

Bogusław Jakubowski
Agata Załęska-Fornal

SZACOWANIE NIEZAWODNOŚCI SYSTEMU NAWIGACYJNEGO W KONTEKŚCIE PRZETWARZANIA INFORMACJI NAWIGACYJNEJ

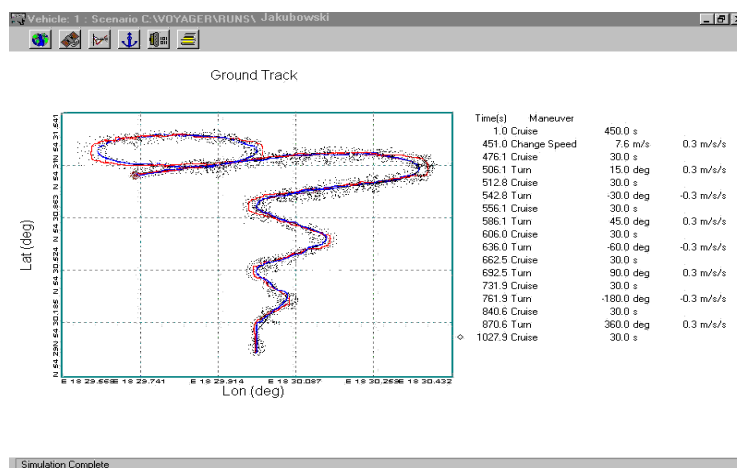
STRESZCZENIE

W pracy przedstawiono obliczenia wartości wskaźników niezawodnościowych obiektu odnawialnego, jakim jest zintegrowany system nawigacyjny INS/GPS. Wyliczono przewidywaną zdolność do realizacji nakładanych zadań w określonych warunkach i określonym przedziale czasowym. Oszacowano oczekiwany czas zdatości systemu do pracy w kontekście przetworzonej informacji nawigacyjnej z symulatora WelNawigate GS720.

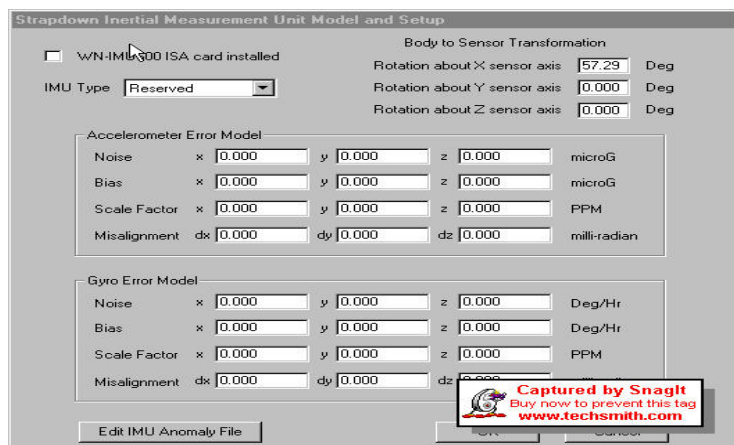
WSTĘP

W klasycznym ujęciu urządzenia służące do wyznaczania pozycji obiektów, w tym także systemy nawigacyjne, były na ogół oceniane z punktu widzenia dokładności wyznaczenia pozycji. Niezawodność tych urządzeń oceniano wyłącznie w kontekście technicznym (eksploatacyjnym). W odniesieniu do powszechnie stosowanych rozbudowanych systemów nawigacyjnych należy wprowadzić ocenę niezawodności ich pracy nie tylko z eksploatacyjnego punktu widzenia, ale również w kontekście przetwarzania informacji nawigacyjnej. Możliwa jest bowiem sytuacja, w której system działa poprawnie pod względem mechanicznym czy też elektrycznym (parametry te nie odbiegają od dopuszczalnych granic określonych przez producenta), jednak wynikowa informacja dostarczona z zintegrowanego systemu nawigacyjnego (ZSN) może nie mieścić się w oczekiwanych granicach. W pracy zaproponowano zatem metodę oceny funkcjonowania systemu nawigacyjnego z uwzględnieniem informacji wynikowej. Proponowana metoda oceny niezawodności zintegrowanego systemu nawigacyjnego oparta jest na ocenie informacji wyjściowej z czujników pomiarowych.

Przeprowadzono symulację trajektorii jednostki pływającej (rys. 1.). Wybrano jedną z realizacji symulacji, w oparciu o którą przeprowadzono analizę niezawodnościową przetworzonej informacji nawigacyjnej. Zmieniając parametry sygnałów odbieranych przez antenę odbiornika GPS, poprzez zamodelowanie konstelacji satelitów (rys. 3.) oraz ich usytuowania względem anteny odbiornika, otrzymano dane wyjściowe pozycji jednostki pływającej z określonym błędem. Zamodelowano również, w oparciu o kartę komunikacyjną INS firmy WelNavigate RNC-MAG600 ISA, model błędów INS LN-200 FOG firmy LITTON (rys. 2.). Analizując powyższe dane, wyznaczono wartości wybranych charakterystyk wskaźników niezawodnościowych [3]. Trajektorię ruchu okrętu, w oparciu o którą przeprowadzono analizę błędów pozycji, oraz wartości prędkości jednostki podczas pomiarów przedstawia rysunek 1. Okręt płynął kursami zmiennymi, przy stałej prędkości.



