



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학박사학위논문

저가 INS 를 활용한 단일주파수 GNSS
수신기의 사이클 슬립 검출에 관한 연구

A Study on Cycle Slip Detection of Single Frequency
GNSS Receiver using Low Cost INS

2016 년 2 월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

김 연 실

초 록

반송파 사이클 슬립 검출은 GNSS 반송파 측정치 기반 위치 결정 알고리즘에 있어서 매우 중요한 이슈 중 하나이다. 사이클 슬립이 발생할 경우 반송파 기반 위치 결정 방식의 cm 급 위치 정확도를 더 이상 보장할 수 없기 때문이다. 따라서 사이클 슬립 검출은 반송파 기반 위치 결정 방식의 선처리 과정으로 반드시 수행된다.

기존의 사이클 슬립 검출에 대한 연구는 다중주파수 측정치 기반의 방식과 단일주파수 기반의 방식으로 분류할 수 있다. 다중주파수 측정치 기반의 방식의 경우 높은 사이클 슬립 검출 성능을 가지지만 다중주파수 수신기에만 활용 가능하다는 한계가 있다. 다중주파수 수신기는 그 금액이 수 천 만원에 달하여 대부분 측지, 측량 등의 특정한 목적에 활용된다. 일반적으로 휴대폰, 차량 내비게이션 등에 사용되는 수신기는 단일주파수 측정치만을 제공한다. 단일주파수 측정치를 활용하는 사이클 슬립 검출 방식의 경우에는 비용적으로 저가이지만 활용 가능한 측정치가 제한되기 때문에 사이클 슬립 검출 성능이 다중주파수 측정치 기반 방식에 미치지 못한다.

본 연구에서는 상용적으로 널리 활용되는 단일주파수 수신기를 위한 사이클 슬립 검출 알고리즘에 대한 연구를 수행하였다. 단일주파수 측정치 기반 사이클 슬립 검출 방식의 성능적인 한계를 극복하기 위해 시간 차분된 반송파 측정치 및 저가 INS, 위성배치 정보를 활용하여 저가이면서도 높은 정확도를 가지는 사이클 슬립 검출 알고리즘을 제안하였다.

INS 기반 사이클 슬립 검출 알고리즘의 오차 요소를 수식적으로 분석한 결과 사이클 슬립 검출 성능을 결정하는 요소가 절대위치 정확도가 아닌 GNSS 측정치 에폭 간 상대위치 정확도가 됨을 발견하였고 이를 기반으로 시간 차분된 반송파 측정치를 GNSS/INS 필터 측정치로 활용하여 GNSS 측정치 에폭 간 상대위치를 정밀하게 추정함으로써 기존의 단일주파수 측정치 기반 알고리즘 대비 사이클 슬립 검출 성능을 크게 향상시켰다. 또한 사이클 슬립 검출의 비용적인 면을 고려하기 위하여 사이클 슬립 검출 목표 성능 달성을 위한 관성센서 성능을 수식적으로 유도하였고 그 결과를 시뮬레이션 및 실험을 통해 확인하였다. 이에 더불어 기존 방법들에서는 고려되지 않은 위성 배치 정보를 사이클 슬립 검출에 적용하여 동일한 성능의 관성센서를 가지고도 사이클 슬립 성능을 향상시킬 수 있는 알고리즘을 개발하였다. 이를 검증하기 위해 시뮬레이션 및 차량 실험을 수행하였으며 그 결과 사이클 슬립 검출 성능이 최대 60%까지 향상되는 것을 확인하였다. 결과적으로 제안된 알고리즘을 통해 단일주파수 반송파 측정치 및 MEMS 급 관성센서 만을 이용하여 1 사이클 슬립까지 검출이 가능하였다.

주요어: 반송파 측정치 기반 위치 결정, GNSS 사이클 슬립 검출, 시간 차분 반송파 측정치, GNSS/INS 복합 항법, TDCP/INS 복합 항법, MEMS IMU, 관성센서 오차, INS 오차

학번: 2011-30200

목 차

초 록.....	i
I. 서론.....	1
I.1 연구 동기 및 목적.....	1
I.2 연구 동향.....	4
I.3 연구 내용 및 방법.....	9
I.4 연구 결과의 기여도.....	12
I.4.1 단일주파수 반송파 측정치 및 MEMS 급 관성센서를 활용한 고 성능 사이클 슬립 검출 기술 제안.....	12
I.4.2 위성 배치 정보를 활용한 사이클 슬립 검출 성능 향상 알고리즘 제안.....	13
II. GNSS/INS 복합 항법 시스템.....	15
II.1 GNSS (Global Navigation Satellite System).....	15
II.1.1 GNSS 구성 요소.....	15
II.1.2 GNSS 측정치.....	21
II.1.3 GNSS 오차 요소.....	27

II.2	INS (Inertial Navigation System)	32
II.2.1	INS 개요	32
II.2.2	관성센서.....	34
II.2.3	INS Mechanization	38
II.3	GNSS/INS 복합 항법.....	41
II.3.1	GNSS/INS 복합 항법 개요.....	41
II.3.2	GNSS/INS 복합 항법 필터.....	45
III.	GNSS/INS 복합 항법 기반 GNSS 사이클 슬립 검출	49
III.1	GNSS 반송파 사이클 슬립	49
III.2	GNSS/INS 복합 항법 기반 사이클 슬립 검출.....	52
III.2.1	사이클 슬립 검출 알고리즘 개요.....	52
III.2.2	사이클 슬립 검출 모니터링 값.....	55
III.2.3	사이클 슬립 검출 모니터링 값 분석.....	60
III.2.4	사이클 슬립 검출 Threshold	71
III.3	사이클 슬립 검출 성능 설계.....	80
III.3.1	1 사이클 슬립 검출을 위한 관성센서 성능의 수식적인 유 도	81

III.3.2	시뮬레이션 및 실험을 통한 관성센서 성능 선택.....	104
IV.	사이클 슬립 검출 성능 개선 방안.....	136
IV.1	위성 배치를 활용한 사이클 슬립 검출 성능 향상.....	136
IV.1.1	위성 배치와 사이클 슬립 검출 성능의 관계 분석.....	137
IV.1.2	위성 배치를 고려한 사이클 슬립 검출 알고리즘.....	143
IV.1.3	최적 위성 조합 검색 알고리즘.....	149
IV.1.4	시뮬레이션을 통한 최적 위성 조합 효과 분석.....	157
IV.2	위성 배치를 고려한 TDCP/INS 복합 항법 기반 사이클 슬립 검출 알고리즘 성능 분석.....	178
IV.2.1	시뮬레이션 결과.....	178
IV.2.2	실 주행 차량 실험 결과.....	198
V.	결론 및 향후 과제.....	232
	참고 문헌.....	234
	Abstract.....	244

그림 목차

Figure II-1 GNSS 구성 요소 [44]	16
Figure II-2 GPS 관제 부분 [42]	19
Figure II-3 대기권 구조 [49].....	29
Figure II-4 INS 시스템	33
Figure II-5 Current Gyro Technology Applications	35
Figure II-6 Current Accelerometer Technology Applications	35
Figure II-7 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치	40
Figure II-8 GNSS/INS 복합 항법의 오차 특성.....	43
Figure III-1 GNSS 반송파 사이클 슬립.....	50
Figure III-2 GNSS/INS 복합 항법 기반 사이클 슬립 검출 블록다이 어그램.....	52
Figure III-3 GNSS 측정치 출력 에폭 간의 위성, 사용자 배치	57
Figure III-4 모니터링 값 잔여오차 - no cycle slip.....	67
Figure III-5 모니터링 값 - cycle slip 발생	67

Figure III-6 방송 궤도력 오차에 의한 위성 위치 오차.....	68
Figure III-7 방송 궤도력 오차에 의한 위성 위치 오차의 시간 변화 율.....	70
Figure III-8 방송 궤도력 오차에 의한 Range 방향 오차의 시간 변 화율.....	70
Figure III-9 사이클 슬립 검출 모니터링 값의 확률 분포.....	71
Figure III-10 사이클 슬립 Threshold 결정 (1 사이클 슬립 고려)...	74
Figure III-11 모니터링 값 표준 편차에 따른 확률 분포 비교.....	76
Figure III-12 사이클 슬립 검출 Threshold에 따른 FA, MD 확률.....	76
Figure III-13 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 계산.....	81
Figure III-14 항체의 초기 위치 및 자세.....	87
Figure III-15 GPS 위성의 최고 양각 (24 시간).....	101
Figure III-16 시선 벡터의 위성 간 차분의 최대 값.....	102
Figure III-17 Covariance 계산에 사용된 항체 기동 시나리오.....	105
Figure III-18 INS 오차 (Tactical 급 관성센서).....	106
Figure III-19 INS 오차 (MEMS 급 관성센서).....	106
Figure III-20 위성 배치 (시뮬레이션).....	108

Figure III-21 모니터링 값 잔여오차 (Tactical 급 관성센서) - 시뮬레이션.....	109
Figure III-22 모니터링 값 잔여오차 (MEMS 급 관성센서) - 시뮬레이션.....	109
Figure III-23 위성 배치 (정적 실험).....	111
Figure III-24 모니터링 값 잔여오차 (정적 실험).....	111
Figure III-25 실험 트랙 (차량 실험).....	114
Figure III-26 위성 배치 (차량 실험).....	114
Figure III-27 모니터링 값 잔여오차 (Tactical 급 관성센서) - 차량 실험.....	115
Figure III-28 모니터링 값 잔여오차 (MEMS 급 관성센서) - 차량 실험.....	115
Figure III-29 GNSS 수신기 출력 주기에 따른 모니터링 값 표준 편차.....	117
Figure III-30 선택된 관성센서 성능에 의한 모니터링 값 확률 분포.....	118
Figure III-31 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (x 방향 속도 오차).....	120

Figure III-32 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (y 방향 속도 오차).....	120
Figure III-33 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (z 방향 속도 오차).....	121
Figure III-34 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (x 방향 자세 오차).....	121
Figure III-35 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (y 방향 자세 오차).....	122
Figure III-36 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (z 방향 자세 오차).....	122
Figure III-37 INS 오차 (등속 직선 코스)- 속도 오차 삽입.....	124
Figure III-38 INS 오차 (등속 직선 코스)- 자세 오차 삽입.....	124
Figure III-39 INS 오차 (등속 직선 코스) - 가속도계 바이어스 Drift 오차 삽입.....	125
Figure III-40 INS 오차 (등속 직선 코스) - 자이로 바이어스 Drift 오차 삽입.....	125
Figure III-41 INS 오차 (등속 직선 코스) - 가속도계 잡음 오차 삽입.....	126

