

소프트웨어 기반 GPS 이상신호 생성기 설계

한 영훈 · 고 재영 · 신 미영 · † 조 득재

한국해양과학기술원 해양안전기술연구부

요 약 : 위성항법 기반 위치정보 서비스에 대한 안정성 및 신뢰성 확보를 위해서는 위성신호의 이상 감시가 필수적이며, 특히 안전과 관련된 응용분야에서의 위성신호 이상은 안전사고와 직결될 수 있으므로 위성신호 감시는 상시 안정적으로 운용되어야 한다. 따라서 효율적인 이상감시 기법 설계와 다양하고, 지속적인 시험평가를 위해서는 테스트베드 구축이 필요하며, 테스트베드 구축을 위한 요소 중 특히, 다양한 시나리오의 신호 이상을 생성할 수 있는 이상신호 생성 기술이 필요하다. 따라서 본 논문에서는 다양한 이상신호 생성 및 실신호 특성 반영이 가능한 소프트웨어 기반 GPS 이상신호 생성기를 제안한다. 소프트웨어 기반 GPS 이상신호 생성기는 높은 확장성을 가지므로, 사용자가 적용 및 응용하기 쉬우며, 상용 신호생성 시뮬레이터와 비교하여 실신호 특성을 반영한 이상신호 생성이 가능하다.

핵심용어 : GPS 신호이상, 이상신호 감시, 위성시계 이상, 위성궤도 이상

서론

- 위성항법 활용분야 및 응용 범위 확대
 - 위치정보 서비스의 안정성 및 신뢰성 확보 요구

이상 형태	SVN/PRN	이상발생 시간(GPST)
원자시계 이상	23/23	2004년 1월 4일 412230~422580

- ✓ DGPS 기준국에서 위성 이상을 감지하지 못함
- ✓ 사용자에게 위성 이상을 방송하기까지 약 3시간 소요

➔ **위성신호 이상 감시 필요**

대전 기준국에서 관측된 위성시계 이상[1][2]

GPS 위성신호 이상

- 위성시계 이상
 - GPS 지상국에서 잘못된 위성시계 파라미터 추정[3][4]

$$\delta t_{dk} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2$$
 - 위성 원자 시계 자체 이상[2]
 - 주파수 드리프트
 - 주파수 굽김
- 위성궤도 이상
 - GPS 지상국에서 잘못된 위성궤도 파라미터 모델링[3]
 - 위성궤도 운행 불안정[5]

서론

- 위성신호 이상 감시 기법 설계
 - 테스트베드 구축 필요
 - 효율적인 이상감시 기법 설계 ➔ 이상신호 생성 기술 요구
 - 다양하고, 지속적인 시험평가
- 이상신호 생성 기술

- 실제신호의 전자기 = 4m (양각 40도 구간) 연 반면, 상용 시뮬레이터 신호는 cm 레벨의 잔차
- 양각에 따른 잔차 특성 미반영

➔ **실신호 특성을 반영한 소프트웨어 기반 이상신호생성 기술 개발**

GPS 위성신호 이상

- 저감도
 - SVN49 송신 안테나 신호 입력 커플러 단에서 L1/L2 누설 신호가 L5 필터로 유입되어 추가적으로 신호 지연된 L1/L2 신호 발생[6]

GPS 위성 전력 분배기 구조[6]

