

jest w języku Borland C++ przez T. Takasu [76]. Do podstawowych cech programu zalicza się obsługę:

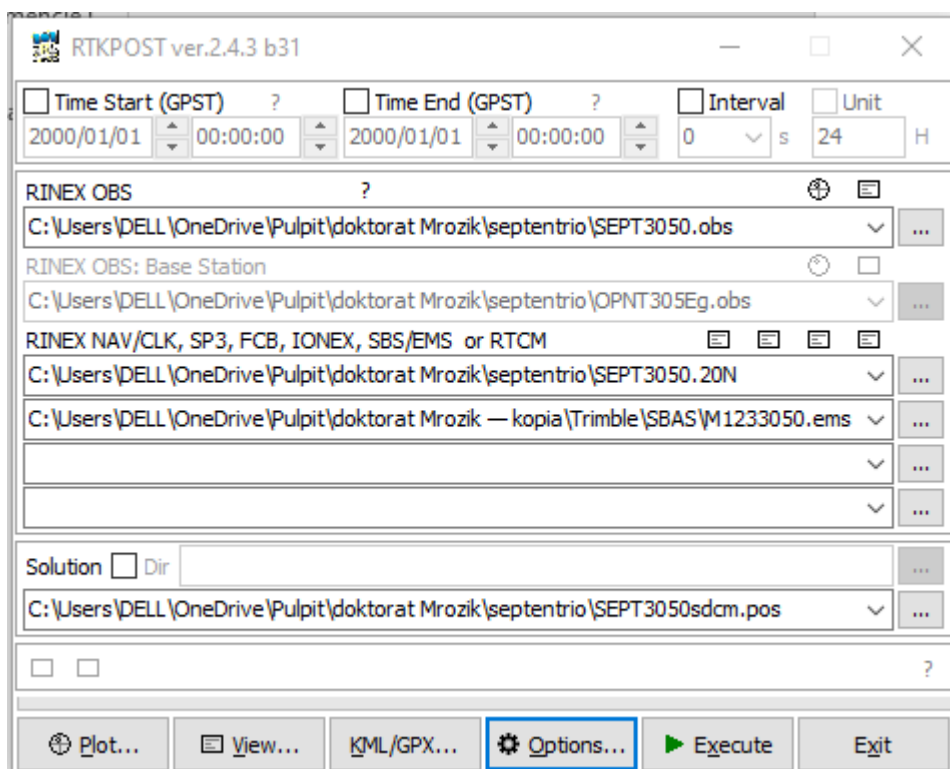
- standardowych i precyzyjnych algorytmów pozycjonowania: GPS, GLONASS, Galileo, QZSS, BeiDou i SBAS,
- kilku modułów obliczeniowych, jak np. Single (pozycjonowanie absolutne z użyciem obserwacji kodowych), DGPS/DGNSS (pozycjonowanie różnicowanie z użyciem stacji referencyjnej dla obserwacji kodowych), 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) oraz PPP-Fixed (pozycjonowanie absolutne z użyciem obserwacji kodowych i fazowych w trybie statycznym dla stacji referencyjnej o znanych współrzędnych) [15].

Oprogramowanie RTKLIB składa się z następujących modułów:

- RTKNAVI, RTKRCV (odpowiedzialne za pozycjonowanie w czasie rzeczywistym),
- RTKPOST, RNX2RTKP (służące do analiz w czasie rzeczywistym),
- RTKPLOT (przeznaczone do wizualizacji danych satelitarnych),
- RTKCONV, CONVBIN (konwersujące surowe dane satelitarne i dane w formacie RTCM),
- STRSVR (będące narzędziami komunikacyjnymi),
- RTKGET (obsługujący dane GNSS),
- NTRIPSRC BROWS (przeglądarka obsługująca protokół NTRIP) [52, 100].

Etap 3: Wykonanie niezbędnych obliczeń nawigacyjnych, w tym implementacja opracowanego algorytmu dla równań (6.4-6.13)

Przygotowane dane nawigacyjne i obserwacyjne w formacie RINEX oraz poprawki SBAS w formacie „EMS” zostały wykorzystane do trzeciego etapu badań. Na tym etapie dokonano realizacji obliczeń z użyciem oprogramowania RTKLIB oraz języka programistycznego Scilab v.6.0.0. Obliczenia rozpoczęto od aplikacji nawigacyjnej RTKLIB. W aplikacji wykorzystano bibliotekę RTKPOST do wyznaczenia pozycji statku powietrznego z pojedynczego rozwiązania SBAS (EGNOS i SDCM). Na rys. 7.30 przedstawiono przykładowe ustawienie danych wejściowych dla pojedynczego rozwiązania SBAS. Do aplikacji zaimportowano RINEX obserwacyjny GPS, RINEX nawigacyjny GPS oraz poprawki SBAS w formacie „EMS”.

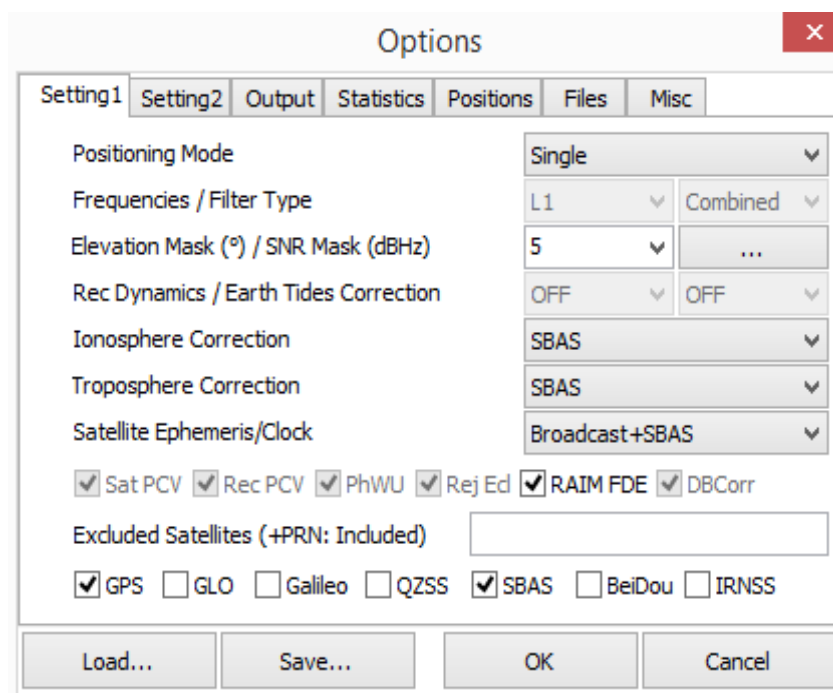


Rys. 7.30. Przykład wczytanych plików do aplikacji RTKPOST [opr. wł.]

Następnie dokonano konfiguracji obliczeń dla pojedynczego rozwiązania SBAS. W tym celu ustawiono następującą konfigurację obliczeń:

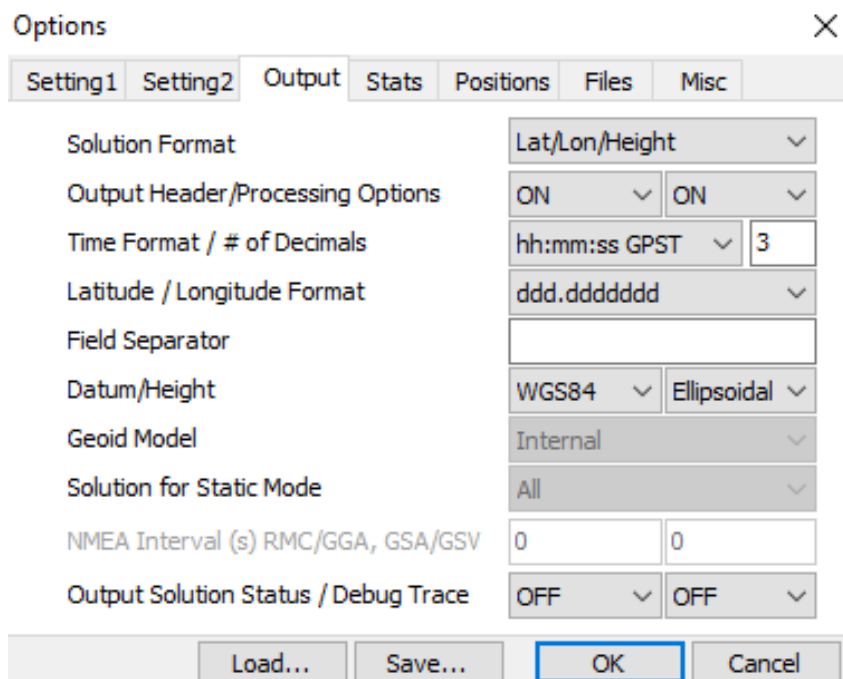
- typ pozycjonowania: metoda kodowa SPP,
- źródło danych nawigacyjnych GNSS: depeza pokładowa GPS,
- źródło danych obserwacyjnych GNSS: kinematyczne obserwacje GPS w formacie RINEX 2.12,
- metoda wyznaczenia współrzędnych satelity GPS: na podstawie parametrów orbity keplerowskiej,
- maska elewacji: 5° ,
- źródło poprawek SBAS: SCDM/EGNOS,
- model jonosfery: model SBAS,
- model troposfery: model SBAS,
- model orbity i zegarów: efemeryda pokładowa oraz poprawki SBAS,
- interwał obliczeń epoki pomiarowej: 1 sekunda,
- układ współrzędnych: WGS-84,
- finalny format współrzędnych: współrzędne elipsoidalne BLh,
- system nawigacyjny: GPS+SBAS(SDCM/EGNOS),
- czas odniesienia: GPS Time.

Na rys. 7.31 pokazano przykładową konfigurację modułu pozycjonowania SBAS w programie RTKPOST.



Rys. 7.31. Konfiguracja modułu SBAS w programie RTKPOST [opr. wł.]

W aplikacji RTKPOST ustawiono wynikowe współrzędne w formacie BLh, tj. długość geodezyjną, szerokość geodezyjną, wysokość elipsoidalną. Na rys. 7.32 pokazano ustawienia wynikowych współrzędnych elipsoidalnych BLh, zgodnie z przedstawioną konfiguracją obliczeń. Należy przy tym dodać, że wyznaczona wysokość lotu statku powietrznego jest wysokością elipsoidalną.



Rys. 7.32. Konfiguracja ustawień układu współrzędnych w programie RTKPOST [opr. wł.]

Po imporcie danych wejściowych oraz ustawieniach konfiguracyjnych obliczeń dokonano wyznaczenia współrzędnych statku powietrznego w postaci raportu z rozszerzeniem „.pos”. Na rys. 7.33 pokazano przykładowy fragment raportu z obliczeń pozycji statku powietrznego z pojedynczego rozwiązania SBAS w aplikacji RTKPOST. Raport dodatkowo zawiera wartości błędów średnich wyznaczonych współrzędnych, czas rejestracji lotu, liczbę śledzonych satelitów GPS, dla których opracowano poprawki SBAS itp. W ramach rozwiązania SBAS wygenerowano dwa raporty: jeden z rozwiązania GPS z poprawkami EGNOS i drugi z rozwiązania GPS z poprawkami SDCM.

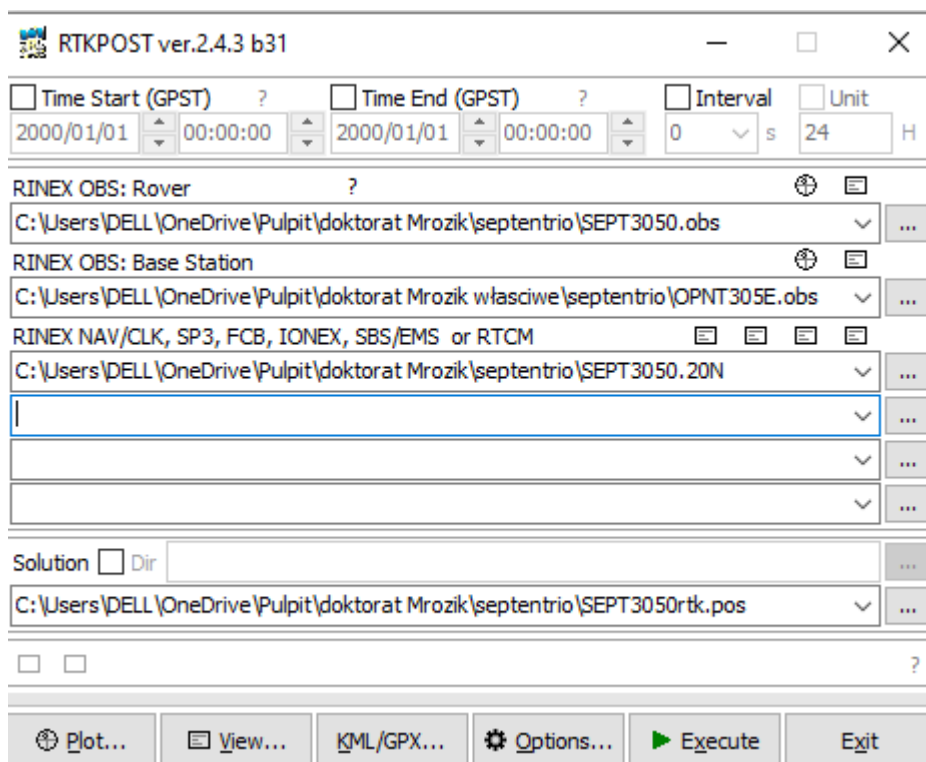
```

SEPT3050sdcm.pos x
% program : RTKPOST ver.2.4.3 b33
% inp file : C:\Users\Asus\Desktop\doktorat Mrozik\septentrio\SEPT3050.200
% inp file : C:\Users\Asus\Desktop\doktorat Mrozik\septentrio\SEPT3050.20N
% inp file : C:\Users\Asus\Desktop\doktorat Mrozik\septentrio\M1233050.ems
% obs start : 2020/10/31 07:57:07.0 GPST (week2129 547027.0s)
% obs end : 2020/10/31 11:55:59.0 GPST (week2129 561359.0s)
% pos mode : single
% elev mask : 5.0 deg
% ionos opt : sbas
% tropo opt : sbas
% ephemeris : broadcast+sbas
% navi sys : gps sbas
%
% (lat/lon/height=WGS84/ellipsoidal,Q=1:fix,2:float,3:sbas,4:dgps,5:single,6:ppp,ns=# of satellites)
% GPST latitude (deg) longitude (deg) height (m) Q ns sdn (m) sde (m) sdu (m)
2020/10/31 08:09:34.000 53.773077950 20.421567741 226.9274 3 4 11.9116 6.9567 6.4822
2020/10/31 08:09:35.000 53.773087782 20.421576107 226.0564 3 4 11.9970 7.0167 6.5354
2020/10/31 08:09:36.000 53.773047898 20.421615134 227.6671 3 4 12.0976 7.0876 6.5984
2020/10/31 08:09:37.000 53.773021540 20.421651354 228.9301 3 4 11.8691 6.9378 6.4754
2020/10/31 08:09:38.000 53.773035191 20.421677531 226.2368 3 4 11.9146 6.9521 6.4802
2020/10/31 08:09:39.000 53.773032717 20.421570767 233.3254 3 4 12.0002 7.0121 6.5336
2020/10/31 08:09:40.000 53.772992865 20.421563469 237.3889 3 4 12.1010 7.0829 6.5968
2020/10/31 08:09:41.000 53.772988831 20.421512488 239.7463 3 4 11.8722 6.9331 6.4735

```

Rys. 7.33. Przykładowy raport z obliczeń z pozycji rozwiązania EGNOS z programu RTKPOST [opr. wł.]

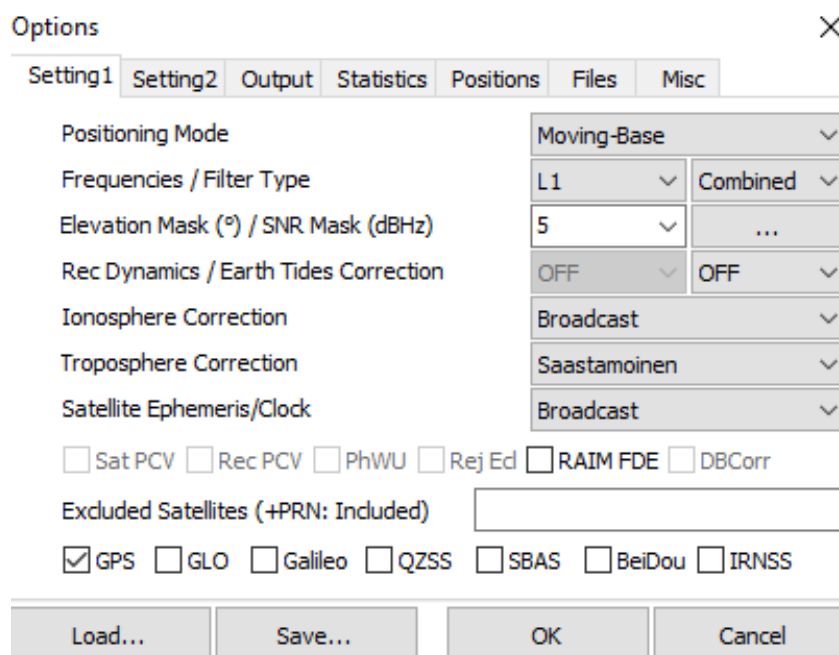
Ze względu na to, iż do wyznaczenia parametrów dokładności pozycjonowania statku powietrznego niezbędne jest określenie trajektorii referencyjnej lotu, w programie RTKLIB dokonano wyznaczenia pozycji odniesienia samolotu Diamond DA 20-C z rozwiązania RTK-OTF. W programie RTKLIB za rozwiązanie RTK-OTF przyjmuje się moduł obliczeniowy MOVING BASE. W rozwiązaniu RTK-OTF wykorzystujemy obserwacje fazowe z pokładowego odbiornika oraz stacji referencyjnej. Na rys. 7.34 pokazano ustawienia plików z danymi wejściowymi do rozwiązania RTK-OTF. W tym celu zaimportowano: depeszę nawigacyjną GPS, RINEX obserwacyjny z pokładowego odbiornika i zlokalizowanej w Olsztynie stacji referencyjnej OPNT.



Rys. 7.34. Konfiguracja metody RTK-OTF w programie RTKPOST [opr. wł.]

Na rys. 7.35 pokazano schemat konfiguracji RTK-OTF w programie RTKPOST. Schemat konfiguracji parametrów wejściowych w module RTKPOST był następujący:

- typ pozycjonowania: MOVING BASE,
- źródło danych nawigacyjnych GNSS: depesza pokładowa GPS,
- źródło danych obserwacyjnych GNSS z pokładowego odbiornika: kinematyczne obserwacje GPS w formacie RINEX 2.12,
- źródło danych obserwacyjnych GNSS ze stacji referencyjnej: statyczne obserwacje GPS w formacie RINEX 2.12,
- metoda wyznaczenia współrzędnych satelity GPS: na podstawie parametrów orbity keplerowskiej,
- maska elewacji: 5° ,
- model jonosfery: model Klobuchara z depeszy nawigacyjnej GPS,
- model troposfery: model Saastamoinena,
- model orbity i zegarów: efemeryda pokładowa,
- interwał obliczeń epoki pomiarowej: 1 sekunda,
- układ współrzędnych: WGS-84,
- finalny format współrzędnych: współrzędne elipsoidalne BLh,
- system nawigacyjny: GPS,
- czas odniesienia: GPS Time.



Rys. 7.35. Konfiguracja ustawień metody RTK-OTF w programie RTKPOST [opr. wł.]

Wygenerowane raporty „.pos” z rozwiązania pojedynczego SBAS posłużyły do zrealizowania kolejnego etapu eksperymentu, jakim było wyznaczenie parametrów jakości pozycjonowania w procedurze podejścia do lądowania. Do obliczeń wykorzystano język programistyczny Scilab. Scilab jest francuskim językiem aplikacyjnym umożliwiającym zastosowanie metod numerycznych w obliczeniach nawigacyjnych. Program Scilab został wybrany ze względu na to, iż jest darmowym narzędziem programistycznym i przyjaznym użytkownikowi podczas stosowania obliczeń numerycznych. Ponadto zapewnia użytkownikowi wsparcie funkcyjne na każdym etapie tworzenia skryptu numerycznego.

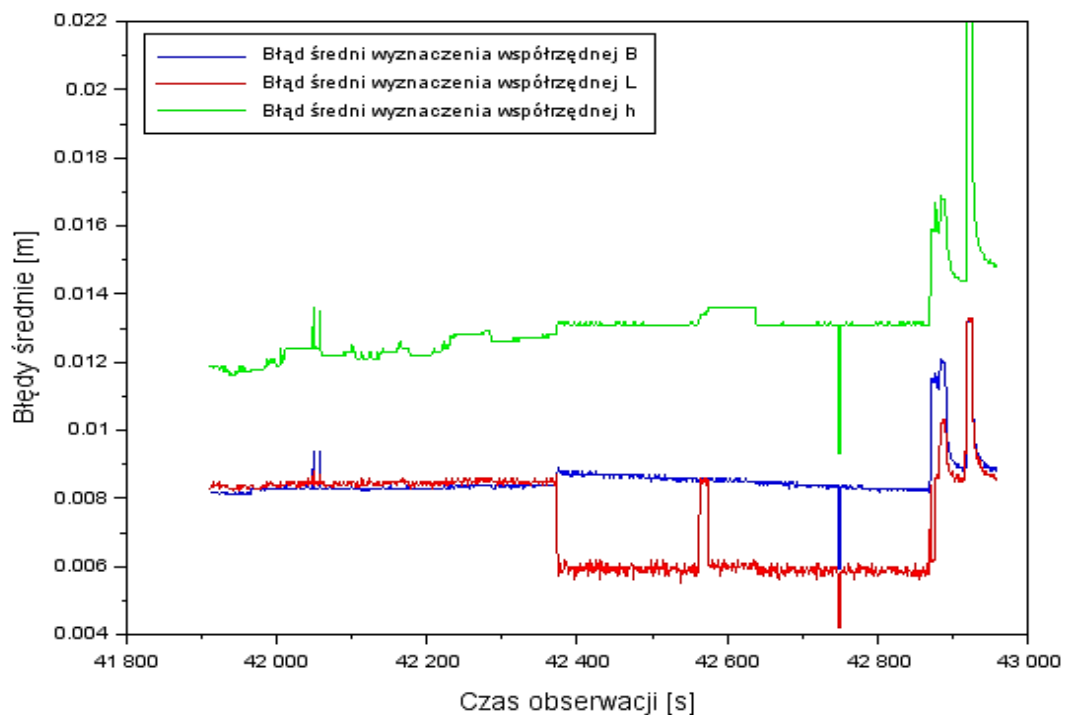
Obliczenia w Scilab rozpoczęto od zaimportowania otrzymanych raportów „.pos” z programu RTKPOST. Następnie wybrano parametry nawigacyjne z przedziału czasowego od godziny 11:38:31 (41911 s) do godziny 11:55:59 (42959 s) według czasu systemu GPS Time. Kolejnym etapem było opracowanie i zastosowanie schematu modelu średniej ważonej zgodnie z przyjętą metodyką badań. Na tym etapie wyznaczono: współrzędne statku powietrznego, odchylenia standardowe dla współrzędnych SP oraz parametry jakości pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM. W obliczeniach uwzględniono algorytmy matematyczne dla równań (6.4 - 6.15). Wyniki obliczeń z programu Scilab zostały zaprezentowane w formie liczbowej, tabelarycznej oraz graficznej w rozdziale 8.

8. WYNIKI PRZEPROWADZONYCH BADAŃ

W rozdziale 8 zaprezentowano wyniki dotyczące wyznaczenia modelu średniej ważonej pozycji statku powietrznego wraz z określeniem odchylenia standardowego dla współrzędnych (B_m , L_m , h_m) obliczonego na podstawie równań (6.4 – 6.9). Przedstawiono także otrzymane wyniki parametrów jakości pozycjonowania SBAS w procedurze podejścia do lądowania statku powietrznego Diamond DA 20-C. Na podstawie danych otrzymanych w raportach z aplikacji RTKPOST oraz równań (6.10 – 6.15) wyznaczono wartości dokładności, wiarygodności, dostępności oraz ciągłości pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM w procedurze podejścia do lądowania. Otrzymane wyniki parametrów jakości pozycjonowania samolotu wyrażone zostały w układzie współrzędnych elipsoidalnych BLh. Ponadto określono błędy średnie wyznaczenia pozycji odniesienia statku powietrznego z rozwiązania RTK-OTF oraz współczynniki liniowe.

8.1. Błędy średnie pozycji odniesienia

Na rys. 8.1 pokazano wartości błędów średnich pozycji odniesienia statku powietrznego z rozwiązania RTK-OTF w układzie elipsoidalnym BLh.



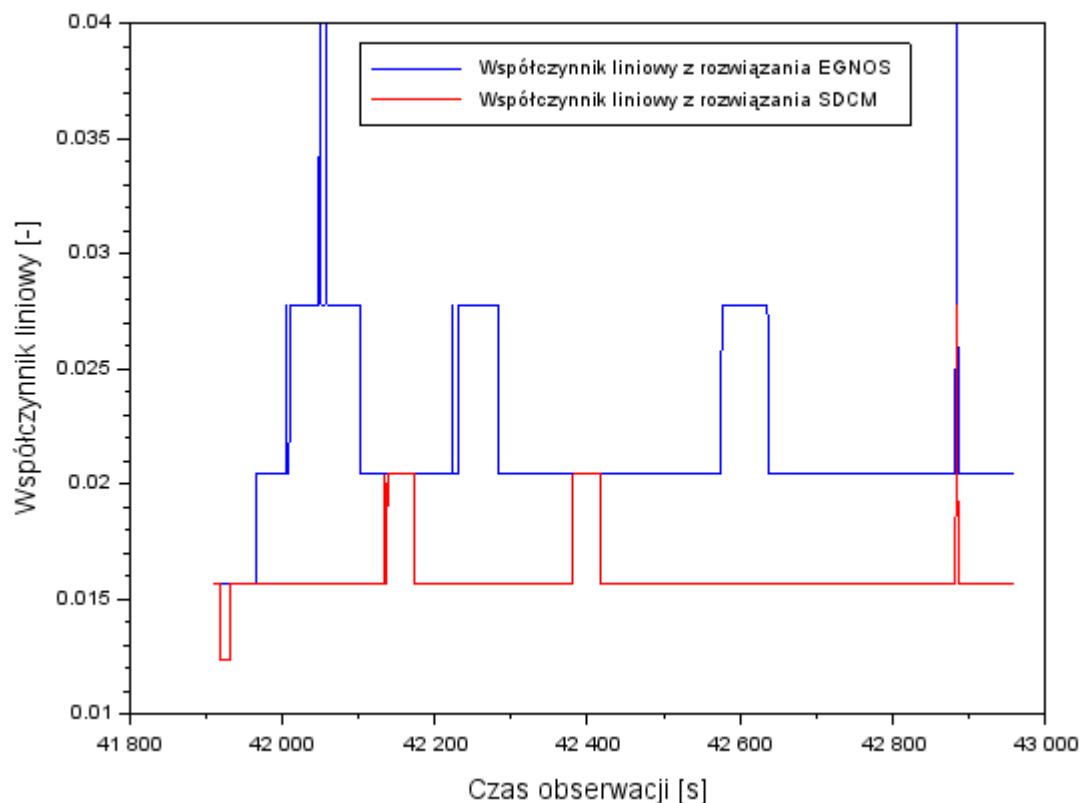
Rys. 8.1. Wartości błędów średnich pozycji odniesienia z rozwiązania RTK-OTF [opr. wł.]