Figure III-42 INS 오차 (등속 직선 코스) - 자이로 잡음 오차 삽입	126
Figure III-43 INS 오차 (가속 직선 코스) - 속도 오차 삽입	127
Figure III-44 INS 오차 (가속 직선 코스) - 자세 오차 삽입	127
Figure III-45 INS 오차 (가속 직선 코스) - 가속도계 바이어스 Drift 오차 삽입.....	128
Figure III-46 INS 오차 (가속 직선 코스) - 자이로 바이어스 Drift 오 차 삽입.....	128
Figure III-47 INS 오차 (가속 직선 코스) - 가속도계 잡음 오차 삽입	129
Figure III-48 INS 오차 (가속 직선 코스) - 자이로 잡음 오차 삽입	129
Figure III-49 INS 오차 (등속 직선 코스) - 모든 오차 삽입	131
Figure III-50 INS 오차 (가속 직선 코스) - 모든 오차 삽입	131
Figure III-51 모니터링 값 잔여오차 시뮬레이션 (등속 직선 코스)	133
Figure III-52 모니터링 값 잔여오차 시뮬레이션 (가속 직선 코스)	133

Figure IV-1 위성 배치 (시뮬레이션)	138
Figure IV-2 위성 별 모니터링 값 잔여오차 (PRN 3~19).....	140
Figure IV-3 위성 별 모니터링 값 잔여오차 (PRN 20~32).....	141
Figure IV-4 기존 방법의 위성 차분 방식	144
Figure IV-5 제안 방법의 위성 차분 방식	144
Figure IV-6 최적 위성 조합을 트리 구조로 표시한 예	150
Figure IV-7 최적 위성 조합 검색 프로세스	150
Figure IV-8 최적 위성 조합 시퀀스	152
Figure IV-9 변환 행렬 구성을 위한 트리 구조 예	155
Figure IV-10 변환 행렬 구성 예	155
Figure IV-11 모니터링 값 잔여오차 - SV 1	158
Figure IV-12 모니터링 값 잔여오차 - SV 2	158
Figure IV-13 모니터링 값 잔여오차 - SV 3	159
Figure IV-14 모니터링 값 잔여오차 - SV 4	159
Figure IV-15 모니터링 값 잔여오차 - SV 6	160
Figure IV-16 모니터링 값 잔여오차 - SV 7	160

Figure IV-17 모니터링 값 잔여오차 - SV 8.....	161
Figure IV-18 모니터링 값 잔여오차 - SV 9.....	161
Figure IV-19 모니터링 값 잔여오차 - SV 10.....	162
Figure IV-20 모니터링 값 잔여오차 - SV 11.....	162
Figure IV-21 모니터링 값 잔여오차 - SV 12.....	163
Figure IV-22 위성 배치 (시뮬레이션) - GPS, GLONASS.....	171
Figure IV-23 INS 오차 크기 (1초).....	172
Figure IV-24 모니터링 값 잔여오차 (SV 2~4).....	172
Figure IV-25 모니터링 값 잔여오차 (SV 6~20).....	173
Figure IV-26 모니터링 값 잔여오차 (SV 23~46).....	174
Figure IV-27 모니터링 값 잔여오차 (SV 47~57).....	175
Figure IV-28 반송파 파장길이 차이에 의한 모니터링 값 잔여오차 (SV 40~55).....	176
Figure IV-29 반송파 파장길이 차이에 의한 모니터링 값 잔여오차 (SV 56~57).....	177
Figure IV-30 위성 배치 (시뮬레이션).....	179
Figure IV-31 항체 경로 (시뮬레이션).....	180

Figure IV-32	가속도계 센서 출력 (시뮬레이션).....	181
Figure IV-33	자이로 센서 출력 (시뮬레이션).....	181
Figure IV-34	시뮬레이션의 최적 위성 조합	182
Figure IV-35	시뮬레이션의 최적 위성 조합 트리 구조 표현	182
Figure IV-36	모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 2.....	184
Figure IV-37	모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 4.....	185
Figure IV-38	모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 6.....	185
Figure IV-39	모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 9.....	186
Figure IV-40	모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 10.....	186
Figure IV-41	모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 12.....	187
Figure IV-42	모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 13.....	187
Figure IV-43	모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 20.....	188
Figure IV-44	모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 23.....	188
Figure IV-45	사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 2.....	192
Figure IV-46	사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 4.....	193
Figure IV-47	사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 6.....	193

Figure IV-48	사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 9.....	194
Figure IV-49	사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 10.....	194
Figure IV-50	사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 12.....	195
Figure IV-51	사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 13.....	195
Figure IV-52	사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 20.....	196
Figure IV-53	사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 23.....	196
Figure IV-54	실험 경로 (차량 실험).....	199
Figure IV-55	실험 장비 구성.....	199
Figure IV-56	위성 배치 (차량 실험).....	201
Figure IV-57	위성 개수 변화 (차량 실험).....	201
Figure IV-58	실험 시작 시 최적 위성 조합 (차량 실험).....	202
Figure IV-59	기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 10.....	203
Figure IV-60	기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 12.....	203
Figure IV-61	기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 14.....	204
Figure IV-62	기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 15.....	204
Figure IV-63	기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 18.....	205

Figure IV-64 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 20.....	205
Figure IV-65 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 21.....	206
Figure IV-66 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 24.....	206
Figure IV-67 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 25.....	207
Figure IV-68 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 38.....	207
Figure IV-69 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 39.....	208
Figure IV-70 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 40.....	208
Figure IV-71 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 49.....	209
Figure IV-72 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 50.....	209
Figure IV-73 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 10.....	210
Figure IV-74 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 12.....	211
Figure IV-75 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 14.....	211
Figure IV-76 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 15.....	212
Figure IV-77 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 18.....	212
Figure IV-78 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 20.....	213
Figure IV-79 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 21.....	213

Figure IV-80	모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 24.....	214
Figure IV-81	모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 25.....	214
Figure IV-82	모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 38.....	215
Figure IV-83	모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 39.....	215
Figure IV-84	모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 40.....	216
Figure IV-85	모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 49.....	216
Figure IV-86	모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) – SV 50.....	217
Figure IV-87	최적 위성 조합 검색 결과 (차량 실험) – 288,200초, 288,600초.....	220
Figure IV-88	위성 배치 (차량 실험) – 288,200초.....	221
Figure IV-89	위성 배치 (차량 실험) – 288,600초.....	221
Figure IV-90	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 10.....	223
Figure IV-91	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 12.....	223
Figure IV-92	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 14.....	224
Figure IV-93	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 15.....	224
Figure IV-94	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 18.....	225
Figure IV-95	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 20.....	225

Figure IV-96	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 21.....	226
Figure IV-97	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 24.....	226
Figure IV-98	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 25.....	227
Figure IV-99	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 38.....	227
Figure IV-100	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 39.....	228
Figure IV-101	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 40.....	228
Figure IV-102	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 49.....	229
Figure IV-103	사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 50.....	229

표 목차

Table II-1 GPS, GLONASS 시스템 개요	18
Table II-2 의사거리 측정치 모델 요소	22
Table II-3 GLONASS 위성 별 상수 k	25
Table II-4 GNSS 오차 요소 별 오차 수준 [45].....	27
Table II-5 관성센서 급에 따른 분류	34
Table II-6 GNSS와 INS 비교	42
Table III-1 사이클 슬립에 의한 위치 오차 시뮬레이션 (m).....	51
Table III-2 GPS 시뮬레이션 데이터 생성 방식	65
Table III-3 INS Propagation 오차 생성 방식.....	66
Table III-4 모니터링 값 표준 편차에 따른 False alarm 확률	75
Table III-5 Covariance Propagation 프로세스	94
Table III-6 시뮬레이션에 사용된 관성센서 성능.....	104
Table III-7 항체 기동 후 속도 오차, 자세 오차의 표준 편차.....	105
Table III-8 GPS 시뮬레이션 데이터 생성 방식	108

Table III-9 실험 환경 (차량 실험).....	113
Table III-10 1 사이클 슬립 검출을 위한 MEMS 급 관성센서 성능	116
Table IV-1 GPS 시뮬레이션 데이터 생성 방식	139
Table IV-2 INS Propagation 오차 생성 방식.....	139
Table IV-3 위성 별 투영계수 크기에 따른 모니터링 값 표준편차	142
Table IV-4 최적 위성 조합 적용 전후 모니터링 값 잔여오차 표준 편차 비교.....	164
Table IV-5 최적 위성 조합 적용 전후 투영 계수 비교.....	165
Table IV-6 GPS 시뮬레이션 데이터 생성 방식	171
Table IV-7 INS Propagation 오차 생성 방식.....	171
Table IV-8 GNSS 시뮬레이션 데이터 생성 방식.....	178
Table IV-9 관성센서 데이터 생성 방식 (시뮬레이션).....	179
Table IV-10 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차 비교 (시뮬레이션)	189
Table IV-11 사이클 슬립 False alarm 확률 비교 (시뮬레이션).....	190

Table IV-12 삽입된 사이클 슬립 (시뮬레이션).....	191
Table IV-13 제안 방식의 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) ...	197
Table IV-14 실험 환경 (차량 실험).....	198
Table IV-15 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차 비교 (차량 실험)	218
Table IV-16 사이클 슬립 False alarm 확률 비교 (차량 실험).....	219
Table IV-17 삽입된 사이클 슬립 (차량 실험).....	220
Table IV-18 제안 방식의 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험).....	230
Table IV-19 기존 방식과 제안 방식의 계산 량 비교.....	231

I. 서론

I.1 연구 동기 및 목적

최근 자동차 산업 분야에서 사용자에게 편의와 안전을 제공하는 지능형 자동차 기술에 대한 수요가 급격히 증가하고 있다. 지능형 자동차 기술에는 일정 차간 거리를 유지하는 스마트 크루즈, 차량의 차선 이탈 방지, 충돌 회피, 자율 주행 등이 있는데 이러한 기술의 구현을 위해서는 여러 센서들로부터 추출된 차량 정보가 필요하다. 특히 차량의 위치를 파악하는 기술은 지능형 자동차 기술 개발에 핵심 기술이므로 안정적으로 차량의 위치를 정확하게 파악하려는 연구가 활발히 진행되고 있다.

현재 미터 급의 위치 정확도는 저가의 GNSS 수신기의 의사거리 측정치를 이용하여 쉽게 달성이 가능하며 이미 차량, 항공기, 철도 등에 널리 쓰이고 있다. 그러나 위 열거한 미래의 지능형 자동차 기술 구현에 있어서는 보다 정확한 위치 결정 기술이 필요하다. 국토교통부 권고 사항에 따르면 미래 지능형 자동차를 위한 위치정확도 요구조건을 0.1 미터로 제시하고 있다. 이를 달성하기 위해 의사거리 측정치보다 잡음 수준이 현저히 낮은 반송파 측정치를 활용한 위치 결정 방식이 활발히 연구되고 있다. 반송파 측정치

를 활용할 경우 센티미터 급의 위치 결정이 가능하다.