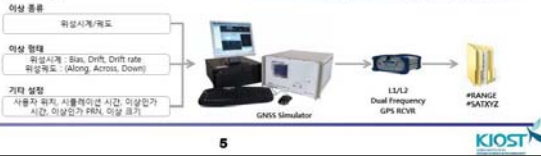
† 교신저자 djcho@kiost.ac

GPS 위성신호 이상 분석 및 모델링

- 상용신호 생성 시뮬레이터를 이용한 분석
- 이상 시나리오

위성궤도 이상		위성시계 이상	
시뮬레이션 시간	GPST 87851 ~ 88550	시뮬레이션 시간	GPST 87851 ~ 88550
이상 안개 시간	GPST 88201	이상 PRN	PRN 2
이상 PRN	PRN 3	이상 크기	1e-11[m] (x 0.002997[m/s])
이상 크기	along 10[m], across 10[m], down 5[m]	시뮬레이션 시간	GPST 172321 ~ 172820
		이상 안개 시간	GPST 172561
		이상 PRN	PRN 3
		이상 크기	1e-11[m] (x 0.002997[m/s])
		시뮬레이션 시간	GPST 172321 ~ 172820
		이상 안개 시간	GPST 172561
		이상 PRN	PRN 2
		이상 크기	1e-12[m/s] (x 0.000299[m/s ²])

- 실험환경



5

GPS 위성신호 이상 분석 및 모델링

- GPS 위성신호 이상 모델링
- 위성시계

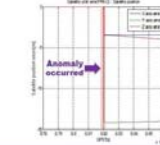
$$satclk_{err}[m] = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{in}) + a_{f2}(t - t_{in})^2$$

a_{f0} : 바이어스
 a_{f1} : 드리프트
 a_{f2} : 드리프트 변화율

- 위성궤도

$$orbit_{err}[m] = \sqrt{(x_{sat}(t) - x_{rcv}(t))^2 + (y_{sat}(t) - y_{rcv}(t))^2 + (z_{sat}(t) - z_{rcv}(t))^2}$$

$$- \sqrt{(x_{sat}(t) + x_{err}(t) - x_{rcv}(t))^2 + (y_{sat}(t) + y_{err}(t) - y_{rcv}(t))^2 + (z_{sat}(t) + z_{err}(t) - z_{rcv}(t))^2}$$



여기서, $x_{err}(t) = a_x t + b_x$
 $y_{err}(t) = a_y t + b_y$
 $z_{err}(t) = a_z t + b_z$

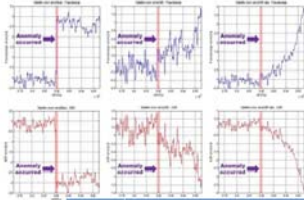
$a_x = -0.0001, b_x = -3.382$
 $a_y = 0.0004, b_y = -14.206$
 $a_z = -0.0013, b_z = -3.437$

시뮬레이터 설정에 따른
모델식 계수 도출

8

GPS 위성신호 이상 분석 및 모델링

- 상용신호 생성 시뮬레이터를 이용한 분석(위성시계 이상)



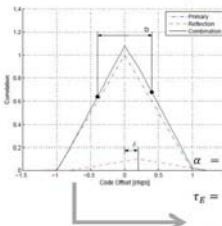
위성시계 이상 신호에 따른
수신기에서의 영향 분석

위성시계 이상	평균		분산	
	ppm	ns	ppm	ns
비교	0.008998	-2.66828	0.008524	2.71345
비교	0.008998	-2.66828	0.008524	2.71345
평균	2.67737[m]	-	2.70493[m]	-0.00038[m]
분산	-0.00109	-0.00589	0.001341	0.00833
비교	0.0038[m]	-	0.00389[m]	0.00279[m]
분산	0.00001	-0.00013	0.000014	0.000036
비교	0.00001	-0.00013	0.000014	0.000036
분산	0.000023[m ²]	-	0.000022[m ²]	0.000448[m ²]

6

GPS 위성신호 이상 분석 및 모델링

- 이상사태 분석(저감도)
- 2009.04.09, SVN49, 독일 DLR



Elevation (deg)	Relative Gain L1 (dB)	Relative Phase L1 (deg)	Relative Gain L2 (dB)	Relative Phase L2 (deg)
0.0	-34.03	-192.41	-39.00	58.83
19.44	-35.96	-189.36	-42.22	88.29
29.27	-36.90	-188.81	-43.80	143.37
36.79	-39.69	-158.80	-36.82	178.94
43.05	-40.82	-108.28	-32.49	195.51
48.67	-35.87	-65.56	-26.01	206.78
53.81	-30.95	-45.89	-26.32	216.07
58.80	-26.87	-33.16	-24.17	224.71
63.54	-23.81	-22.38	-22.52	232.86
67.97	-21.00	-11.83	-21.29	240.26
72.37	-19.01	-1.39	-20.40	246.67
76.61	-17.65	8.91	-19.83	251.78
80.83	-16.75	15.67	-19.44	255.50
84.98	-16.25	20.79	-19.23	257.70
89.08	-16.05	23.04	-19.18	258.37