Rys. 1. Trajektorja jednostki pływającej zasymulowana w symulatorze WelNav. GS720



Rys. 2. Okno modelu błędów systemu inercyjnego

W oparciu o dostarczoną informację z firmy LITTON [11, 12] wpisano wartości błędów akcelerometru oraz żyroskopu INS LN-200FOG.

The screenshot shows a software interface for configuring GPS satellite parameters. The title bar reads 'GPS Satellite Orbital Parameters and Error Model Specification'. At the top, there are dropdown menus for 'Satellite Identifier' (set to 1), 'Ephemeris Set' (set to 1), 'Almanac' (set to 1), and 'Format' (set to ICD-GPS200). There are 'OK' and 'Cancel' buttons on the right.

The main area is divided into several panels:

- Ephemeris:** Fields for Time of Ephemeris (7200), Mean Anomaly (0.228328), Eccentricity (0.003418), Square root Semi Major Axis (5153.592285), Long of Asc Node (0.596318), Inclination (0.303736), Argument of Perigee (-0.481036), Mean Motion Difference (0.000000), Rate of Right Ascension (-2.56114e-09), Rate of Inclination (0.000000), Radial Sine Corr. (0.000000), Radial Cosine Corr. (0.000000), Latitude Sine Corr. (0.000000), Latitude Cosine Corr. (0.000000), Inclination Sine Corr. (0.000000), and Inclination Cosine Corr. (0.000000).
- Epoch Parameters:** Week (Ephemeris: 880, Almanac: 880), IODC (3), IODE-2 (3), IODE-3 (3).
- ICD GPS 200 Ionosphere Model:** A0-A3 (all 0.000000), B0-B3 (all 0.000000).
- Ionosphere Shell Model (Spaceborne):** Lower Shell Radius (300.000000 km), Upper Shell Radius (700.000000 km), Vertical Delay (0.000000 m).
- Troposphere Model:** Default Model (NavCor, MicroTrkr), Zenith Delay (2.512000 meters), Altitude Scale Factor (6900.00000 m).
- Almanac:** Time of Almanac (0), Mean Anomaly (-0.105961), Eccentricity (0.003418), Sqr-root Semi Major Axis (5153.592285), Long of Asc Node (0.596337), Inclination Correction (0.003736), Argument of Perigee (-0.481036), Rate of Right Ascension (-2.56114e-09).
- UTC Parameters:** Model Polynomial Coef. A0, A1 (all 0.000000e+00), Leap Seconds (0), Reference Time (0), Reference Week (0), Effectivity Week (0), Effectivity Day (1), Past Leap Second (0).
- Accuracy, Health and Status:** SV Accuracy-URA (0.0 - 2.4), NAV Health (All Data OK), Signal Health (All signals OK), Codes on L2 (C/A Only), Data Flags L2 (Nav Data On), Est. Group Delay (0.000000), Alm Nav Health (All Data OK), Alm Sig Health (All signals OK).
- Ephemeris Clock Parameters:** TOC (7200), Af0 (5.72205e-06), Af1 (0.00000e+00), Af2 (0.00000e+00).
- Almanac Clock Parameters:** Af0 (5.72205e-06), Af1 (0.00000e+00).
- Markov Range Errors:** Standard Deviation (0.00000 m), Correlation Time (3600.00 sec).
- Selective Availability Model:** Global Features (Set Separately), SA values applied to this SV (unchecked), Initial Range Error (0.00000 m), Standard Deviation (0.00000 m), Correlation Time (120.000 sec).

Rys. 3. Okno specyfikacji modelu błędów parametrów orbitalnych satelitów GPS

Dane specyfikacji błędów parametrów orbitalnych uzupełniono, opierając się na [12].

OPIS EKSPERYMENTU POMIAROWEGO

Użyty podczas eksperymentu układ pomiarowy, a także algorytm wyliczenia przyjętych wskaźników niezawodnościowych systemu nawigacyjnego przedstawiono w [3]. Symulację przeprowadzono na symulatorze GS 720, z wykorzystaniem odbiornika systemu satelitarnego GPS NAVSTAR, GG-24 Surveyor. Do badań niezawodnościowych zbudowano jedną trasę przejścia jednostki. Zmieniając wiel-