그러나 GNSS 반송파 신호에는 사이클 슬립이라는 오차요소가 존재하게 된다. 사이클 슬립은 GNSS 신호 수신 방해 요소에 의해 수신기 내부의 Phase Lock Loop의 Lock이 일시적으로 풀리면서 반송파 신호의 미지정수 항에 정수 값의 점프가 발생하는 것을 말한다. 이러한 미지정수 항의 점프를 검출하지 않고 위치 결정을 수행할 경우 이 값이 반송파 측정치에 바이어스 형태의 오차로 유입되어 반송파 기반 위치 결정 방식의 위치 정확도를 계속적으로 저하시킨다. 따라서 사이클 슬립 검출은 반송파 측정치 기반 위치 결정 방식에서 필수적으로 수행되어야 하는 선처리 과정이다.

기존의 사이클 슬립 검출에 대한 연구들은 다중주파수 측정치 기반의 방식과 단일주파수 기반의 방식으로 분류할 수 있다. 다중주파수 측정치 기반의 방식의 경우 높은 사이클 슬립 검출 성능을 가지지만 다중주파수 수신기에만 활용 가능하다는 한계가 있다. 다중주파수 수신기는 그 금액이 고가이므로 대부분 측지, 측량 등의 특정한 목적에 활용되고 일반적으로 휴대폰, 차량 내비게이션 등에 사용되는 수신기는 단일주파수 측정치만을 제공한다. 그러나 단일주파수 측정치 기반 사이클 슬립 검출 방식의 경우 비용적으로는 저가이나 활용 가능한 측정치가 제한되기 때문에 사이클 슬립 검출 성능이 다중주파수 측정치 기반 방식에 미치지 못한다.

따라서 본 연구에서는 상용적으로 널리 활용되는 단일주파수 수신기를 위한 사이클 슬립 검출 알고리즘에 대한 연구를 수행하였다. 단일주파수 측

정치 기반 사이클 슬립 검출 방식의 성능적인 한계를 극복하기 위해 시간 차분된 반송파 측정치 및 저가 INS, 위성배치 정보를 활용하여 저가이면서도 높은 정확도를 가지는 사이클 슬립 검출 알고리즘에 대한 연구를 수행하였다.

I.2 연구 동향

GNSS 반송파 사이클 슬립 검출에 관한 연구는 1990년대부터 꾸준히 진행되어 왔다[1-4]. 기존의 사이클 슬립 검출 방식들은 GNSS 수신기만을 사용하여 항법을 수행하는 경우와 GNSS/INS 복합 항법을 사용하는 경우로 나누어 생각할 수 있다. 먼저 GNSS 수신기만을 사용하는 경우 사이클 슬립 검출 방식은 사용되는 측정치에 따라 다시 두 가지 부류로 나뉜다. 첫 번째는 다중주파수 측정치 기반의 방식[5-17], 두 번째는 단일주파수 측정치를 이용한 방식[18-30]이다. 다중주파수 측정치 기반 방식은 여러 주파수의 측정치 조합을 활용하여 사이클 슬립 항만을 추출함으로써 검출하는 방식을 기본으로 한다. 이 방식의 경우 높은 정확도로 사이클 슬립 검출이 가능하지만 다중주파수 GNSS 수신기에만 적용이 가능하다는 한계가 있다. 다중주파수 수신기는 고가의 가격을 가져 측지, 측량 등의 특정한 목적에 주로 사용되고 일반적인 차량 내비게이션이나 휴대폰 등에는 모두 단일주파수 수신기가 사용된다. 따라서 일반적으로 사용되는 저가 GNSS 수신기의 사이클 슬립 검출을 위해서는 단일주파수 측정치 기반의 방식이 필요하다. 단일주파수 측정치 기반 방식은 다중주파수 측정치 기반 방식에 비해 활용 가능한 측정치가 제한되어 있기 때문에 사이클 슬립 검출 성능 또한 그에 미치지 못한다. 특히 GNSS 수신기의 낮은 출력 주기로 인해 동적 환경에 더욱 취약하다는 단점이 있다.

기존의 사이클 슬립 검출 방식들을 더욱 자세히 소개하면 다음과 같다. 먼저 다중주파수 수신기를 이용한 방식에는 L1, L2 반송파의 주파수 조합을 이용하여 전리층 변화율을 모니터링 함으로써 사이클 슬립을 검출하는 방식이 있다[1, 4]. 이 방식은 L1, L2 반송파 측정치 조합을 통해 전리층 지연 및 사이클 슬립 항을 제외한 모든 항을 제거할 수 있기 때문에 정적, 동적 상황에 관계없이 최소 1 사이클 슬립까지 검출이 가능하다. 그러나 이 방식의 경우 L1, L2 반송파 측정치의 사이클 슬립이 특정 비율로 발생할 경우에는 사이클 슬립 검출이 불가능하다는 한계를 가진다[4]. 이를 보완하기 위하여 M-W(Melbourne-Wübbena) 반송파 측정치 조합을 함께 사용하는 방법도 있다[5, 11]. M-W 반송파 측정치 조합도 특정 비율의 사이클 슬립은 검출이 불가능하지만 검출 불가능한 조합이 전리층 지연 조합의 경우와 다르기 때문에 두 방법을 함께 사용함으로써 상호 보완이 되어 높은 성능으로 사이클 슬립 검출이 가능하다. 그러나 이 방법의 경우에도 사이클 슬립을 완벽하게 검출할 수 없는데 그 이유는 M-W 반송파 측정치 조합은 의사거리를 사용하기 때문에 도심 환경과 같이 멀티패스가 심한 지역에서는 사이클 슬립 검출 성능이 떨어지기 때문이다. 이와 더불어 전리층 지연 변화율이 급격히 변화하는 전리층 폭풍 상황에서도 사이클 슬립 검출을 안정적으로 수행하기 위한 연구들도 진행된 바 있다[15, 16]. 이외에도 삼중주파수를 이용한 방법[14], wavelet을 활용한 방법[10]이 연구되었다.

단일주파수 수신기를 이용한 방법들에는 의사거리-반송파 비교 방식, 도플러 적분 방식, 반송파 시간 차분 방식, 칼만 필터를 이용한 방식 등이 있다

[1, 3]. 의사거리-반송과 비교 방식의 경우 의사거리와 반송과가 반송과의 미지정수 항을 제외하면 같은 값을 가진다는 것을 이용하여 두 값을 비교하여 미지정수 항에 사이클 슬립이 발생했는지 여부를 판별한다. 이 방법은 매우 간단하지만 의사거리 측정치의 높은 잡음 수준으로 인해 수 사이클 이상의 큰 오차만 검출 가능하다는 한계가 존재한다[1, 4]. 사이클 슬립은 하프 사이클 슬립을 제외하면 반송과 파장길이의 정수 배로 발생하며 1 사이클 슬립의 경우 반송과 측정치에 약 20센티미터의 바이어스 오차를 발생시킨다. 반면 의사거리의 잡음 수준은 미터급이기 때문에 작은 값의 사이클 슬립이 발생할 경우에는 의사거리 측정치로는 구분이 불가능하다. 도플러 적분 방식의 경우에는 반송과 측정치의 미분 값이 도플러 측정치와 같다는 것을 이용하여 이전 에폭의 반송과 측정치로부터 도플러 측정치 값을 적분함으로써 현재 에폭의 반송과 측정치를 추정하여 비교하는 방법이다. 이 방법의 경우 정적 사용자에게 대해서는 높은 정확도를 가지지만 동적 사용자의 경우 GNSS 수신기의 낮은 출력 주기로 인해 작은 값의 사이클 슬립은 역시 검출이 어렵다[23, 30]. 반송과 시간 차분 방식 또한 특히 동적 환경에서 성능적 한계를 가진다.

GNSS 수신기만을 활용한 방법 외에도 GNSS와 INS를 복합적으로 이용하여 사이클 슬립을 검출하는 방식[31-41]이 있다. INS를 이용한 사이클 슬립 검출 방식은 INS를 이용하여 반송과 측정치를 추정하고 이 추정치와 GNSS 수신기의 반송과 측정치의 차이를 모니터링 함으로써 사이클 슬립을 검출한다. INS를 활용하는 사이클 슬립 검출 방식에도 다중주파수 측정

치를 사용하는 방식[32, 35, 36, 38]과 단일주파수 측정치를 활용하는 방식[31, 33, 34, 37, 39-41]이 있다. 다중주파수 측정치를 기반으로 하는 방식의 경우 다중주파수 기반 RTK 위치해와 INS를 결합하는 방식[35]과 이중주파수 반송파 측정치의 조합을 통해 반송파 측정치의 파장길이를 늘려 INS를 통해 추정된 반송파 추정치와의 차이를 모니터링 하는 방식[32, 36, 38]이 있다. 그러나 이 방식들의 경우에도 마찬가지로 사이클 슬립 검출 성능은 좋지만 이중주파수 수신기가 필요하기 때문에 적용 가능한 분야가 매우 제한적이다. 이러한 문제점으로 인해 단일주파수 측정치와 INS를 이용한 사이클 슬립 검출 방식[31, 33, 34, 37, 39-41] 또한 연구되고 있는데 이 방식들에는 반송파 측정치를 필터 측정치[31, 33, 34, 41]로 사용하는 방식과 의사거리 측정치를 측정치[39]로 사용하는 방식, Odometer 등의 부가 센서를 사용하는 방식[37, 39, 40] 등이 있다. INS는 GNSS 수신기와는 달리 100Hz 이상의 높은 출력 주기를 가지기 때문에 동적 환경에 취약한 단일주파수 측정치 기반 사이클 슬립 검출 알고리즘의 단점을 보완한다. 따라서 INS를 이용하여 반송파 측정치 추정 정확도를 높임으로써 사이클 슬립 검출 성능 향상이 가능하다. 그러나 의사거리 측정치를 활용할 경우에는 역시 높은 잡음 수준에 의해 사이클 슬립 검출 성능이 저하되는 문제가 있다. 반송파 측정치를 활용하는 방식[31, 33, 34]은 단일주파수 반송파 측정치와 기준국 측정치의 이중차분을 통해 전리층, 대류층 지연 등의 오차 요소를 대부분 제거하고 미지정수를 계산한 후 반송파 측정치를 GNSS/INS 필터 측정치로 사용한다. 이 방식은 필터 측정치로 정확도가 높은 반송파 측정치를 사용하기 때문에

사이클 슬립 검출 성능은 좋지만 전리층, 대류층 지연 등의 오차 요소를 제거하기 위해 기준국 데이터가 필요하다. 이를 위해서는 별도의 통신 장비를 추가적으로 사용해야 한다. 또한 미지정수 값을 정확히 계산한 후에 사이클 슬립 검출이 가능하다는 한계 점이 있다.