Dla współrzędnej szerokości geodezyjnej B wartość błędu średniego wyniosła od 0,006 m do 0,013 m. Dla współrzędnej długości geodezyjnej L wartość błędu średniego oscylowała między

0,004 m a 0,013 m. Dla współrzędnej wysokości elipsoidalnej h wartość błędu średniego wyniosła od 0,009 m.. Należy podkreślić, że średnie wartości błędów średnich dla współrzędnych B i h nie przekraczają wartości 0,01 m.

8.2. Współczynniki liniowe

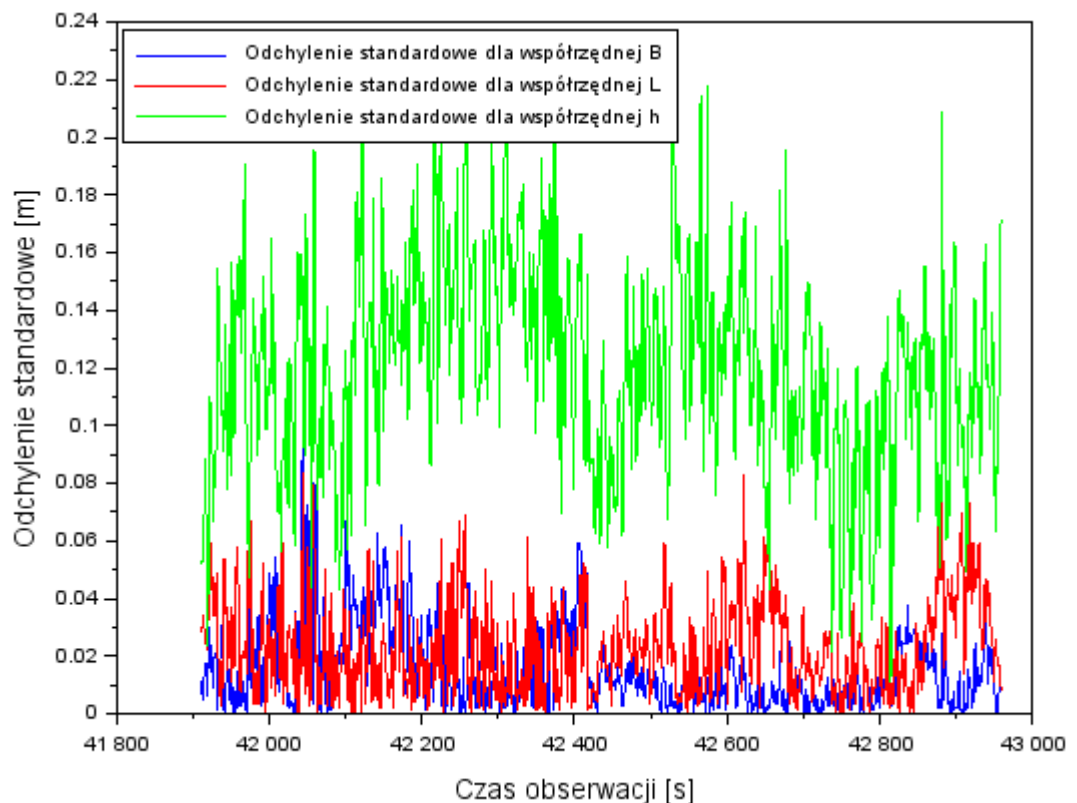
Dla wyznaczonej pozycji statku powietrznego określono na podstawie równania (6.9) odchylenie standardowe dla współrzędnych (B_m , L_m , h_m). W celu wyznaczenia odchylenia standardowego pozycji statku powietrznego, w oparciu o równanie (6.6), został obliczony współczynnik liniowy z pojedynczego rozwiązania SBAS (EGNOS i SDCM). Współczynnik liniowy został wyrażony w funkcji odwrotności liczby śledzonych satelitów GPS, dla których opracowano poprawki EGNOS i SDCM. Na rys. 8.2 pokazano otrzymane współczynniki liniowe dla pojedynczego rozwiązania SBAS. Dla rozwiązania SDCM współczynnik liniowy wynosił od 0,125 do 0,2 ze średnią wartością wynoszącą 0,15. Z kolei dla rozwiązania EGNOS, współczynnik liniowy wynosił od 0,11 do 0,17 ze średnią wartością wynoszącą 0,13. Można stwierdzić, iż średnia wartość współczynnika liniowego z rozwiązania EGNOS była 0,02 niższa niż w przypadku rozwiązania SDCM. Ponadto, współczynnik liniowy z rozwiązania SDCM dwukrotnie oscylował na poziomie 0,2, przy czym wartość współczynnika liniowego dla rozwiązania EGNOS wynosi maksymalnie (tylko raz) 0,17.



Rys. 8.2. Wartości współczynników liniowych z rozwiązania EGNOS i SDCM podczas podejścia do lądowania [opr. wł.]

8.3. Odchylenia standardowe

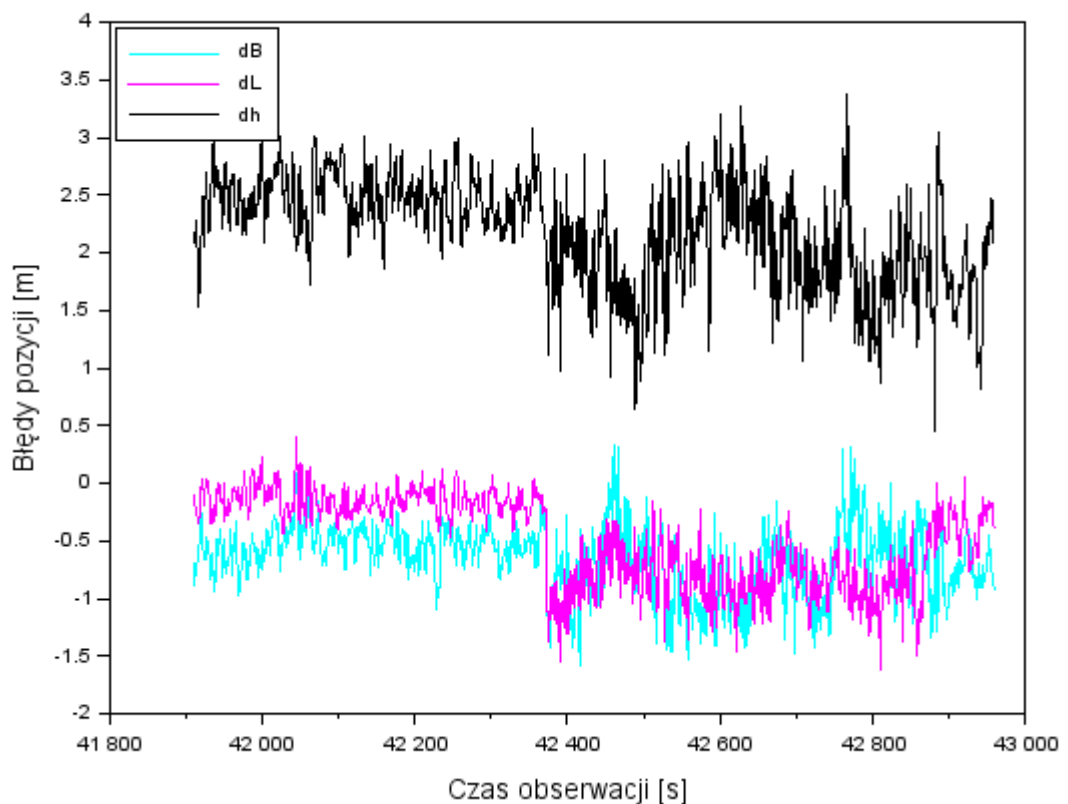
Na podstawie obliczonych danych dotyczących współczynnika liniowego z pojedynczego rozwiązania SBAS określono odchylenie standardowe dla współrzędnych (B_m , L_m , h_m) zgodnie ze wzorem (6.9). Na rys. 8.3 zaprezentowano wartości odchyłeń standardowych statku powietrznego podczas podejścia do lądowania. Dla współrzędnej szerokości geodezyjnej B maksymalna wartość odchylenia standardowego wynosi 0,25 m. Wartość średnia wynosiła 0,04 m. Dla współrzędnej długości geodezyjnej L odchylenie standardowe wynosiło od 0,01 m do 0,22 m, ze średnią wartością równą 0,06 m. Natomiast dla współrzędnej wysokości elipsoidalnej h wartość odchylenia standardowego wynosiła od 0,03 m do 0,62 m, ze średnią wartością wynoszącą 0,33 m. Warto zauważyć, że dla współrzędnej wysokości elipsoidalnej h , wartości odchylenia standardowego znacząco przewyższają wartości odchylenia standardowego dla współrzędnych B i L , dla których średnie wartości oscylują na poziomie około 0,05 m. W przypadku współrzędnej h , średnia wartość odchylenia standardowego jest ponad 8-krotnie wyższa niż dla współrzędnej B oraz ponad 5-krotnie wyższa niż dla współrzędnej L .



Rys. 8.3. Wartości odchylenia standardowego dla współrzędnej (B , L , h) podczas podejścia do lądowania [opr. wł.]

8.4. Dokładność pozycjonowania w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM

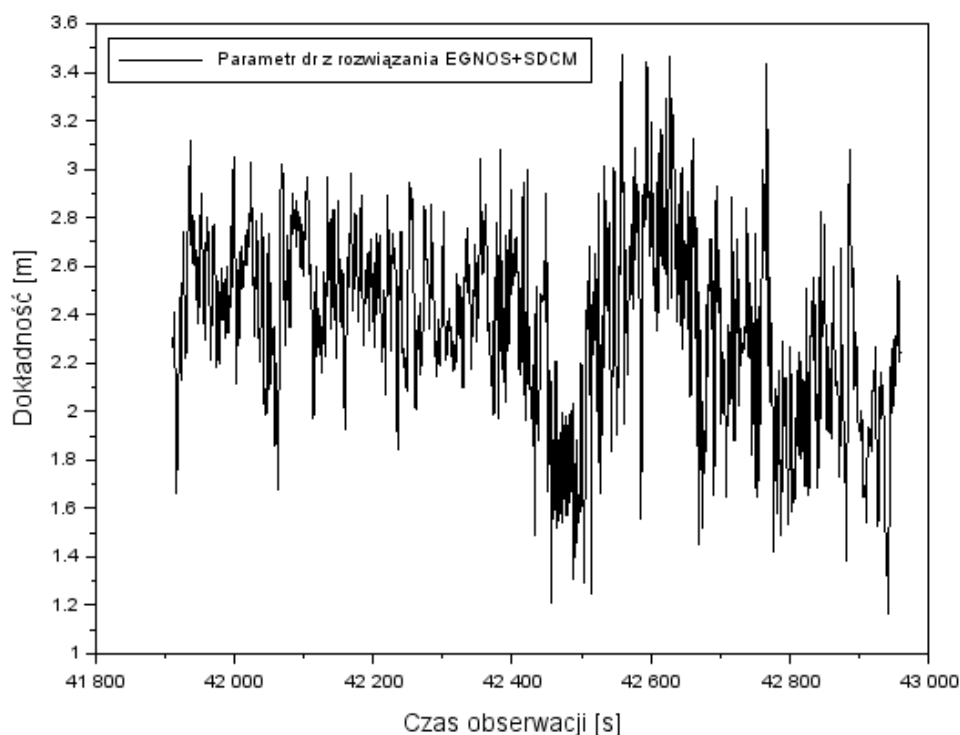
Wyniki dokładności pozycjonowania w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM zostały opracowane zgodnie z równaniem (6.10). Wyniki dokładności pozycjonowania statku powietrznego zostały wyrażone we współrzędnych elipsoidalnych BLh. Natomiast pozycja referencyjna lotu została określona z rozwiązania różnicowego RTK-OTF [69]. Na rys. 8.4 przedstawiono dokładność wyznaczenia pozycji SP z rozwiązania EGNOS+SDCM. Dokładność pozycjonowania szerokości geodezyjnej B z rozwiązania EGNOS+SDCM, podczas procedury podejścia, tj. od 11:38:31 do 11:55:59 według czasu systemu GPS Time, wynosiła od -1,58 m do 0,36 m. Ponadto wartość średnia dokładności dla składowej szerokości geodezyjnej B stanowiła wartość -0,65 m. Z kolei, dla współrzędnej długości geodezyjnej L, dokładność pozycjonowania wynosiła od -1,62 m do 0,4 m, przy czym wartość średnia była równa -0,5 m. Natomiast, dokładność pozycjonowania składowej wertykalnej wysokości elipsoidalnej h z rozwiązania EGNOS+SDCM wynosiła od 0,45 m do 3,38 m. Wartość średnia wzdłuż osi h była równa 2,18 m. Dokonując zestawienia otrzymanych wyników dokładności dla współrzędnych (B, L, h) można zauważyć, że wartości dokładności dB są o 70% wyższe od uzyskanych błędów pozycji dh. Ponadto wartości dokładności dla współrzędnej długości geodezyjnej L są wyższe niż rezultaty błędów pozycji dh.



Rys. 8.4. Dokładność pozycjonowania w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM [opr. wł.]

Na rys. 8.4 można zauważyć spadek dokładności pozycjonowania składowej pionowej h w odniesieniu do współrzędnych horyzontalnych (B, L). Jest to spowodowane wpływem czynników geometrycznych, głównie danych efemerydalnych oraz poprawki troposferycznej. W związku z tym, na dokładność wyznaczenia składowej h mają wpływ model wyznaczenia pozycji satelity oraz model wyznaczenia poprawki troposferycznej. Podobne wnioski, jeśli chodzi o interpretację wyników dokładności składowej pionowej przedstawiono w pracy [74].

Dodatkowo dla parametru dokładności wyznaczono także wektor przesunięcia współrzędnych dr w płaszczyźnie 3D, który został określony zgodnie z równaniem (6.12). Rozrzut wyników wektora przesunięcia pozycji statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM pokazano na rys. 8.5 i wynosił od 1,19 m do 3,55 m ze średnią wartością równą 2,39 m. Warto podkreślić, iż w przedziale czasowym lotu tj. od 42450 s do 42520 s odnotowano dynamiczny spadek wartości wektora dr , spowodowany zmianą liczby śledzonych satelitów GPS (patrz rys. 7.28) i współczynnika PDOP (patrz rys. 7.29). Dodatkowo, analogiczna sytuacja miała miejsce tuż przed samym lądowaniem samolotu. Wtedy wektor przesunięcia pozycji statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM osiągnął najniższą wartość równą 1,19 m. Ponadto, należy zaznaczyć, że parametr dr jest przede wszystkim zależy od błędów pozycji, zwłaszcza błędu pozycji dla współrzędnej wysokości elipsoidalnej h .



Rys. 8.5. Wektor przesunięcia współrzędnych dr w płaszczyźnie 3D [opr. wł.]

Dla dokładności pozycjonowania statku powietrznego dokonano także analizy statystycznej dokładności w postaci wyznaczenia błędów średniokwadratowych RMS. Błędy RMS dla dokładności pozycjonowania statku powietrznego zostały wyznaczone zgodnie z równa-

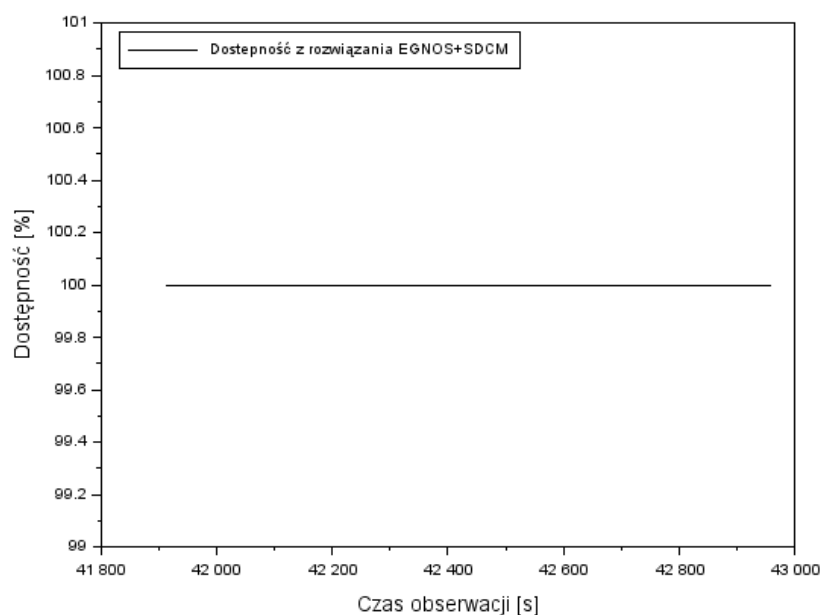
niem (6.11). W tabeli 8.1 zestawiono błędy RMS dla szerokości geodezyjnej B , długości geodezyjnej L oraz wysokości elipsoidalnej h z rozwiązania EGNOS+SDCM. W oparciu o otrzymane wyniki można powiedzieć, że najwyższa wartość błędu RMS występuje dla współrzędnej h , a najmniejsza wartość dla składowej L .

Tabela 8.1. Błędy RMS dla dokładności pozycjonowania statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]

Błąd RMS	Wartość [m]
<i>Szerokość geodezyjna B</i>	0,72
<i>Długość geodezyjna L</i>	0,63
<i>Wysokość elipsoidalna h</i>	2,23

8.5. Dostępność i ciągłość pozycjonowania w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM

Na podstawie równania (6.13) obliczono dostępności pozycjonowania SDCM oraz EGNOS oraz finalną dostępność pozycjonowania EGNOS+SDCM, będącą średnią ważoną wyżej wymienionych dostępności. W przeprowadzonym eksperymencie dostępność pozycjonowania SDCM, EGNOS oraz EGNOS+SDCM wynosiła 100% podczas całej procedury podejścia, tj. od 11:38:31 do 11:55:59 według czasu systemu GPS Time. Należy jednak zaznaczyć, iż eksperyment lotniczy dotyczył określonego czasu obserwacji, w związku z czym dostępność pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM została wyznaczona tylko dla wybranego fragmentu lotu. Na rys. 8.6 przedstawiono dostępność pozycjonowania samolotu podczas podejścia do lądowania. Dostępność wyrażono w procentach.



Rys. 8.6. Dostępność pozycjonowania samolotu z rozwiązania EGNOS+SDCM podczas podejścia do lądowania [opr. wł.]

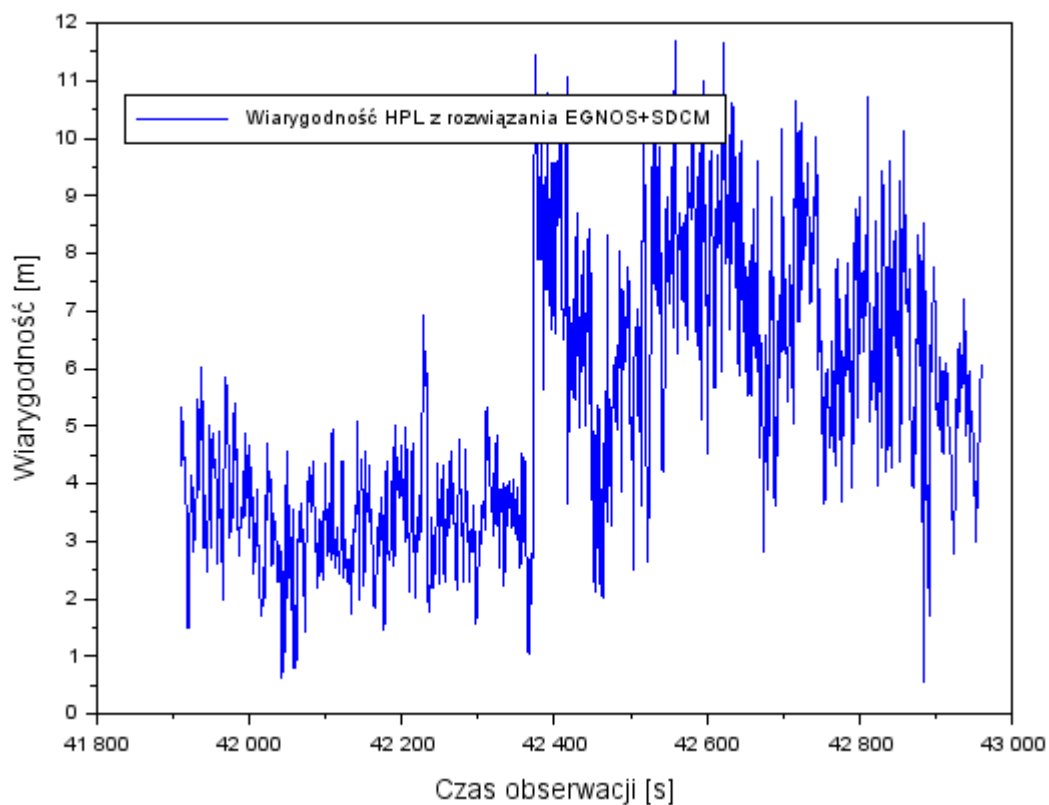
Z kolei ciągłość z rozwiązania EGNOS+SDCM została obliczona zgodnie z równaniem (6.14). W parametrze ciągłości uwzględniono liczbę występujących defektów i przerw w działaniu systemów satelitarnych SBAS. Ze względu na to, iż tematyką niniejszej rozprawy jest wyznaczenie jakości pozycjonowania systemu SBAS w procedurze podejścia do lądowania, w przeprowadzonych obliczeniach zastosowano prawdopodobieństwo ciągłości dla podejścia SBAS APV-I zgodnie z wymogami ICAO, dla których wartość $\frac{P}{\Delta t}$ wynosi od $\frac{1 \cdot 10^{-6}}{15 \text{ s}}$ do $\frac{8 \cdot 10^{-6}}{15 \text{ s}}$. W tabeli 8.2 pokazano otrzymane wyniki ciągłości sygnału z rozwiązania EGNOS+SDCM oraz z pojedynczych rozwiązań EGNOS i SDCM w procedurze podejścia do lądowania. Zarówno dla rozwiązania EGNOS+SDCM jak i dla pojedynczych rozwiązań EGNOS czy SDCM otrzymano wartości ciągłości rozwiązania wynoszące $0,00006993 \div 0,000559$.

Tabela 8.2. Dostępność i ciągłość pozycjonowania SBAS [opr. wł.]

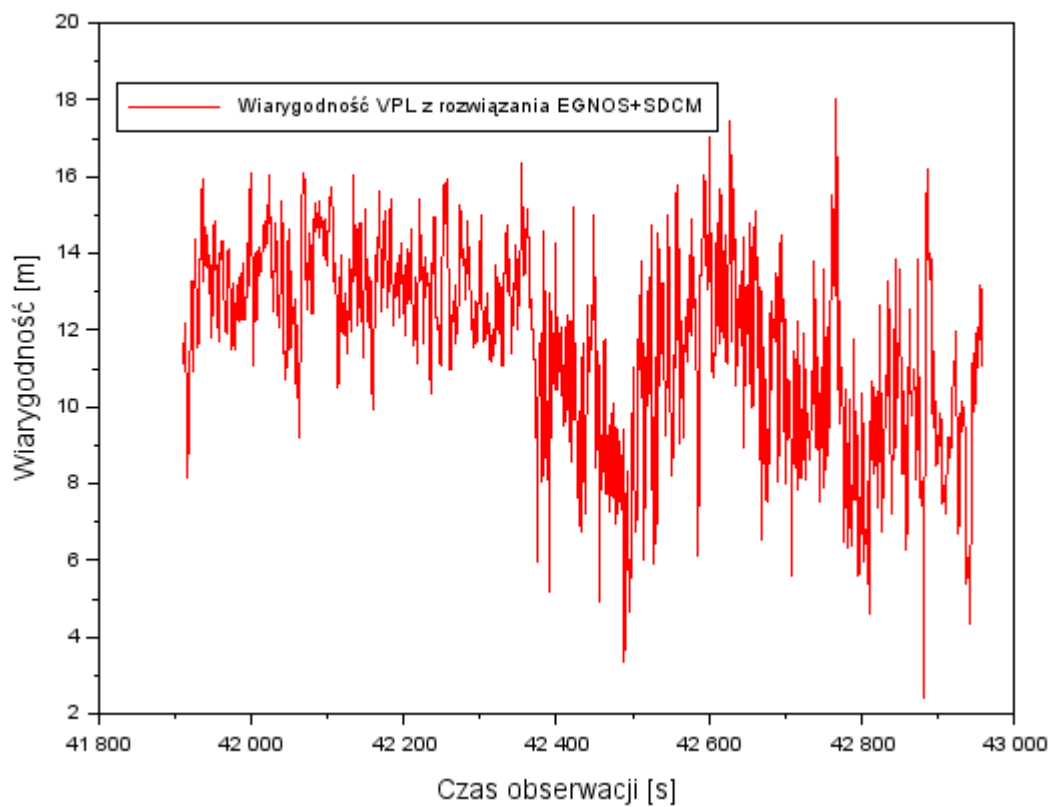
System	Ciągłość
<i>EGNOS</i>	0,00006993 ÷ 0,000559
<i>SDCM</i>	0,00006993 ÷ 0,000559
<i>SBAS (EGNOS +SDCM)</i>	0,00006993 ÷ 0,000559

8.6. Wiarygodność pozycjonowania w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM

Wiarygodność pozycjonowania systemu SBAS wyrażono w postaci parametrów HPL i VPL na podstawie równania (6.15). Parametry HPL i VPL wyrażają poziomy bezpieczeństwa technicznego z wykorzystaniem sensora GNSS w realizowanych operacjach lotniczych. Parametr HPL jest określany poprzez promień okręgu jako podstawy figury walca, w którym jest wyznaczana pozycja statku powietrznego w płaszczyźnie horyzontalnej dla poziomu ufności 95%. Natomiast parametr bezpieczeństwa VPL definiuje wysokość figury walca, w którym znajduje się określona pozycja samolotu w płaszczyźnie wertykalnej dla poziomu ufności 95% [17]. W procedurze precyzyjnego podejścia wartość współczynnika K_H wynosi 6, a dla wartość współczynnika K_V jest równa 5,33. Na rys. 8.7 przedstawiono wyniki parametrów HPL dla rozwiązania EGNOS+SDCM podczas procedury podejścia, tj. od 11:38:31 do godziny 11:55:59 według czasu systemu GPS Time. Wartości HPL i VPL zgodnie z wymogami ICAO wyrażono w metrach. Wartości HPL w procedurze podejścia wynosiły od 0,55 m do 11,71 m, przy czym wartość średnia HPL wynosiła 5,26 m. Ponadto zgodnie ze standardami ICAO, podczas procedury podejścia nie został przekroczony alert graniczny HAL, którego wartość wynosi 40 m [2].



Rys. 8.7. Wiarygodność pozycjonowania HPL rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]



Rys. 8.8. Wiarygodność pozycjonowania VPL z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]

Natomiast, na rys. 8.8 pokazano otrzymane wyniki wiarygodności z rozwiązania EGNOS+SDCM w postaci parametru VPL podczas podejścia do lądowania. Wartości VPL wynosiły od 2,41 m do 18,01 m, a wartość średnia stanowiła wartość 11,63 m. Tak jak w przypadku parametru HPL, wartości wiarygodności VPL nie przekraczają wartości granicznej alarmu w płaszczyźnie poziomej VAL, której wartość wynosi 50 m [2]. Dzięki temu, wiarygodność SBAS spełnia wymagane normy, przez co jest odpowiednia dla wspierania operacji podejścia.

