

Jerzy GAJDA

KATEDRA INŻYNIERII PROCESOWEJ UNIWERSYTET OPOLSKI

Wyznaczanie parametrów funkcji błędu systemu nawigacji inercyjnej przy ograniczonym czasie pomiarów

Dr inż. Jerzy GAJDA

W 1978 ukończył Wydział Cybernetyki Wojskowej Akademii Technicznej o specjalności technika i eksploatacja komputerów. W 1991 r obronił na Wydziale Elektroniki Wojskowej Akademii Technicznej pracę doktorską na temat: Wzajemnie jednoznaczne odwzorowanie obiektów powietrznych w zautomatyzowanych systemach dowodzenia. Adiunkt WOSR w Jeleniej Górze. Kierownik pracowni ITWL w Warszawie.



e-mail: jerzy.gajda@kk.jgora.pl

Streszczenie

Na podstawie wyników pomiaru [1] błędów położenia statku powietrznego wskazanych przez system INS względem wskazań systemu DGPS zaproponowano [3] analityczną postać funkcji błędów (2), (3), w której wystąpił składnik trendu liniowego oraz składnik oscylacyjny o liniowo narastającej amplitudzie, nieznanym okresie i nieznanym fazie początkowej. Wyznaczone parametry (tabela 1) tej funkcji określono na podstawie wyników pomiaru błędów za okres ponad 3 godziny lotu statku powietrznego. W niniejszym artykule podjęto próbę określenia parametrów wymienionej funkcji na podstawie wyników pomiaru wykonanych w okresie pierwszej godziny lotu statku powietrznego oraz dokonano oceny błędów tak wyznaczonej funkcji w pozostałym okresie czasu.

Słowa kluczowe: funkcja błędów systemu INS, identyfikacja parametrów funkcji błędów, przewidywanie wartości funkcji błędów dla przyszłych chwil czasu, ocena błędów estymatora.

Calculation of the error function parameters of the Inertial Navigation System with limited measurements period

Abstract

Based on measurements of a space ship position error detected by INS system versus DGPS system [1] we propose analytical error function [3] that contains linear trend component and oscillating component with linearly increasing amplitude, unknown period and unknown initial phase. Parameters of this function were determined based on error measurements for a period of more than 3 hours of a space ship flight. The intended aim of this paper was to calculate the a/m function parameters based on measurements generated in the first hour of space ship flight and to assess error of the determined function within the remaining period.

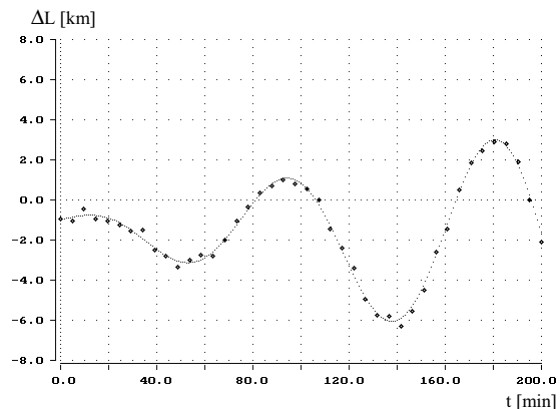
Keywords: error function of INS system, error function parameters identification, error function values forecast in the future, error estimation

1. Wprowadzenie

Błędy odległości lotniczych systemów nawigacji inercyjnej zawierają się [2] w granicach od 0.25NM/h (0.463 km/h – I klasa dokładności) do 5 NM/h (9.254 km/h – III klasa dokładności). Błąd ten zawiera w sobie błąd systematyczny i błąd przypadkowy przy czym błąd systematyczny (zmienny w czasie) jest błędem dominującym. Ograniczając się do błędów odległości na płaszczyźnie (mapie) błąd ten można określić zależnością

$$\Delta D(t) = \sqrt{[\Delta L(t)]^2 + [\Delta B(t)]^2} \quad (1)$$

Pomiary składowych błędów odległości systemu nawigacji inercyjnej LTN 101 wykonywano [1] przez okres ponad trzech godzin lotu statku powietrznego (rys.1). Wyniki pomiaru położenia systemu INS odniesiono do wzorca pomiarowego jakim są wyniki zarejestrowane przez odbiornik TRIMBLE GPS 4000 SSE pracujący w systemie DGPS (Differential Global Positioning System). Różnice wskazań pozycji pomiędzy systemami INS, DGPS zmieniają się w funkcji czasu i wykazują oprócz tendencji stałego wzrostu również charakter oscylacyjny o wzrastającej amplitudzie.