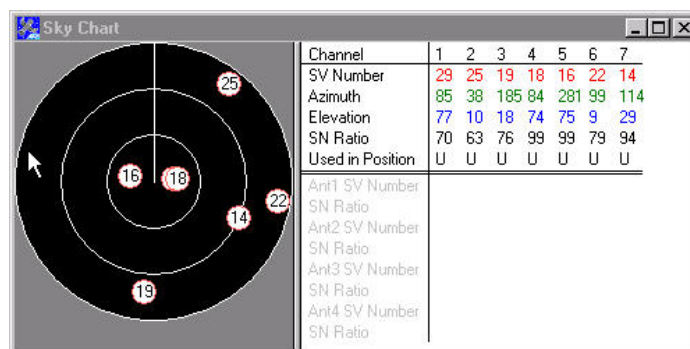
kości błędów parametrów orbitalnych satelitów, uzyskano między innymi dane wyjściowe dotyczące błędów pozycji jednostki. Jednostka płynęła kursami zmiennymi przy stałej prędkości wynoszącej 7,6 [m/s], tj. około 14 węzłów. Odstępy czasowe między zmianami kursu wynoszą 30 sekund. Zaplanowany czas symulacji wyniósł około 1000 [s]. W końcowej realizacji zadania nawigacyjnego jednostka wykonała pełną cyrkulację [rys. 1]. Ze względu na możliwości symulatora (najniższe ustawiane przyspieszenia jednostek do symulacji wynoszą $0,3 \text{ m/s}^2$) założono wartości przyspieszeń: $0,3 \text{ [m/s}^2]$ i $-0,3 \text{ [m/s}^2]$. Każdą próbę poprzedza 450-sekundowy okres oczekiwania jednostki na pozycji wyjściowej. Było to konieczne ze względu na długi czas synchronizacji almanachu odbiornika z symulatorem. W okresie tym odbiornik poszukiwał symulowanych satelitów, określał parametry pozycji jednostki pływającej, takie jak VDOP, HDOP i PDOP, jak również określał parametry śledzonych satelitów, tj. numer satelity, azymut, kąt elewacji, stosunek sygnału radiowego oraz informację, czy dany satelita jest używany do określania pozycji. Wszystkie te informacje były zebrane i przedstawione w postaci depechy (rys. 4.) oraz dodatkowo informacje o satelitach były zestawione w osobnym oknie (rys. 5.).

```

R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,70,U,25,037,09,63,U,19,185,20,76,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,79,U,14,114,28,94,U*5B
R: $PASHR,POS,0,07,001256,00,5430,289609,N,01830,000740,E,+00015,514,184,32,004,93,+000,02,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*0B
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,69,U,25,037,09,63,U,19,185,20,77,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,79,U,14,114,28,93,U*55
R: $PASHR,POS,0,07,001257,00,5430,268259,N,01830,000360,E,+00015,517,191,26,004,94,+000,02,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*09
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,70,U,25,037,09,63,U,19,185,20,77,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,79,U,14,114,28,94,U*5A
R: $PASHR,POS,0,07,001258,00,5430,266947,N,01829,999689,E,+00015,504,198,06,004,93,+000,01,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*02
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,70,U,25,037,09,63,U,19,185,20,77,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,78,U,14,114,28,93,U*5C
R: $PASHR,POS,0,07,001259,00,5430,265688,N,01829,998751,E,+00015,494,204,97,004,93,+000,02,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*0C
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,70,U,25,037,09,63,U,19,185,20,77,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,79,U,14,114,28,93,U*5D
R: $PASHR,POS,0,07,001300,00,5430,264493,N,01829,997574,E,+00015,515,211,87,004,93,+000,02,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*0F
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,70,U,25,037,09,63,U,19,185,20,76,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,79,U,14,114,28,93,U*5C
R: $PASHR,POS,0,07,001301,00,5430,263401,N,01829,996166,E,+00015,512,218,74,004,93,+000,02,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*06
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,70,U,25,037,09,63,U,19,185,20,76,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,79,U,14,114,28,94,U*5B
R: $PASHR,POS,0,07,001302,00,5430,262408,N,01829,994555,E,+00015,526,225,63,004,93,+000,02,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*04
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,70,U,25,037,09,63,U,19,185,20,76,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,79,U,14,114,28,94,U*5B
R: $PASHR,POS,0,07,001303,00,5430,261546,N,01829,992723,E,+00015,528,232,52,004,94,+000,01,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*06
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,69,U,25,037,09,63,U,19,185,20,77,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,78,U,14,114,28,94,U*53
R: $PASHR,POS,0,07,001304,00,5430,260801,N,01829,990765,E,+00015,544,239,17,004,93,+000,01,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*09
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,70,U,25,037,09,63,U,19,185,20,77,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,79,U,14,114,28,93,U*5D
R: $PASHR,POS,0,07,001305,00,5430,260115,N,01829,988707,E,+00015,536,239,99,004,93,+000,02,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*09
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,70,U,25,037,09,62,U,19,185,20,77,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,78,U,14,114,28,93,U*5D
R: $PASHR,POS,0,07,001306,00,5430,259435,N,01829,986669,E,+00015,529,239,96,004,92,+000,02,02,0,01,5,01,4,01,2,GG00*00
R: $PASHR,SAT,07,29,083,76,70,U,25,037,09,63,U,19,185,20,76,U,18,082,72,99,U,16,279,77,99,U,22,098,10,79,U,14,114,28,94,U*5B

```

Rys. 4. Okno depechy zawierające informacje z odbiornika, m.in. o czasie, pozycji, kursie, prędkości oraz śledzonych satelitach



Rys. 5. Okno zawierające dane o śledzonych przez odbiornik satelitach

W wyniku analizy przetworzonej informacji z systemu nawigacyjnego (metodą estymacji punktowej) oszacowano błąd pozycji jednostki pływającej (Δx – błąd pozycji po x i Δy – błąd pozycji po y), dzięki czemu w dalszej części pracy dokonano analizy statystycznej. Jako estymator wykorzystano Rozszerzony Filtr Kalmana (EFK) [3]. Wszystkie te dane GS 720 rejestrował na dysku twardym w komputerze wchodzącym w skład symulatora w postaci plików tekstowych. W oparciu o otrzymane dane przystąpiono do wyliczeń wskaźników niezawodnościowych ZSN INS/GPS.