Na rys. 8.7 i 8.8 można zauważyć gwałtowną zmianę wartości wiarygodności HPL/VPL, szczególnie około epoki 42400 s. Jest to spowodowane zmianą dokładności pozycjonowania dla współrzędnych (B, L, h). Zgodnie ze wzorem (6.15) zmiana dokładności pozycjonowania wpływa na zmianę poziomu wiarygodności. Na podstawie rys. 8.7 i rys. 8.8 należy stwierdzić, że zastosowanie rozwiązania EGNOS+SDCM umożliwiło osiągnięcie najwyższych wartości HPL/VPL na poziomie około 18 m. Oznacza to, iż dzięki rozwiązaniu EGNOS+SDCM możliwe jest podwyższenie poziomu bezpieczeństwa w realizowanych operacjach lotniczych.

9. DYSKUSJA

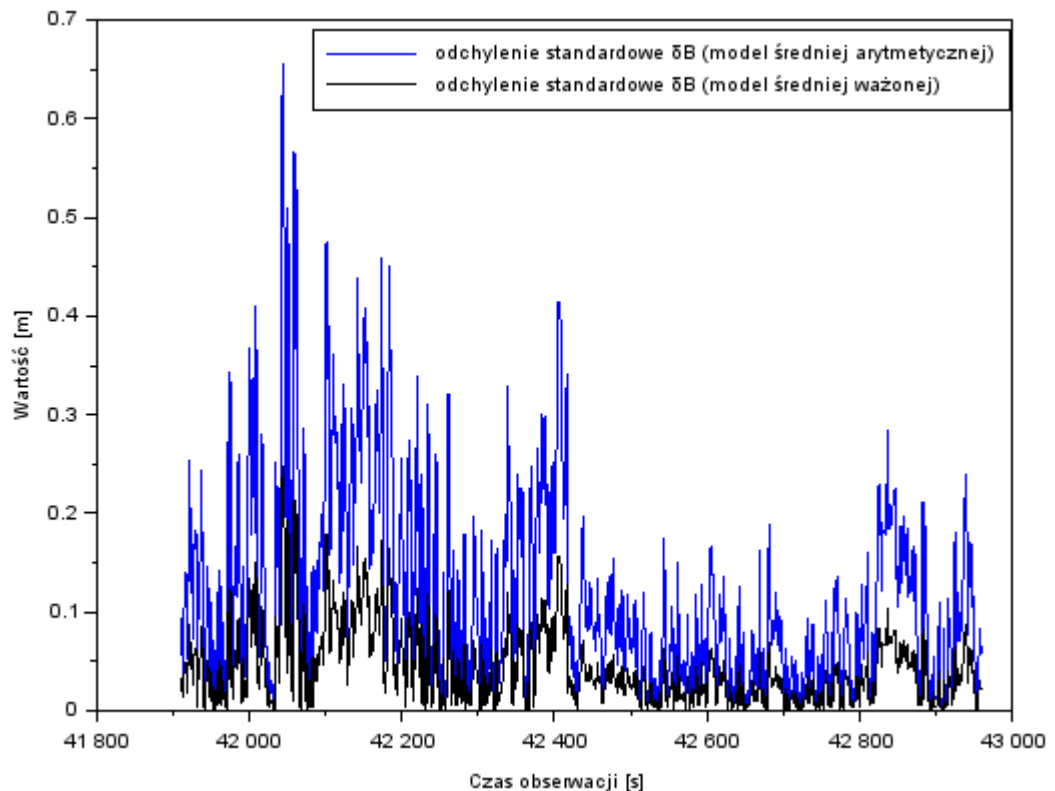
W rozdziale 9 w formie dyskusji przedstawiono słuszność zastosowania proponowanego rozwiązania EGNOS+SDCM w nawigacji lotniczej. W pierwszej części rozdziału (podrozdział 9.1, 9.2, 9.3, 9.4, 9.7, 9.8) dokonano oceny uzyskanych wyników pod względem zasadności implementacji prezentowanego modelu w lotnictwie. W podrozdziale 9.5, 9.6 dokonano zestawienia porównawczego wyników badań z rekomendacjami ICAO oraz w kontekście analizy stanu wiedzy. W ostatnim podrozdziale (podrozdział 9.9) przedstawiono perspektywy dalszych badań rozwinięcia opracowanej metody badawczej. Podsumowując w rozdziale 9 omówiono uzyskanych wyników badawczych pod względem:

1. porównania wyników odchyłeń standardowych dla składowych (B, L, h) poprzez zestawienie modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej,
2. porównania wyników dokładności pozycjonowania statku powietrznego poprzez zestawienie:
 - modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej dla wektora przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D,
 - modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej dla składowej pionowej h,
 - składowej pionowej h z modelu średniej ważonej i pojedynczego rozwiązania EGNOS,
 - wektora przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D z modelu średniej ważonej i pojedynczego rozwiązania EGNOS,
3. porównania wyników dostępności i ciągłości pozycjonowania statku powietrznego,
4. porównania wyników wiarygodności pozycjonowania statku powietrznego z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej,
5. porównania uzyskanych wyników badań ze standardami technicznymi ICAO dla etapu podejścia do lądowania,
6. porównania parametrów jakości pozycjonowania w kontekście rezultatów badań naukowych przedstawionych w literaturze przedmiotu,
7. weryfikacji zastosowanej metody badawczej dla odbiornika Trimble Alloy,
8. weryfikacji zastosowanej metody badawczej dla określenia pozycji BSP,
9. realizacji dalszych badań rozwinięcia opracowanej metody badawczej.

9.1. Porównanie odchyłeń standardowych poprzez zestawienie modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej dla składowych (B, L, h) statku powietrznego

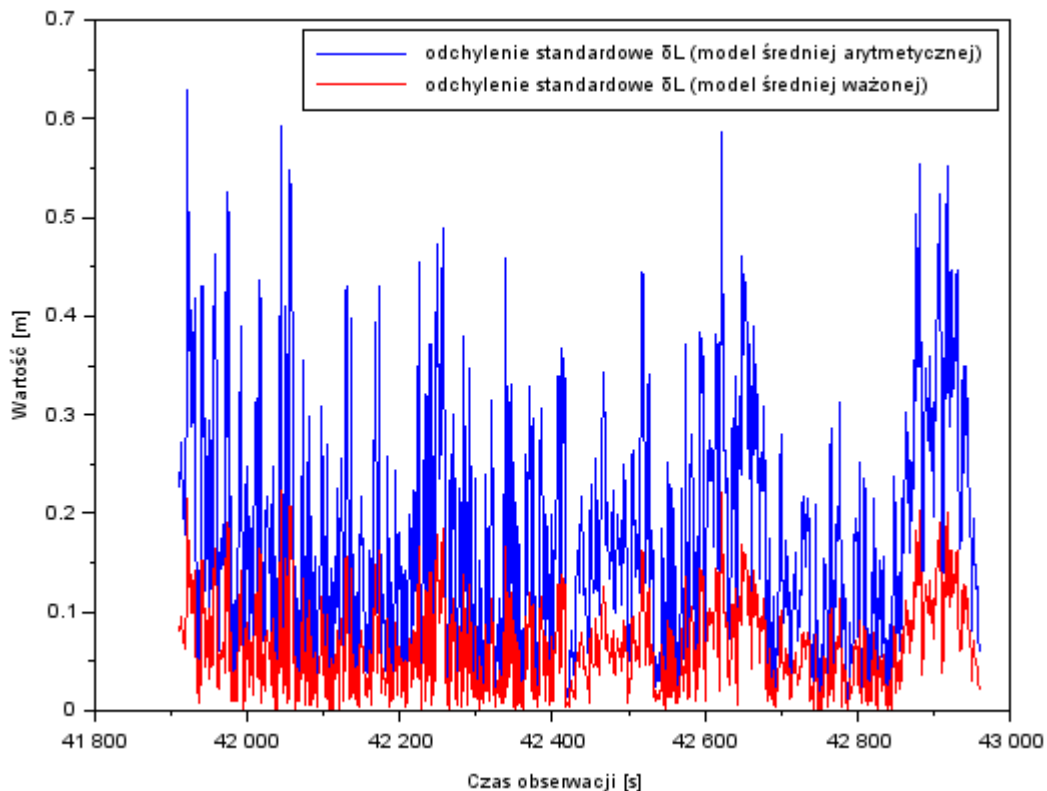
W podrozdziale 9.1 porównano uzyskane wyniki odchyłeń standardowych statku powietrznego dla współrzędnych (B_m , L_m , h_m) obliczonych dla modelu średniej ważonej oraz modelu średniej arytmetycznej [71]. W modelu średniej ważonej zastosowano równanie (6.9). Na rys. 9.1 pokazano wartości odchylenia standardowego δB dla współrzędnej szerokości geodezyjnej

B. Dla współrzędnej szerokości geodezyjnej B maksymalna wartość odchylenia standardowego w modelu średniej ważonej wynosiła 0,25 m, z wartością średnią równą 0,04 m. Z kolei, dla modelu średniej arytmetycznej maksymalna wartość była równa 0,65 m, a wartość średnia wynosiła 0,11 m. Dokonując porównania średnich wartości odchyłeń standardowych dla współrzędnej szerokości geodezyjnej B z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej można stwierdzić, iż średnia wartość odchylenia standardowego dla współrzędnej szerokości geodezyjnej B z modelu średniej ważonej jest niższa o 61% w stosunku do modelu średniej arytmetycznej.



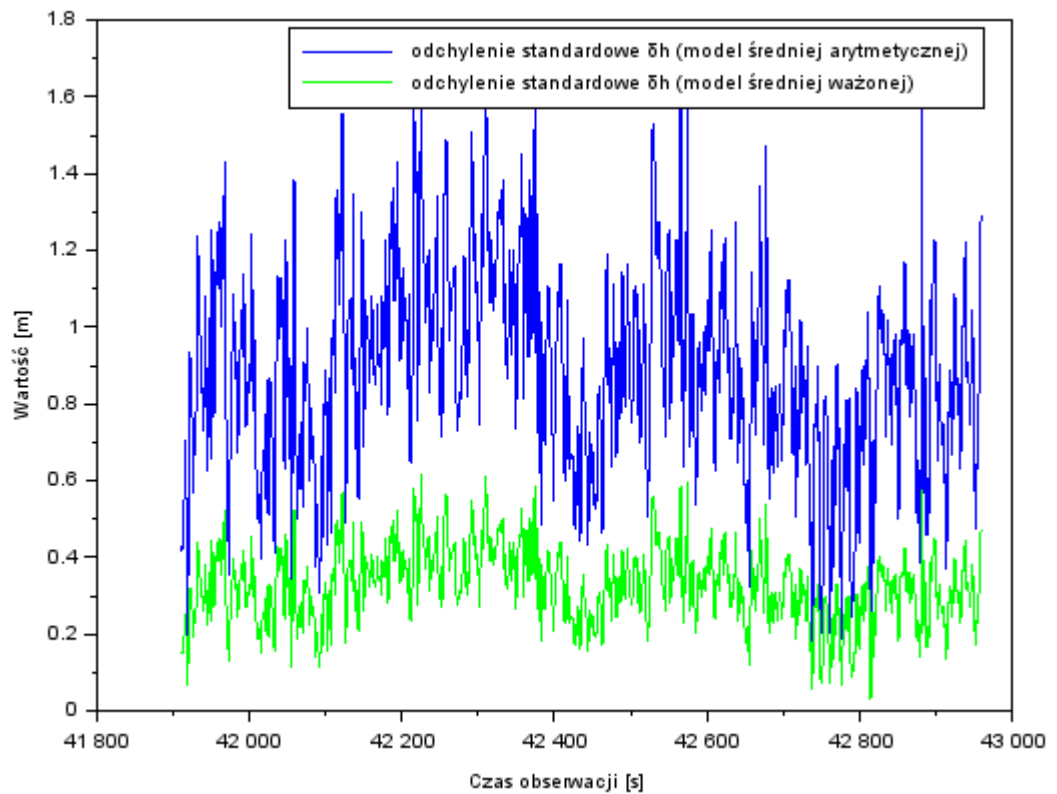
Rys. 9.1. Odchylenia standardowe dla składowej B z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej [opr. wł.]

Na rys. 9.2 przedstawiono wartości odchylenia standardowego δL dla składowej długości geodezyjnej L otrzymane z modelu średniej ważonej oraz modelu średniej arytmetycznej. Dla współrzędnej długości geodezyjnej L statku powietrznego średnia wartość odchylenia standardowego δL obliczona z modelu średniej ważonej wynosiła 0,06 m, przy czym maksymalna wartość była równa 0,22 m. W przypadku modelu średniej arytmetycznej, średnia wartość odchylenia standardowego δL dla modelu średniej arytmetycznej wynosiła 0,17 m, z wartością maksymalną wynoszącą 0,62 m. Wobec powyższego można zauważyć, że średnia wartość odchylenia standardowego δL dla składowej długości geodezyjnej L wyznaczona z modelu średniej ważonej jest niższa o 65% niż dla modelu średniej arytmetycznej.



Rys. 9.2. Odchylenia standardowe dla składowej L z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej [opr. wł.]

Na rys. 9.3 zaprezentowano wartości odchylenia standardowego dla składowej pionowej h dla modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej. Maksymalna wartość odchylenia standardowego δh dla współrzędnej wysokości elipsoidalnej h z modelu średniej ważonej była równa 0,62 m, przy czym wartość średnia wynosiła 0,33 m. Natomiast w modelu średniej arytmetycznej najwyższa wartość odchylenia standardowego δh dla składowej h wynosiła 1,69 m, a wartość średnia była równa 0,88 m. Porównując otrzymane wartości, średnie odchylenia standardowego dla współrzędnej h z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej można wywnioskować, że wyniki odchylenia standardowego δh z modelu średniej ważonej są o 63% niższe niż z modelu średniej arytmetycznej.



Rys. 9.3. Odchylenia standardowe dla składowej h z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej [opr. wł.]

Opierając się na analizie powyższych wyników, można stwierdzić, iż dzięki zastosowaniu modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM następuje poprawa odchyłeń standardowych średnio o 61% i 65% dla współrzędnych B i L oraz o 63% dla składowej h .

9.2. Porównanie uzyskanych dokładności pozycjonowania statku powietrznego na podstawie rozwiązania EGNOS+SDCM

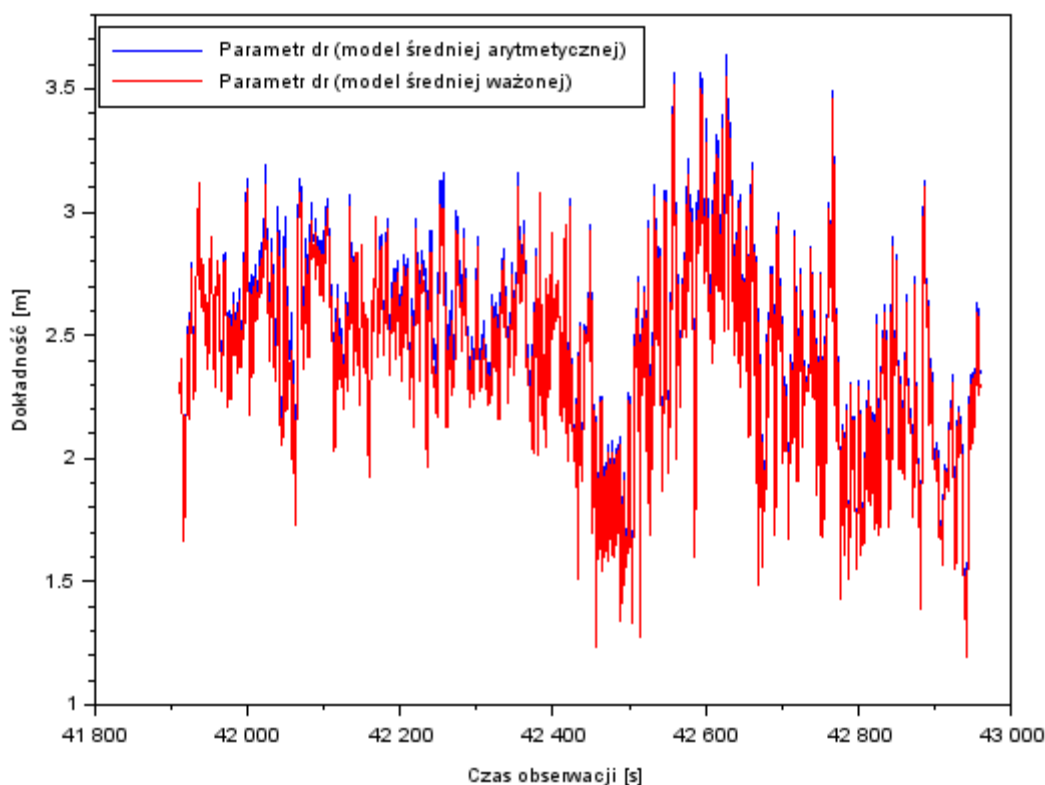
Porównania otrzymanych wyników dokładności pozycjonowania statku powietrznego na podstawie rozwiązania EGNOS+SDCM dokonano pod względem zestawienia:

- modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej dla określenia wektora przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D,
- modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej dla określenia składowej pionowej h ,
- składowej pionowej h z modelu średniej ważonej i pojedynczego rozwiązania EGNOS,
- wektora przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D z modelu średniej ważonej i pojedynczego rozwiązania EGNOS.

W poszczególnych podrozdziałach przedstawiono analizę porównawczą powyższych kwestii.

9.2.1. Porównanie parametru dr i dh

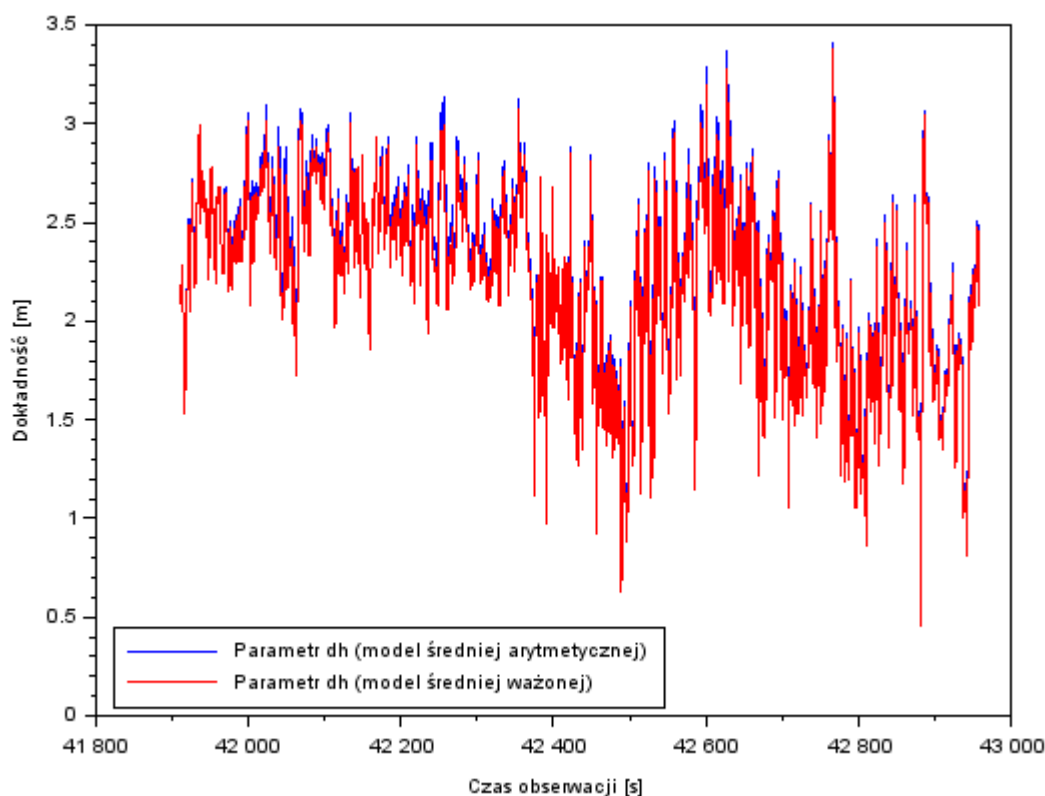
W podrozdziale 9.2.1 poddano analizie dokładności poddano dwa parametry: dr i dh . Parametr dr jest wektorem przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D. Wektor dr w modelu średniej ważonej został obliczony zgodnie z równaniem (6.12). Na rys. 9.4 pokazano wartości wektora przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D z modelu średniej ważonej oraz z modelu średniej arytmetycznej. Wartość parametru dr z modelu średniej ważonej wynosiła od 1,19 m do 3,55 m, przy czym wartość średnia była równa 2,39 m. Natomiast dla modelu średniej arytmetycznej, wartość parametru dr wynosiła od 1,21 m do 3,64 m, ze średnią wartością wynoszącą 2,44 m. Dokonując porównania otrzymanych średnich wartości parametru dr z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej można stwierdzić, iż w przypadku modelu średniej ważonej następuje poprawa wektora dr o od 1% do 7% względem modelu średniej arytmetycznej.



Rys. 9.4. Parametr dr z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej [opr. wł.]

Drugim z wymienionych parametrów oceny jakości dokładności, który uwzględniono w powyższym podrozdziale jest dokładność pozycjonowania składowej h . W modelu średniej ważonej zastosowano równanie (6.10). W przypadku modelu średniej arytmetycznej wartości współczynników liniowych wynoszą: $\alpha_E = \alpha_S = 0,5$. Na rys. 9.5 zaprezentowano wartości dokładności wyznaczenia składowej pionowej h z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej. Dla wysokości elipsoidalnej h z modelu średniej ważonej wartości wynosiły od 0,45 m do 3,38 m, przy czym średnia wartość była równa 2,18 m. W przypadku modelu średniej arytmetycznej, wyniki dokładności pozycjonowania składowej h wynoszą od 0,53 m do 3,41 m

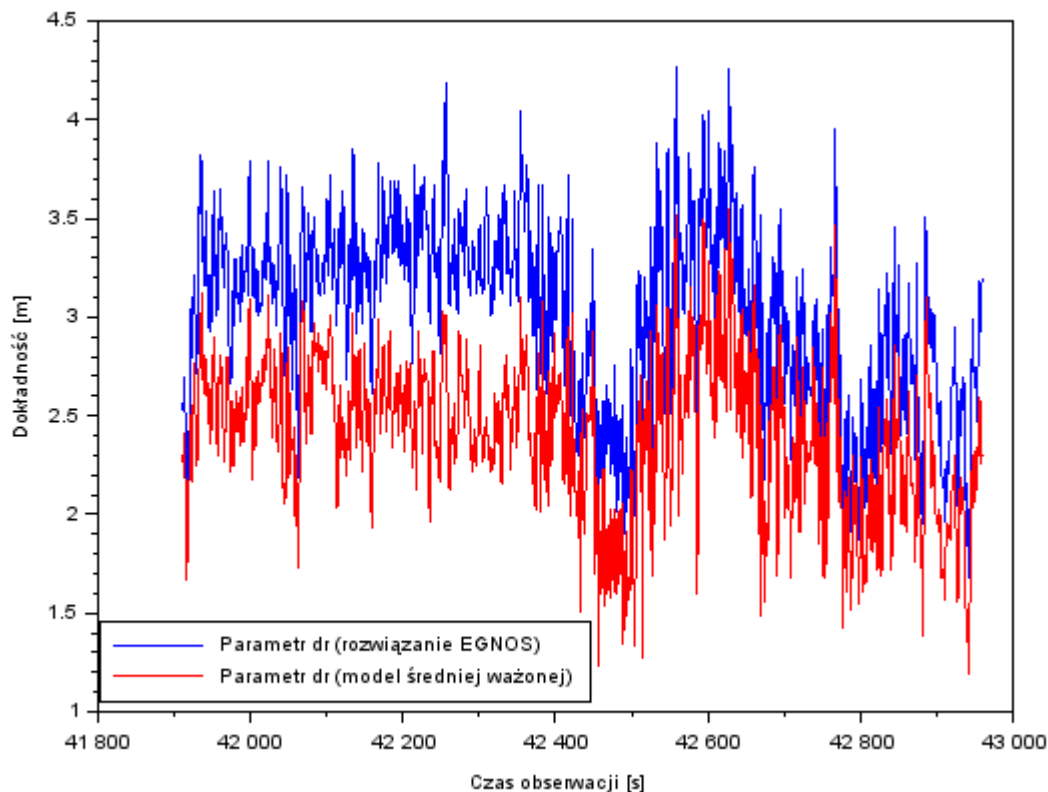
ze średnią wartością równą 2,23 m. W oparciu o wartości dokładności pozycjonowania składowej h z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej, można wywnioskować, iż dokładność wyznaczona z modelu średniej ważonej jest od 1% do 14 % wyższa niż dla modelu średniej arytmetycznej. Wobec powyższego, poprzez zastosowanie modelu średniej ważonej do wyznaczenia składowej h możliwa jest znacząca poprawa dokładności pozycjonowania w pionie, co bezpośrednio wpływa na zwiększenie bezpieczeństwa operacji, zwłaszcza w czasie fazy podejścia do lądowania i lądowania.



Rys. 9.5. Parametr dh z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej [opr. wł.]