Rys.1. Wyniki pomiaru składowej ΔL błędów odległości systemu LTN 101 za okres 200 min lotu statku powietrznego.

Fig.1. Measurements of ΔL factor of the distance error of LTN 101 system for the period of 200 minutes space ship flight

Współczynniki funkcji aproksymującej (2) zamieszczone są w tabeli 1. Funkcja aproksymująca to błąd systematyczny (zmienny w czasie), który składa się z błędów systematycznego urządzenia INS oraz błędów systematycznego opracowanej metody aproksymacji. Odstępstwa wyników pomiaru od wyznaczonej funkcji to błędy przypadkowe, które oszacowano wartością odchylenia standardowego. Wartość odchylenia standardowego wyników pomiaru od estymatora przedstawionego na rys. 1 wynosi 200 m.

2. Model matematyczny funkcji błędów

Do opisu składowych $\Delta L(t)$, $\Delta B(t)$ błędów odległości $\Delta D(t)$ systemu INS przyjęto [3] funkcje analityczne o postaci

$$\Delta L(t) = a_0 + a_1 \cdot t + (a_2 + a_3 \cdot t) \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{a_4} \cdot t + a_5\right) \quad (2)$$

$$\Delta B(t) = b_0 + b_1 \cdot t + (b_2 + b_3 \cdot t) \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{b_4} \cdot t + b_5\right) \quad (3)$$

Dla funkcji (2) wyznaczony parametr $a_4 = 87.125$ min jest dobrym przybliżeniem okresu wahadła Schulera (84.4 min). Wartości parametrów funkcji (2) są wiarygodne (rys 1). Dla funkcji (3) wyznaczone parametry nie są wiarygodne gdyż podczas pomiarów wystąpiła awaria tej części urządzenia. Jeżeli jednak urządzenie będzie sprawne to wyniki pomiaru będą poprawne i wyznaczone parametry będą wiarygodne [3].

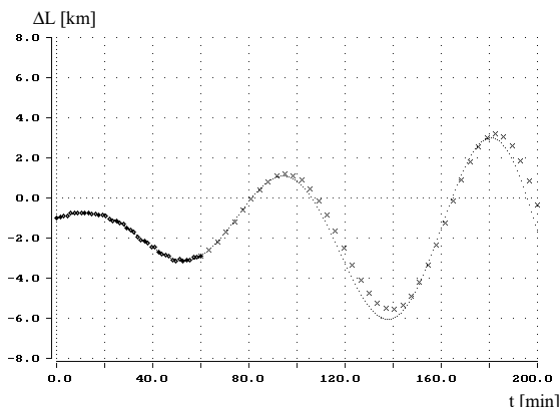
Tab.1 Współczynniki funkcji aproksymującej (2), (3) wyznaczone na podstawie wyników pomiaru za okres trzech godzin lotu statku powietrznego [1].

Tab. 1 Coefficients of approximation function (2), (3) calculated on the basis of measurements for the period of 3 hours space ship flight [1]

i	a_i	b_i
0	-1.179	-0.172
1	-0.006	0.028
2	0.212	-0.234
3	0.028	0.015
4	87.125	70.244
5	32.583	21.850

3. Wyznaczanie parametrów funkcji błędu odległości przy ograniczonym przedziale czasu pomiarów

Do badań jakości aproksymacji funkcji błędu odległości systemu INS przy ograniczonym przedziale czasu pomiarów metodą symulacji komputerowej wykorzystuję dane generowane na podstawie analitycznej funkcji błędu (2) oraz dane z generatora liczb losowych o rozkładzie normalnym $N(m, \sigma)$ [4]. Wygenerowane tą metodą przykładowe wyniki przedstawiono na rys.2. Pogrubioną linią punktową zaznaczono wyniki pomiaru systemu INS obciążone błędem przypadkowym $\sigma_{INS} = 50$ m. Dotyczą one przedziału czasu od 0 do 60 min. Zakłada się że w tym przedziale czasu pracuje zarówno system INS jak i DGPS. W następnych chwilach czasu system DGPS jest wyłączony. System INS pracuje dalej. Przewiduje się dla niego funkcję błędu (wykres punktowy zaznaczony gwiazdkami). Na rys.2 linią ciągłą zaznaczono funkcję wzorcową.