PRZYKŁAD OBLICZENIOWY

W pracy wykorzystano następujące oznaczenia:

- $S_i, S_j : i, j = 0, 1, 2$ – stany niezawodnościowe systemu;
- $R(t)$ – funkcja niezawodności;
- T – czas realizacji procesu nawigacyjnego (czas eksploatacji).

Dla potrzeb realizacji zadania przyjęto następujące założenia:

1. Rozpatrywany układ ZSN jest obiektem o strukturze równoległej [3].
2. Wyznaczone wskaźniki niezawodnościowe zostały wyliczone w oparciu o oszacowane błędy pozycji jednostki pływającej.
3. Analizę niezawodnościową systemu przeprowadzono, wykorzystując procesy Markowa [9].
4. Założono istnienie trzech stanów niezawodnościowych systemu odpowiadających błędom pozycji. Jednocześnie przyjęto, że oszacowane błędy pozycji są niezależne i podlegają rozkładowi normalnemu:

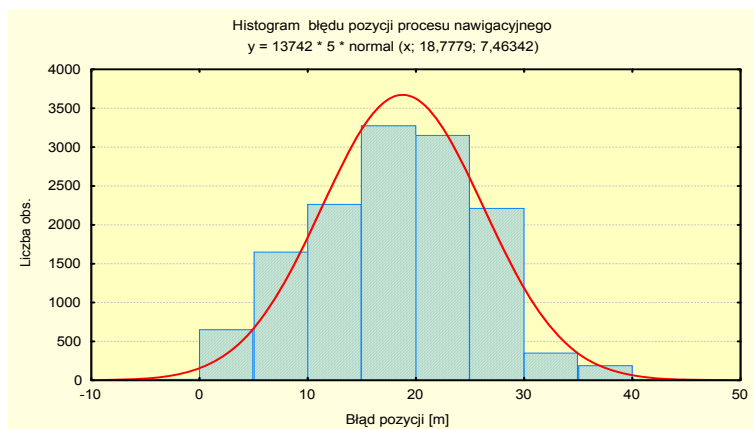
- $S_0 = 0$: stan zdadności systemu – błąd pozycji nie przekracza 10 [m];
- $S_1 = 1$: stan zdadności częściowej – błąd pozycji jest zawarty w przedziale $10 \leq \Delta X \leq 20$ [m];
- $S_2 = 2$: stan niezdatności $\Delta X > 20$ [m].

Rozpatrywany obiekt jest zbudowany z dwóch elementów INS i GPS, które są naprawialnymi elementami trójstanowymi w sensie niezawodnościowym o wykładniczych rozkładach czasu pracy i uszkodzenia (intensywność uszkodzeń λ_l) oraz czasu odnowy (intensywność odnowy μ_l), gdzie $l=1, 2, 3$.

Niech $S = \{S_0, S_1, S_2\}$ oznacza zbiór stanów, założmy, że znane są warunkowe prawdopodobieństwa q_{ij} oznaczające prawdopodobieństwa przejścia (intensywność przejścia) obiektu do stanu i -tego, jeśli poprzednim stanem był stan j -ty. Założmy, że znany jest rozkład początkowy $P(0)$, tzn. znane są prawdopodobieństwa, iż w chwili 0 obiekt przebywał w poszczególnych stanach niezawodnościowych.

Proces stochastyczny $\{X(t), t \geq 0\}$ opisujący realizację procesu nawigacyjnego, określony na skończonym zbiorze stanów, jest wielostanowym procesem odnowy.

Pierwszym krokiem wyznaczenia wskaźników niezawodnościowych było udowodnienie przyjętych założeń: rozkładów błędów pozycji jednostki pływającej oraz rozkładów czasu zdadności i niezdatności pracy zintegrowanego systemu nawigacyjnego. Wyliczenia przedstawione na histogramach, jak również opracowania statystyczne zaprezentowane w tabelach wykonano w oparciu o programy EXCEL i STATISTICA [15].

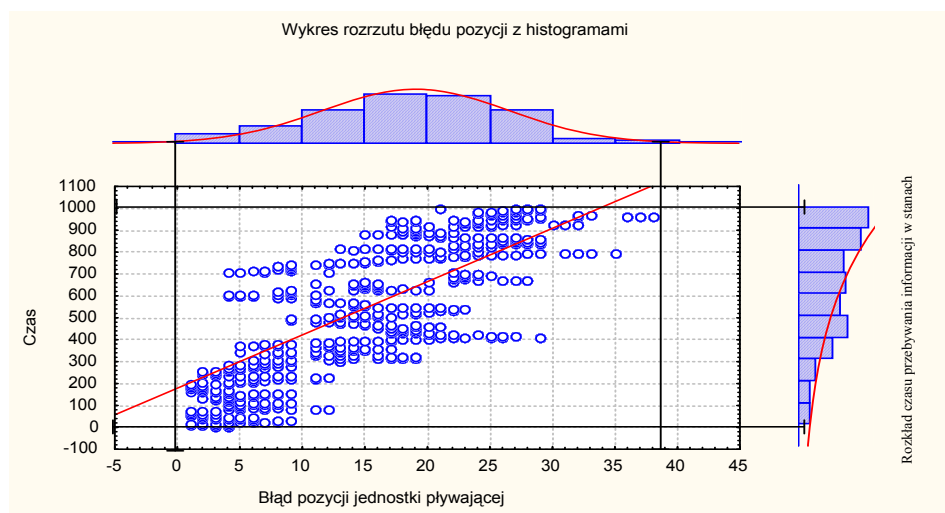


Rys. 6. Histogram błędów pozycji procesu nawigacyjnego

Na rysunku 6. zaprezentowano histogram wyników oszacowanych błędów pomiarów pozycji jednostki pływającej. Zauważmy, że rozkład ten jest rozkładem normalnym, co założono we wstępie do oszacowania wskaźników niezawodnościowych systemu. W tabeli 1. zaprezentowano statystykę opisową oszacowanych błędów pozycji jednostki pływającej. Rysunek 7. przedstawia histogram, na którym zaprezentowano rozkład oszacowanych błędów pozycji w kontekście funkcji gęstości rozkładu prawdopodobieństwa czasu trwania procesu nawigacyjnego.