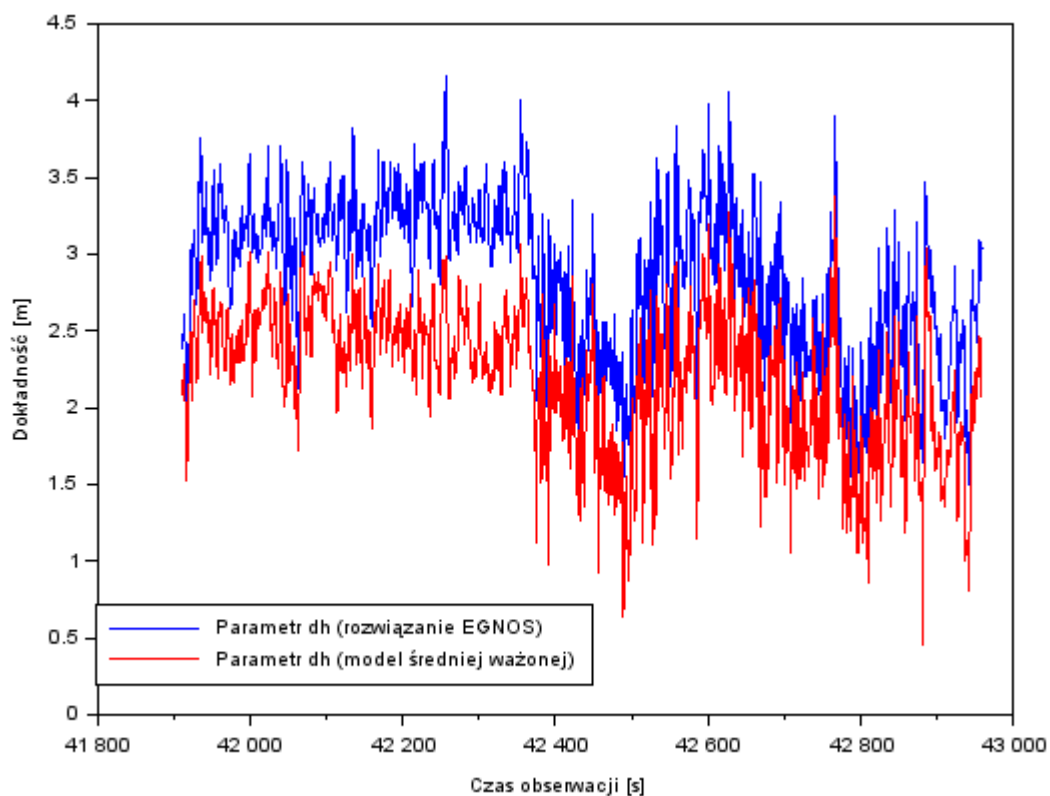
9.2.2. Porównanie parametru dr i dh z pojedynczym rozwiązaniem EGNOS

W celu dokonania szczegółowej analizy dokładności, w podrozdziale 9.2.2 pokazano zestawienie otrzymanych wyników z modelu średniej ważonej parametru dr i dh w stosunku do pojedynczego rozwiązania EGNOS. Dzięki takiemu porównaniu możliwe jest podkreślenie znaczenia zaproponowanego modelu średniej ważonej do wyznaczenia dokładności statku powietrznego. Na rys. 9.6 zaprezentowano porównanie wyznaczenia wektora przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D z modelu średniej ważonej i pojedynczego rozwiązania EGNOS. Dla pojedynczego rozwiązania EGNOS, parametr dr wynosił od 1,57 m do 4,26 m, ze średnią wartością równą 3,02 m. Z kolei, dla modelu średniej ważonej, parametr dr przyjmował wartości od 1,19 m do 3,55 m, przy czym wartość średnia była równa 2,39 m. Należy zatem podkreślić, iż rozwiązanie EGNOS+SDCM poprawiło wyznaczenie wektora przesunięcia dr względem pojedynczego rozwiązania EGNOS od 16% do 24% , przy czym wartość średnia poprawy wynosiła 21%.



Rys. 9.6. Wektor przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D wyznaczony z modelu średniej ważonej i pojedynczego rozwiązania EGNOS [opr. wł.]

Ze względu na to, iż w fazie podejścia do lądowania niezwykle istotny jest również parametr wysokości elipsoidalnej h statku powietrznego, na rys. 9.7 przedstawiono wyniki dokładności dh . Dla pojedynczego rozwiązania EGNOS, dokładność pozycjonowania składowej h wynosiła od 1,35 m do 4,16 m, ze średnią wartością równą 2,85 m. Z kolei dokładność wysokości elipsoidalnej h z modelu średniej ważonej wartości wynosiła od 0,45 m do 3,38 m, przy czym średnia wartość była równa 2,18 m. Tak jak w przypadku wektora przesunięcia dr , zastosowanie rozwiązania EGNOS+SDCM umożliwiło zwiększenie dokładności współrzędnej wysokości elipsoidalnej h od 18% do 66% w stosunku do pojedynczego rozwiązania EGNOS.



Rys. 9.7. Dokładność wyznaczenia składowej pionowej h z modelu średniej ważonej i pojedynczego rozwiązania EGNOS [opr. wł.]

Analizując otrzymane wyniki dokładności pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM można potwierdzić słuszność proponowanego modelu. Dzięki implementacji modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM możliwa jest znaczna poprawa dokładności pozycjonowania statku powietrznego.

9.3. Porównanie parametru dostępności i ciągłości pozycjonowania statku powietrznego na podstawie rozwiązania EGNOS+SDCM

W podrozdziale 9.3 poddano analizie dwa kolejne parametry jakości pozycjonowania statku powietrznego, tj. dostępność i ciągłość. W celu potwierdzenia słuszności zastosowanego rozwiązania EGNOS+SDCM, rozważono przypadek, w którym jeden z systemów SBAS przestaje działać, co powoduje utratę dostępności i ciągłości. W prezentowanym rozważaniu przyjęto utratę rozwiązania z systemu SDCM na daną epokę pomiarową.

Parametr dostępności dla modelu średniej ważonej został obliczony zgodnie z równaniem (6.13). W równaniu (6.13) uwzględniono współczynniki liniowe, które zostały określone w funkcji odwrotności liczby śledzonych satelitów GPS, dla których opracowano poprawki EGNOS i SDCM. W sytuacji, gdy nastąpi utrata dostępności z rozwiązania systemu SDCM, to w dalszym ciągu będzie istniała możliwość wyznaczenia parametru dostępności dla rozwiązania EGNOS.

W związku z czym, wzór na dostępność pozycjonowania przyjmuje następującą postać:

$$A_{SDCM} = 0 \implies A_m = \frac{A_{EGNOS} \cdot \alpha_E}{\alpha_E} = A_{EGNOS} \quad (9.1)$$

Wobec powyższego, dostępność pozycjonowania nadal będzie wynosić 100%, jak pokazano na rys. 8.6. Można więc powiedzieć, że w modelu średniej ważonej, w sytuacji gdy brakuje jednego z systemów SBAS w danej epoce czasowej, to wciąż występuję rozwiązanie wyznaczone na podstawie wyników dla drugiego systemu SBAS. Dzięki temu istnieje możliwość zapewnienia systematycznej wyznaczalności pozycji statku powietrznego co daną epokę pomiarową, np. co 1 s. W przypadku zastosowania modelu średniej arytmetycznej, współczynniki liniowe przyjmują wartość $\alpha_E = \alpha_S = 1$. W związku z czym, wzór na dostępność pozycjonowania będzie wyglądał następująco:

$$A_{SDCM} = 0 \implies A_m = \frac{A_{EGNOS}}{2} \quad (9.2)$$

Na podstawie powyższego równania (9.2) można zatem stwierdzić, iż w modelu średniej arytmetycznej, w momencie, gdy jeden z systemów wspomagających w rozwiązaniu EGNOS+SDCM przestanie działać to nastąpi degradacja wyników o 50% i dostępność będzie wynosić wtedy 50% względem wartości nominalnej wynoszącej 100%.

Analogiczna sytuacja występuje dla parametru ciągłości pozycjonowania statku powietrznego. W modelu średniej ważonej, ciągłość pozycjonowania statku powietrznego została określona na podstawie równania (6.14). W momencie, gdy system SDCM przestanie w pełni funkcjonować, to w dalszym ciągu będzie istniała możliwość wyznaczenia parametru ciągłości dla rozwiązania EGNOS. Równanie ciągłości przyjmie następującą postać:

$$C_{SDCM} = 0 \implies C_m = \frac{C_{EGNOS} \cdot \alpha_E}{\alpha_E} = C_{EGNOS} \quad (9.3)$$

Natomiast w modelu średniej arytmetycznej współczynniki liniowe przyjmują wartość $\alpha_E = \alpha_S = 1$ i wzór na ciągłość pozycjonowania przekształca się w:

$$C_{SDCM} = 0 \implies C_m = \frac{C_{EGNOS}}{2} \quad (9.4)$$

W przypadku ciągłości pozycjonowania w modelu średniej arytmetycznej, gdy jeden z systemów SBAS chwilowo przestanie działać, wtedy nastąpi degradacja wyników o 50%.

W oparciu o powyższe równania (9.2, 9.4) należy podkreślić, iż zastosowanie modelu średniej ważonej powoduje wzrost o 50% wartości nominalnych uzyskanych wyników dla ciągłości i dostępności.

9.4. Porównanie uzyskanych parametrów wiarygodności pozycjonowania statku powietrznego na podstawie rozwiązania EGNOS+SDCM

W podrozdziale 9.4 porównano wartości otrzymanych parametrów bezpieczeństwa HPL i VPL w modelu średniej ważonej i w modelu średniej arytmetycznej. Wartości parametrów HPL i VPL w modelu średniej ważonej zostały obliczone na podstawie równania (6.15).

Tabela 9.1. Porównanie wyników wiarygodności pozycjonowania HPL/VPL [opr. wł.]

Poziomy wiarygodności	Model średniej ważonej (rozwiązanie EGNOS+SDCM) [m]	Model średniej arytmetycznej (rozwiązanie EGNOS+SDCM) [m]	Rozwiązanie SBAS/EGNOS [m]	Wnioski
HPL	0,56 ÷ 11,71	0,57 ÷ 11,73	0,88 ÷ 12,74	Wartość HPL z modelu średniej ważonej uległa poprawie o 1-2% względem modelu średniej arytmetycznej oraz od 8-36% względem rozwiązania SBAS/EGNOS
VPL	2,41 ÷ 18,01	2,81 ÷ 18,19	7,20 ÷ 22,18	Wartość VPL z modelu średniej ważonej uległa poprawie o 1-14% względem modelu średniej arytmetycznej oraz od 18-66% względem rozwiązania SBAS/EGNOS

Wartość parametru HPL z modelu średniej ważonej uległa poprawie o 1-2% względem modelu średniej w przypadku rozwiązania EGNOS+SDCM. Z kolei wartość HPL z rozwiązania EGNOS+SDCM została poprawiona od 8-36% względem rozwiązania SBAS/EGNOS. Natomiast wartość poziomu VPL z modelu średniej ważonej uległa poprawie o 1-14% względem modelu średniej w przypadku rozwiązania EGNOS+SDCM. Ponadto wartość VPL z rozwiązania EGNOS+SDCM została poprawiona od 18-66% względem rozwiązania SBAS/EGNOS. Przedstawiony algorytm z równania (6.15) jest więc również słuszny w analizie wiarygodności pozycjonowania SBAS w nawigacji. Otrzymane wyniki wiarygodności dla parametrów bezpieczeństwa HPL i VPL pozwalają na stwierdzenie, że implementacja modelu średniej ważonej jest bardziej efektywna niż w przypadku zastosowania modelu średniej arytmetycznej.

9.5. Porównanie standardów technicznych ICAO dla etapu podejścia do lądowania z uzyskanymi wynikami badań

W lotnictwie, niezwykle istotne jest, aby wdrażane nowe technologie zapewniały akceptowalny poziom bezpieczeństwa i były zgodne ze standardami technicznymi ICAO. W podrozdziale 9.5 dokonano analizy porównawczej uzyskanych wyników z rozwiązania EGNOS+SDCM z wymaganiami ICAO dla procedury podejścia do lądowania SBAS APV-I. Wymagania dotyczące parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego są zawarte w Załączniku 10 do Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym „Łączność lotnicza”, w tomie I – Pomoce radionawigacyjne [2]. Zgodnie z rekomendacją ICAO, wartości parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego są przedstawione w układzie współrzędnych elipsoidalnych BLh dla płaszczyzny pionowej i poziomej lotu samolotu. W tabeli 9.2 zestawiono otrzymane wyniki parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego, takich jak: wiarygodność, ciągłość, dokładność i dostępność, z rekomendacjami ICAO dla procedury podejścia SBAS APV-I.

Tabela 9.2. Porównanie parametrów jakości pozycjonowania ze standardami technicznymi opublikowanymi przez ICAO [opr. wł.]

Parametr jakości pozycjonowania	Wartości parametrów uzyskane z obliczeń rozwiązania EGNOS+SDCM	Teoretyczne wartości parametrów na podstawie rekomendacji ICAO dla podejścia SBAS APV-I	Wnioski
<i>Dokładność</i>	Dokładność współrzędnej B: od -1,58 m do 0,36 m; Dokładność współrzędnej L: od -1,62 m do 0,4 m; Dokładność współrzędnej h: od 0,45 m do 3,38 m;	Dokładność pozioma 16 m Dokładność pionowa 20 m	Wartości dokładności współrzędnej (B, L, h) spełniają wymogi ICAO.
<i>Dostępność</i>	100%	Od 99% do 100%	Wartość dostępności spełniają wymogi ICAO.
<i>Ciągłość</i>	0,00006993 ÷ 0,000559	$1 - 8 \times 10^{-6}/h$ przez 15 s	Wartość ciągłości spełniają wymogi ICAO.
<i>Wiarygodność</i>	Wartość HPL: od 0,55 m do 11,71 m; Wartość VPL: od 2,41 m do 18,01 m;	Wiarygodność pozioma HAL: 40 m Wiarygodność pionowa VAL: 50 m	Wartości wiarygodności pozycjonowania poziomego i pionowego statku powietrznego nie przekraczają limitów krytycznych opublikowanych przez ICAO.

W przypadku parametru dokładności pozycjonowania statku powietrznego dla współrzędnej szerokości geodezyjnej B, średnia wartość wynosiła -0,65 m, dla składowej długości geodezyjnej L była równa -0,5 m oraz dla współrzędnej wysokości elipsoidalnej h wynosiła 2,18 m.

Zgodnie z załącznikiem 10 ICAO, dla dokładności pozycjonowania maksymalna wartość pozioma powinna wynosić 16 m, a pionowa 20 m. Otrzymane wyniki dokładności pozycjonowania w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM są zgodne ze standardami technicznymi ICAO zarówno w płaszczyźnie poziomej jak i w pionowej.

Z kolei dla parametru dostępności, rozwiązanie EGNOS+SDCM zapewnia 100% dostępności pozycjonowania satelitarnego SBAS i również zostały spełnione standardy techniczne ICAO.

Wymagana ciągłość dla operacji podejścia typu APV dotyczy średniego ryzyka (w czasie) przerwania usługi, w stosunku do czasu użytkowania przez 15 s i powinna wynosić $1-8 \times 10^{-6}/h$ przez 15 s. W rozwiązaniu EGNOS+SDCM, parametr ciągłości jest zawarty w rekomendacjach ICAO.

W rozwiązaniu EGNOS+SDCM, wartości HPL w procedurze podejścia wynosiły od 0,55 m do 11,71 m oraz od 2,41 m do 18,01 m dla parametru VPL. Dla wiarygodności pozycjonowania statku powietrznego, uzyskane wielkości poziomów bezpieczeństwa HPL i VPL nie przekraczają alertu HAL i VAL wynoszącego odpowiednio 40 m i 50 m, w związku z czym spełniają wymagania zawarte w Konwencji Chicagowskiej.

Podsumowując zestawienie wyników warto zaznaczyć, iż proponowane rozwiązanie EGNOS+SDCM spełnia wymagania techniczne ICAO.

9.6. Porównanie uzyskanych parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM w odniesieniu do dotychczasowego stanu wiedzy

W podrozdziale 9.6 omówiono otrzymane rezultaty badań w kontekście dotychczasowego stanu wiedzy dotyczącego implementacji metody pozycjonowania EGNOS i SDCM w eksperymentach lotniczych. W tym celu porównano otrzymane wyniki parametrów jakości pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM z dotychczasowym stanem wiedzy wybranej literatury naukowej oraz przedstawiono je w postaci tabelarycznej (patrz tabela 9.3, 9.4, 9.5, 9.6). Kolorem niebieskim zaznaczono prace naukowe, które dotyczą systemu SDCM. W tabeli 9.2 pokazano porównania wyników dokładności pozycjonowania statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM z przykładowymi pracami badawczymi.

Tabela 9.3. Porównanie wyników dokładności pozycjonowania SBAS (EGNOS+SDCM) w kontekście wybranych przykładów literatury naukowej [opr. wł.]

Lp.	Test badawczy	Wyniki dokładności z rozwiązania EGNOS+SDCM	Wyniki dokładności z analizy literatury	Wniosek
1	Dęblin Praca naukowa [73]	Dokładność współrzędnej B: od -1,58 m do 0,36 m; Dokładność współrzędnej L: od -1,62 m do 0,4 m; Dokładność	Dokładność współrzędnej B: od 0,1 m do 2,0 m; Dokładność współrzędnej L: od 0,1 m do 1,9 m; Dokładność	Dokładność współrzędnej B jest wyższa niż w pracy [73]. Dokładność współrzędnej L jest wyższa niż w pracy [73].

		współrzędnej h: od 0,45 m do 3,38 m;	współrzędnej h: od 0,1 m do 3,6 m;	Dokładność współrzędnej h jest wyższa niż w pracy [73].
2	Chełm Praca naukowa [73]	Dokładność współrzędnej B: od -1,58 m do 0,36 m; Dokładność współrzędnej L: od -1,62 m do 0,4 m; Dokładność współrzędnej h: od 0,45 m do 3,38 m;	Dokładność współrzędnej B: od 3,6 m do 5,9 m; Dokładność współrzędnej L: od 0,1 m do 1,2 m; Dokładność współrzędnej h: od 1,3 m do 3,6 m;	Dokładność współrzędnej B jest wyższa niż w pracy [73]. Dokładność współrzędnej L jest wyższa niż w pracy [73]. Dokładność współrzędnej h jest wyższa niż w pracy [73].
3	Dęblin Praca naukowa [9]	Dokładność współrzędnej B: od -1,58 m do 0,36 m; Dokładność współrzędnej L: od -1,62 m do 0,4 m; Dokładność współrzędnej h: od 0,45 m do 3,38 m;	Dokładność współrzędnej B: do ±13 m; Dokładność współrzędnej L: do ±21 m; Dokładność współrzędnej h: do ±13,5 m;	Dokładność współrzędnej B jest wyższa niż w pracy [9]. Dokładność współrzędnej L jest wyższa niż w pracy [9]. Dokładność współrzędnej h jest wyższa niż w pracy [9].
4	Chełm Praca naukowa [44]	Dokładność współrzędnej B: od -1,58 m do 0,36 m; Dokładność współrzędnej L: od -1,62 m do 0,4 m; Dokładność współrzędnej h: od 0,45 do 3,38 m;	Dokładność współrzędnej B: do ±8 m; Dokładność współrzędnej L: do ±4 m; Dokładność współrzędnej h: do ±10,5 m;	Dokładność współrzędnej B jest wyższa niż w pracy [44]. Dokładność współrzędnej L jest wyższa niż w pracy [44]. Dokładność współrzędnej h jest wyższa niż w pracy [44].
5	Dęblin Praca naukowa [46]	Dokładność współrzędnej B: od -1,58 m do 0,36 m; Dokładność współrzędnej L: od -1,62 m do 0,4 m; Dokładność współrzędnej h: od 0,45 m do 3,38 m;	Dokładność współrzędnej B: do ±19 m; Dokładność współrzędnej L: do ±10 m; Dokładność współrzędnej h: do ±23 m;	Dokładność współrzędnej B jest wyższa niż w pracy [46]. Dokładność współrzędnej L jest wyższa niż w pracy [46]. Dokładność współrzędnej h jest wyższa niż w pracy [46].
6	Dęblin Praca naukowa [14]	Dokładność współrzęd- nej B: od -1,58 m do 0,36 m; Dokładność współrzędnej L: od -1,62 m do 0,4 m; Dokładność współrzędnej h: od 0,45 m do 3,38 m;	Dokładność współrzędnej B: do ±7 m; Dokładność współrzędnej L: do ±3,5 m; Dokładność współrzędnej h: do ±14,5 m;	Dokładność współrzędnej B jest wyższa niż w pracy [14]. Dokładność współrzędnej L jest wyższa niż w pracy [14]. Dokładność współrzędnej h jest wyższa niż w pracy [14].
7	Olsztyn Praca naukowa [81]	Dokładność współrzędnej B: od -1,58 m do 0,36 m; Dokładność współrzędnej L: od -1,62 m do 0,4 m; Dokładność współrzędnej h: od 0,45 m do 3,38 m;	Dokładność współrzędnej B: od -2,2 m do 0,9 m; Dokładność współrzędnej L: od -40,7 m do 46,6 m; Dokładność współrzędnej h: od -52,7 m do 84,1 m;	Dokładność współrzędnej B jest wyższa niż w pracy [81]. Dokładność współrzędnej L jest wyższa niż w pracy [81]. Dokładność współrzędnej h jest wyższa niż w pracy [81].

Dokonując analizy porównawczej otrzymanych wyników dokładności dla współrzędnych (B, L, h) z rozwiązania EGNOS+SDCM z rezultatami zawartymi w pracach badawczych [9, 14, 44, 46, 73, 81] można powiedzieć, że proponowany model średniej ważonej z rozwiązania EGNOS+SDCM zapewnia podwyższenie dokładności pozycjonowania satelitarnego SBAS względem badań prezentowanych w literaturze przedmiotu.

Z kolei, w tabeli 9.4 zaprezentowano dane dotyczące dostępności pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM zestawione z przykładowymi pracami naukowymi.

Tabela 9.4. Porównanie wyników dostępności pozycjonowania SBAS (EGNOS+SDCM) w kontekście wybranych przykładów literatury naukowej [opr. wł.]

Lp.	Test badawczy	Wyniki dostępność z rozwiązania EGNOS+SDCM	Wyniki dostępności z analizy literatury	Wniosek
1	Dęblin Praca naukowa [73]	A=100%	A=100%	Wartości dostępności są takie same jak w pracy [73].
2	Chełm Praca naukowa [73]	A=100%	A=100%	Wartości dostępności są takie same jak w pracy [73].
3	Amsterdam Praca naukowa [83]	A=100%	A=100%	Wartości dostępności są takie same jak w pracy [83].
4	Dęblin Praca naukowa [13]	A=100%	A= 0,999697%	Dostępność jest wyższa niż w pracy [13].
5	Olsztyn 2018 Praca naukowa [43]	A=100%	A=100%	Wartości dostępności są takie same jak w pracy [43].
6	Olsztyn Praca naukowa [81]	A=100%	A= 96,282665%	Dostępność jest wyższa niż w pracy [81].
7	Finlandia Praca naukowa [80]	A=100%	A= 86,09 %	Dostępność jest wyższa niż w pracy [80].

Zgodnie z danymi zawartymi w tabeli 9.4, w pięciu pierwszych przykładach dostępność systemu wynosiła 100% i była taka sama lub wyższa jak w przypadku dostępności z rozwiązania EGNOS+SDCM. Należy zaznaczyć, że przedstawione przykłady badań z literatury naukowej 1-5 dotyczą systemu EGNOS [13, 43, 73, 83]. W pracach [80, 81] dostępność pozycjonowania statku powietrznego była niższa niż w proponowanym rozwiązaniu EGNOS+SDCM. Prace te dotyczyły wykorzystania systemu SDCM.

W tabeli 9.5 dokonano zestawienia uzyskanych wyników ciągłości z rozwiązania EGNOS+SDCM z literaturą tematu [43, 73, 81]. W oparciu o przedstawione wyniki można stwierdzić, że otrzymane wartości ciągłości są porównywalne z pracami [43, 73, 81]. Należy jednak podkreślić, iż parametr ciągłości jest obliczany w funkcji czasu, w związku z czym wartość ciągłości zależy od czasu trwania eksperymentu badawczego.

Tabela 9.5. Porównanie wyników ciągłości pozycjonowania SBAS (EGNOS+SDCM) w kontekście wybranych przykładów literatury naukowej [opr. wł.]

Lp	Test badawczy	Wyniki ciągłości z rozwiązania EGNOS+SDCM	Wyniki ciągłości z analizy literatury	Wniosek
1	Dęblin Praca naukowa [73]	$C=0,00006993 \div 0,000559$	$C=0,000042 \div 0,000335$	Otrzymane wyniki są porównywalne z pracy [73, 43, 81]. Należy jednak zastrzec, że parametr ciągłości jest obliczany w funkcji czasu, w związku z tym im dłuższy czas obserwacji, tym wartość ciągłości może wzrastać.
2	Chełm Praca naukowa [73]	$C=0,00006993 \div 0,000559$	$C=0,000008 \div 0,000064$	
3	Olsztyn Praca naukowa [43]	$C=0,00006993 \div 0,000559$	$C_{\max} = 0,000034873$	
4	Olsztyn Praca naukowa [81]	$C=0,00006993 \div 0,000559$	$C=0,000872 \div 0,006976$	

Natomiast w tabeli 9.6 przedstawiono zestawienie parametrów bezpieczeństwa wiarygodności pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM z pracami badawczymi [43, 73, 81, 83].

Tabela 9.6. Porównanie wyników wiarygodności z rozwiązania EGNOS+SDCM w kontekście wybranych przykładów literatury naukowej [opr. wł.]

Lp.	Test badawczy	Wyniki wiarygodności z rozwiązania EGNOS+SDCM	Wyniki wiarygodności z analizy literatury	Wniosek
1	Dęblin Praca naukowa [73]	Wartość HPL: od 0,55 m do 11,71 m Wartość VPL: od 2,41 m do 18,01 m	Wartość HPL: od 2,4 do 13,1 m; Wartość VPL: od 0,1 do 18,8 m;	Wiarygodność parametru HPL jest niższa niż w pracy [73]. Wiarygodność parametru VPL jest niższa niż w pracy [73].
2	Chełm Praca naukowa [73]	Wartość HPL: od 0,55 m do 11,71 m ; Wartość VPL: od 2,41 m do 18,01 m	Wartość HPL: od 22,3 m to 35,5 m; Wartość VPL: od 7,1 m do 19,2 m;	Wiarygodność parametru HPL jest niższa niż w pracy [73]. Wiarygodność parametru VPL jest niższa niż w pracy [73].
3	Port lotniczy Amsterdam-Schiphol Praca naukowa [83]	Wartość HPL: od 0,55 m do 11,71 m Wartość VPL: od 2,41 m do 18,01 m	Wartość HPL: do 12,8 m; Wartość VPL: do 19,1 m;	Wiarygodność parametru HPL jest niższa niż w pracy [83]. Wiarygodność parametru VPL jest niższa niż w pracy [83].
4	Olsztyn Praca naukowa [43]	Wartość HPL: od 0,55 m do 11,71 m Wartość VPL:	Wartość HPL: od 5,63 m do 21,4 m; Wartość VPL:	Wiarygodność parametru HPL jest niższa niż w pracy [43].

		od 2,41 m do 18,01 m	od 9,7 m do 30,4 m;	Wiarygodność parametru VPL jest niższa niż w pracy [43].
5	Olsztyn Praca naukowa [81]	Wartość HPL: od 0,55 m do 11,71 m Wartość VPL: od 2,41 m do 18,01 m	Wartość HPL od 5,7 m do 44,3 m Wartość VPL: od 6,6 m do 35,7 m;	Wiarygodność parametru HPL jest niższa niż w pracy [81]. Wiarygodność parametru VPL jest niższa niż w pracy [81].

Na podstawie porównania powyższych przykładów porównania można stwierdzić, iż poprzez zastosowanie rozwiązania EGNOS+SDCM do wyznaczenia wiarygodności pozycjonowania statku powietrznego możliwa była poprawa parametrów zarówno HPL jak i VPL. W proponowanym rozwiązaniu EGNOS+SDCM otrzymane parametry HPL i VPL są niższe od rezultatów opublikowanych w literaturze naukowej [43, 73, 81, 83]. W związku z tym zaproponowany model jest słuszny dla zastosowanego rozwiązania nawigacyjnego SBAS.