I.3 연구 내용 및 방법

본 연구에서는 이러한 기존 방법들의 한계점 극복과 사이클 슬립 검출 성능 향상을 위하여 시간 차분된 단일주파수 반송파 측정치, 저가 INS, 위성 배치 정보를 사이클 슬립 검출에 적용하였다[41]. 시간 차분된 반송파 측정치를 GNSS/INS의 필터 측정치로 사용함으로써 전리층, 대류층 지연, 미지정수 항을 제거하여 기준국 데이터 및 미지정수 계산이 별도로 필요하지 않다. 또한 시간 차분 및 위성 차분된 반송파 측정치를 사용하여 반송파 측정치의 이중 차분(기준국 차분, 위성 차분)을 사용한 경우와 대등한 사이클 슬립 검출 성능을 달성하였는데 이는 INS 결합 기반 사이클 슬립 검출 알고리즘의 성능이 사용자의 절대 위치 추정 정확도가 아닌 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 정확도에 의해 결정되기 때문이다. 본 연구에서는 GNSS/INS 필터 측정치로 시간 차분된 반송파 측정치를 활용하여 사이클 슬립 검출 성능은 유지하면서도 기준국 데이터 수신 및 미지정수 계산이 필요한 기존 방법의 한계를 극복하였다.

또한 본 연구에서는 기존의 단일주파수 측정치 기반의 GNSS/INS 복합항법을 사용한 사이클 슬립 검출 연구에서 고려되지 않은 관성센서의 성능과 사이클 슬립 검출 성능과의 관계를 분석하였다. 이를 수행하기 위해 사이클 슬립 검출 모니터링 값의 오차 요소를 분석하였다. 이 오차 요소에는 관성센서 오차의 의한 INS 오차, 반송파 신호에 포함된 전리층 지연 오차,

대류층 지연 오차, 멀티패스 오차, 위성 위치 오차, 잡음 등이 포함되어 있다. 이러한 오차 요소 각 항들이 모니터링 값 잔여오차에 어떠한 영향을 끼치는 지를 분석하였다. 반송파 신호에 포함된 전리층 지연 오차, 대류층 지연 오차, 멀티패스 오차, 위성 위치 오차, 잡음 등의 영향을 파악하기 위해 문헌 조사 및 정적 실험을 수행하였고 INS 오차에 의한 모니터링 값 오차 경향을 파악하기 위해 수식적인 유도 및 시뮬레이션, 동적 실험을 수행하였다. 문헌 조사 및 정적 실험을 수행한 결과 반송파 신호에 포함된 대기 관련 오차, 위성 위치 오차 및 잡음은 2cm 이하의 모니터링 값 잔여오차를 유발한다는 것을 확인하여 큰 영향이 없음을 보았다. 이에 더불어 수식 유도, 시뮬레이션 및 동적 실험을 통하여 INS 오차가 모니터링 값 잔여오차에 주요 오차 원인을 파악하였다. 최종적으로 관성센서 성능과 모니터링 값 잔여오차와의 관계를 수식적으로 유도하였고 시뮬레이션을 통해 검증하였다. 이렇게 유도된 관성센서 성능과 모니터링 값 잔여오차와의 관계를 이용하여 최소 1 사이클 슬립 검출을 위한 관성센서 성능 범위를 결정할 수 있었다. 또한 MEMS 급의 저가 관성센서로도 1 사이클 슬립이 검출 가능함을 확인하여 저가 INS를 사용하여 단일주파수 기반 사이클 슬립 검출 방식의 가격을 크게 높이지 않으면서도 사이클 슬립 검출 성능을 크게 향상시킬 수 있음을 확인하였다.

이에 더하여 관성센서의 성능 향상 없이도 사이클 슬립 검출 정확도를 개선시키기 위해 위성 배치 정보를 활용하였다. 모니터링 값 잔여오차 분석 결과 INS 오차가 주요 오차 원인이며 위성 간 차분된 시선 벡터 값이 INS

오차에 곱해져 모니터링 값 잔여오차에 영향을 미친다는 사실을 발견하였다. 이 사실을 바탕으로 INS 오차의 크기가 같더라도 계수로 곱해지는 위성 간 차분된 시선 벡터의 크기를 줄임으로써 하드웨어 업그레이드 없이 사이클 슬립 검출 성능을 향상시킬 수 있는 방안을 개발하였다. 일반적으로 반송파 신호에 포함된 GNSS 수신기 시계 오차를 제거하기 위해 위성 간 측정치 차분을 사용하는데 기존의 방식의 경우 기준 위성으로 가장 높은 양각을 갖는 위성을 사용한다. 이는 가장 높은 양각을 갖는 위성이 반송파 잡음이 가장 작기 때문이다. 그러나 모니터링 값 잔여오차의 주요 오차 원인은 반송파 잡음이 아니라 INS 오차이며 이는 반송파 잡음보다 현저히 큰 값을 가진다. 따라서 본 연구에서는 기준 위성을 최고 양각 위성으로 설정하지 않고 INS 오차에 계수로 곱해지는 위성 간 시선 벡터의 차분 값이 최소가 되는 위성을 각 위성의 위성 차분을 위한 기준 위성으로 설정하였다. 다시 말하면 INS 오차의 모니터링 값으로의 유입이 최소가 되는 위성 조합을 검색하여 관성센서의 업그레이드 없이 사이클 슬립 검출 성능을 큰 폭으로 향상시켰다. 이는 시뮬레이션과 실 주행 차량 실험을 통해 검증되었다.

I.4 연구 결과의 기여도

I.4.1 단일주파수 반송파 측정치 및 MEMS 급 관성센서를 활용한 고 성능 사이클 슬립 검출 기술 제안

본 연구에서는 단일주파수 반송파 측정치와 MEMS 급의 관성센서만을 활용하여 고 성능의 사이클 슬립 검출 알고리즘을 개발하였다. 기존의 단일주파수 반송파 측정치 및 INS를 활용한 사이클 슬립 검출 방식의 경우 반송파 측정치를 필터 측정치로 사용하기 위해 기준국 데이터 수신과 미지정수 계산이 필요하다. 이를 극복하기 위해 GNSS/INS 기반 사이클 슬립 검출 방식의 성능 결정 요소를 수식적으로 분석한 결과 사이클 슬립 검출 성능을 결정짓는 요소가 절대 위치 정확도가 아닌 GNSS 수신기 데이터 출력 에폭 간의 상대 위치 정확도임을 발견하였고 이 사실을 기반으로 단일주파수 반송파 측정치의 시간 차분 값을 GNSS/INS 필터의 측정치로 사용함으로써 기준국 데이터 수신 및 미지정수 계산이 필요하지 않도록 하였다. 결과적으로 단일주파수 반송파 측정치와 MEMS급 관성센서만을 활용하여 매우 높은 정확도로 사이클 슬립 검출이 가능하였다.

또한 수식 유도 및 시뮬레이션을 통해 GNSS/INS 통합 기반 사이클 슬립 검출 방식의 사이클 슬립 검출 성능을 효과적으로 설계하였다. 사이클 슬립 검출 성능 결정 요소를 수식적으로 분석함으로써 사이클 슬립 검출 목표 성능을 만족하는 관성센서 성능 범위를 도출하여 GNSS/INS 복합항법

기반 사이클 슬립 검출 방식의 저가화를 도모하였다. 이는 기존의 GNSS/INS 복합항법 기반 사이클 슬립 검출 방식에서 고려되지 않은 부분으로 사이클 슬립 검출 방식의 비용적인 측면을 고려하였을 때 반드시 필요한 부분이다. 이를 위해 모니터링 값의 오차 요소 별 크기를 분석하였고 더불어 관성센서 성능 및 GNSS 측정치 출력 에폭 간격에 따른 INS 오차를 수식적으로 유도하였다. 이를 통해 관성센서 성능에 따른 사이클 슬립 검출 성능을 설계하였고. 시뮬레이션 및 실 주행 차량 실험을 통해 성능 설계 결과를 검증하였다.

1.4.2 위성 배치 정보를 활용한 사이클 슬립 검출 성능 향상 알고리즘 제안

본 연구에서는 위성 배치 정보를 활용하여 관성센서 성능의 업그레이드 없이도 사이클 슬립 검출 성능을 크게 향상시킬 수 있는 방안을 제안하였다. 위성 배치 정보는 기존의 사이클 슬립 검출 알고리즘에서 거의 활용되지 않았으나 본 연구에서는 사이클 슬립 검출 알고리즘의 수식적인 오차 분석을 통해 위성 배치 정보가 사이클 슬립 검출 성능 향상에 활용될 수 있음을 발견하였다. 사이클 슬립 검출 모니터링 값의 잔여오차를 분석한 결과 INS 오차가 주요 오차 원인임을 파악하였고 또한 INS 오차가 모니터링 값 잔여오차에 그대로 유입되는 것이 아니라 위성 간 시선벡터의 크기가 곱해져 영향을 미치는 것을 발견하였다. 따라서 INS 오차는 동일하더라도 위성 간 시선벡터의 크기를 줄임으로써 모니터링 값 잔여오차를 감소시켜

사이클 슬립 검출 성능을 향상시킬 수 있음을 확인하였다. 본 연구에서는 위성 간 시선벡터의 크기가 최소가 되도록 최적 위성 조합을 검색하는 방안을 개발하여 이를 달성하였다. 또한 제안된 최적 위성 조합을 이용하여 검출된 사이클 슬립 값을 정보의 손실 없이 일반적으로 활용되는 사이클 슬립 값으로 변환하기 위해 트리 구조(tree structure)를 활용하였다. 위성 조합을 트리 구조로 표현하였을 때 닫힌 루프가 존재하지 않도록 구성하면 사이클 슬립 값의 위성 차분 값을 어떤 위성 조합으로도 변환할 수 있다. 결과적으로 제안된 최적 위성 조합을 통하여 관성센서 성능의 업그레이드 없이 사이클 슬립 검출 성능이 최대 60% 가량 향상 되었고 시뮬레이션 및 실 주행 차량 실험을 통해 이를 검증하였다.

II. GNSS/INS 복합 항법 시스템

II.1 GNSS (Global Navigation Satellite System)

II.1.1 GNSS 구성 요소

GNSS (Global Navigation Satellite System)는 지구 전 지역에 대해 위치 계산을 가능하게 하는 위성 항법 시스템이다. 다수의 GNSS 위성이 시각 동기화 되어 지구로 신호를 송출하고 사용자는 위성 신호를 수신하여 위치를 계산한다. 3축 위치 및 수신기 시계 오차를 함께 추정하기 때문에 위치 결정을 위해서는 최소 4개 이상의 위성이 필요하다. 현재 지구 전 지역에 대해 위치 결정이 가능한 위성 항법 시스템은 미국의 GPS (Global Positioning System)[42]와 러시아의 GLONASS[43]가 있다. 이외에도 유럽 연합의 Galileo, 중국의 Beidou 등이 현재 개발 중에 있다. 각 위성 항법 시스템은 20~30개의 MEO 위성을 여러 개의 평면에 위치 시킴으로써 지구 전 지역이 커버 가능하도록 하였다.

위성 항법 시스템은 크게 우주 부분, 관제 부분, 사용자 부분으로 분류할 수 있다.