Tabela 1. Statystyka opisowa błędu pozycji procesu nawigacyjnego

Opis procesu	N ważnych	Średnia	d.g.p.ufn. 95%	d.g.p.ufn. 95%	Minimum	Maksimum
		13292	19,07508	18,94911	19,201046	1
Wariancja	Odch. stand.	Błąd stand.	Skośność	Błąd stand. skośność	Kurtoza	Błąd stand. Kurtoza
54,89151	7,4088805	0,0642624	-0,19922	0,021243	0,32599	0,0424843



Rys. 7. Histogram błędu pozycji w zależności od czasu procesu nawigacyjnego

Zawiera on również rozkłady błędów pozycji w zależności od czasu przebywania w interesującym nas przedziale założonego błędu [3].

W celu wyznaczenia intensywności przejść między stanami, przeprowadzono kwantowanie procesu nawigacyjnego, wyznaczając stany niezawodnościowe modelu. W wyniku dyskretyzacji otrzymano (zgodnie z przyjętym modelem) czasy przebywania w stanie i , pod warunkiem że następnym stanem będzie stan j . Wyniki przeprowadzonego kwantowania przedstawia tabela 2.

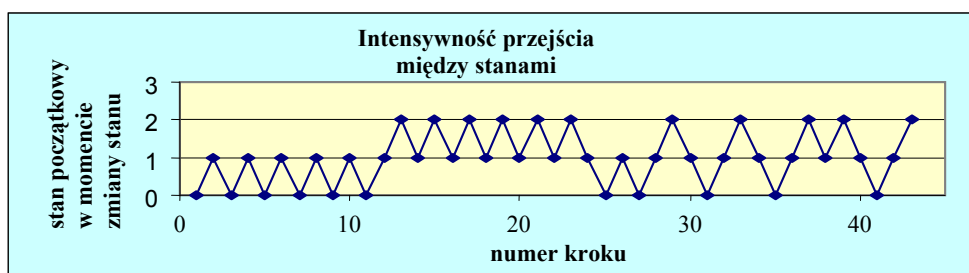
Tabela 2. Wynik kwantowania błędu pozycji w zależności od stanów niezawodnościowych procesu

Stan 0 - przejście do stanu 1 [s]	Stan 1 - przejście do stanu 0 [s]	Stan 1 - przejście do stanu 2 [s]	Stan 2 - przejście do stanu 1 [s]
82	3	22	23
23	1	31	4
112	8	30	2
69	3	1	17
8	24	5	1
6	2	33	42
3	26	19	28
13	25	13	54
7	45	27	4
17	2	7	22
80		1	55

Przejścia pomiędzy stanami oraz czasy przebywania w stanach ilustruje tabela 3. opisująca historię procesu nawigacyjnego. Analizując ją, dochodzimy do następujących wniosków:

1. Proces nawigacyjny zrealizowany był w 43 krokach.
2. Całkowity czas realizacji zadania wyniósł 1000 [s].
3. System nawigacyjny przebywał 21 razy w stanie S_0 i S_1 (sprawność systemu).
4. System znajdował się 11 razy w stanie niezdatności S_2 , co stanowi 252 sekundy na 1000 [s] pracy systemu.

Intensywność zmian stanów w całkowitym okresie procesu nawigacyjnego, a także czas przebywania w danym stanie niezawodnościowym przedstawiono na rysunku 8.

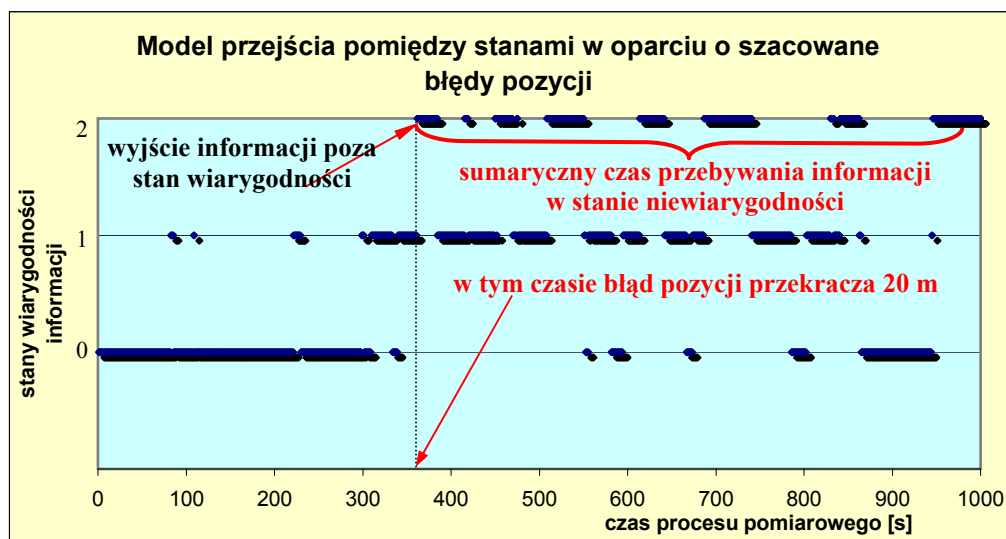


Rys. 8. Intensywność zmian stanów informacji nawigacyjnej (proces Markowa)