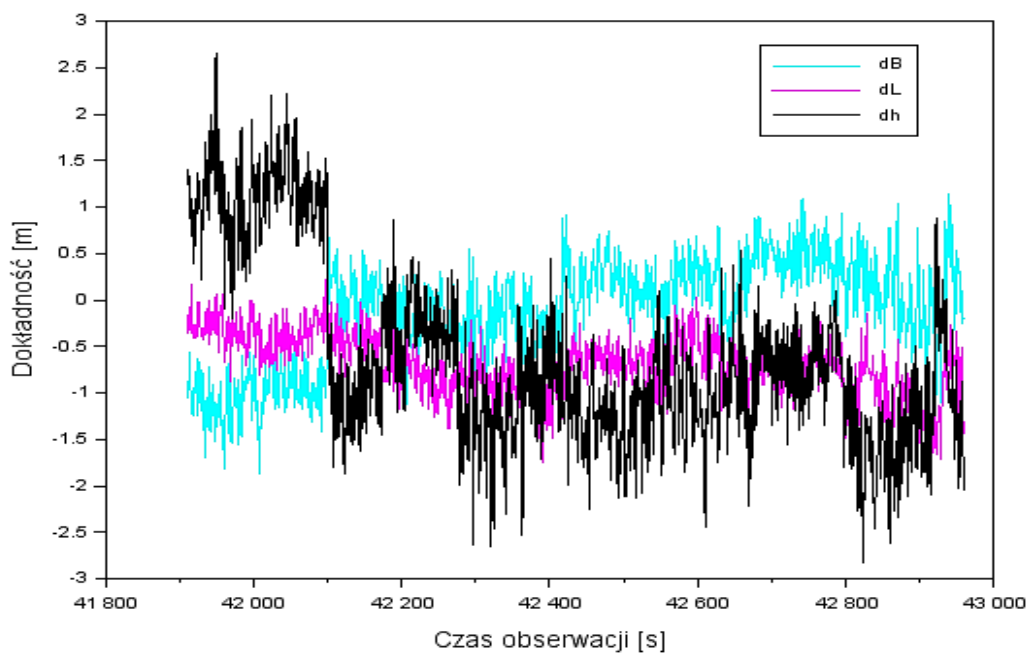
9.7. Weryfikacja zastosowanej metody badawczej dla odbiornika Trimble Alloy

W podrozdziale 9.7 dokonano weryfikacji zastosowanej metody badawczej dla odbiornika satelitarnego Trimble Alloy. Odbiornik był umieszczony na pokładzie samolotu Diamond DA 20-C w czasie wykonywania testu lotniczego. Odbiornik rejestrował dane GNSS z interwałem 1 s, przez co możliwe było dokonanie analizy porównawczej uzyskanych wyników jakości pozycjonowania satelitarnego w odniesieniu do rezultatów otrzymanych dla odbiornika Septentrio AsterRx2i. Na rys. 9.8 pokazano wyniki błędów pozycji z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy. Dla szerokości geodezyjnej B błąd pozycji wynosił od -1,86 m do 1,15 m, przy czym wartość średnia dokładności była równa -0,12 m, natomiast, dokładność pozycjonowania składowej długości geodezyjnej L z rozwiązania EGNOS+SDCM wynosiła od -1,75 m do 0,22 m. Wartość średnia dokładności wzdłuż osi L była równa -0,69 m. Z kolei dla wysokości elipsoidalnej h dokładność wynosiła od -2,82 m do 2,66 m, a jej średnia wartość była równa -0,6 m. Z kolei błędy RMS dla odbiornika Trimble Alloy przyjęły wartości: 0,56 m dla składowej B, 0,77 m dla składowej L oraz 1,17 m dla składowej h. Porównując wyniki dokładności pozycjonowania EGNOS+SDCM dla odbiornika Septentrio AsterRx2i i Trimble Alloy można stwierdzić, że:

- dokładność pozycjonowania dla składowej B jest o 81% wyższa dla odbiornika Trimble Alloy niż Septentrio AsterRx2i,
- dokładność pozycjonowania dla składowej L jest o 27% wyższa dla odbiornika Septentrio AsterRx2i niż Trimble Alloy,

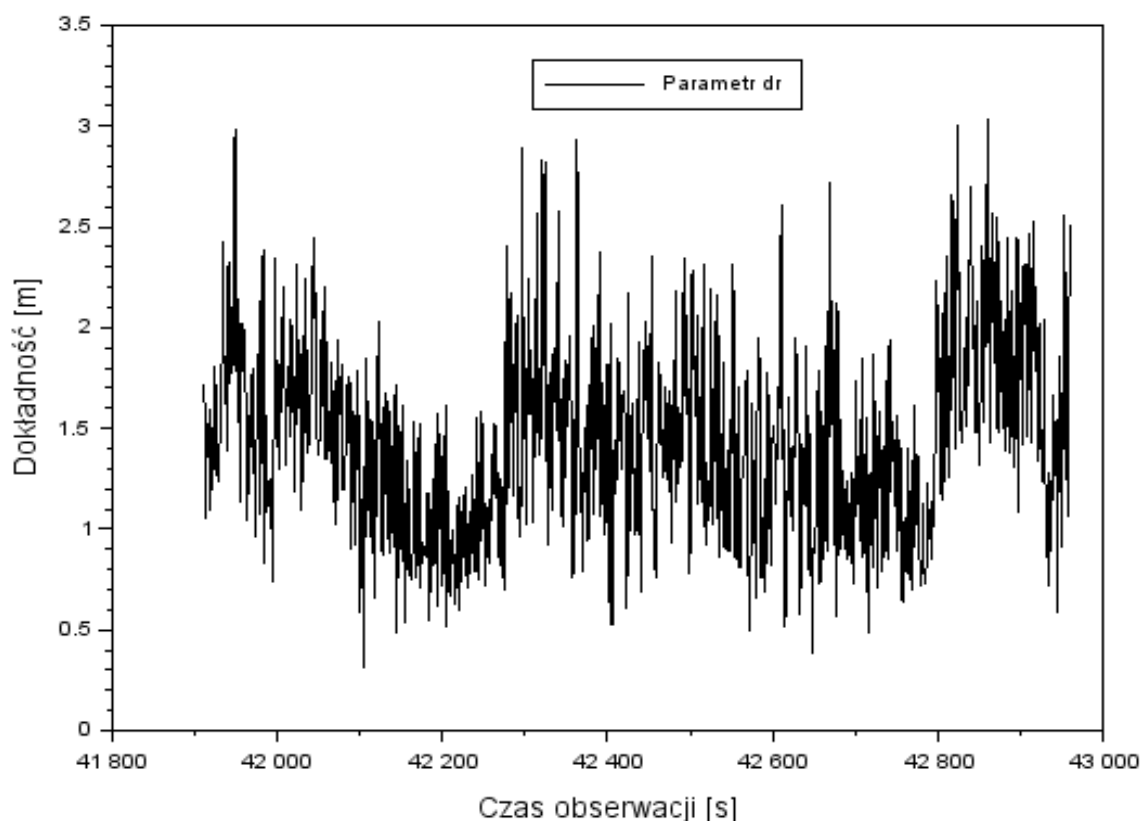
- dokładność pozycjonowania dla składowej h jest o 71% wyższa dla odbiornika Trimble Alloy niż Septentrio AsterRx2i.

Jak można zauważyć, wyniki błędów pozycji są obiecujące dla odbiornika Trimble Alloy. Zatem zaproponowany model matematyczny poprawy parametru dokładności, na podstawie równania (6.10), jest również słuszny do zastosowania dla odbiornika Trimble Alloy. Szczególnie wyniki poprawy dokładności pozycjonowania dla składowej h są niezmiernie ważne w kontekście podejścia do lądowania.



Rys. 9.8. Dokładność wyznaczenia pozycji samolotu z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy [opr. wł.]

Na rys. 9.9 przedstawiono wektor przesunięcia współrzędnych dr w płaszczyźnie 3D dla odbiornika Trimble Alloy. Wartość parametru dr wynosiła od 0,32 m do 3,03 m, przy czym wartość średnia była równa 1,43 m. Porównując wyniki dokładności pozycjonowania EGNOS+SDCM dla odbiornika Septentrio AsterRx2i i Trimble Alloy można stwierdzić, że dokładność wyznaczenia parametru dr jest o 39% wyższa dla odbiornika Trimble Alloy niż Septentrio AsterRx2i.

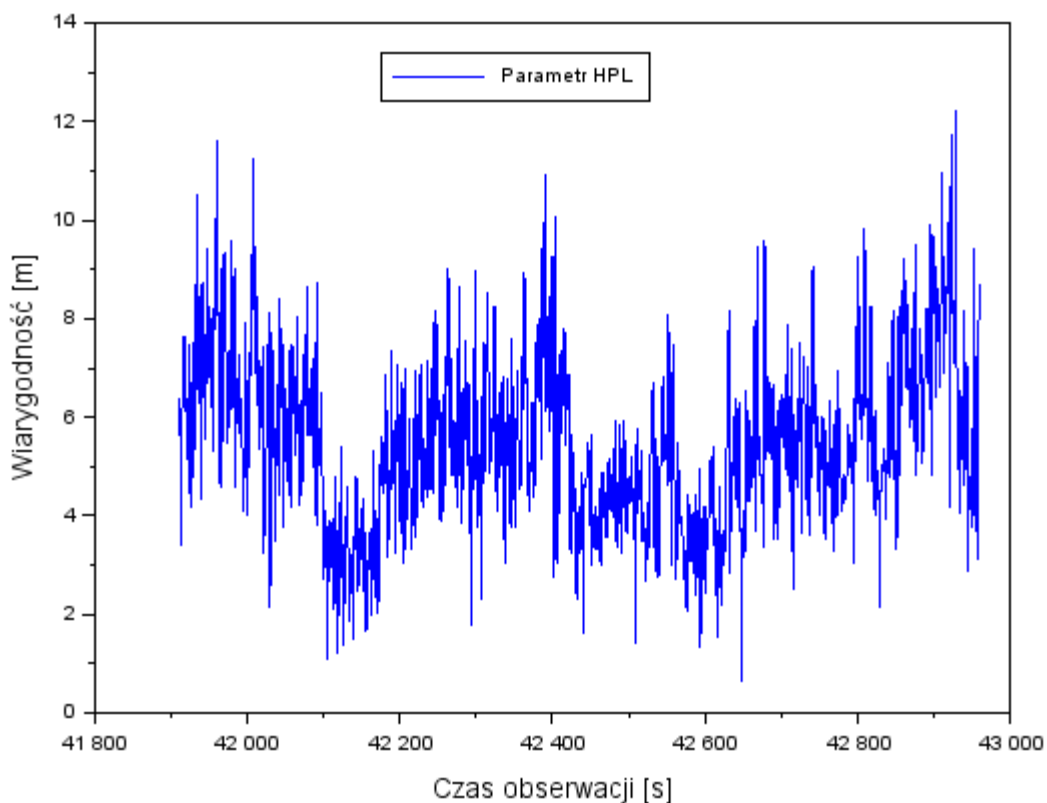


Rys. 9.9. Wektor przesunięcia współrzędnych dr w płaszczyźnie 3D z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy [opr. wł.]

Następnym określonym parametrem jakości pozycjonowania dla odbiornika Trimble Alloy była dostępność. Podczas procedury podejścia parametr dostępności wynosił 100%. Z kolei ciągłość pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy wynosiła w przedziale $0,00006993 \div 0,000559$. W tabeli 9.7 pokazano otrzymane wyniki dostępności i ciągłości z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy. Wartości dostępności i ciągłości były takie same dla odbiornika Septentrio AsterRx2i, jak i Trimble Alloy.

Tabela 9.7. Dostępność i ciągłość pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy [opr. wł.]

Parametr	Wartość
<i>Dostępność</i>	100%
<i>Ciągłość</i>	$0,00006993 \div 0,000559$



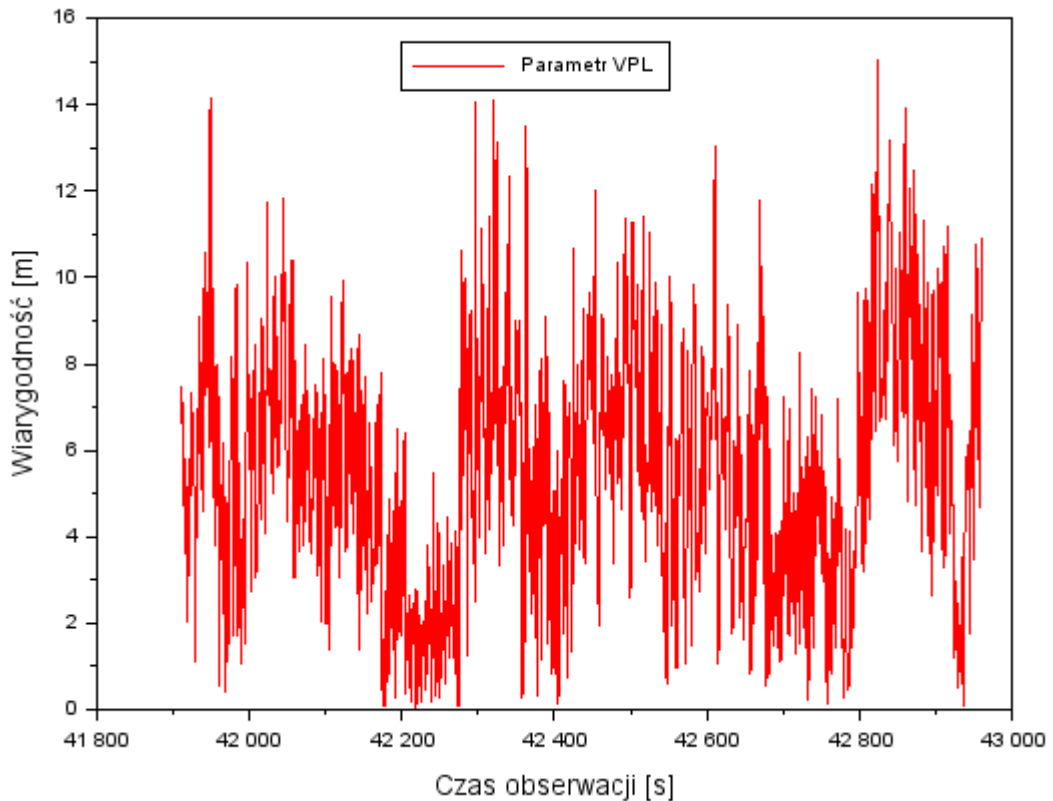
Rys. 9.10. Wiarygodność pozycjonowania HPL z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy [opr. wł.]

Wiarygodność pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+ SDCM dla odbiornika Trimble Alloy wyrażono w postaci parametrów HPL i VPL. Na rys. 9.10 przedstawiono wyniki parametrów HPL dla rozwiązania EGNOS+SDCM podczas procedury podejścia dla odbiornika Trimble Alloy. Wartości HPL w procedurze podejścia wynosiły od 0,64 m do 12,24 m, przy czym wartość średnia HPL wynosiła 5,46 m. Uzyskane wyniki wiarygodności HPL z odbiornika Trimble Alloy są na zbliżonym poziomie co otrzymane rezultaty dla odbiornika Septentrio AsterRx2i.

Natomiast, na rys. 9.11 pokazano otrzymane wyniki wiarygodności z rozwiązania EGNOS+SDCM w postaci parametru VPL podczas podejścia do lądowania dla odbiornika Trimble Alloy. Wartości VPL wynosiły od 0,10 m do 15,04 m, a wartość średnia stanowiła wartość 5,50 m. Porównując wyniki wiarygodności VPL pozycjonowania dla odbiornika Septentrio AsterRx2i i Trimble Alloy można stwierdzić, że wiarygodność wyznaczenia parametru VPL jest o 51% wyższa dla odbiornika Trimble Alloy niż Septentrio AsterRx2i. Jest to związane tym, że dokładność wyznaczenia składowej h jest wyższa dla odbiornika Trimble Alloy niż Septentrio AsterRx2i.

Podsumowując, wyniki wiarygodności HPL/VPL nie przekroczyły standardów technicznych ICAO dla procedury SBAS APV-I. Skoki wiarygodności HPL/VPL na rys. 9.10 i 9.11

spowodowane są zmianą wartości błędów pozycji przedstawionych na rys. 9.8. Ponadto w nawiązaniu do równania (6.15) wzrost wartości błędów pozycji powoduje zwiększenie poziomu wiarygodności HPL/VPL.



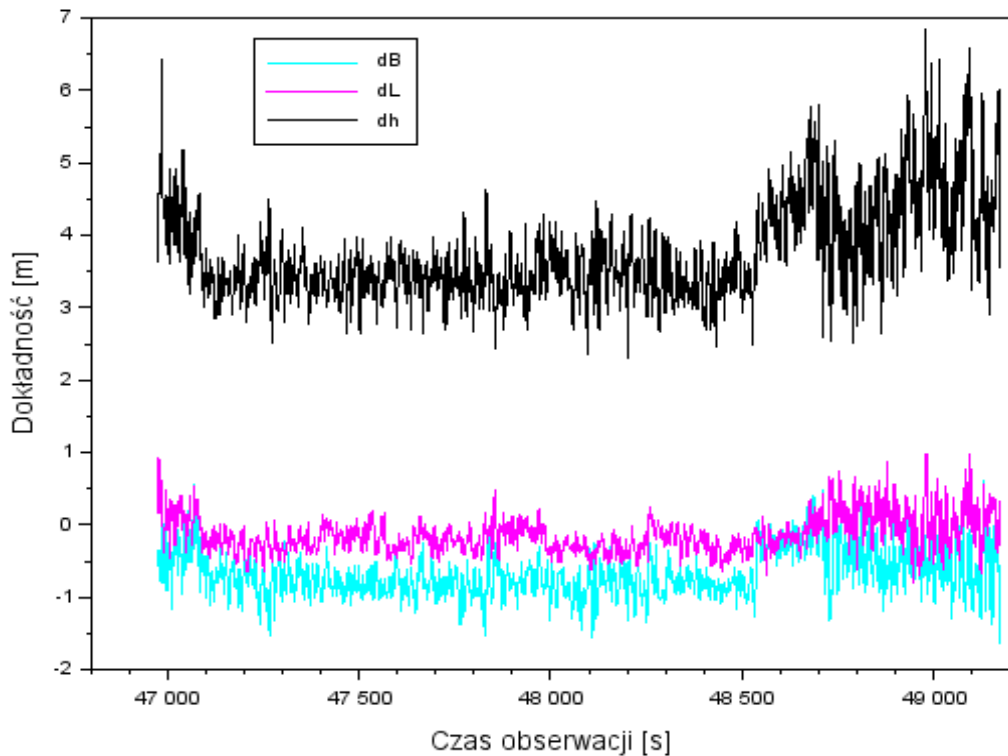
Rys. 9.11. Wiarygodność pozycjonowania VPL z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy [opr. wł.]

9.8. Weryfikacja zastosowanej metody badawczej dla określenia pozycji BSP

W podrozdziale 9.8 dokonano weryfikacji i obiektywnej kontroli zaproponowanej metody badawczej na potrzeby określenia pozycji BSP z rozwiązania EGNOS+SDCM. W tym celu określono parametry jakości pozycjonowania satelitarnego GNSS w trakcie testu lotniczego realizowanego platformą BSP. Próbnny test lotniczy wykonano w kwietniu 2020 r. w okolicach Warszawy [71]. Na platformie BSP umieszczono odbiornik AsteRx-m2 UAS, który rejestrował dane nawigacyjne GNSS. Dzięki temu możliwe było zaimplementowanie algorytmu matematycznego (6.1-6.15) do obliczeń nawigacyjnych w ramach metody pozycjonowania EGNOS+SDCM.

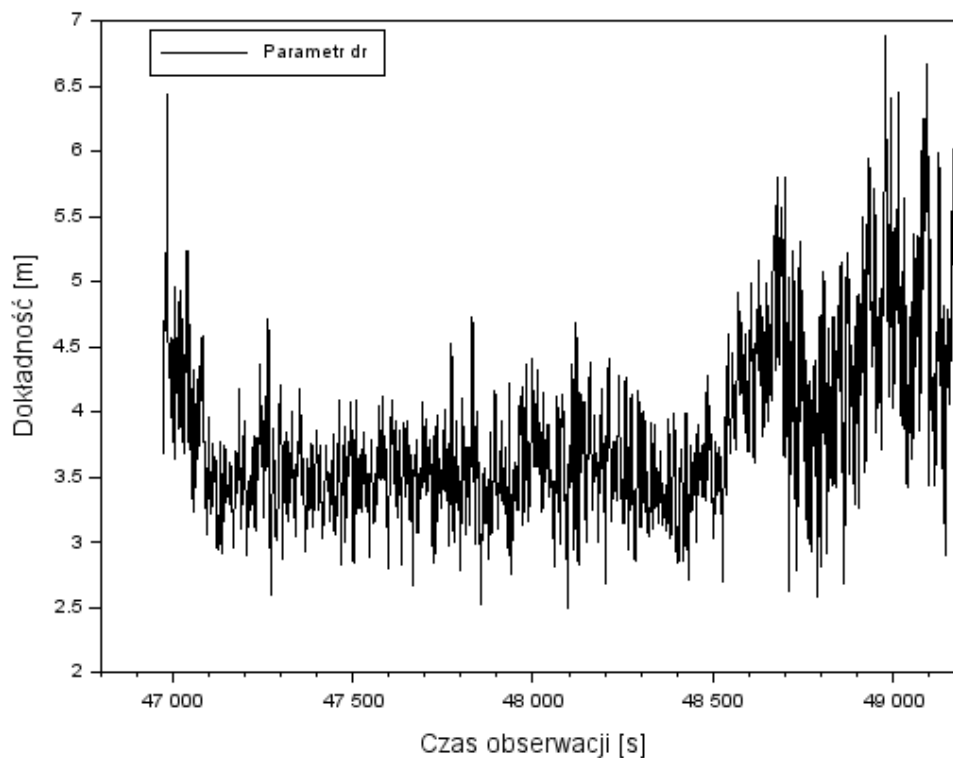
Na rys. 9.12 pokazano dokładność wyznaczenia pozycji BSP z rozwiązania EGNOS+SDCM. Dokładność pozycjonowania szerokości geodezyjnej B z rozwiązania EGNOS+SDCM wynosi od -1,65 m do 0,62 m. Ponadto wartość średnia dokładności dla składowej szerokości geodezyjnej B stanowiła wartość -0,67 m. Z kolei, dla współrzędnej długości geodezyjnej L, dokładność pozycjonowania wynosiła od -0,81 m do 0,99 m, przy czym wartość

średnia była równa $-0,14$ m. Dokładność pozycjonowania składowej wertykalnej h z rozwiązania EGNOS+SDCM wynosiła od $2,29$ m do $6,85$ m. Wartość średnia wzdłuż osi h była równa $3,74$ m. Jak można zauważyć, na rys. 9.12 nastąpił spadek dokładności wyznaczenia składowej pionowej h . Przyczyną tego zjawiska może być niestabilny lot platformy bezzałogowej w płaszczyźnie pionowej oraz zastosowany model pozycjonowania SBAS. W aspekcie lotu platformy największy wpływ ma kierunek i siła wiatru. Z kolei w modelu pozycjonowania SBAS kluczowym parametrem jest określenie czynnika geometrycznego zależnego od pozycji satelity GPS i poprawek SBAS oraz modeli błędów systematycznych zawartych w równaniu (6.1).



Rys. 9.12. Dokładność pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]

Na rys. 9.13 przedstawiono wartości wektora przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D z rozwiązania EGNOS+SDCM, otrzymanego podczas lotu testowego platformą BSP. Wartość parametru dr wynosiła od $2,49$ m do $6,88$ m ze średnią wartością równą $3,83$ m. Warto zauważyć, że w końcowym etapie lotu BSP wartość parametru dr wzrasta, co spowodowane jest spadkiem dokładności wyznaczenia składowej pionowej h (patrz rys. 9.12).



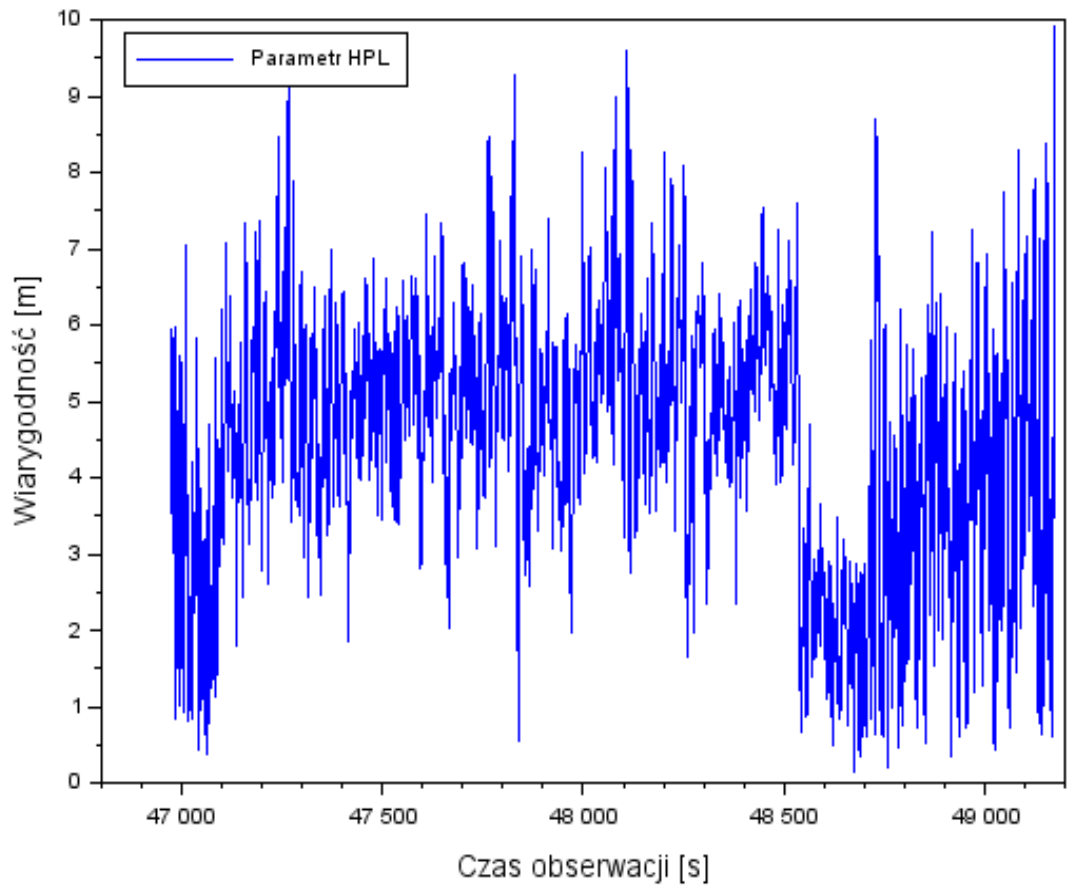
Rys. 9.13. Wektor przesunięcia współrzędnych dr w płaszczyźnie 3D [opr. wł.]

W przypadku parametru dostępności i ciągłości otrzymane wyniki z realizowanego lotu BSP scharakteryzowano w tabeli 9.8. Dostępność pozycjonowania wyniosła 100%, zaś parametr ciągłości przyjmował wyniki od $0,000137 \div 0,0011557$.