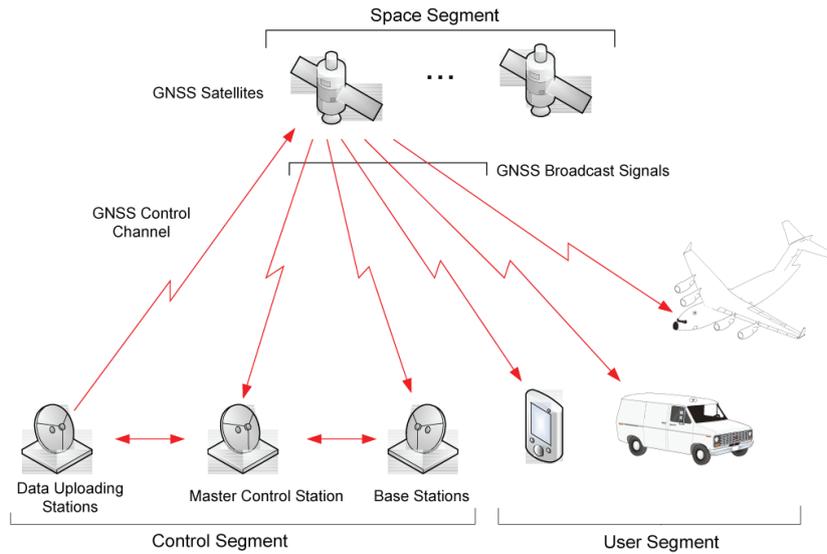


Figure II-1 GNSS 구성 요소 [44]

우주 부분 (Space Segment)

우주 부분은 사용자에게 항법 신호를 전송하기 위한 위성 배치로 이루어져 있다. 이 위성 배치는 지구 전 지역에서 항상 4개 이상의 위성이 보이도록 설계되어 있다.

항법 신호는 반송파 신호를 통하여 사용자에게 전달된다. 이 반송파 신호는 매우 높은 정확도를 가지는 원자 시계를 통해 L대역 주파수로 조정되어 송출된다. GPS 경우 모든 위성이 같은 L1, L2 주파수를 갖는다. 따라서 각 위성을 구분하기 위해 위성마다 고유의 PRN을 가지고 있고 이 신호는

서로 비상관(Uncorrelated) 특성을 갖는다. GLONASS의 경우에는 FDMA 방식을 사용하므로 각 위성마다 조금씩 다른 반송파 주파수를 가지며 이를 통해 위성을 구분한다. 각 위성의 주파수 특성은 GLONASS 공식 웹 페이지에서 찾아볼 수 있다[43].

이러한 신호는 지구 전리층 및 대류층을 지나며 약간의 지연이 발생한 채로 사용자에게 전달된다. 이 지연은 나중에 사용자가 위치 계산을 할 때 오차 요소로 남게 되므로 수학적 모델 혹은 기준국의 보정정보를 이용하여 보정한 후 사용한다.

Table II-1 GPS, GLONASS 시스템 개요

System	GPS	GLONASS
Owner	United States	Russian Federation
Coding	CDMA	FDMA
Orbital altitude	20,180 km	19,130 km
Period	11.97 hour	11.26 hour
Revolutions per sidereal day	2	17/8
Available satellites	32	24
Frequency	1575.42 MHz (L1) 1227.60 MHz (L2)	Around 1602 MHz (L1) Around 1246 MHz (L2)

관제 부분 (Control segment)

위성 항법 시스템의 관제 부분은 지구 전 지역에 걸쳐 널리 분포하며 각 위성의 상태를 모니터링 하는 역할을 한다. 또한 정상적인 시스템 운영을 위해 각 위성에 대한 새로운 정보를 지속적으로 업로드 한다. 또한 이러한 보정 정보 중 일부는 항법 데이터의 한 부분으로 연속적으로 사용자에게 제공된다.

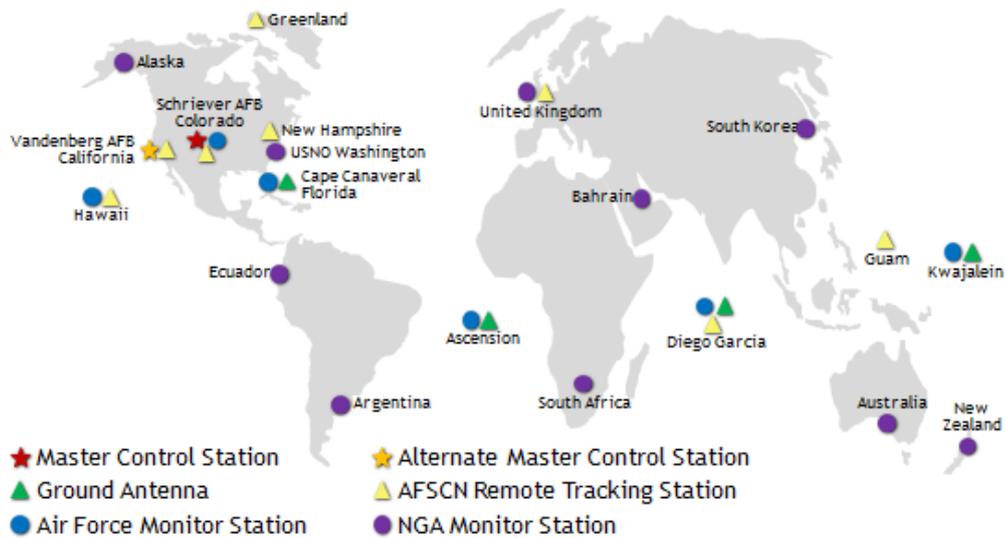


Figure II-2 GPS 관제 부분 [42]

사용자 부분 (User Segment)

사용자 부분은 위성 신호를 수신하는 안테나, L대역 주파수를 디코딩 하고 처리할 수 있는 수신기 및 프로세서 등으로 이루어져 있다.

항법시스템은 그 내부 알고리즘에 따라 미터 수준부터 cm 수준까지 다양한 위치 정확도를 가지며 가격 또한 몇 만원에서 수 천 만원까지 다양하다. 일반적으로 휴대폰이나 차량 항법에 쓰이는 방식은 SBAS 위성을 이용한 DGNSS로 미터 급의 위치 정확도를 가진다. cm급의 위치 결정이 가능한 수신기의 경우 수 천 만원에 호가하며 측량, 측지 등에 사용된다.

II.1.2 GNSS 측정치

GNSS 측정치는 사용자의 위치, 속도, 시간 정보 등을 계산하기 위해 위성에서 받을 수 있는 값을 말한다. 대표적인 GNSS 측정치는 의사거리, 반송파, 도플러 측정치가 있으며 의사거리 및 반송파 측정치는 위성과 사용자 간의 거리 정보를 제공하며 도플러 측정치는 속도 정보를 제공한다.

의사거리 측정치 (Pseudorange)

의사거리 측정치는 기본적으로 위성과 사용자 간의 거리 정보를 의미하는데 이외에도 여러 오차 요소들이 포함된다. 위성과 사용자의 시각 동기가 되어 있지 않으므로 GNSS 수신기 시계 오차가 의사거리 측정치에 포함되어 있다. 또한 신호가 대기권을 지나며 전리층, 대류층에 의해 발생하는 시간 지연 오차, 위성 위치 및 시계 오차, 다중 경로 오차, 수신기 잡음 등이 오차 요소로 존재한다.

의사거리 측정치는 기본적으로 위성 신호에 실린 PRN 코드를 이용하여 계산된다. 위성에서 수신한 코드와 사용자 수신기에서 생성한 PRN 코드의 신호 상관을 통해 위성부터 사용자 위치까지 신호의 도달 시간을 계산한다. 이 값에 빛의 속도를 곱하면 위성과 사용자 위치 간의 거리 정보를 얻을 수 있다.

의사거리 측정치를 수식적인 모델은 아래와 같다.

$$\rho^i = d^i + B - b^i + T^i + I^i + \delta R^i + M_\rho^i + \varepsilon_\rho^i \quad (2.1)$$

Table II-2 의사거리 측정치 모델 요소

기호	Description
ρ^i	i 번째 위성의 의사거리 측정치
d^i	i 번째 위성과 사용자 간의 실제 거리
B	사용자의 GNSS 수신기 시계 오차
b^i	i 번째 위성의 시계 오차
T^i	대류층 지연 오차
I^i	전리층 지연 오차
δR^i	위성 위치 오차
M_ρ^i	다중 경로 오차
ε_ρ^i	의사거리 측정치 잡음

반송파 측정치 (Carrier Phase)

반송파 측정치 또한 의사거리와 마찬가지로 위성과 사용자 간의 거리 정보를 나타낸다. 반송파 측정치는 위성 신호가 사용자에게까지 도달하는데 걸리는 시간 동안 반송파 사이클을 세어 반송파 신호의 파장 길이를 곱함으로써 계산한다. 의사거리 측정치와 반송파 측정치의 큰 차이는 반송파 측정치에는 정수 값을 갖는 미지정수 항이 포함되어 있다는 것이다. 또한 의사거리의 잡음 수준은 미터 급인 반면 반송파 신호의 잡음 수준은 밀리미터 급으로 잡음 수준이 낮고 다중 경로 오차 또한 매우 작다는 특징이 있다. 따라서 반송파를 이용하면 매우 높은 정확도로 위치 결정이 가능한데 그러기 위해서는 먼저 미지정수 항을 정확히 계산해야 한다. 이 값은 고정된 정수 값이나 위성 신호가 단절되거나 사이클 슬립이 발생하면 값이 변하게 되어 미지정수를 다시 결정해주어야 한다. 반송파 측정치 모델에서 λ^i 는 반송파 신호의 파장 길이를 의미하며 GNSS 시스템마다 약간의 차이를 가지고 있다. GPS의 L1 주파수의 경우 0.19 m 가량으로 모든 위성에 대해 동일한 파장길이를 가지고 있고 GLONASS의 경우 FDMA 방식을 취하기 때문에 각 위성마다 파장길이가 조금씩 다르고 0.1867 m ~ 0.1876 m 사이의 값을 가지고 있다.

$$\phi^i = d^i + B - b^i + T^i - I^i + \delta R^i + N^i \lambda^i + M_\phi^i + \varepsilon_\phi^i \quad (2.2)$$

반송파 신호 모델링은 의사거리와 유사하며 다른 점은 전리층 지연의 부호가 반대라는 것과 다중 경로 오차 및 잡음 수준이 의사거리 측정치에 비해 현저히 작다는 것 그리고 미지정수 항이 추가로 존재한다는 점이다.