Tabela 3. Historia procesu nawigacyjnego

Numer kroku	Stan rozpoczęcia	Czas przebywania w stanie [s]	Przejście do stanu	Numer kroku	Stan rozpoczęcia	Czas przebywania w stanie [s]	Przejście do stanu
1.	0	82	1	23.	2	42	1
2.	1	3	0	24.	1	2	0
3.	0	23	1	25.	0	13	1
4.	1	1	0	26.	1	26	0
5.	0	112	1	27.	0	7	1
6.	1	8	0	28.	1	33	2
7.	0	69	1	29.	2	28	1
8.	1	3	0	30.	1	25	0
9.	0	6	1	31.	0	17	1
10.	1	24	0	32.	1	19	2
11.	0	3	1	33.	2	54	1
12.	1	22	2	34.	1	45	0
13.	2	23	1	35.	0	16	1
14.	1	31	2	36.	1	13	2
15.	2	4	1	37.	2	4	1
16.	1	30	2	38.	1	7	2
17.	2	2	1	39.	2	22	1
18.	1	1	2	40.	1	2	0
19.	2	17	1	41.	0	64	1
20.	1	1	2	42.	1	1	2
21.	2	1	1	43.	2	55	stop
22.	1	5	2				

Przeprowadzając statystyczną ocenę każdego ze stanów, otrzymano charakterystyki czasów zdadności oraz niezdatności systemu, pod warunkiem zmiany stanu. Model przejścia pomiędzy stanami, w oparciu o informację otrzymaną z zintegrowanego systemu nawigacyjnego, określa rysunek 9. Przedstawia on realizację trójstanowego procesu stochastycznego $\{X(t), t \geq 0\}$ opisującego zadanie nawigacyjne procesem semimarkowskim.



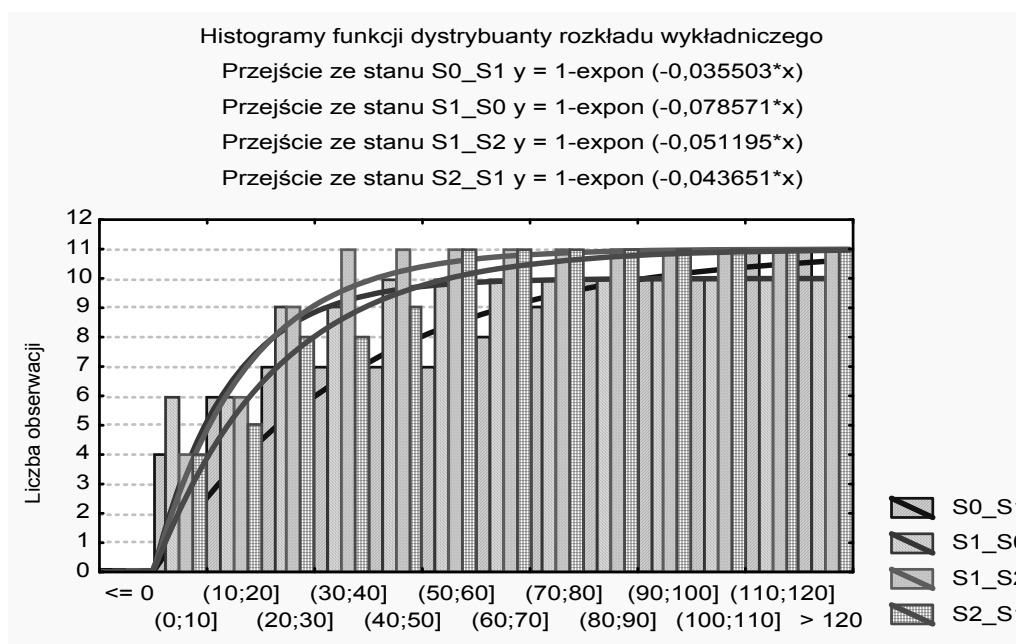
Rys. 9. Model przejścia pomiędzy stanami (proces semimarkowski)

Przeprowadzając statystyczną ocenę każdego ze stanów, otrzymano charakterystyki czasów zdadności oraz niezdadności systemu. Histogramy (rys. 10.) potwierdzają, że czasy przebywania w stanach mają rozkład wykładniczy. W wyniku analizy statystycznej przedstawionej w tabeli 4. wyznaczono funkcje gęstości rozkładu czasu trwania procesu stochastycznego w poszczególnych stanach [7].