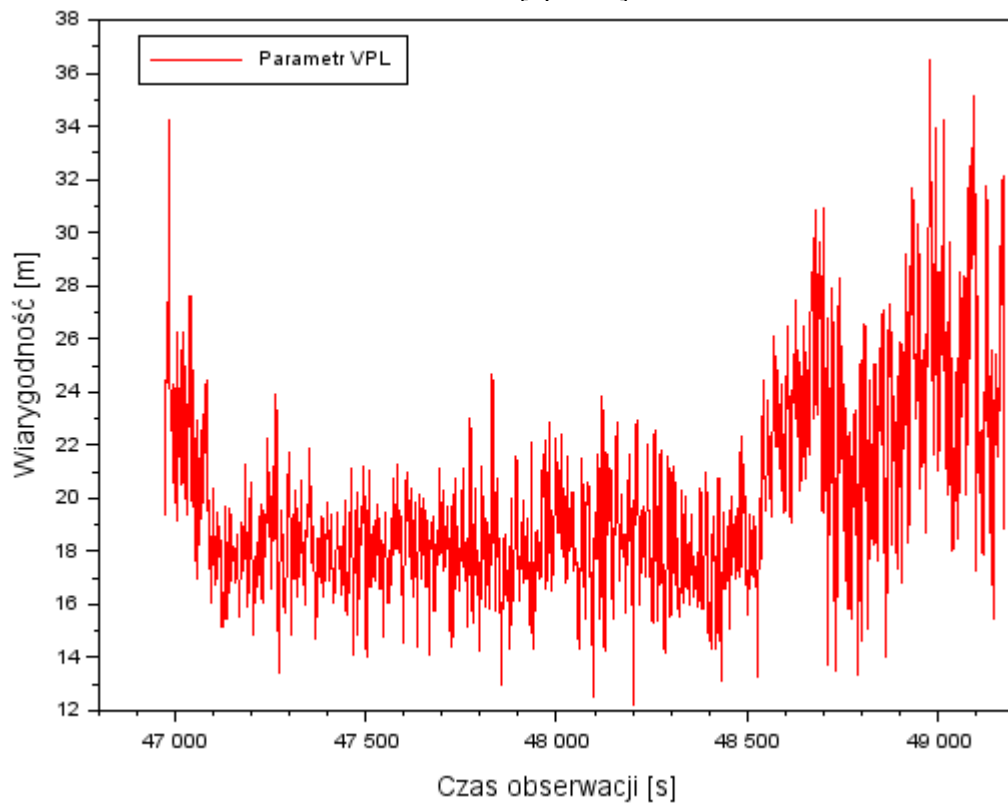
Tabela 9.8. Dostępność i ciągłość pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM dla BSP [opr. wł.]

Parametr	Wartość
<i>Dostępność</i>	100%
<i>Ciągłość</i>	$0,000137 \div 0,0011557$

Natomiast, na rys. 9.14 pokazano wyniki parametru HPL dla rozwiązania EGNOS+SDCM podczas próbnego lotu BSP. Wartości HPL wynosiły od 0,16 m do 9,94 m. Średnia wartość HPL była równa 4,46 m.



Rys. 9.14. Wiarygodność pozycjonowania HPL z rozwiązania EGNOS+SDCM dla BSP [opr. wł.]



Rys. 9.15. Wiarygodność pozycjonowania VPL z rozwiązania EGNOS+SDCM dla BSP [opr. wł.]

Z kolei na rys. 9.15 przedstawiono wartości VPL dla rozwiązania EGNOS+SDCM. Wartości VPL wynosiły od 12,21 m do 36,49 m, a wartość średnia VPL stanowiła 19,93 m. W przypadku parametru HPL uzyskano podobne wyniki jak dla odbiorników Septentrio AsterRx2i i Trimble Alloy. Natomiast wartości VPL dla lotu BSP są większe od poziomów wiarygodności otrzymanych dla odbiorników Septentrio AsterRx2i i Trimble Alloy. Jest to spowodowane wynikami dokładności pozycjonowania dla składowej pionowej h , zgodnie ze wzorem (6.15). Jeżeli dokładność pozycjonowania spada, to poziom wiarygodności wzrasta, zgodnie ze wzorem (6.15).

W tabeli 9.9 dokonano zestawienia porównawczego otrzymanych wyników jakości pozycjonowania satelitarnego EGNOS+SDCM dla odbiornika Septentrio AsterRx2i, odbiornika Trimble Alloy oraz platformy BSP. Na podstawie otrzymanych wyników można stwierdzić, iż w czasie przeprowadzonych testów lotniczych, najwyższa dokładność dla składowej B i h była dla odbiornika Trimble Alloy. Z kolei, dla składowej L najwyższa dokładność była dla odbiornika Septentrio AsterRx2i. Dla platformy BSP otrzymane wyniki dokładności dla składowych (B , L , h) były niższe niż dla obydwóch odbiorników. W przypadku parametru dostępności, to zarówno dla odbiornika Septentrio AsterRx2i, odbiornika Trimble Alloy czy platformy BSP wartość wynosiła 100%. Ciągłość pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy oraz odbiornika Septentrio AsterRx2i była taka sama i wynosiła $0,00006993 \div 0,000559$. Dla BSP parametr ciągłości przyjmował wyniki od $0,000137 \div 0,0011557$. Należy podkreślić, iż wszystkie otrzymane wyniki ciągłości spełniają rekomendacje techniczne ICAO. Natomiast dla parametru wiarygodności, wartości HPL dla wszystkich badanych przypadków, były na podobnym poziomie i wynosiły do około 12 m. Tymczasem dla parametru VPL najniższe wartości zarejestrowano dla odbiornika Trimble Alloy. Ponad dwukrotnie wyższe wyniki parametru VPL, w stosunku do wyników otrzymanych z odbiorników pokładowych, zarejestrowano dla platformy BSP. Wynika to z faktu, iż dokładność pozycjonowania wysokości elipsoidalnej h dla BSP była stosunkowo niska i wynosiła około 7 m.

Tabela 9.9. Zestawienie porównawcze otrzymanych wyników jakości pozycjonowania satelitarnego EGNOS+SDCM dla odbiornika Septentrio AsterRx2i, odbiornika Trimble Alloy oraz platformy BSP [opr. wł.]

Wyniki parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego SBAS	Odbiornik Septentrio AsterRx2i	Odbiornik Trimble Alloy	Platforma BSP
Dokładność [m]	dB: -1,58 ÷ 0,36 dL: -1,62 ÷ 0,4 dh: 0,45 ÷ 3,38	dB: -1,86 ÷ 1,15 dL: -1,75 ÷ 0,22 dh: -2,82 ÷ 2,66	dB: -1,65 ÷ 0,62 dL: -0,81 ÷ 0,99 dh: 2,29 ÷ 6,85
Dostępność [%]	100	100	100
Ciągłość [-]	0,00006993 ÷ 0,000559	0,00006993 ÷ 0,000559	0,000137 ÷ 0,0011557
Wiarygodność [m]	HPL: 0,56 ÷ 11,71 VPL: 2,41 ÷ 18,01	HPL: 0,64 ÷ 12,24 VPL: 0,10 ÷ 15,04	HPL: 0,16 ÷ 9,94 VPL: 12,21 ÷ 36,49

9.9. Perspektywy dalszych badań rozwinięcia opracowanej metody badawczej

Zaprezentowany w niniejszej rozprawie model badawczy może być dalej rozwijany i modyfikowany ze szczególnym uwzględnieniem zmiany współczynników liniowych w równaniu (6.6). W pracy dokonano zatem zmiany określania współczynników liniowych α_E oraz α_S , dla których wypracowano poprawki od satelitów geostacjonarnych EGNOS i SDCM. W odróżnieniu od równania (6.6), zmodyfikowany algorytm matematyczny uwzględnia współczynniki liniowe, które zostały określone w funkcji odwrotności liczby śledzonych satelitów GPS podniesionych do kwadratu. W równaniu (9.5) opisano wyznaczenie współczynników liniowych:

$$\alpha_{Em} = \frac{1}{ns^2_{EGNOS}} \quad \text{i} \quad \alpha_{Sm} = \frac{1}{ns^2_{SDCM}}, \quad (9.5)$$

gdzie:

ns_{EGNOS} – liczba satelitów w rozwiązaniu EGNOS,

ns_{SDCM} – liczba satelitów w rozwiązaniu SDCM,

α_{Em} – zmodyfikowany współczynnik liniowy z rozwiązania EGNOS,

α_{Sm} – zmodyfikowany współczynnik liniowy z rozwiązania SDCM.

Ze względu na to, iż algorytm matematyczny (9.5) odnosi się do wyznaczenia wszystkich parametrów jakości pozycjonowania SBAS, w rozprawie ograniczono się do przedstawienia wyników dokładności pozycjonowania EGNOS+SDCM. Wobec tego dokonano modyfikacji równań (6.10, 6.12) w oparciu o współczynniki liniowe ze wzoru (9.5). Następnie, przy pomocy oprogramowania Scilab v.6.0.0 otrzymano wyniki w formie numerycznej i graficznej.

W oparciu o zmodyfikowane równanie (9.5) można dokonać oceny słuszności wprowadzenia modyfikacji w modelu pozycjonowania EGNOS+SDCM. Dlatego kolejnym etapem była analiza porównawcza uzyskanych wyników dokładności pozycjonowania EGNOS+SDCM dla zmodyfikowanych współczynników liniowych z pierwotnymi wartościami błędów pozycji, zawartymi w podrozdziale 8.4. W tabeli 9.10 pokazano wyniki parametrów dokładności podczas procedury podejścia dla rozwiązania EGNOS+SDCM.

Tabela 9.10. Porównanie wyników dokładności pozycjonowania (dB, dL, dh) z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]

Parametry dokładności	Wartości dokładności uzyskane w dysertacji [m]	Wartości dokładności uzyskane dla zmodyfikowanego algorytmu [m]	Wnioski
dB	-1,58 ±0,36	-1,58 ± 0,33	Wartość maksymalna dokładności dB dla zmodyfikowanego algorytmu jest o 8% wyższa niż w modelu zawartego w dysertacji. Wartość minimalna dokładności dB dla zmodyfikowanego algorytmu jest taka sama jak w modelu zawartego w dysertacji.
dL	-1,62 ±0,40	-1,62 ±0,40	Wartość maksymalna dokładności dL dla zmodyfikowanego algorytmu jest taka sama niż w modelu zawartego w dysertacji. Wartość minimalna dokładności dL dla zmodyfikowanego algorytmu jest taka sama jak w modelu zawartego w dysertacji.
dh	0,45 ±3,38	0,38 ±3,34	Wartość maksymalna dokładności dh dla zmodyfikowanego algorytmu jest o 1% wyższa niż w modelu zawartego w dysertacji. Wartość minimalna dokładności dh dla zmodyfikowanego algorytmu jest o 16% wyższa niż w modelu zawartego w dysertacji.

Na podstawie danych zawartych w tabeli 9.10 można stwierdzić, iż wartość dokładności pozycjonowania składowej wertykalnej wysokości elipsoidalnej h z rozwiązania EGNOS+SDCM dla zmodyfikowanego algorytmu matematycznego (9.5) poprawiła się od 1% do 16%. W przypadku dokładności pozycjonowania współrzędnej długości geodezyjnej L, błędy pozycji były takie same w obu rozwiązaniach. Natomiast wartość dokładności pozycjonowania szerokości geodezyjnej B uległa poprawie do 8%.

W tabeli 9.11 zaprezentowano wyniki parametru dr dla rozwiązania EGNOS+SDCM otrzymanego z zastosowania zmodyfikowanych współczynników liniowych oraz pierwotnych wartości z równania (6.6). Wartości parametru dr uległy poprawie o około 2-3% w przypadku użycia zmodyfikowanego algorytmu współczynników liniowych (9.5).

Tabela 9.11. Porównanie wyników dokładności parametru dr z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]

Wektor przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D	Wartości dr uzyskane w dysertacji [m]	Wartości dr uzyskane dla zmodyfikowanego algorytmu [m]	Wnioski
dr	1,19 ÷ 3,55	1,17 ÷ 3,47	Średnia wartość dr dla zmodyfikowanego algorytmu uległa poprawie od 2-3% w porównaniu do modelu zawartego w dysertacji;

Powyższe wyniki wskazują zatem, iż prowadzenie dalszych badań dotyczących modyfikacji opracowanej w pracy doktorskiej metody badawczej jest obiecujące. Uzyskane wyniki w podrozdziale 9.9 tylko to podkreślają i pozwalają potencjalnemu użytkownikowi na wybór odpowiednich współczynników liniowych w modelu pozycjonowania EGNOS+SDCM. Warto również zaznaczyć, iż zaprezentowany w rozprawie algorytm matematyczny jest uniwersalny i może posłużyć jako odniesienie do kolejnych eksperymentów badawczych.

ZAKOŃCZENIE

W rozprawie doktorskiej przedstawiono zagadnienie dotyczące badania jakości pozycjonowania statku powietrznego opartego o rozwiązanie EGNOS+SDCM. Głównym celem pracy było **opracowanie metody poprawy wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania statku powietrznego z wykorzystaniem systemów SBAS – EGNOS i SDCM**. Dążąc do osiągnięcia celu dysertacji, zaproponowany został model wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego SBAS, bazujący na rozwiązaniu EGNOS+SDCM. Zastosowanie rozwiązania opartego o więcej niż jeden system wspomagania SBAS do pozycjonowania statku powietrznego, umożliwiło wyznaczenie współrzędnych samolotu oraz integrację pojedynczych rozwiązań z danego systemu SBAS. Ponadto wykorzystanie poprawek z systemów wspomagających EGNOS i SDCM spowodowało wprowadzenie zmodyfikowanego algorytmu rozwiązania nawigacyjnego SBAS.

W niniejszej pracy zaprezentowano zatem model średniej ważonej do wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego SBAS. W rozwiązaniu EGNOS+SDCM użyto współczynników liniowych, które zostały określone dla dwóch systemów wspomagających SBAS, tj. EGNOS i SDCM. W pracy opisano zmodyfikowany algorytm wyznaczenia parametrów jakości pozycjonowania SBAS, tj. dokładności, dostępności, ciągłości oraz wiarygodności.

W dysertacji współczynniki liniowe obliczono w funkcji odwrotności liczby śledzonych satelitów GPS, dla których wypracowano poprawki od satelitów geostacjonarnych EGNOS i SDCM. Takie rozwiązanie jest uniwersalne, gdyż bazuje na aktualnej liczbie śledzonych satelitów GPS z poprawkami SBAS.

Uzyskane dane nawigacyjno-observacyjne GNSS z testów lotniczych wykorzystano do weryfikacji przyjętych założeń w pracy. Proces obliczeniowy rozpoczęto od wyznaczenia pozycji statku powietrznego z pojedynczego rozwiązania EGNOS i SDCM. Na tym etapie wykorzystano obserwacje kodowe GPS, depeszę nawigacyjną GPS oraz poprawki EGNOS i SDCM. Następnie dokonano modyfikacji algorytmu metody SPP o długoterminowe i szybkie poprawki SBAS. Zmieniono przede wszystkim algorytm wyznaczania pozycji satelity GPS na orbicie, błędu zegara satelity GPS oraz zaimplementowano modele poprawki jonosferycznej i troposferycznej dedykowane dla systemu SBAS. Do obliczeń wykorzystano oprogramowanie RTKLIB 2.4.3. Po otrzymaniu rozwiązania nawigacyjnego z systemu EGNOS i SDCM przystąpiono do realizacji zaproponowanego rozwiązania EGNOS+SDCM.

Opracowano aplikację numeryczną dla zaproponowanego modelu pozycjonowania opartego o rozwiązanie EGNOS+SDCM. W tym celu, posłużono się oprogramowaniem Scilab v.6.0.0. W programie utworzono następujący algorytm:

- wyznaczenia pozycji statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM,
- wyznaczenia odchyłeń standardowych dla pozycji statku powietrznego,

- wyznaczenia parametrów dokładności, wiarygodności, ciągłości, dostępności pozycjonowania statku powietrznego.

Otrzymane wyniki z aplikacji Scilab w formie numerycznej jak i graficznej posłużyły do sprawdzenia słuszności przyjętej w pracy tezy. Ponadto, w celu dokonania kompleksowej weryfikacji zasadności postawionej tezy pracy, przeprowadzono analizę porównawczą otrzymanych rezultatów z rekomendacjami technicznymi ICAO oraz w kontekście analizy stanu wiedzy.

Na podstawie otrzymanych wyników z przeprowadzonych badań naukowych stwierdzono, że:

1. Zastosowanie modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM umożliwiło poprawę wartości **odchyleń standardowych** względem standardowego modelu średniej arytmetycznej o:
 - **61%** dla współrzędnej szerokości geodezyjnej B,
 - **65%** dla współrzędnej długości geodezyjnej L,
 - **63%** dla współrzędnej wysokości elipsoidalnej h.
2. Zastosowanie modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM umożliwiło poprawę **wartości błędu pozycji w przestrzeni 3D** od **1%** do **7%** względem standardowego modelu średniej arytmetycznej.
3. Zastosowanie modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM umożliwiło poprawę **dokładności wyznaczenia składowej h** od **1%** do **14 %** względem standardowego modelu średniej arytmetycznej.
4. Zastosowanie modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM umożliwiło poprawę **wartości błędu pozycji w przestrzeni 3D** do **24 %** względem pojedynczego rozwiązania SBAS/EGNOS.
5. Zastosowanie modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM umożliwiło poprawę **dokładności wyznaczenia składowej h** do **66%** względem pojedynczego rozwiązania SBAS/EGNOS.
6. Zastosowanie modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM umożliwiło wzrost o **50%** wartości nominalnych wyników **dostępności i ciągłości** w porównaniu do modelu średniej arytmetycznej.
7. Zastosowanie modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM umożliwiło poprawę parametrów **wiarygodności** pozycjonowania względem standardowego modelu średniej arytmetycznej o:
 - **1-2%** dla parametru HPL,
 - **1-14%** dla parametru VPL.
8. Otrzymane wyniki parametrów dokładności, dostępności, ciągłości i wiarygodności z rozwiązania EGNOS+SDCM **spełniają standardy techniczne ICAO** dla procedury podejścia SBAS APV-I.

9. Otrzymane wyniki dokładności pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM są **wyższe niż** literaturze badawczej [9, 14, 44, 46, 73, 81].
10. Otrzymane wyniki dostępności pozycjonowania z EGNOS+SDCM są **takie same** jak w pracy naukowej [13, 43, 73, 83] **i wyższe niż** w pracach [80, 81].
11. Otrzymane wyniki parametrów wiarygodności z rozwiązania EGNOS+SDCM są **niższe niż** w pracy badawczej [43, 73, 81, 83].

Ponadto w rozprawie dokonano weryfikacji zaproponowanej metody badawczej dla odbiornika Trimble Alloy oraz eksperymentu lotniczego realizowanego platformą BSP. Otrzymane wyniki badań podkreślają słuszność i powtarzalność opracowanego algorytmu w aplikacjach lotniczych. Tym bardziej zapewnienie obiektywnej kontroli badań i wyników jest kluczowe przy weryfikacji prezentowanej metody badawczej.

Uzyskane rezultaty badań jakości pozycjonowania SBAS pozwoliły na stwierdzenie, że postawiona w rozprawie doktorskiej teza „**Zastosowanie systemów wspomaganie EGNOS i SDCM w procedurze podejścia do lądowania umożliwia poprawę parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego dla statku powietrznego**” została udowodniona. W związku z tym, zaproponowana strategia obliczeniowa zmodyfikowanego modelu pozycjonowania opartego o rozwiązanie EGNOS+SDCM okazała się skuteczna i może być zastosowana do poprawy parametrów jakości pozycjonowania satelitarnego SBAS. Bezpośrednio może wpłynąć na poprawę bezpieczeństwa operacji lotniczych, zwłaszcza w krytycznych fazach lotu, jakim jest podejście do lądowania oraz lądowanie. Należy przy tym zaznaczyć, iż bezpieczeństwo procesu lądowania zależy od wielu czynników, ale poprzez zaimplementowanie odpowiednich algorytmów pozycjonowania SBAS w podejściu do lądowania możliwa jest znacząca poprawa wyznaczenia pozycji statku powietrznego oraz jakości pozycjonowania satelitarnego. Podsumowując cel pracy został osiągnięty. Zaproponowane rozwiązanie nawigacyjne EGNOS+SDCM może zostać wykorzystane w operacjach lotniczych w nawigacji.

Dalsze prace badawcze autora będą dotyczyły implementacji opracowanego algorytmu matematycznego dla systemu wspomaganie GAGAN, który jest również dostępny na obszarze Polski. Sprawdzenie działania systemów EGNOS, SDCM i GAGAN w nawigacji pozwoli na określenie ich skuteczności w operacjach lotniczych.

BIBLIOGRAFIA

1. A37-11: *Performance-based navigation global goals*, International Civil Aviation Organization, Resolutions Adopted By The Assembly - 37th SESSION, 2010.
2. Aeronautical Telecommunications, Radio Navigation Aids, International Civil Aviation Organization, Volume 1, 2006, (available online: www.ulc.gov.pl/pl/prawo/prawo-mi%C4%99dzynarodowe/206-konwencje (dostęp: 11.02.2021 r.)
3. Azoulai L., Virag S., Leinekugel-Le-Cocq R., Germa C., Charlot B., Durel P., *Experimental Flight Tests with EGNOS on A380 to Support RNAV LPV Operations*, In Proceedings of the 22nd International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2009), Savannah, GA, USA, 1203–1215, 22–25 September 2009.
4. Banaszek K., *Analiza metod SIS i koncepcja ich wykorzystania podczas podejścia do lądowania według GNSS*, prezentacja na seminarium: Wykorzystanie technik satelitarnych w nawigacji oraz w systemach informacji geograficznej, Chełm, 2005.
5. Banaszek K., Fellner A., Trómiński P., Zadrag P., *NPA GNSS essential step for the LUN implementation and the chance for the air regional transport*, Archives of Transport System Telematics, vol. 3, no.1, 45-52, 2010.
6. Banaszek K., *Nawigacja obszarowa oraz osiągi systemów GNSS/EGNOS jako podstawa do poprawy pozycjonowania, separacji oraz wzrostu pojemności lotniska*, Logistyka, nr 4, 2010, 1-9.
7. Beldjilali B., Kahlouche S., Tabti L., *Assessment of EGNOS performance for civil aviation flight phase in the edge coverage area*, International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace, 7(3), 1-25, 2020.
8. Blewitt G., *Basics of the GPS Technique*, Observation Equations, 1997, 1-46.
9. Brzozowski M., Myszka M., Lewandowski Z., *Pozycjonowanie statku powietrznego w locie za pomocą odbiornika DGPS z funkcją odbioru poprawek różnicowych z satelitów systemu EGNOS*, Przegląd Techniczny Uzbrojenia, tom 37, nr 107, 41- 48, 2008.
10. Burtch R., *A comparison of methods used in rectangular to geodetic coordinate transformations*, ACSM Annual Conference and Technology Exhibition, Orlando, USA, 1-25, 2006.
11. Cheol-Soon L., Byungwoon P., Hyoungmin S., Jaegy J., Seungwoo S., Junpyo P., Sung-Chun B., Chul-Soo L., *Analysis on the Multi-Constellation SBAS Performance of SDCM in Korea*, Journal of Positioning, Navigation, and Timing, Volume 5, Issue 4, 181-191, 2016.
12. Ciećko A., G., K. Krasuski, *Możliwości zastosowania współczesnych systemów satelitarnych GNSS w nawigacji lotniczej*, w: Wybrane aspekty zabezpieczenia nawigacji lotniczej, Część 2, Wydawnictwo Lotniczej Akademii Wojskowej, 85-93, 2020, ISBN: 9788366514096.
13. Ciećko A., Grunwald G., Ćwiklak J., Popielarczyk D., Templin T., *EGNOS performance monitoring at newly established GNSS station in Polish Air Force Academy*; International Multidisciplinary Scientific GeoConference SGEM, Volume 2, 239–246, 2016.
14. Ciećko A., Grunwald G., Kaźmierczak R., Grzegorzewski M., Ćwiklak J., Oszczak S., Bakuła M., *Analiza dokładności i dostępności serwisów systemu ASG-EUPOS w nawigacji i transporcie lotniczym*, Logistyka, nr 3, 1091-1100, 2014.
15. Ciećko A., Grunwald G., Kaźmierczak R., Oszczak S., Grzegorzewski M., Ćwiklak J., *Wykorzystanie oprogramowania RTKLIB do badania dokładności systemu EGNOS*, Logistyka, nr 6, 503-511, 2011.

16. Ciećko A., Grunwald G., *The comparison of EGNOS performance at the airports located in eastern Poland*, Technical Sciences, Volume 20, nr 2, 181-198, 2017.
17. Ciećko A., Grzegorzewski M., Oszczak S., Ćwiklak J., Grunwald G., Balint J., Szabo S., *Examination of EGNOS Safety-Of-Life service in Eastern Slovakia*, Annual of Navigation, Vol. 22, 65-78, 2015.
18. Cydejko J., Grzegorzewski M., Oszczak S., Ciećko A., *ESTB in Marine, Air and Land Applications*; Paper Presented at EGNOS Workshop, 24.08.2004; Number of Slides: 38; Faculty of Mining Surveying and Environmental Engineering of AGH University of Science and Technology: Kraków, Poland, 2004.
19. Czarnecki K., *Geodezja współczesna*, Wydawnictwo Naukowe PWN, 2015, ISBN: 9788301183806.
20. Ćwiklak J., Krasuski K., Jaferniki H., *Testy systemu EGNOS do odzyskiwania pozycji statku powietrznego w transporcie cywilnym statków powietrznych*, Revista europea de derecho de la navegación marítima y aeronáutica, No. 36, 17 – 38, 2019.
21. Ćwiklak J., Ciećko A., Jaferniki H., Grunwald G., Grzegorzewski M., Oszczak S., Kolak C., Kowalczyk J., *Badanie dokładności, ciągłości oraz wiarygodności systemu EGNOS na terenie Polski Wschodniej w aspekcie monitorowania ruchu statków powietrznych*, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Dęblin, 2010.
22. Ćwiklak J., Ciećko A., Jaferniki H., Grunwald G., Grzegorzewski M., Oszczak S., Kolak C., Skop Z., *Badanie dokładności, ciągłości oraz wiarygodności systemu monitorowania ruchu statków powietrznych na lotnisku w Mielcu przy wykorzystaniu samolotu Cessna*, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Dęblin, 2011.
23. Ćwiklak J., Ciećko A., Jaferniki H., Grunwald G., Grzegorzewski M., Oszczak S., Kolak C., Skop Z., *Badanie dokładności, dostępności, ciągłości oraz wiarygodności systemu monitorowania ruchu statków powietrznych przy wykorzystaniu samolotu Seneca Piper PA34-200T*, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Dęblin, 2011.
24. Ćwiklak J., Ciećko A., Jaferniki H., Grzegorzewski M., Oszczak S., Kolak C., Kowalczyk J., *Badania dokładności serwisów systemu ASG-EUPOS w aspekcie wyznaczenia trajektorii lotu samolotu*, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Dęblin, 2010.
25. Ćwiklak J., Ciećko A., Jaferniki H., Grzegorzewski M., Oszczak S., Kolak C., Kowalczyk J., *Badanie dokładności systemu EGNOS przy wykorzystaniu oprogramowania RTKLIB*, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Dęblin, 2011.
26. Ćwiklak J., Grzegorzewski M., Jaferniki H., Oszczak S., Ciećko A., *Wykorzystanie systemu EGNOS na potrzeby nawigacji lotniczej w Polsce wschodniej*, Problemy Eksploatacji, nr 1, 2011, 57-63.
27. *Easy Access Rules for Acceptable Means of Compliance for Airworthiness of Products, Parts and Appliances*, AMC 20-26 Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNP Authorisation Required (RNP AR) Operations, European Union Aviation Safety Agency, Annex 2, 2009.
28. *EGNOS Data Access Service (EDAS)*, Service Definition Document, European GNSS Agency, Issue 2.2, 2019.
29. *EGNOS Safety of Life (SoL)*, Service Definition Document, European GNSS Agency, Issue 3.4, 2021.
30. *Eurocontrol Standard Document For Area Navigation Equipment, Operational Requirements And Functional Requirements*, Edition 2.2, Eurocontrol, 1998.
31. Fellner A., Fellner R., *Implementacja procedur RNAV EGNOS/GNSS w ramach projektu "HEDGE"*, TTS Technika Transportu Szynowego, nr 12, 2505-2510, 2015.
32. Fellner A., Jaferniki H., *Implementation of satellites techniques in the air transport, Re-ports on Geodesy and Geoinformatics*, vol. 100, 39-53, 2016.