GPS와 GLONASS의 반송파 파장길이는 식 (2.3), (2.4)와 같이 계산할 수 있다. 이 때 $C (=299792458 \text{ m/sec})$ 는 빛의 속도를 나타낸다.

$$\begin{aligned} f_{GPS} &= 1575.42 \times 10^6 \\ \lambda_{GPS} &= \frac{C}{f_{GPS}} \approx 0.1903 \text{ m} \end{aligned} \quad (2.3)$$

GLONASS 위성은 각 위성마다 반송파 주파수가 다른데 각 위성 별 반송파 주파수는 식 (2.4)와 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} f_{GLONASS} &= f_0 + k \times \text{channel spacing} \\ \lambda_{GLONASS} &= \frac{C}{f_{GLONASS}} \approx 0.1867 \sim 0.1876 \text{ m} \\ f_0 &= 1602 \times 10^6 \\ \text{channel spacing} &= 562.5 \times 10^3 \end{aligned} \quad (2.4)$$

이 때 위성 별 상수 k 는 Table II-3과 같고 이 값은 GLONASS 홈페이지에서 확인할 수 있다[43]. 그런데 Table II-3를 보면 k 값이 동일한 위성들이 존재

한다. 이 위성들은 지구를 중심으로 하여 항상 반대편에 존재하도록 설계되어 있는 위성으로 사용자가 이 위성들을 동시에 관측할 수 없다. 따라서 동일한 k 값을 가진다 해도 문제가 되지 않는다.

Table II-3 GLONASS 위성 별 상수 k

SV #	1	2	3	4	5	6
k	1	-4	5	6	1	-4
SV #	7	8	9	10	11	12
k	5	6	-2	-7	0	-1
SV #	13	14	15	16	17	18
k	-2	-7	0	-1	6	-3
SV #	19	20	21	22	23	24
k	3	2	4	-3	3	2

도플러 측정치 (Doppler Frequency Shift)

도플러 측정치는 수신된 신호와 GNSS 수신기에서 만들어진 신호 사이의 주파수 차이이다. 이 차이는 위성과 사용자 간의 상대 움직임 및 신호 전파 매개에 의해 발생한다. GNSS 수신기에서 도플러 측정치는 반송파 측정치와 관련되어 있는데 반송파 측정치의 미분치와 같은 값을 가진다.

$$D^i = \lambda^i \dot{\phi}^i = \dot{d}^i + \dot{B} - \dot{b}^i + \dot{T}^i - \dot{I}^i + \delta \dot{R}^i + \dot{M}_\phi^i + \dot{\epsilon}_\phi^i \quad (2.5)$$

II.1.3 GNSS 오차 요소

GNSS는 단독으로 사용할 경우 여러 가지 다양한 원인들로부터 나타나는 오차 때문에 만족할 만한 성능을 얻지 못할 경우가 있다. 이러한 오차 원인들로는 위성 궤도 오차, 위성 시계 오차, 전리층 지연 오차, 대류층 지연 오차, 수신기 시계 오차, 전달 경로 오차 등이 있다.

Table II-4 GNSS 오차 요소 별 오차 수준 [45]

오차 요소	표준 편차
위성 궤도 오차	0.8 m
위성 시계 오차	1.1 m
전리층 지연 오차	7.0 m
대류층 지연 오차	0.2 m
수신기 시계 오차	1.1 m
다중경로 오차	0.2 m

위성 궤도 오차

GNSS의 관제 국에서는 사용자가 위성 위치를 계산하여 자신의 위치를 계산할 수 있도록 위성 위치와 관련된 정보를 GNSS 위성의 항법 메시지로 방송한다. 이렇게 계산한 위성 위치는 실제와 약 1 미터 가량의 오차를 가진다[45, 46]. 더불어 서로 다른 GNSS를 통합하여 항법을 수행할 때에는 각 GNSS 마다 사용하는 기준좌표계가 다를 수 있으므로 추가적인 고려가 필요하다[47].

위성 시계 오차

GNSS 위성은 안정성과 정확도가 높은 원자시계를 탑재하여 기준 시간을 확인한다. 그렇더라도 위성 시계에는 오차가 존재하는데 이는 의사거리 오차로 이어진다. 우주용 세슘 발진 기의 정확도는 약 10^{-13} sec/sec 정도로 알려져 있으나 그렇더라도 하루 (86400초) 동안에 10^{-8} 초 정도의 시각 오차를 유발시키게 된다. 이것을 거리로 환산하면 약 3m 정도로 보정을 하지 않고 있으면 수일 내에 큰 오차로 커질 수 있다[48]. 이러한 이유로 위성 시계를 보정하기 위한 정보가 항법 메시지에 포함되어 있다. 이 시계 보정 정보를 이용하여 보정하고 나서 최종적으로 남게 되는 오차가 위성 시계 오차로 나타난다.

전리층 지연 오차

지구의 전리층은 약 고도 60km에서 1000km까지 분포되어 있으며 항성 풍과 태양복사 에너지로 인해 이온화되어 있다. 또한 전리층은 GNSS 신호의 주파수에 따라 신호 지연이 달라지는 분산 매질(dispersive medium) 특성을 가지며 의사거리 신호는 지연시키고 반송파 신호는 앞서게 한다. 따라서 이중주파수 수신기를 이용하면 두 가지 주파수의 측정치 조합을 통해 GNSS 측정치의 전리층 지연량을 계산할 수 있다. 전리층의 상태는 태양 활동의 정도, 계절, 시각, 장소 등의 요소에 의해 변화하며 GNSS에 대한 영향도 각각 다른 정도로 나타난다.

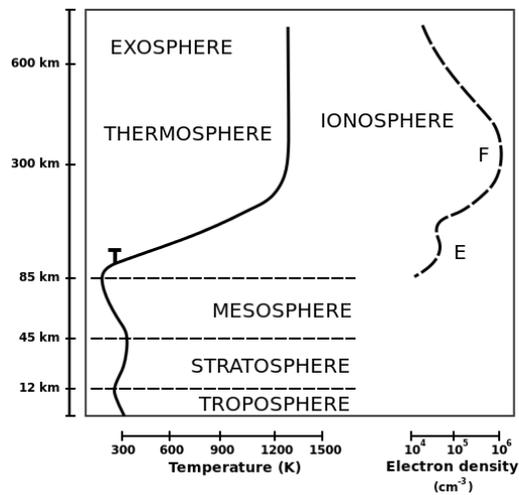


Figure II-3 대기권 구조 [49]

대류층 지연 오차

지구의 대류층은 고도 약 60km까지의 영역을 나타낸다. GNSS 신호는 대류층을 지나며 지연이 발생하는데 이것은 대기의 굴절률이 1보다 약간 큰 수치(1.0003)에 있기 때문에 발생하는 것으로 대기 밀도가 높은 지표 부근에서 크게 나타난다[48]. 또한 대류층에 의한 신호 지연은 wet 파트와 dry 파트로 구분할 수 있는데 wet 파트는 보상이 어려운 반면 dry 파트는 모델식을 이용하여 높은 정확도로 보상이 가능하다. 전체 대류층 지연에서 dry 파트가 90% 가량을 차지하기 때문에 대류층 지연은 대부분 모델로써 보상이 가능하다[50]. 또한 대류층 지연은 신호의 주파수와 관계없이 발생하여 비 분산 매질(non-dispersive medium) 특성을 띤다.

수신기 시계 오차

위성 시계 오차가 마찬가지로 GNSS 수신기의 시계에도 오차가 존재한다. 일반적으로 상용 GNSS 수신기는 quartz-based 시계를 탑재하고 있어 위성 시계에 비해 정확도가 떨어진다[45, 51, 52]. GNSS 측정치의 수신기 시계 오차는 모든 위성에 대해 같은 값을 가지기 때문에 사용자 위치와 함께 미지수로 두고 계산한다. 이로 인해 GNSS를 이용하여 사용자 위치를 계산할 때 최소 4개 이상의 위성이 필요하게 된다. 이에 더불어 2 가지 이상의 GNSS를 통합하고자 할 때에는 각 GNSS의 기준 시간 차이를 추가로 고려 해주어야 한다[47, 53-57].

다중 경로 오차

GNSS에서 사용하는 전파는 직진 성이 강해서 다른 물체에 부딪히면 반사 되기가 쉽다. 이렇게 반사를 유발하는 물질은 금속성 물질뿐만 아니라 건물의 벽이나 지면도 될 수가 있다. 따라서 사용자의 수신 안테나에는 위성에서 직접 도달하는 직접 파 외에도 주변의 건물 등에 반사되어 들어오는 반사파가 수신되게 된다. 이렇게 수신되는 전파를 다중경로(multipath)라고 한다. 이런 다중경로 파는 직접 파와는 다른 경로를 지나서 오기 때문에, 도달하는데 걸리는 시간이 다르게 된다. 이것이 직접 파와 동시에 수신되게 되면 직접 파의 파형을 변형시켜 수신기 동작에 영향을 주게 된다. 이러한 결과로 다중경로 오차라고 하는 거리오차가 발생하게 된다[48]. 또한 다중경로 오차의 특성은 사용자의 기동 상태에 따라 다른데 동적 환경에서는 사용자의 움직임에 따라 주변 환경이 계속적으로 변하기 때문에 다중경로 오차 또한 빠르게 변하는 특성을 띤다. 이에 반해 정지 상태에서의 다중경로 오차는 훨씬 느리게 변하는 오차 형태를 가지며 동적 상태일 때 보다 위치 오차에 큰 영향을 미치는 것으로 알려져 있다.

II.2 INS (Inertial Navigation System)

II.2.1 INS 개요

INS(Inertial Navigation System)는 1950년대 초반에 미국 MIT에서 개발되었으며, 1960년대부터 실용화되기 시작한 항법 시스템이다. 초기 위치 정보로부터 가속도를 측정하여 적분을 함으로써 항체의 속도와 위치를 추정한다. INS를 이루는 센서는 가속도계(Accelerometer)와 자이로스코프(Gyroscope)로 구성된다. 가속도계는 선 방향 가속도를 측정하여 내보내주고 자이로스코프는 각속도를 측정하여 내보내주는 역할을 한다.

INS로부터 얻는 항법 해는 적분에 의한 해이기 때문에, 고주파 성분인 잡음이 제거된 해를 얻을 수 있고 짧은 시간 동안에 정확한 항법 해를 보장한다. 또한 독자 항법 시스템이기 때문에 외부 환경 요소에 영향을 받지 않고 지속적인 항법 해 제공이 가능하다. 항법 해를 제공하는 속도는 약 10Hz에서 10kHz까지 매우 높아서 고기동 항체의 항법과 제어에 이용될 수 있다. 하지만 적분 방식으로 해를 구하기 때문에 가속도 오차에 의한 위치 해 오차가 시간의 제곱에 비례하여 빠르게 발산한다는 단점이 있다[58-61].