Tabela 4. Statystyki opisowe przejścia między stanami niezawodnościowymi

Przebywanie w stanie S_0 pod warunkiem przejścia do stanu S_1							
Statystyki opisowe procesu	N ważnych	Średnia	d.g.p.ufn. 95 %	g.g.p.ufn. 95 %	Suma	Minimum	Maksimum
		11	32,30769	11,72118	52,89421	420	3
Wariancja	Odch. stand.	Błąd stand.	Skośność	Błąd stand. skośność	Kurtoza	Błąd stand. Kurtoza	Rozstęp
1160,564	34,0670	9,448501	1,465488	0,616336	1,24143	1,190874	109
Przebywanie w stanie S_1 pod warunkiem przejścia do stanu S_0							
Statystyki opisowe procesu	N ważnych	Średnia	d.g.p.ufn. 95 %	g.g.p.ufn. 95 %	Suma	Minimum	Maksimum
	10	12,72727	2,735183	22,71936	140	1	45
Wariancja	Odch. stand.	Błąd stand.	Skośność	Błąd stand. skośność	Kurtoza	Błąd stand. Kurtoza	Rozstęp
221,2182	14,8734	4,4845	1,173505	0,660687	0,46885	1,279416	44

Przebywanie w stanie S_1 pod warunkiem przejścia do stanu S_2								
Statystyki opisowe procesu	N ważnych	Średnia	d.g.p.ufn. 95 %	g.g.p.ufn. 95 %	Suma	Minimum	Maksimum	
		11	18,8	10,42493	27,17507	188	1	33
Wariancja	Odch. stand.	Błąd stand.	Skośność	Błąd stand. skośność	Kurtoza	Błąd stand. Kurtoza	Rozstęp	
	137,0667	11,7075	3,702252	-0,29754	0,687043	-1,5471	1,334249	32
Przebywanie w stanie S_2 pod warunkiem przejścia do stanu S_1								
Statystyki opisowe procesu	N ważnych	Średnia	d.g.p.ufn. 95 %	g.g.p.ufn. 95 %	Suma	Minimum	Maksimum	
		11	22,90909	9,381001	36,43718	252	1	55
Wariancja	Odch. stand.	Błąd stand.	Skośność	Błąd stand. skośność	Kurtoza	Błąd stand. Kurtoza	Rozstęp	
	405,4909	20,1368	6,071475	0,550914	0,660687	-1,0369	1,279416	54



Rys. 11. Histogram funkcji dystrybuanty czasu przebywania w stanie i , pod warunkiem przejścia do stanu j

Następnym krokiem algorytmu wyznaczania wskaźników niezawodności było zbudowanie macierzy intensywności przejść, jak również wyliczenie intensywności przebywania systemu w kolejnych stanach. Wartości intensywności przejść odczytano z funkcji opisującej rozkład dystrybuanty czasu przebywania w danym stanie pod warunkiem zmiany stanu (rys. 11.) lub też obliczono empirycznie:

$$E(X) = \frac{1}{\lambda}. \quad (1)$$

Wartości intensywności przejścia między stanami przedstawia tabela 5.

Tabela 5. Wartości parametru „ λ ” rozkładu wykładniczego opisujące czas przejścia między stanami

$q_{01} \left[\frac{1}{s} \right]$	$q_{10} \left[\frac{1}{s} \right]$	$q_{12} \left[\frac{1}{s} \right]$	$q_{21} \left[\frac{1}{s} \right]$
0,035503	0,078571	0,051195	0,043651

W pracy [3] zaproponowano algorytm wyznaczania wskaźników niezawodnościowych systemu w kontekście otrzymanej informacji. Przytoczone odwołania do wzorów odnoszą się do tegoż artykułu.

Korzystając ze wzoru

$$q_{ii} = -\sum_{i \neq j} q_{ij}, \quad (2)$$

wyznaczamy intensywność przebywania systemu w kolejnych stanach:

$$q_{00} = -q_{01} - q_{02} = -0,035503 \left[\frac{1}{s} \right]$$

$$q_{11} = -q_{12} - q_{10} = -0,129766 \left[\frac{1}{s} \right].$$

$$q_{22} = -q_{21} - q_{20} = -0,043651 \left[\frac{1}{s} \right]$$

Macierz intensywności przejść jest równa

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} q_{00} & q_{01} & q_{02} \\ q_{10} & q_{11} & q_{12} \\ q_{20} & q_{21} & q_{22} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

zatem

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} -0,035503 & 0,035503 & 0 \\ 0,078571 & -0,129766 & 0,051195 \\ 0 & 0,043651 & -0,043651 \end{bmatrix}.$$

Wektor prawdopodobieństw przebywania systemu nawigacyjnego w stanach niezawodnościowych wyznaczamy w oparciu o wzór:

$$\mathbf{P} = [P_0, P_1, P_2]. \quad (4)$$

Wiedząc, że:

$$\sum_{i \in \{0,1,2\}} \mathbf{P}_i = 1, \quad (5)$$

otrzymano następujący układ równań:

$$\begin{cases} P_0 + P_1 + P_2 = 1 \\ -35503 \cdot P_0 + 78571 \cdot P_1 = 0 \\ 35503 \cdot P_0 - 129766 \cdot P_1 + 43651 \cdot P_2 = 0 \end{cases}.$$

Po jego rozwiązaniu są następujące prawdopodobieństwa graniczne przebywania ZSN w stanach:

$$P_0 = 0,504589; P_1 = 0,228003; P_2 = 0,267408.$$

Gotowość asymptotyczną obliczono ze wzoru

$$A = \sum_{i \in \{0,1\}} \mathbf{P}_i \quad (6)$$

i wynosi ona 32592.