자연 신호 특성에 따른
모델식 도출[6]

$$\alpha = 10^{G/20} \times \cos \theta$$

$$T_E = \begin{cases} \frac{\alpha \times \delta}{\alpha + 1}, & 0 \leq \delta \leq \frac{D}{2}(\alpha + 1) \\ \frac{\alpha \times D}{2}, & \frac{D}{2}(\alpha + 1) \leq \delta \leq (1 + \frac{D}{2})(\alpha - 1) \end{cases}$$

$$\rho_E[m] = \frac{T_E \times c}{f_{chip}}$$

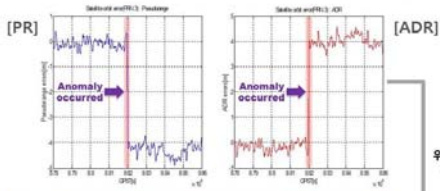
$$\phi_E[cycle] = \frac{1}{2\pi} \times \frac{asin \theta}{1 + \alpha \cos \theta}$$

SVN49 이상 분석을 통한
양각에 따른 영향 분석[6]

9

GPS 위성신호 이상 분석 및 모델링

- 상용신호 생성 시뮬레이터를 이용한 분석(위성궤도 이상)



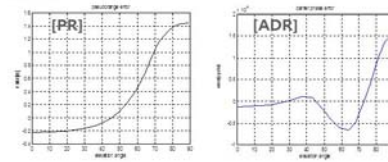
위성궤도 이상 신호에 따른
수신기에서의 영향 분석

위성궤도 이상	평균		분산	
	ppm	ns	ppm	ns
비교	4.9500	-	4.1400	0.0043
비교	4.9500	-	4.1400	0.0043
평균	-4.0000[m]	-	4.1400[m]	0.0478[m]
분산	-0.0006	-0.0101	0.0004	0.0102
비교	-0.0006	-0.0101	0.0004	0.0102
분산	0.0098[m ²]	-	0.0098[m ²]	-

7

GPS 위성신호 이상 분석 및 모델링

- GPS 위성신호 이상 모델링
- 저감도



양각에 따른
저감도 신호에 의한 오차

SVN49 이상사태 분석을
통한 이상 모델링

저감도 신호에 의한 의사거리 오차 모델링

양각(A) [deg]	0-A:10	10-A:20	20-A:30	30-A:40	40-A:50	50-A:60	60-A:70	70-A:80	80-A:90
mp _{PRN} [m]	-0.2256	-0.2020	-0.1651	-0.1111	0.07533	0.41661	0.91403	1.21140	1.43368

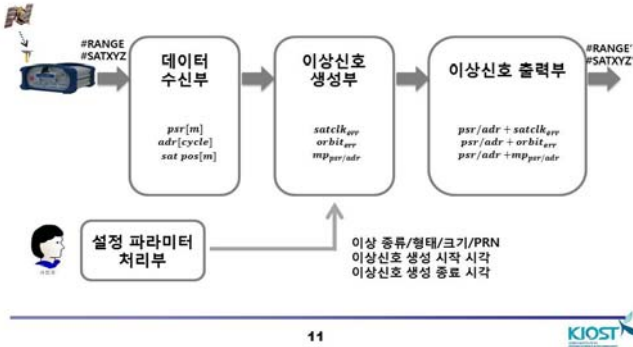
저감도 신호에 의한 ADR 오차 모델링

양각(A) [deg]	0-A:10	10-A:20	20-A:30	30-A:40	40-A:50	50-A:60	60-A:70	70-A:80	80-A:90
mp _{ADR} [cycle]	-0.0001	-0.00008	-0.000006	0.0001	-0.00018	-0.0006	-0.00049	0.00048	0.00136