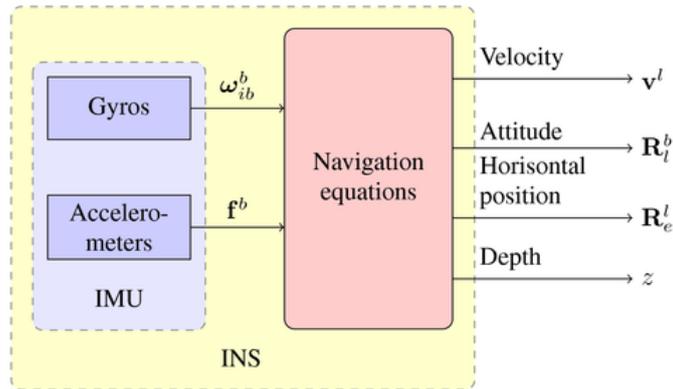


Figure II-4 INS 시스템

INS는 크게 Strapdown 시스템과 Gimbaled 시스템으로 분류된다. Gimbaled 시스템은 가속도 센서와 각속도 센서가 짐벌 위에 장착되어 있고 짐벌은 항법 좌표 계를 유지하도록 제어된다. Gimbaled 시스템은 좌표변환을 할 필요가 없고 정확하다는 장점이 있지만 무겁고 매우 고가여서 군사적인 목적으로 사용되고 있다.

Strapdown 시스템은 짐벌을 없애고 센서를 항체에 장착한 형태를 말하는데 짐벌제어가 필요 없기 때문에 전력소모가 적고 가벼우며 구조적으로 간단하다는 장점이 있다. 그러나 가속도와 각속도가 기체 좌표 계에 대한 값이기 때문에 항법 좌표 계로의 좌표변환이 필요하게 되어 계산 량이 크게 늘어난다는 단점이 있다. Strapdown 시스템이 제안되고 실용화된 것은 컴퓨터의 발전에 따라 계산처리속도가 Strapdown 시스템의 계산 량을 처리할 수 있는 수준이 된 이후이다. 현재에는 Strapdown 시스템에 대한 연구가 주류

를 이루고 있으며 본 연구에서도 Strapdown 시스템을 사용한다.

II.2.2 관성센서

INS 시스템은 관성센서의 측정치를 바탕으로 위치, 자세를 구하기 때문에 관성센서의 성능이 곧 INS 시스템의 성능이라 할 수 있다. 관성센서는 Scale factor, Bias stability, 잡음 수준 등의 성능 지표에 따라 Navigation Grade, Tactical Grade, Automotive Grade 등으로 분류된다[61, 62]. 각 급에 따른 가속도계, 자이로스코프의 성능 지표는 Table II-5와 같다.

Figure II-5, Figure II-6은 관성센서의 성능에 따른 활용분야를 나타낸다[63].

Table II-5 관성센서 급에 따른 분류

Sensor Quality	Gyro Bias (deg/h)	Gyro Noise (deg/h ^{1/2})	Accel. Bias (μ g)	Accel. Noise (m/s ²)
Navigation Grade	0.01	0.005	50	0.001
Tactical Grade	1	0.125	0.5	0.01
Automotive Grade	100	0.3	30	0.05

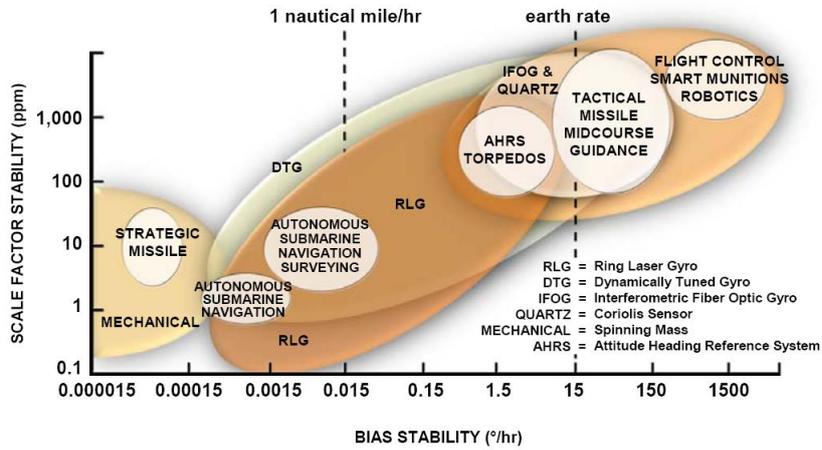


Figure II-5 Current Gyro Technology Applications

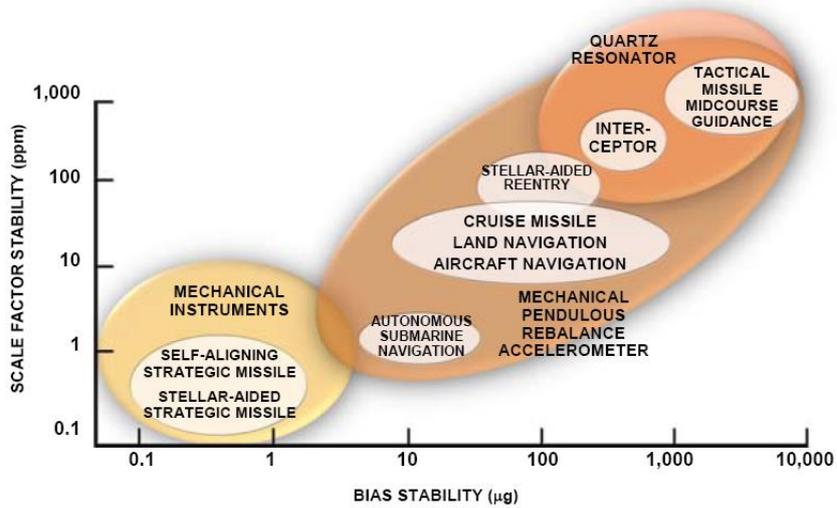


Figure II-6 Current Accelerometer Technology Applications

일반적으로 INS 시스템에서 사용되는 관성센서는 가속도계 바이어스 50 μg , 잡음 수준 0.001 m/s^2 , 자이로 바이어스 0.01 deg/h , 잡음 수준 0.005 $\text{deg/h}^{1/2}$ 이다. 이러한 수준을 만족하는 관성센서는 매우 고가여서 상용으로 사용하기에는 어렵다. 따라서 Navigation 성능은 유지하면서도 비교적 저가의 관성센서를 사용할 수 있는 통합 항법에 대한 연구가 활발하다.

본 연구에서는 MEMS 급의 저가 관성센서를 활용한 GNSS/INS 통합 항법을 통해 사이클 슬립 검출을 수행하였다. 연구에 사용된 관성센서 오차 모델은 식 (2.6)과 같다. 관성센서의 Scale factor 등의 여러 오차 항들은 Calibration 방법[64-67]을 통해 잘 보상되었다고 가정하고 바이어스 항과 잡음 항만이 관성센서의 주요 오차 원인이라고 가정하였다.

식 (2.6)은 Discretize된 3축 관성센서 출력치를 나타낸다. hat 표시는 센서 출력치, \mathbf{b}_{total} 은 바이어스 오차 항, \mathbf{w} 는 잡음 항을 나타낸다. 아래 첨자 ‘a’는 가속도계, ‘g’는 자이로를 나타낸다.

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{f}}(i) &= \mathbf{f}(i) + \mathbf{b}_{total,a}(i) + \mathbf{w}_a(i) \\ \hat{\boldsymbol{\omega}}(i) &= \boldsymbol{\omega}(i) + \mathbf{b}_{total,g}(i) + \mathbf{w}_g(i)\end{aligned}\tag{2.6}$$

관성센서 바이어스 항은 센서가 켜질 때 마다 값이 달라지지만 일단 센서를 켜고 나면 상수 값으로 존재하는 상수 항과 시간에 따라 변하는 항으로 나눌 수 있다. 상수 항은 “turn-on to turn-off” 바이어스, 시간에 따라 변하는

바이어스 항의 경우 바이어스 Drift라고 부르기도 한다. 바이어스 Drift 항은 1차 Gauss-Markov 프로세스로 모델링 하기도 한다[62, 68]. 전체 바이어스 값은 이 두 항을 더한 값이 된다.

$$\begin{aligned}\mathbf{b}_{total,a}(i) &= \mathbf{b}_{0,a} + \mathbf{b}_a(i) \\ \mathbf{b}_{total,g}(i) &= \mathbf{b}_{0,g} + \mathbf{b}_g(i)\end{aligned}\tag{2.7}$$

상수 바이어스 항의 경우 GNSS/INS 복합 항법에서 추정된 후 관성센서 측정치에서 보상하여 사용한다. 따라서 본 연구에서는 필터 수렴 후 관성센서 오차로 잡음 항과 바이어스 Drift 항을 고려하였다. 잡음 항과 바이어스 Drift 항의 정량적인 지표로는 1 Sigma 값을 사용하였다.

식 (2.8)은 Discretize된 3축 관성센서의 잡음 항과 바이어스 Drift 항의 1 Sigma 값을 나타낸다.

$$\begin{aligned}\text{var}(\mathbf{w}_a(i)) &= \sigma_a^2 I_{3 \times 3} \\ \text{var}(\mathbf{w}_g(i)) &= \sigma_g^2 I_{3 \times 3} \\ \text{var}(\mathbf{b}_a(i)) &= \sigma_{ba}^2 I_{3 \times 3} \\ \text{var}(\mathbf{b}_g(i)) &= \sigma_{bg}^2 I_{3 \times 3}\end{aligned}\tag{2.8}$$

II.2.3 INS Mechanization

INS Mechanization 수식은 식 (2.9)와 같다. INS Mechanization 수식은 다양한 좌표 계 기반으로 유도할 수 있으나 ECEF 좌표 계 기반의 방식이 계산 량이 적고 이론적인 분석에 보다 유용하다[69]. 따라서 본 연구에서는 이 방식을 활용하여 INS 오차를 분석하였다.

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{r}}_u(t) &= \mathbf{v}_u(t) \\ \dot{\mathbf{v}}_u(t) &= C_B^E(t)\mathbf{f}^b(t) - 2\boldsymbol{\Omega}\mathbf{v}_u(t) - \Omega^2\mathbf{r}_u(t) + \mathbf{G}(t) \\ \dot{\boldsymbol{\Psi}}_u(t) &= \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}_{eb}^b(t)\boldsymbol{\Psi}_u(t)\end{aligned}$$

$$C_B^E : \text{Direction cosine matrix (Body to ECEF)} \quad (2.9)$$

$$\boldsymbol{\Omega} = [\boldsymbol{\omega}_{ie}^e]^\times : \text{Skew symmetric form of vector } \boldsymbol{\omega}_{ie}^e$$

$$\boldsymbol{\Omega}_{eb}^b = [\boldsymbol{\omega}_{eb}^b]^\times : \text{Skew symmetric form of vector } \boldsymbol{\omega}_{eb}^b$$

$$\omega_{ie}^e : \text{Earth rotation rate } (7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s})$$

$$\mathbf{G} : \text{Earth gravity model } (|\mathbf{G}| \approx 9.8 \text{ m/s}^2)$$

식 (2.9)은 각각 ECEF 좌표 계 기준의 위치, 속도, 자세의 수식을 나타낸다.