Wartość oczekiwana czasu zdatności wyliczono w oparciu o wzór:

$$E(T_Z) = \frac{A}{P_0(q_{01} + q_{02}) + P_1q_{12}}, \quad (7)$$

zatem współczynnik gotowości zintegrowanego systemu nawigacyjnego jest równy $E(T_Z) = 24,5$ [s].

Na podstawie

$$E(T_N) = \frac{1-A}{A} \cdot E(T_Z) \quad (8)$$

obliczono wartość oczekiwaną czasu niezdatności: $E(T_N) = 8,5$ [s].

WNIOSKI

W wyniku przeprowadzonej symulacji trajektorii jednostki pływającej wyznaczono wskaźniki niezawodnościowe systemu. Przedstawione histogramy funkcji gęstości rozkładu prawdopodobieństwa czasu przebywania w stanach zdatności i niezdatności rozpatrywanego systemu INS/GPS potwierdzają słuszność wstępnie przyjętych założeń początkowych co do rozkładu czasu pracy systemu w zadanych stanach niezawodnościowych oraz rozkładu oszacowanych błędów pozycji. Z przedstawionych wyliczeń wynika, że czas poprawnej pracy (wiarygodność informacji nawigacyjnej) systemu jest około 2,8 razy dłuższy od czasu niezdatności systemu. Wyliczone prawdopodobieństwo przebywania systemu w stanach niezawodnościowych, dla założonego błędu pozycji wynoszącego 20 [m], wyniosło 0,732592. Maksymalny błąd oszacowania pozycji wyniósł 38 [m], co jest zgodne z przyjętym standardem GPS SPS Performance Standard. W dokumencie tym zaleca się, aby 95 [%] oszacowanych błędów pozycji było mniejsze lub równe 36 metrom.

Nasuwa się jednak pytanie co do prawidłowości oraz słuszności wyboru rozkładu dystrybuanty prawdopodobieństwa czasu przebywania w stanach i przejścia między stanami. Nie zawsze będzie możliwe założenie wykładniczego rozkładu czasu przebywania w stanach niezawodnościowych badanego systemu. Należałoby się zastanowić nad innym podejściem do rozważań oszacowania wartości wskaźników niezawodnościowych, np. wykorzystując modele semimarkowskie, w których funkcja dystrybuanty czasu może przyjmować rozkład dowolny, niekoniecznie wykładniczy.

Jednym ze sposobów łączenia obiektów jest założenie pracy systemu INS jako „gorącej rezerwy” zintegrowanego systemu nawigacyjnego integrującego czujniki INS i GPS. W rzeczywistych warunkach eksploatacji byłoby to najszluszniejsze podejście do oceny oraz wyznaczenia charakterystyk wartości wskaźników niezawodnościowych zintegrowanego systemu nawigacyjnego.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Felski A., Jakubowski B., *Niezawodność systemu nawigacyjnego w kontekście przetwarzania informacji nawigacyjnej*, „Zeszyty Naukowe AMW”, 2004, nr 1.
- [2] Fidelis E., Firkowicz S., Grzesiak K., Kołodziejski J., Wiśniewski K., *Matematyczne podstawy oceny niezawodności*, PWN, Warszawa 1966.
- [3] Fitkiewicz S., *Statystyczne badanie wyrobów*, WNT, Warszawa 1970.
- [4] Fokin J. G., *Niezawodność eksploatacyjna urządzeń technicznych*, MON, Warszawa 1973.
- [5] Górski S., Jackowski K., Urbański J., *Ocena dokładności prowadzenia nawigacji*, WSM, Gdynia 1990.
- [6] Gnienenko B. W., Bielajew J. K., Sołowiew A. D., *Metody matematyczne w teorii niezawodności*, WNT, Warszawa 1968.
- [7] Grabski F., *Matematyczne podstawy badań operacyjnych*, WSW, Gdynia 1981.
- [8] Grabski F., *Wybrane zagadnienia z procesów stochastycznych*, WSW, Gdynia 1978.
- [9] Grabski F., Załęska-Fornal A., *Wielostanowe systemy niezawodnościowe z zależnymi elementami*, KONBiN 2002, ITWL, Warszawa 2001.
- [10] Internet: www.litton.com
- [11] Internet: www.velnaw.com
- [12] *Inżynieria niezawodności. Poradnik*, cz. II, ATR, Bydgoszcz 1992.
- [13] Lesiński S., *Jakość i niezawodność*, Wydawnictwo Akademii Techniczno-Rolniczej w Bydgoszczy, 1996.
- [14] Luskiewicz A., Słaby T., *Statystyka z pakietem komputerowym STATISTICATMPL. Teoria i zastosowania*, Wyd. C. H. BECK, Warszawa 2001.

- [15] Ważyńska-Fiók K., Jaźwiński J., *Niezawodność systemów technicznych*, PWN, Warszawa 1990.
- [16] Zawadzki J., *Niezawodność i eksploatacja*, WAT, Warszawa 1987.

ABSTRACT

The paper presents calculations of renewable object reliability indicator, such as the integrated INS/GPS system. Predicted capability of carrying out tasks set under specific conditions and in specific time was calculated. Expected time of system ability to work was estimated with regard to the processed navigation data from WelNavigate GS720.

Recenzent kmdr prof. dr hab. inż. Franciszek Grabski