Rys.2. Wyniki pomiaru funkcji błędu za okres 60 minut lotu statku powietrznego i przewidywanie funkcji błędu w dalszym okresie czasu.

Fig.2. Measurements of error function for the period of 60 minutes space ship flight and error function forecasting into the next period.

Różnice pomiędzy przewidywaną funkcją błędu a funkcją wzorcową są podstawą do oceny błędu wyznaczonego estymatora.

Na rys. 2 wartość odchylenia standardowego wyznaczonego estymatora od wartości wzorcowych wynosi $\sigma_{INS} = 500$ m. Jakość wyznaczonego estymatora (σ_M) zależy (tabela 2) od przedziału czasu ($0 - T_p$), w którym pracują oba systemy: INS i DGPS oraz zależy od błędów przypadkowych urządzenia INS (σ_{INS}) a także od ilości N wykonanych pomiarów.

Tab. 2. Ocena jakości estymatora $\Delta L(t)$ systemu INS dla $\sigma_{INS} = 100$ m wyznaczonego przy ograniczonym czasie pomiarów.

Tab.2. Quality evaluation of $\Delta L(t)$ estimator of the INS system for $\sigma_{INS} = 100$ m calculated with the limited measurements period.

N	σ_M [m]		
	T_p [min] 80	T_p [min] 100	T_p [min] 120
10	830	230	93
20	560	190	84
30	356	157	73
40	245	115	71
50	170	92	53
60	112	70	47

Dla $T_p < 40$ min błąd σ_M wyznaczonego estymatora przekracza wartości kilku km nawet gdy $\sigma_{INS} = 1$ m.

4. Podsumowanie

1. Dla systemu INS można wyznaczyć wartości parametrów funkcji błędu odległości korzystając w początkowym okresie lotu statku powietrznego z wzorca w postaci systemu DGPS i można przewidzieć wartości funkcji błędu odległości systemu INS w dalszym okresie czasu po wyłączeniu systemu DGPS.
2. Określenie wiarygodnych parametrów funkcji (2) i (3) błędu odległości systemu INS na podstawie wyników pomiaru wykonanych w okresie poniżej 40 min lotu statku powietrznego jest praktycznie niemożliwe. Minimalny czas zbierania wyników pomiaru to czas 1 godz. lotu statku powietrznego.
3. Niezależnie od zmian miejsca i czasu startu statku powietrznego gdy urządzenia INS oraz DGPS są sprawne i dostarczają wyników pomiaru przez okres co najmniej 1 godz to wyznaczone parametry funkcji (2) i (3) są wiarygodne.
4. Wyznaczone wiarygodne parametry funkcji (2) i (3) błędu odległości systemu INS oznaczają, że znany jest zmienny błąd systematyczny tego systemu i może on być usunięty z wyników pomiaru współrzędnych położenia generowanych przez system INS po wyłączeniu systemu DGPS.

5. Literatura

- [1] ITWL.: Sprawozdanie z badań samolotu AN 28B2 RF. BT ITWL 2534/III.
- [2] Michalak S., Raczyński E., Szelmanowski A.: Niedokładności systemów nawigacji inercyjnej przy określaniu pozycji statku powietrznego. II Konferencja Awioniki, Jawor 1988. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej nr 168, Mechanika z.51. s. 658-692.
- [3] Jerzy Gajda.: Ocena metody aproksymacji wyników pomiaru błędu odległości systemu INS. XXXV Międzynarodowa Konferencja Metrologów. Katedra Metrologii AGH, Kraków, 2003. s.213-217.
- [4] Jerzy Gajda., Stanisław Gajda.: Wstępna ocena poprawności generowania w komputerze cyfrowym rozkładu równomiernego i normalnego. XVII Międzynarodowa Konferencja Naukowa, Opole – Otmuchów 1999. Opole 1999. s. 47-54.