33. Fellner A., Ewolucja nawigacji powietrznej determinuje rozwój transportu lotniczego, *Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej*, z.119, 113-125, 2017.
34. Fellner A., Jaferník,H., *Airborne measurement system during validation of EGNOS/GNSS essential parameters in landing*, Reports on Geodesy and Geoinformatics, Volume 96, 27-37, 2014.
35. Fellner, A., Fellner R., Piechoczek, E., *Pre-flight validation RNAV GNSS approach procedures for EPKT in "EGNOS APV Mielec project*, Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport, Volume 90, 37-46, 2016.
36. Fellner, A., *Guidance for the preparation of EGNOS National Market Analysis*, TransNav the International Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation, Volume 12, 349-355, 2018.
37. *Flight crew basic theoretical training for RNP APCH down to LPV minima*, European Global Navigation Satellite Systems Agency, 2017.
38. <ftp://serenad-public.cnes.fr> (dostęp: 26.02.2021 r.)
39. *Global Air Navigation Plan for CNS/ATM Systems*, International Civil Aviation Organization, Doc 9750, 2002.
40. *GNSS Market Report*, European GNSS Agency, Issue 6, 2019.
41. *GNSS User Technology Report*, European GNSS Agency, Issue 3, 2020.
42. Grunwald G., Bakula M., Cieciko A., *Study of EGNOS accuracy and integrity in eastern Poland*, *Aeronautical Journal*, Vol. 120, Issue 1230, 1275-1290, 2016.
43. Grunwald G., Cieciko A., Krasuski K., Kazmierczak R., *The GPS/EGNOS Positioning Quality in APV-1 and LPV-200 flight procedures*, *Communications - Scientific Letters of the University of Zilina*, Vol. 23, No. 2, 23-34, 2021.
44. Grunwald G., Cieciko A., Oszczak S., Kazmierczak R., Grzegorzewski, M., Cwiklak J., *Wykorzystanie systemu EGNOS w monitoringu statków powietrznych w aspekcie uruchomienia serwisu Safety-Of-Life*, *Aparatura Badawcza i Dydaktyczna*, tom 16, nr 3, 133-143, 2011.
45. Grzegorzewski M., Cieciko A., Oszczak S., Popielarczyk D., *Autonomous and EGNOS Positioning Accuracy Determination of Cessna Aircraft on the Edge of EGNOS Coverage*, *Proceedings of the 2008 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, 407 – 410, 2008.
46. Grzegorzewski M., Świątek A., Oszczak S., Cieciko A., Cwiklak J., *Study of EGNOS Safety of Life Service During the Period of Solar Maximum Activity*, *Artificial Satellites*, Vol. 47, 137–145, 2012.
47. Grzegorzewski, M. *Navigating an aircraft by means of a position potential in three dimensional space*, *Annu. Navig*, No. 9, 1–111, 2005.
48. *Guidelines for ANSP/Airports and Aircraft Operators for LPV implementation*, European Global Navigation Satellite Systems Agency, 2015.
49. Guillet R., *Concept and benefits of GBAS – SBAS*, GBAS/SBAS Implementation Workshop, Seoul, 2019.
50. Hernández-Pajares M., Miguel Juan J., Sanz J., Prats X., *EGNOS Tutorial*, gAGE/UPC Team, Spain, 2002.
51. <http://rtklib.com> (dostęp: 27.02.2021 r.)
52. <http://www.egnos-pro.esa.int/ems/index.html> (dostęp: 26.02.2021 r.)
53. <http://www.samolotypolskie.pl/samoloty/839/126/Diamond-DV-20-Katana2> (dostęp: 17.05.2021 r.)
54. <https://ext.eurocontrol.int/>, EUROCONTROL, (dostęp: 04.11.2020 r.)
55. <https://meteoprognoza.pl/2020/10/31/sobota-31-pazdziernika/> (dostęp: 12.07.2021 r.)
56. <https://www.gsa.europa.eu/european-gnss/egnos/egnos-system> (dostęp: 25.11.2020r.)

57. <https://www.wolframalpha.com/input/?i=weather+31%2F10%2F2020+Olsztyn> (dostęp: 12.07.2021 r.)
58. Hvezda M., *Simulation of EGNOS satellite navigation signal usage for aircraft LPV precision instrument approach*, Aviation, 25(3), 171-181, 2021.
59. Jaferník H., Fellner A., Mrozík M., Krasuski K., *Results of aircraft positioning tests in post-processing using GNSS*, Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport, vol. 95, 67-74, 2017.
60. Jaferník H., Krasuski K., Michta J., *Assessment of suitability of radionavigation devices used in air*, Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport, vol. 90, 99-112, 2016.
61. Jan S.-S., *Vertical Guidance Performance Analysis of the L1-L5 Dual-Frequency GPS/WAAS User Avionics Sensor*, Sensors, Volume 10, nr 4, 2609-2625, 2010.
62. Januszewski J., *A Look at the Development of GNSS Capabilities Over the Next 10 Years*, TransNav International Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation, Volume 5 Number 1, 73-78, 2011.
63. Januszewski J., *Integralność nawigacyjnych systemów satelitarnych, globalnych i wspomagających*, Przegląd Telekomunikacyjny+Wiadomości Telekomunikacyjne, No. 5, 573 – 579, 2015.
64. Januszewski J., *New satellite navigation systems and modernization of current systems, why and for whom?*, Scientific Journals Maritime University of Szczecin, 32(104) z. 2, 58–64, 2012.
65. Januszewski J., *Perspektywy rozwoju nawigacyjnych i wspomagających systemów satelitarnych w bliskiej i dalszej przyszłości*, Przegląd Telekomunikacyjny+Wiadomości Telekomunikacyjne, No 5, 116 -123, 2014.
66. Januszewski J., *System EGNOS i inne satelitarne systemy wspomagające*, Przegląd Telekomunikacyjny+Wiadomości Telekomunikacyjne, No. 11, 1641-1648, 2012.
67. Krasuski K., *Application of the GPS/EGNOS solution for the precise positioning of an aircraft vehicle*, Scientific Journal of Silesian University of Technology, Series Transport, Vol. 96, 81-93, 2017.
68. Krasuski K., *Badanie dokładności pozycjonowania statku powietrznego z użyciem metody kodowej SPP*, Rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska, 1-106, 2019.
69. Krasuski K., Ćwiklak J., *Application of the DGPS method for the precise positioning of an aircraft in air transport*, Scientific Journal of Silesian University of Technology, Series Transport, Vol. 98, 65-79, 2018.
70. Krasuski K., Jaferník H., *Określenie parametrów HPL i VPL z użyciem systemu wspomagania SBAS w transporcie lotniczym*, Autobusy, nr. 6, 830 – 833, 2017.
71. Krasuski K., Wierzbicki D., *Application the SBAS/EGNOS corrections in UAV positioning*, Energies, Volume 14, nr 3, 739, 2021.
72. Krasuski K., Wierzbicki D., *Determination of reliability parameters of HPL and VPL technical safety in the procedure of a non-precision landing approach NPA GNSS with using GPS and GLONASS navigation systems in air transport*, Scientific Journal of the Military University of Land Forces, 188, 176-186, 2018.
73. Krasuski K., Wierzbicki D., *Monitoring aircraft position using EGNOS data at SBAS APV approach to landing procedure*, Sensor, Vol. 20, 1945, 2020.
74. Krasuski K., Wierzbicki, D., Bakula M., *Improvement of UAV Positioning Performance Based on EGNOS+SDCM Solution*, Remote Sens., 13, 2597, 2021.
75. Krasuski K., M., Ciećko A., Ćwiklak J., Mrozík M., Grunwald G., *Wykorzystanie systemu SDCM w nawigacji lotniczej*, X Konferencja „Bezpieczeństwo w portach lotniczych i w morskich”, Dęblin, 10.03.2021.

76. Krasuski K., *Wykorzystanie obserwacji GPS/GLONASS do wyznaczenia pozycji statku powietrznego*, Zeszyty Naukowe - Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, nr 4, 111-116, 2015.
77. Krasuski, K., Ciećko A., Bakula M., Wierzbicki D., *New Strategy for Improving the Accuracy of Aircraft Positioning Based on GPS SPP Solution*, Sensors, 20, 4921, 2020.
78. Krzykowska K., Siergiejczyk M., *Signal monitoring as a part of maintenance of navigation support system in civil aviation*, Archives of Transport System Telematics, vol. 7, 36-40, 2014.
79. Lim Ch., Seok H., Hwang H., Park B., *Prediction on the Effect of Multi-Constellation SBAS by the Application of SDCM in Korea and Its Performance Evaluation*, Journal of Advanced Navigation Technology, Volume 20, Issue 5, 417-424, 2016.
80. Marila S., Zahidul M., Bhuiyan H., Kuokkanen J., Koivula H., Kuusniemi H., *Performance Comparison of Differential GNSS, EGNOS and SDCM in Different User Scenarios in Finland*, Conference: European Navigation Conference, 1-7, 2016.
81. Mroziak M., Krasuski K., Ćwiklak J., *Określenie jakości pozycjonowania EGNOS+SDCM w procedurze podejścia do lądowania statku powietrznego*, Konferencja „Polska Kosmiczna-Satelitarne Pozycjonowanie-Precyzyjna Nawigacja-Mobilny Monitoring”, Dęblin, 08-09.09.2021.
82. Mroziak M., Krasuski K., Ćwiklak J., Ciećko A., Wierzbicki D., Kozuba J., *Designation of the Quality of EGNOS+SDCM Satellite Positioning in the Approach to Landing Procedure*, Applied Sciences, volume 12, nr 1335, 2022.
83. Oliveira J., Tiberius C., *Landing: Added Assistance to Pilots on Small Aircraft Provided by EGNOS*, In Proceedings of the Conference 2008 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium, Monterey, 321–333, 2008.
84. Park K., Cho M., Park C., *An Efficient Positioning Method for Multi-GNSS with Multi-SBAS*, JPNT, volume 7, 245-253, 2018.
85. *Performance-Based Navigation (PBN) Manual*, Doc 9613 AN/937, Third Edition, International Civil Aviation Organization, 2008.
86. Pliś L., Mruk G., *Performance Based Navigation and RNP Approach*, PLL LOT Pilot Training Guide, PLL LOT, 2018.
87. Polska Agencja Żeglugi Powietrznej, *Wdrożenie procedur podejścia GNSS na lotniskach General Aviation*, Konferencja „Znaczenie lokalnych lotnisk General Aviation w globalnej strategii i transformacji lotnictwa”, 15.06.2018, Krosno.
88. *Procedures for Air Navigation Services – Aircraft Operations, Volume II - Construction of Visual and Instrument Flight Procedure*, Doc 8168, International Civil Aviation Organization, 2014.
89. *Procedures for Air Navigation Services – Aircraft Operations, Volume I - Flight Procedures Doc 8168*, International Civil Aviation Organization, 2020.
90. Punda D., *Kurs IFR PBN nawigacja na dzisiejsze czasy cz. I*, Przegląd Lotniczy, Nr 284, 26-30, 2018.
91. *Radio signals and digital data structure of GLONASS wide area augmentation system*, System Of Differential Correction And Monitoring, Interface Control Document, Edition 1, 2012.
92. *Required Navigation Performance Authorization Required (RNP AR)*, Doc 9905, AN/471, International Civil Aviation Organization 2009.
93. Rozporządzenie Komisji (UE) 2016/539 z dnia 6 kwietnia 2016 r. zmieniające rozporządzenie (UE) nr 1178/2011 w odniesieniu do szkolenia, testowania i okresowego sprawdzania pilotów w odniesieniu do nawigacji w oparciu o charakterystyki systemów, Dziennik Urzędowy Unii Europejskiej, 2016.

94. Secretan H., Ventura-Traveset J., Toran F., Solari G., Basker S., *EGNOS System Test Bed Evolution and Utilisation*, In Proceedings of the 14th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2001), Salt Lake City, UT, USA, 1891–1900, 11–14 September 2001.
95. Soley S., Farnworth R., Breeuwer E., *Approaching nice with the EGNOS system test bed*, In: Proceedings of ION NTM 2002, San Diego, 539–550, 28–31 January 2002.
96. The European GNSS Agency, *EGNOS Safety of Life (SoL)*, Service Definition Document Issue 3.4, 2021.
97. Stupak G., *GLONASS status and development plans*, 5th Meeting of the International Committee on GNSS, Italy, 2010.
98. Śledziński J., *Satelitarny system wyznaczania pozycji w geodezji i nawigacji - cz. VI*, Błędy geometrii i technologii, NAWI, Nr 6(8), 3-4, 2005.
99. Tabti L., Kahlouche S., Benadda B., Beldjilali, B., *Improvement of Single-Frequency GPS Positioning Performance Based on EGNOS Corrections in Algeria*, Journal of Navigation, 73(4), 846-860, 2020.
100. Takasu T., *RTKLIB ver. 2.4.2 Manual*, RTKLIB: An Open Source Program Package for GNSS Positioning, 2013.
101. Vasile V., Nafornta C., Borda M., Mitrea T., *Peculiarities Regarding Satellite Navigation on the Territory of Romania*, International Conference Knowledge-Based Organization, Volume 25, nr 3, 69 – 73, 2019.
102. Zazula M., Ciećko A., Grunwald G., Kaźmierczak R., Tanajewski D., Bakula M., Oszczyk S., *Stacja referencyjna GNSS-EGNOS w procesie wdrażania procedur lądowania z wykorzystaniem technologii satelitarnej*, Logistyka, nr 6, 2774-2781, 2014.
103. *Zbiór Informacji Lotniczych (AIP) Polska*, Polska Agencja Żeglugi Powietrznej, 2020.

SPIS RYSUNKÓW

Rys. 1.1. Istota nawigacji klasycznej i obszarowej [opr. wł. na podstawie 35]	17
Rys. 1.2. Rodzaje specyfikacji nawigacyjnej [opr. wł. na podstawie 48]	19
Rys. 1.3. Wymagane wartości RNP w zależności od fazy lotu [opr. wł. na podstawie 33].....	20
Rys. 1.4. Klasyfikacja nawigacji lotniczej [opr. wł. na podstawie 33]	22
Rys. 2.1. Struktura systemu GNSS [opr. wł. na podstawie 33].....	25
Rys. 2.2. Zasada działania systemu SBAS [96]	28
Rys. 2.3. Zasięgi działania istniejących systemów SBAS [28].....	29
Rys. 2.4. Architektura systemu EGNOS [50].....	31
Rys. 2.5. Zasięg satelitów geostacjonarnych SDCM [91].....	33
Rys. 2.6. Zasada działania SDCM [97]	33
Rys. 2.7. Metoda wyznaczania parametrów wiarygodności HPL/VPL [4].....	36
Rys. 2.8. Mapy dostępności i ciągłości systemu EGNOS dla procedury SBAS APV-I [96]...37	
Rys. 3.1. Elementy procedury podejścia według wskazań przyrządów [opr. wł. na podstawie 88].....	39
Rys. 3.2. Fazy odlotu po nieudanym podejściu [opr. wł. na podstawie 88].....	41
Rys. 3.3. Klasyfikacja procedur podejść do lądowania [opr. wł. na podstawie 85].....	42
Rys. 3.4. Rodzaje prowadzenia poziomego [opr. wł. na podstawie 88].....	43
Rys. 3.5. Punkty drogi Fly-by oraz Fly-over [opr. wł. na podstawie 88].....	45
Rys. 3.6. Budowa procedury podejścia RNAV z wykorzystaniem systemu GNSS [88].....	47
Rys. 3.7. Fragment karty podejścia do lądowania z wykorzystaniem systemu GNSS dla EPKK [opr. wł. na podstawie 103].....	48
Rys. 3.8. Fragment karty podejścia do lądowania z wykorzystaniem systemu GNSS dla EPKK [opr. wł. na podstawie 103].....	49
Rys. 3.9. Fragment karty podejścia do lądowania z wykorzystaniem systemu GNSS dla EPKK [103]	49
Rys. 3.10. Karta podejścia do lądowania RNAV GNSS dla pasa 25 portu lotniczego Kraków [103]	50
Rys. 6.1. Schemat blokowy opracowanego algorytmu matematycznego [opr. wł.]	57
Rys. 7.1. Dokładność trajektorii odniesienia na każdą sekundę lotu dla testu lotniczego nr 1 [47]	69
Rys. 7.2. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 2 [45]	70
Rys. 7.3. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 3 [21]	71
Rys. 7.4. Dokładność pozycjonowania przy wykorzystaniu EGNOS w trybie post-processingu dla odbiornika Topcon HiperPro dla testu lotniczego nr 3 [21].....	71
Rys. 7.5. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 4 [23]	72
Rys. 7.6. Dokładność pozycjonowania przy wykorzystaniu EGNOS w trybie post-processingu dla odbiornika Thales Mobile Mapper dla testu lotniczego nr 4 [23]	73
Rys. 7.7. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 5 [22]	73
Rys. 7.8. Dokładność trajektorii odniesienia lotu dla testu lotniczego nr 5 [22].....	73
Rys. 7.9. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 6 [25]	73
Rys. 7.10. Dokładność trajektorii odniesienia lotu dla testu lotniczego nr 6 [25].....	74
Rys. 7.11. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 7 [24]	74
Rys. 7.12. Dokładność trajektorii odniesienia lotu dla testu lotniczego nr 7 [24].....	74
Rys. 7.13. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 8 [25]	75
Rys. 7.14. Dokładność trajektorii odniesienia lotu dla testu lotniczego nr 8 [25].....	75
Rys. 7.15. Trajektoria samolotu Cessna dla testu lotniczego nr 9 [14]	76
Rys. 7.16. Dokładność trajektorii odniesienia lotu dla testu lotniczego nr 9 [14].....	76

Rys. 7.17. Statek powietrzny Diamond DA 20-C [49].....	77
Rys. 7.18. Trajektoria pozioma lotu z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]	79
Rys. 7.19. Zmiana wysokości lotu z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.].....	79
Rys. 7.20. Prędkość lotu statku powietrznego Diamond DA 20-C [opr. wł.]	80
Rys. 7.21. Mapa pogodowa dla Polski z dnia 31.10.2020 r. [55].....	81
Rys. 7.22. Wartości temperatury powietrza dla stacji Olsztyn z dnia 31.10.2020 r. [57]	81
Rys. 7.23. Poziom zachmurzenia dla stacji Olsztyn z dnia 31.10.2020 r. [57]	82
Rys. 7.24. Poziom wilgotności powietrza dla stacji Olsztyn z dnia 31.10.2020 r. [57]	81
Rys. 7.25. Wartości ciśnienia powietrza dla stacji Olsztyn z dnia 31.10.2020 r. [57]	81
Rys. 7.26. Trajektoria pozioma podejścia do lądowania z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.].....	82
Rys. 7.27. Trajektoria pionowa podejścia do lądowania z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.].....	84
Rys. 7.28. Liczba śledzonych satelitów GPS z poprawkami SDCM i EGNOS podczas podejścia do lądowania [opr. wł.]	84
Rys. 7.29. Wartość parametru PDOP z pojedynczego rozwiązania SBAS (EGNOS i SDCM) [opr. wł.].....	86
Rys. 7.30. Przykład wczytanych plików do aplikacji RTKPOST [opr. wł.].....	88
Rys. 7.31. Konfiguracja modułu SBAS w programie RTKPOST [opr. wł.].....	90
Rys. 7.32. Konfiguracja ustawień układu współrzędnych w programie RTKPOST [opr. wł.]	90
Rys. 7.33. Przykładowy raport z obliczeń z pozycji rozwiązania EGNOS z programu RTKPOST [opr. wł.]	91
Rys. 7.34. Konfiguracja metody RTK-OTF w programie RTKPOST [opr. wł.].....	91
Rys. 7.35. Konfiguracja ustawień metody RTK-OTF w programie RTKPOST [opr. wł.].....	92
Rys. 8.1. Wartości błędów średnich pozycji odniesienia z rozwiązania RTK-OTF [opr. wł.]	93
Rys. 8.2. Wartości współczynników liniowych z rozwiązania EGNOS i SDCM podczas podejścia do lądowania [opr. wł.]	94
Rys. 8.3. Wartości odchylenia standardowego dla współrzędnej (B, L, h) podczas podejścia do lądowania [opr. wł.].....	95
Rys. 8.4. Dokładność pozycjonowania w oparciu o rozwiązanie EGNOS+SDCM [opr. wł.]	96
Rys. 8.5. Wektor przesunięcia współrzędnych dr w płaszczyźnie 3D [opr. wł.]	97
Rys. 8.6. Dostępność pozycjonowania samolotu z rozwiązania EGNOS+SDCM podczas podejścia do lądowania [opr. wł.]	98
Rys. 8.7. Wiarygodność pozycjonowania HPL rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.].....	100
Rys. 8.8. Wiarygodność pozycjonowania VPL z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]...	100
Rys. 9.1. Odchylenia standardowe dla składowej B z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej [opr. wł.].....	103
Rys. 9.2. Odchylenia standardowe dla składowej L z modelu średniej ważonej i modelu średniej	104
Rys. 9.3. Odchylenia standardowe dla składowej h z modelu średniej ważonej i modelu średniej	105
Rys. 9.4. Parametr dr z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej [opr. wł.]	106
Rys. 9.5. Parametr dh z modelu średniej ważonej i modelu średniej arytmetycznej [opr. wł.]	107
Rys. 9.6. Wektor przesunięcia współrzędnych w płaszczyźnie 3D wyznaczony z modelu średniej ważonej i pojedynczego rozwiązania EGNOS [opr. wł.]	108
Rys. 9.7. Dokładność wyznaczenia składowej pionowej h z modelu średniej ważonej i pojedynczego rozwiązania EGNOS [opr. wł.]	109

Rys. 9.8. Dokładność wyznaczenia pozycji samolotu z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy [opr. wł.].....	118
Rys. 9.9. Wektor przesunięcia współrzędnych dr w płaszczyźnie 3D z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy [opr. wł.].....	119
Rys. 9.10. Wiarygodność pozycjonowania HPL z rozwiązania EGNOS+SDCM.....	120
Rys. 9.11. Wiarygodność pozycjonowania VPL z rozwiązania EGNOS+SDCM.....	121
Rys. 9.12. Dokładność pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.].....	122
Rys. 9.13. Wektor przesunięcia współrzędnych dr w płaszczyźnie 3D [opr. wł.]	123
Rys. 9.14. Wiarygodność pozycjonowania HPL z rozwiązania EGNOS+SDCM.....	124
Rys. 9.15. Wiarygodność pozycjonowania VPL z rozwiązania EGNOS+SDCM.....	124

SPIS TABEL

Tabela 1.1. Specyfikacja nawigacyjna (RNP, RNAV) [33]	21
Tabela 1.2. Harmonogram wdrażania koncepcji PBN [40]	22
Tabela 1.3. Stan i plany wdrożenia podejścia PBN [37]	23
Tabela 2.1. Błędy i czynniki wpływające na dokładność pozycjonowania GPS, GPS+SBAS [opr. wł. na podstawie 37]	27
Tabela 2.2. Parametry segmentu kosmicznego SDCM [91]	32
Tabela 2.3. Wymagania paramentów jakości pozycjonowania SBAS w operacjach podejścia do lądowania z prowadzeniem pionowym SBAS APV-I i SBAS APV-II [2]	34
Tabela 3.1. Klasyfikacja statków powietrznych [89]	42
Tabela 3.2. Wymogi ICAO dla poszczególnych operacji RNP [86]	45
Tabela 7.1. Testy lotniczego przeprowadzone przez zespół badawczy LAW i UWM [opr. wł.]	68
Tabela 7.2. Indeks Kp dla godziny 7:50 i 10:50 w dniu 31.10.2020 r. [57]	82
Tabela 8.1. Błędy RMS dla dokładności pozycjonowania statku powietrznego z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]	98
Tabela 8.2. Dostępność i ciągłość pozycjonowania SBAS [opr. wł.]	99
Tabela 9.1. Porównanie wyników wiarygodności pozycjonowania HPL/VPL [opr. wł.]	111
Tabela 9.2. Porównanie parametrów jakości pozycjonowania ze standardami technicznymi opublikowanymi przez ICAO [opr. wł.]	112
Tabela 9.3. Porównanie wyników dokładności pozycjonowania SBAS (EGNOS+SDCM) w kontekście wybranych przykładów literatury naukowej [opr. wł.]	113
Tabela 9.4. Porównanie wyników dostępności pozycjonowania SBAS (EGNOS+SDCM) w kontekście wybranych przykładów literatury naukowej [opr. wł.]	115
Tabela 9.5. Porównanie wyników ciągłości pozycjonowania SBAS (EGNOS+SDCM) w kontekście wybranych przykładów literatury naukowej [opr. wł.]	116
Tabela 9.6. Porównanie wyników wiarygodności z rozwiązania EGNOS+SDCM w kontekście wybranych przykładów literatury naukowej [opr. wł.]	116
Tabela 9.7. Dostępność i ciągłość pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM dla odbiornika Trimble Alloy [opr. wł.]	119
Tabela 9.8. Dostępność i ciągłość pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM dla BSP [opr. wł.]	123
Tabela 9.9. Zestawienie porównawcze otrzymanych wyników jakości pozycjonowania satelitarnego EGNOS+SDCM dla odbiornika Septentrio AsterRx2i, odbiornika Trimble Alloy oraz platformy BSP [opr. wł.]	126
Tabela 9.10. Porównanie wyników dokładności pozycjonowania (dB, dL, dh) z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]	127
Tabela 9.11. Porównanie wyników dokładności parametru dr z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]	128