10

GPS 이상신호 생성기

• GPS 이상신호 생성기 구조



결론

• 요약

- ◆ 소프트웨어 기반 GPS 이상신호 생성기 구현
- ◆ 상용 신호생성 시뮬레이터를 이용하여 위성시계, 궤도 이상 분석 및 이상신호 모델링
- ◆ 이상 사례 분석을 통하여 지감도 신호 모델링

• 고찰

- ◆ 다양한 이상 시나리오에 대한 확장 및 적용 용이
 - ◆ 상용 시뮬레이터와 유사한 기능을 추가 장비 없이 활용 가능
 - ◆ 실시간 특성을 반영한 이상 신호 생성 가능
- 14 KIOST

GPS 이상신호 생성기

• 성능평가 - 실험환경



- 결과

유사도%	기준				분산			
	변개 전	변개 후	변개 전	변개 후	변개 전	변개 후	변개 전	변개 후
Step	-	4.0890	-	4.0020	0.0398	0.0067	0.0791	0.0433
평균 편향		-4.0890[m]		-4.0020[m]		0.0331[m]		0.0318[m]
산차		-0.0438		-0.0340		0.0328		0.0434
평균 표준차		0.00880[m/s]		0.01040[m/s]				

상용 시뮬레이터 분석결과와 유사한 결과를 보임

유사도%	기준				분산			
	변개 전	변개 후	변개 전	변개 후	변개 전	변개 후	변개 전	변개 후
μ_{psr}	-0.078269	2.828744	-0.146909	-2.894295	0.056815	0.058826	0.056929	0.048223
평균 편향		2.797813 [m]		2.731488 [m]		0.003011 [m]		0.008790 [m]
σ_{psr}	0.000281	0.002810	-0.000020	-0.002784	0.003032	0.002680	0.002808	0.002486
평균 편향		0.003439 [m/s]		0.002744 [m/s]		0.000382 [m/s]		0.000132 [m/s]
μ_{adr}	0.000011	0.000045	-0.000012	-0.000024	0.001383	0.001212	0.001127	0.000950
평균 편향		0.000034 [m/s]		0.000028 [m/s]		0.000181 [m/s]		0.000177 [m/s]

13 KIOST

참고문헌

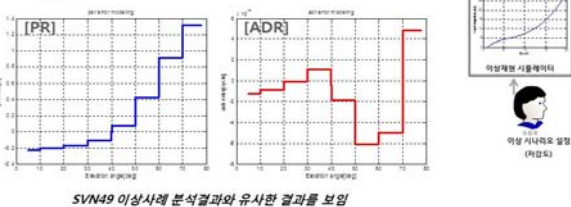
- [1] Han, Y., 2013, How to Distinguish Clock Errors and Orbit Errors from Satellite Anomaly, ENC 2013, Vienna
 - [2] Kim, J. W., 2004, Study on Fault analysis and detection of GPS PRN 23 Satellite, the 11th GNSS Workshop, Jeju
 - [3] Gao, G.X., 2009, Methodology and Case Studies of Signal-in-Space Error Calculation Top-down Meets Bottom-up, Proceedings of the 22nd International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation, Savannah, GA, 22-25 Sep, pp. 2824-2831
 - [4] Kaplan, E.D., Hegarty, C.J., 2006, Understanding GPS Principles and Application, 2nd ed. (Lodon: Artech House)
 - [5] Jakab, A. J., 2001, Quality Monitoring Of GPS Signals, UCGE Reports, Number 20149
 - [6] Fay, G., 2011, Methodology for Modeling the SVN49 Anomaly for static scenarios, available from: <http://www.businesswire.com/news/home/20110118007047/en/Spirent-Federal-SVN-49-Anomaly-Scenarios-Public>
- 15 KIOST

GPS 이상신호 생성기

• 성능평가 - 실험환경



- 결과



후 기

본 연구는 국토교통부 교통체계효율화사업의 연구비 지원(06-A03)에 의해 수행되었습니다.