SPIS ZAŁĄCZNIKÓW

Załącznik 1

```
clear()
funcprot(0)
dtr=%pi/180;

rawdatsdcm=mgetl('C:\Users\DELL\OneDrive\Pulpit\doktorat Mrozik własciwe\septen-
trio\SEPT3050sdcm.pos'); //wczytuje sciezke plike
endheadsdcmm=grep(rawdatsdcm,'% GPST'); //koniec naglowka
datsdcm=rawdatsdcm(endheadsdcmm+1:size(rawdatsdcm,1)); //zakres danych liczbowych
hoursdcm=evstr(part(datsdcm,12:13))*3600; //godzina
minutesdcm=evstr(part(datsdcm,15:16))*60; //minuta
secondsdcm=evstr(part(datsdcm,18:23)); //sekunda
timesdcm=hoursdcm+minutesdcm+secondsdcm; //czas obserwacji
Bsdcm=evstr(part(datsdcm,27:38)); //szerokosc geodezyjna
Lsdcm=evstr(part(datsdcm,42:53)); //dlugosc geodezyjna
hsdcm=evstr(part(datsdcm,56:64)); //wysokosc elipsoidalna
mBsdcm=evstr(part(datsdcm,76:81)); //blad szerokosci
mLsdcm=evstr(part(datsdcm,85:90)); //blad dlugosci
mhsdcm=evstr(part(datsdcm,94:99)); //blad wysokosci
nssdcm=evstr(part(datsdcm,70:73)); //liczba satelitow

rawdataegnos=mgetl('C:\Users\DELL\OneDrive\Pulpit\doktorat Mrozik własciwe\septen-
trio\SEPT3050egnos.pos'); //wczytuje sciezke plike
endheadegnos=grep(rawdataegnos,'% GPST'); //koniec naglowka
dataegnos=rawdataegnos(endheadegnos+1:size(rawdataegnos,1)); //zakres danych liczbowych
houregnos=evstr(part(dataegnos,12:13))*3600; //godzina
minuteegnos=evstr(part(dataegnos,15:16))*60; //minuta
secondegnos=evstr(part(dataegnos,18:23)); //sekunda
timeegnos=houregnos+minuteegnos+secondegnos; //czas obserwacji
Begnos=evstr(part(dataegnos,27:38)); //szerokosc geodezyjna
Legnos=evstr(part(dataegnos,42:53)); //dlugosc geodezyjna
hegnos=evstr(part(dataegnos,56:64)); //wysokosc elipsoidalna
mBegnos=evstr(part(dataegnos,76:81)); //blad szerokosci
mLegnos=evstr(part(dataegnos,85:90)); //blad dlugosci
mhegnos=evstr(part(dataegnos,94:99)); //blad wysokosci
nsegnos=evstr(part(dataegnos,70:73)); //liczba satelitow

rawdatarthk=mgetl('C:\Users\DELL\OneDrive\Pulpit\doktorat Mrozik własciwe\septen-
trio\SEPT3050rthk.pos'); //wczytuje sciezke plike
endheadrthk=grep(rawdathk,'% GPST'); //koniec naglowka
dathk=rawdathk(endheadrthk+1:size(rawdathk,1)); //zakres danych liczbowych
hourrthk=evstr(part(dathk,12:13))*3600; //godzina
minuterthk=evstr(part(dathk,15:16))*60; //minuta
secondrthk=evstr(part(dathk,18:23)); //sekunda
timerrthk=hourrthk+minuterthk+secondrthk; //czas obserwacji
Brthk=evstr(part(dathk,27:38)); //szerokosc geodezyjna
Lrthk=evstr(part(dathk,42:53)); //dlugosc geodezyjna
hrthk=evstr(part(dathk,56:64)); //wysokosc elipsoidalna
mBrthk=evstr(part(dathk,76:81)); //blad szerokosci
mLrthk=evstr(part(dathk,85:90)); //blad dlugosci
mhrthk=evstr(part(dathk,94:99)); //blad wysokosci
nsrthk=evstr(part(dathk,70:73)); //liczba satelitow
pdope=sqrt(mBegnos^2+mLegnos^2+mhegnos^2);
pdops=sqrt(mBsdcm^2+mLsdcm^2+mhsdcm^2);
```

```

//////////////////////////////////////rozdział 7. opis testu badawczego
//////////////////////////////////////rysunek trajektorii poziomej lotu
scf(1)
g=get("current_axes");
plot(Lsdcm,Bsdcm,'magenta')
h1=legend(['Trajektoria pozioma lotu'],b=5);
ylabel('Szerokość geodezyjna [o]');
xlabel('Długość geodezyjna [o]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
//////////////////////////////////////rysunek trajektorii pionowej lotu
scf(2)
g=get("current_axes");
plot(timesdcm,hsdcm,'blue')
h1=legend(['Trajektoria pionowa lotu'],b=5);
ylabel('Wysokość elipsoidalna [m]');
xlabel('Epoka pomiarowa [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
//////////////////////////////////////predkosc lotu
for i=1:length(Bsdcm)
    if i==length(Bsdcm) then break, else
        vsb=(Bsdcm(i+1)-Bsdcm(i))*60*1852;
        vsl=(Lsdcm(i+1)-Lsdcm(i))*60*1852.*cos(Bsdcm(i+1));
        vsh=hsdcm(i+1)-hsdcm(i);
        Vsb(i)=vsb;
        Vsl(i)=-vsl;
        Vsh(i)=vsh;
    end;
end;
Us=sqrt(Vsb^2+Vsl^2+Vsh^2);
scf(3)
g=get("current_axes");
plot(timesdcm(2:length(timesdcm)),Vsb,'blue'),
plot(timesdcm(2:length(timesdcm)),Vsl,'red'),
plot(timesdcm(2:length(timesdcm)),Vsh,'green'),
h1=legend(['Prędkość lotu wzdłuż osi B';'Prędkość lotu wzdłuż osi L';'Prędkość lotu wzdłuż osi h'],b=5);
ylabel('Prędkość [m/s]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
//////////////////////////////////////podejscie do ladowania
//od epoki 11:38:31 podejscie do ladowania
is=find(timesdcm==11*3600+38*60+31); //indesky od której epoki zaczynamy obliczenia
ie=find(timeegnos==11*3600+38*60+31);
//ig=find(timeegps==11*3600+38*60+31);
ir=find(timertk==11*3600+38*60+31);
czas=timertk(ir:length(timertk)); //czas
////trajektoria pozioma
scf(4)
g=get("current_axes");
plot(Lsdcm(is:length(Lsdcm)),Bsdcm(is:length(Bsdcm)),'magenta')
h1=legend(['Trajektoria pozioma podejścia do lądowania'],b=5);
ylabel('Szerokość geodezyjna [o]');
xlabel('Długość geodezyjna [o]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
////trajektoria pionowa
scf(5)
g=get("current_axes");
plot(timesdcm(is:length(timesdcm)),hsdcm(is:length(hsdcm)),'blue')
h1=legend(['Trajektoria pionowa podejścia do lądowania'],b=5);
ylabel('Wysokość elipsoidalna [m]');

```

```

xlabel('Epoka pomiarowa [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
/////PDOP
scf(6)
g=get("current_axes");
plot(timeegnos(ie:length(timeegnos)),pdope(ie:length(timeegnos)),'blue'),
plot(timesdcm(is:length(timesdcm)),pdops(is:length(timesdcm)),'red'),
hl=legend(['PDOP z rozwiązania SBAS(EGNOS)';'PDOP z rozwiązania SBAS(SDCM)'],b=5);
ylabel('PDOP [-]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
/////liczba satelitów
scf(7)
g=get("current_axes");
plot(timeegnos(ie:length(timeegnos)),nsegnos(ie:length(timeegnos)),'blue'),
plot(timesdcm(is:length(timesdcm)),nssdcm(is:length(timesdcm)),'green'),
hl=legend(['Liczba satelitów GPS z poprawkami EGNOS';'Liczba satelitów GPS z poprawkami SDCM'],b=5);
ylabel('Liczba satelitów [-]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
//////////rozdział 8. wyniki badań
/////błedy srednie pozycji odniesienia z rozwiazania RTK-OTF
scf(8)
g=get("current_axes");
plot(czas,mBrtk(ir:length(Brtk)),'blue'),
plot(czas,mLrtk(ir:length(Brtk)),'red'),
plot(czas,mhrtk(ir:length(Brtk)),'green'),
hl=legend(['Błąd średni wyznaczenia współrzędnej B';'Błąd średni wyznaczenia współrzędnej L';'Błąd
średni wyznaczenia współrzędnej h'],b=5);
ylabel('Błędy średnie [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
/////wagi pomiarowe z rozwiazania EGNOS i SDCM
ps=1./nssdcm(is:length(nssdcm)); //waga
pe=1./nsegnos(ie:length(nsegnos)); //waga
scf(9)
g=get("current_axes");
plot(czas,ps,'blue'),
plot(czas,pe,'red'),
hl=legend(['Waga pomiarowa z rozwiązania SBBAS(EGNOS)';'Waga pomiarowa z rozwiązania
SBBAS(SDCM)'],b=5);
ylabel('Waga pomiaru [-]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;

/////wypadkwoa pozycja model sredniej wazonej
Bs=Bsdcm(is:length(Bsdcm)); //wybieramy pozycje Bsdcm do obliczeń
Be=Begnos(ie:length(Begnos)); //wybieramy pozycje Begnos do obliczeń
Bw=(ps.*Bs+pe.*Be)./(ps+pe); //srednia pozycja B
vBws=(Bs-Bw)*60*1852; //poprawki wzdluz osi B
vBwe=(Be-Bw)*60*1852; //poprawki wzdluz osi B
stdBw=sqrt((ps.*vBws^2+pe.*vBwe^2)/(2-1)); //odchylenie standardowe skladowej B
Ls=Lsdcm(is:length(Lsdcm)); //wybieramy pozycje Lsdcm do obliczeń
Le=Legnos(ie:length(Legnos)); //wybieramy pozycje Legnos do obliczeń
Lw=(ps.*Ls+pe.*Le)./(ps+pe); //srednia pozycja L
vLws=(Ls-Lw)*60*1852.*cos(Bw); //poprawki wzdluz osi L
vLwe=(Le-Lw)*60*1852.*cos(Bw); //poprawki wzdluz osi L
stdLw=sqrt((ps.*vLws^2+pe.*vLwe^2)/(2-1)); //odchylenie standardowe skladowej L
hs=hsdcm(is:length(hsdcm)); //wybieramy pozycje hsdcm do obliczeń

```

```

he=hegnos(ie:length(hegnos)); //wybieramy pozycje hegnos do obliczeń
hw=(ps.*hs+pe.*he)/(ps+pe); //srednia pozycja h
vhws=(hs-hw); //poprawki wzdłuż osi h
vhwe=(he-hw); //poprawki wzdłuż osi h
stdhw=sqrt((ps.*vhws^2+pe.*vhwe^2)/(2-1)); //odchylenie standardowe składowej h

////////odchylenia standardowe wypadkowej pozycji SP
scf(10)
g=get("current_axes");
plot(czas,stdBw,'blue'),
plot(czas,stdLw,'red'),
plot(czas,stdhw,'green'),
hl=legend(['Odchylenie standardowe dla współrzędnej B';'Odchylenie standardowe dla współrzędnej
L';'Odchylenie standardowe dla współrzędnej h'],b=5);
ylabel('Odchylenie standardowe [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;

////////dokladnosc
Br=Brtk(ir:length(Brtk)); //wybieramy pozycje Brtk do obliczeń
Lr=Lrtk(ir:length(Lrtk)); //wybieramy pozycje Lrtk do obliczeń
hr=hrtk(ir:length(hrtk)); //wybieramy pozycje hrtk do obliczeń
dBw=(Bw-Br)*1852*60;
Bsrw=(Bw+Br)/2;
dLw=(Lw-Lr)*1852*60.*cos(Bsrw*dtr);
dhw=hw-hr;
////////dokladnosc wyznaczenia pozycji SP z rozwiazania wielosystem SBAS
scf(11)
g=get("current_axes");
plot(czas,dBw,'cyan'),
plot(czas,dLw,'magenta'),
plot(czas,dhw,'black'),
hl=legend(['Parametr dB';'Parametr dL';'Parametr dh'],b=5);
ylabel('Błędy pozycji [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
////////wektor przesunięcia dr
drw=sqrt(dBw^2+dLw^2+dhw^2);
////////wektor przesunięcia pozycji SP z rozwiazania wielosystemowego SBAS
scf(12)
g=get("current_axes");
plot(czas,drw,'black'),
hl=legend(['Parametr dr'],b=5);
ylabel('Dokładność [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
//analiza statystyczna dokladnosc (bledy RMS)
rmsdBw=sqrt(sum(dBw^2)/length(dBw));
rmsdLw=sqrt(sum(dLw^2)/length(dLw));
rmsdhw=sqrt(sum(dhw^2)/length(dhw));

//////////parametr dostepnosci i ciaglosci pozycjonowania
//dostepnosc
times=timesdcm(is:length(timesdcm));//rozw SDCM
talls=length(times)-times(1);
taccidents=length(times)-1;
As=(taccidents/talls)*100;

timee=timeegnos(ie:length(timeegnos)); //rozw EGNOS

```



```

talle=timee(length(timee))-timee(1);
taccidente=length(timee)-1;
Ae=(taccidente/talle)*100;

Aw=(As+Ae)/2; //srednia wartosc dostepnosci
////dostepnosc rozwiaznaia wielosystemowego SBAS
scf(13)
g=get("current_axes");
plot(czas,round(Aw),'black'),
hl=legend(['Dostepność z rozwiązania wielosystemowego SBAS'],b=5);
ylabel('Dostępność [%]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;

////ciaglosc
P=[(1*1d-6);(8*1d-6)];
dt=15;
Cs=(P./dt)*length(times); //rozw SDCM
Ce=(P./dt)*length(timee); //rozw EGNOS
Cw=(Cs+Ce)/2; //srednia wartosc ciaglosci

////wiarygodnosc
hplw=6.00*sqrt(dBw^2+dLw^2); //HPL
vplw=5.33*abs(dhw); //VPL
////wiarygodnosc HPL z rozwiaznaia wielosystemowego SBAS
scf(14)
g=get("current_axes");
plot(czas,hplw,'blue'),
hl=legend(['Parametr HPL z rozwiązania wielosystemowego SBAS'],b=5);
ylabel('Wiarygodność [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;
////wiarygodnosc VPL z rozwiaznaia wielosystemowego SBAS
scf(15)
g=get("current_axes");
plot(czas,vplw,'red'),
hl=legend(['Parametr VPL z rozwiązania wielosystemowego SBAS'],b=5);
ylabel('Wiarygodność [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
g.title.font_size= 3;g.x_label.font_size= 3;g.y_label.font_size= 3;

//////////rozdział 9. dyskusja
//////////model sredniej arytmetycznej
Bm=(Bs+Be)/2; //srednia pozycja B
vBs=(Bs-Bm)*60*1852; //poprawki wzdluz osi B
vBe=(Be-Bm)*60*1852; //poprawki wzdluz osi B
stdB=sqrt((vBs^2+vBe^2)/(2-1)); //odchylenie standardowe skladowej B
Lm=(Ls+Le)/2; //srednia pozycja L
vLs=(Ls-Lm)*60*1852.*cos(Bm); //poprawki wzdluz osi L
vLe=(Le-Lm)*60*1852.*cos(Bm); //poprawki wzdluz osi L
stdL=sqrt((vLs^2+vLe^2)/(2-1)); //odchylenie standardowe skladowej L
hm=(hs+he)/2; //srednia pozycja h
vhs=(hs-hm); //poprawki wzdluz osi h
vhe=(he-hm); //poprawki wzdluz osi h
stdh=sqrt((vhs^2+vhe^2)/(2-1)); //odchylenie standardowe skladowej h

////watek 1 odchylenia standardowe (m.sr waz vs m.sr.aryt.)
scf(16)
plot(czas,stdB),plot(czas,stdBw,'black'),

```

```

h1=legend(['odchylenie standardowe  $\delta B$  (model średniej arytmetycznej)';'odchylenie standardowe  $\delta B$ 
(model średniej ważonej)'],b=5);
ylabel('Odchylenie standardowe [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');

```

```

scf(17)
plot(czas,stdL),plot(czas,stdLw,'red'),
h1=legend(['odchylenie standardowe  $\delta L$  (model średniej arytmetycznej)';'odchylenie standardowe  $\delta L$ 
(model średniej ważonej)'],b=5);
ylabel('Odchylenie standardowe [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');

```

```

scf(18)
plot(czas,stdh),plot(czas,stdhw,'green'),
h1=legend(['odchylenie standardowe  $\delta h$  (model średniej arytmetycznej)';'odchylenie standardowe  $\delta h$ 
(model średniej ważonej)'],b=5);
ylabel('Wartość [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');

```

```

///wątek 2 parametr dr (m.sr.waz. vs m.sr.aryt.)

```

```

dBm=(Bm-Br)*1852*60;
Bsr=(Bm+Br)/2;
dLm=(Lm-Lr)*1852*60.*cos(Bsr*dtr);
dhm=hm-hr;
drm=sqrt(dBm^2+dLm^2+dhm^2);

```

```

scf(19)
plot(czas,drm),plot(czas,drw,'red'),
h3=legend(['Parametr dr (model średniej arytmetycznej)';'Parametr dr (model średniej ważonej)'],b=5);
ylabel('Dokładność [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');

```

```

///wątek 3 parametr dh (m.sr.waz. vs m.sr.arytm.)

```

```

scf(20)
plot(czas,dhm),plot(czas,dhw,'red'),
h3=legend(['Parametr dh (model średniej arytmetycznej)';'Parametr dh (model średniej ważonej)'],b=5);
ylabel('Dokładność [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');

```

```

///wątek 5 parametr dr (m.sr.waz vs EGNOS)

```

```

dBe=(Be-Br)*1852*60;
Bsre=(Be+Br)/2;
dLe=(Le-Lr)*1852*60.*cos(Bsre*dtr);
dhe=he-hr;
dre=sqrt(dBe^2+dLe^2+dhe^2);

```

```

scf(21)
plot(czas,dre),plot(czas,drw,'red'),
h4=legend(['Parametr dr (rozwiązanie EGNOS)';'Parametr dr (model średniej ważonej)'],b=5);
ylabel('Dokładność [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');

```

```

///wątek 6 parametr dh (m.sr.waz vs EGNOS)

```

```

scf(22)
plot(czas,dhe),plot(czas,dhw,'red'),
h5=legend(['Parametr dh (rozwiązanie EGNOS)';'Parametr dh (model średniej ważonej)'],b=5);
ylabel('Dokładność [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');

```

```

///wątek 7 parametr hpl (m.sr.waz vs m.sr.aryt.)

```

```

///wiarygodność HPL

```

```

hplm=6.00*sqrt(dB^2+dL^2); //HPL
vplm=5.33*abs(dh); //VPL
scf(23)
plot(czas,hplm),plot(czas,hplw,'red'),
h2=legend(['Parametr HPL (model średniej arytmetycznej)';'Parametr HPL (model średniej ważo-
nej)'],b=5);
ylabel('Wiarygodność [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');
///wiarygodnosc VPL
scf(24)
plot(czas,vplm),plot(czas,vplw,'red'),
h2=legend(['Parametr VPL (model średniej arytmetycznej)';'Parametr VPL (model średniej ważo-
nej)'],b=5);
ylabel('Wiarygodność [m]');
xlabel('Czas obserwacji [s]');

///dostepnosc
//Aw=(ps.*As+pe.*Ae)./(ps+pe); //srednia wartosc dostepnosci
///ciaglosc
//Cw1=mean(ps.*Cs(1)+pe.*Ce(1))./(ps+pe); //srednia wartosc ciaglosci
//Cw2=mean(ps.*Cs(2)+pe.*Ce(2))./(ps+pe);
//Cw=[Cw1;Cw2];

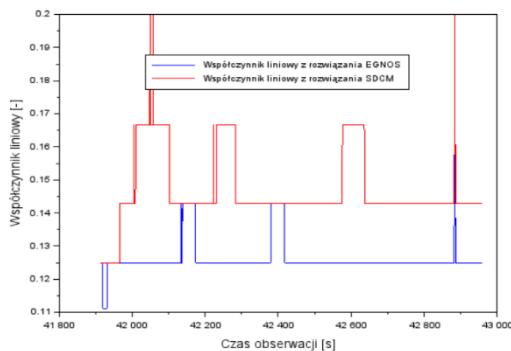
```

Errata do rozprawy doktorskiej

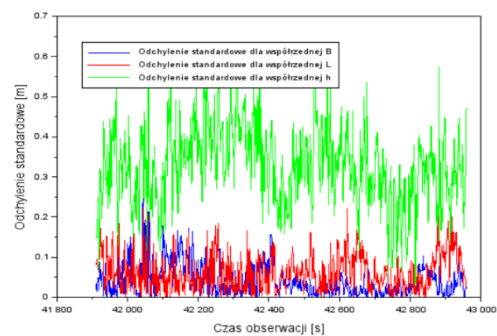
Mgr inż. Magda Mrozik, tytuł rozprawy doktorskiej: Wykorzystanie metody pozycjonowania SBAS w procedurze podejścia do lądowania statku powietrznego, Katowice, 2022

Strona	Jest	Powinno być
11	RTCA (ang. Radio Technical Commission for Aeronautics) – Komisja Lotnictwa Radiotechnicznego	RTCA (ang. Radio Technical Commission for Aeronautics) – Komitet Radiotechniczny dla Lotnictwa.
58	$l = d_{GPS/SBAS} + c \cdot (dtr - dts_{GPS/SBAS}) + Ion_{SBAS} + Trop_{SBAS} + Rel + TGD + Mp + FC$ (6.1) gdzie: l – pseudoodległość (pomiar kodowy) na częstotliwości L1 w systemie GPS, $d_{GPS/EGNOS}$ – odległość geometryczną pomiędzy satelitą a odbiornikiem, uwzględnia długoterminowe poprawki SBAS do wyznaczenia odległości geometrycznej odbiornika satelitarnego [...]	$l = d_{GPS/SBAS} + c \cdot (dtr - dts_{GPS/SBAS}) + Ion_{SBAS} + Trop_{SBAS} + Rel + TGD + Mp + FC$ (6.1) gdzie: l – pseudoodległość (pomiar kodowy) na częstotliwości L1 w systemie GPS, $d_{GPS/SBAS}$ – odległość geometryczna pomiędzy satelitą a odbiornikiem, uwzględnia długoterminowe poprawki SBAS [...]
61	$R = \frac{1}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2 B}}$	$R = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2 B}}$
61	$\begin{cases} B_m = \frac{\sum P_j \cdot B_j}{\sum P_j} \\ L_m = \frac{\sum P_j \cdot L_j}{\sum P_j} \\ h_m = \frac{\sum P_j \cdot h_j}{\sum P_j} \end{cases}, \quad (6.4)$	$\begin{cases} B_m = \frac{\sum \alpha_j \cdot B_j}{\sum \alpha_j} \\ L_m = \frac{\sum \alpha_j \cdot L_j}{\sum \alpha_j} \\ h_m = \frac{\sum \alpha_j \cdot h_j}{\sum \alpha_j} \end{cases}, \quad (6.4)$
93	Dla współrzędnej wysokości elipsoidalnej h wartość błędu średniego wyniosła od 0,009 m.	Dla współrzędnej wysokości elipsoidalnej h wartość błędu średniego wyniosła od 0,012 m.
93	Należy podkreślić, że średnie wartości błędów średnich dla współrzędnych B i h nie przekraczają wartości 0,01 m.	Należy podkreślić, że średnie wartości błędów średnich dla współrzędnej B i L nie przekraczają wartości 0,01 m.
98	W tabeli 8.2 pokazano otrzymane wyniki ciągłości sygnału z rozwiązania EGNOS+SDCM oraz z pojedynczych rozwiązań EGNOS i SDCM w procedurze podejścia do lądowania.	W tabeli 8.2 pokazano otrzymane wyniki liczby przerw utraty ciągłości z rozwiązania EGNOS+SDCM oraz z pojedynczych rozwiązań EGNOS i SDCM w procedurze podejścia do lądowania.
98	Tabela 8.2. Dostępność i ciągłość pozycjonowania SBAS [opr. wł.]	Tabela 8.2. Liczba przerw utraty ciągłości z rozwiązania SBAS [opr. wł.]
99	Rys. 8.7. Wiarygodność pozycjonowania HPL rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]	Rys. 8.7. Wartości poziomów ochrony HPL z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]
99	Rys. 8.8. Wiarygodność pozycjonowania VPL rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]	Rys. 8.8. Wartości poziomów ochrony VPL z rozwiązania EGNOS+SDCM [opr. wł.]
105	W modelu średniej ważonej zastosowano równanie (6.10).	W modelu średniej ważonej zastosowano równanie (6.5).
105	W przypadku modelu średniej arytmetycznej wartości współczynników liniowych wynoszą: $\alpha_E = \alpha_S = 0,5$.	W przypadku modelu średniej arytmetycznej wartości współczynników liniowych wynoszą: $\alpha_E = \alpha_S = 1$.
110	Tabela 9.1. Porównanie wyników wiarygodności pozycjonowania HPL/VPL [opr. wł.]	Tabela 9.1. Porównanie wyników poziomów ochrony HPL/VPL [opr. wł.]
115	Natomiast w tabeli 9.6 przedstawiono zestawienie parametrów bezpieczeństwa wiarygodności pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM z pracami badawczymi [43, 73, 81, 83].	Natomiast w tabeli 9.6 przedstawiono porównanie parametrów ochrony HPL/VPL z rozwiązania EGNOS+SDCM z wynikami opublikowanymi w pracach badawczych [43, 73, 81, 83].
124	Należy podkreślić, iż wszystkie otrzymane wyniki ciągłości spełniają rekomendacje techniczne ICAO.	Na podstawie rekomendacji ICAO dotyczącej określenia prawdopodobieństwa utraty ciągłości możliwe było wyznaczenie liczby przerw z

		rozwiązania EGNOS+SDCM. Liczba przerw jest mniejsza niż 0,0011557.
129	6. Zastosowanie modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM umożliwiło wzrost o 50% wartości nominalnych wyników dostępności i ciągłości w porównaniu do modelu średniej arytmetycznej.	6. Zastosowanie modelu średniej ważonej w rozwiązaniu EGNOS+SDCM umożliwiło wzrost o 50% wartości nominalnych wyników dostępności i ograniczenie o 50% liczby występowania przerw ciągłości pozycjonowania SBAS w porównaniu do uzyskanych wyników dla modelu średniej arytmetycznej.
129	8. Otrzymane wyniki parametrów dokładności, dostępności, ciągłości i wiarygodności z rozwiązania EGNOS+SDCM spełniają standardy techniczne ICAO dla procedury podejścia SBAS APV-I.	8. Otrzymane wyniki parametrów dokładności, dostępności, poziomów ochrony HPL/VPL i liczby występowania przerw w ciągłości pozycjonowania z rozwiązania EGNOS+SDCM zostały określone zgodnie z rekomendacją ICAO dla procedury podejścia SBAS APV-I.



Rys.8.2. Wartości współczynników liniowych z rozwiązania EGNOS i SDCM podczas podejścia do lądowania [opr. wł.]
Uwaga: Rysunek 8.2 na stronie numer 93, powinien zostać zastąpiony powyższym rysunkiem



Rys. 8.3. Wartości odchylenia standardowego dla współrzędnej (B, L, h) podczas podejścia do lądowania [opr. wł.]
Uwaga: Rysunek 8.3 na stronie numer 94, powinien zostać zastąpiony powyższym rysunkiem

Dane w tabeli 9.4 na stronie numer 114, powinny zostać zastąpione danymi wg tabeli poniżej:

Tabela 9.4. Porównanie wyników dostępności pozycjonowania SBAS (EGNOS+SDCM) w kontekście wybranych przykładów literatury naukowej [opr. wł.]

Lp.	Test badawczy	Wyniki dostępność z rozwiązania EGNOS+SDCM	Wyniki dostępności z analizy literatury	Wniosek
1	Dęblin Praca naukowa [73]	A=100%	A=100%	Wartości dostępności są takie same jak w pracy [73].
2	Chełm Praca naukowa [73]	A=100%	A=100%	Wartości dostępności są takie same jak w pracy [73].
3	Amsterdam Praca naukowa [83]	A=100%	A=100%	Wartości dostępności są takie same jak w pracy [83].
4	Dęblin Praca naukowa [13]	A=100%	A= 99,9697%	Wartość dostępności jest wyższa niż w pracy [13].
5	Olsztyn Praca naukowa [43]	A=100%	A=100%	Wartości dostępności są takie same jak w pracy [43].
6	Olsztyn Praca naukowa [81]	A=100%	A= 96,282%	Wartość dostępności jest wyższa niż w pracy [81].
7	Finlandia Praca naukowa [80]	A=100%	A= 86,09 %	Wartość dostępności jest wyższa niż w pracy [80].