지구 중력 모델은 식 (2.10)와 같다[69, 70].

$$\mathbf{G}(t) = -\frac{\mu}{|\mathbf{r}_u(t)|^3} \mathbf{r}_u(t) + \mathbf{a}_{J_2}(\mathbf{r}_u(t)) \quad (2.10)$$

μ : Earth's gravitational constant ($3986005 \times 10^8 \text{ m}^3/\text{sec}^2$)

\mathbf{a}_{J_2} : Contribution from the Earth ellipsoidal nature

INS는 뉴턴 제 2 법칙을 이용하여 가속도를 두 번 적분 하여 위치를 계산하는 개념으로 항법을 수행한다. 이를 위해 항체의 자세가 필요하며 자세의 경우에는 자이로에서 측정한 각속도를 한 번 적분하여 자세를 계산하게 된다. 그러나 INS는 초기 값 오차 및 관성센서 오차가 적분 과정에서 지속적으로 누적되기 때문에 시간에 따라 발산하는 특성의 오차를 가진다. 따라서 오랜 시간 동안 항법이 가능한 수준으로 INS를 수행하기 위해서는 매우 고가의 관성센서가 필요하게 된다. Navigation 급의 관성센서 모듈의 경우 억 대의 가격을 가지게 되어 군사적인 목적이나 특정한 목적 등에 활용되고 상용화 단계에는 미치지 못한다. 이를 극복하기 위하여 GNSS 측정치와 INS 측정치를 결합하는 것이 GNSS/INS 복합 항법이다. 이는 GNSS와 INS의 성향이 상호보완적임을 이용한 것이다.

본 연구에서는 GNSS/INS 복합 항법을 이용하여 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치를 추정하고 이를 통해 사이클 슬립을 검출한다. GNSS/INS 필터의 측정치 업데이트 후의 상태변수에서 INS Mechanization 수식을 적분하여 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치를 정밀하게 계산한다. 이를 도식적으로 나타내면 Figure II-7과 같다.

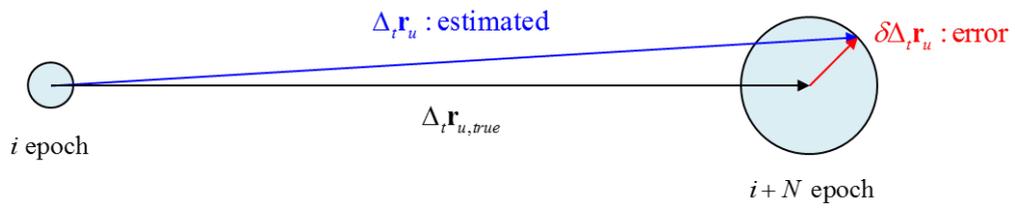


Figure II-7 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치

Figure II-7에서 $\Delta \mathbf{r}_u$ 는 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치를 나타내고 $\delta \Delta \mathbf{r}_u$ 는 오차 값을 나타낸다.

일반적으로 INS가 GNSS 수신기에 비해 높은 데이터 출력 주기를 가지므로 GNSS 측정치 출력 에폭 간의 상대위치를 추정하기 위해서는 N 번의 INS Propagation이 필요하다.

II.3 GNSS/INS 복합 항법

II.3.1 GNSS/INS 복합 항법 개요

GNSS는 저가의 수신기로 전 세계를 걸쳐 위치를 구할 수 있고 오차가 시간에 무관하게 일정하기 때문에 실외 항법에서 가장 일반적인 시스템이다. 그러나 전파 항법의 특성 상 Jamming과 외부 환경에 민감하다는 단점이 있고 도심과 같이 전파를 막는 구조물이 있을 경우 GNSS blockage가 발생하여 가시위성 수가 4개 미만이 되면 위치를 구할 수 없다는 단점이 있다.

이에 반해 INS는 독자항법이기에 때문에 외부의 영향을 거의 받지 않고 연속적이며 높은 데이터 주기의 위치 해를 제공할 수 있다. 그러나 적분으로 위치와 자세를 구하기 때문에 오차가 시간에 따라 누적되어 결국에는 항법 해가 발산하는 단점이 있다.

따라서 GNSS와 INS를 통합하면 서로 상반된 장점과 단점을 가지는 GNSS와 INS가 상호보완 효과를 가져와 Bound된 오차를 가지면서도 연속적인 해를 제공할 수 있는 시스템이 구현 가능하다.

Table II-6 GNSS와 INS 비교

	GNSS	INS
위치해 계산 방식	전파 항법 (삼각측량법)	추측 항법 (가속도, 각속도 적분)
장점	-전 세계를 커버 -Bound된 오차 -높은 정확도 -저가 장비	-독자 항법 -높은 데이터 주기 -연속성
단점	-위치해 계산을 위 해 가시위성이 4개 이상 필요 -외부 환경에 민감 -Jamming에 취약	-고가의 장비 필요 -시간에 따른 오차 발산

다음은 GNSS와 INS 그리고 GNSS/INS 복합 항법의 오차 성향 비교 결과이다. Figure II-8에서 보면 INS는 초기에는 오차가 GNSS보다 작지만 발산하는 성질이 있고 GNSS는 Bound된 오차를 가지지만 GNSS Satellite Outage가 발생했을 경우에는 위치 해를 계산할 수 없다. GNSS와 INS를 통합한 경우를 살펴보면, GNSS와 INS가 상호보완 되어 GNSS가 사용 가능할 때에는 Bound되어 있으면서도 GNSS 오차보다 작은 오차를 가지는 위치 해를 구할 수 있고 GNSS blockage 상황에서도 INS를 통해 연속적으로 위치를 제공할 수 있다. GNSS와 INS를 통합하는 방식에는 크게 약 결합, 강 결합, 초강 결합이 있다.

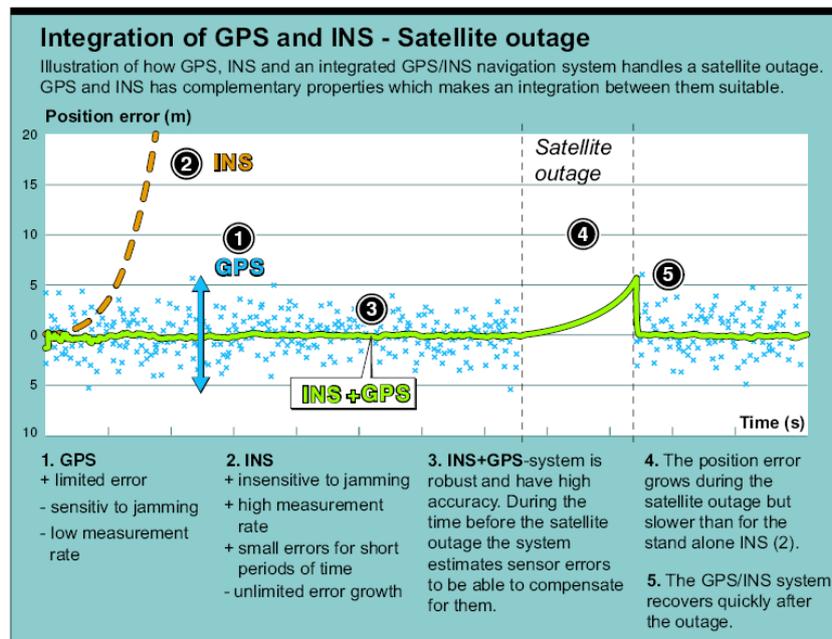


Figure II-8 GNSS/INS 복합 항법의 오차 특성

약 결합은 GNSS/INS 복합 항법의 측정치로 GNSS 위치, 속도를 사용하는 것이고 강 결합은 의사거리, 도플러, 반송파 측정치 자체를 그대로 사용하는 것이다. GNSS 위치의 경우 가시 위성의 수가 4개 이상일 때만 위치 측정치를 줄 수 있기 때문에 가시 위성 수가 떨어지는 도심과 같은 환경에서는 GNSS/INS 복합 항법의 성능 저하를 가져온다. 그러나 강 결합의 경우 의사거리 측정치가 1개라도 존재하면 GNSS/INS 필터에 측정치로 활용이 가능하므로 가시 위성 수가 적은 환경에서 더욱 강건한 성능을 가지는 장점이 있다.

본 연구에서는 반송파 측정치의 시간 차분 값을 강 결합 방식으로 GNSS/INS 필터에 활용함으로써 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치를 정밀하게 추정하였고 이를 통해 GNSS 반송파 측정치의 사이클 슬립을 검출하는 연구를 수행하였다.

II.3.2 GNSS/INS 복합 항법 필터

다음으로는 GNSS/INS 복합 항법의 필터 수식이다. 상태변수는 식 (2.11)과 같다.

$$\delta \mathbf{x} = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_u : \text{Position error} \\ \delta \mathbf{v}_u : \text{Velocity error} \\ \delta \boldsymbol{\psi}_u : \text{Attitude error} \\ \delta \mathbf{b}_{0,a} : \text{Accelerometer constant bias error} \\ \delta \mathbf{b}_{0,g} : \text{Gyro constant bias error} \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

본 연구에서는 NED 좌표 계 기반 수식 대신 ECEF 좌표 계 기반의 방식을 사용하였는데 그 이유는 수식적으로는 간단하면서도 항법 정확도는 동일한 성능을 내기 때문이다[69].

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{\mathbf{r}}_u(t) \\ \delta \dot{\mathbf{v}}_u(t) \\ \delta \dot{\boldsymbol{\psi}}_u(t) \\ \delta \dot{\mathbf{b}}_{0,a}(t) \\ \delta \dot{\mathbf{b}}_{0,g}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ \nabla G - \Omega^2 & -2\Omega & -[C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^x & C_B^E & 0 \\ 0 & 0 & -\Omega & 0 & C_B^E \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_u(t) \\ \delta \mathbf{v}_u(t) \\ \delta \boldsymbol{\psi}_u(t) \\ \delta \mathbf{b}_{0,a}(t) \\ \delta \mathbf{b}_{0,g}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ C_B^E & 0 \\ 0 & C_B^E \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{w}_a(t) \\ \mathbf{w}_g(t) \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

∇G 항은 위치에 따른 중력 Gradient를 나타낸다. 이 값은 대략 10^{-6} 수준으로 매우 작은 값을 가진다. 또한 지구 자전 각속도의 경우에도 10^{-5} 수준으로 작은 값을 가지므로 본 연구에서는 중력 Gradient와 지구 자전 각속도를 고려하지 않았다. $\bar{\mathbf{f}}^b$ 는 가속도계 출력 값에서 필터에서 추정된 상수 바이어스 항을 보정한 후의 가속도 값이다. 문자 위의 bar는 계산된 값을 나타낸다.

식 (2.12)의 프로세스 잡음은 식 (2.13)와 같다.

$$\begin{cases} \mathbf{w}_a(t): \text{Accelerometer Gaussian noise} \\ \mathbf{w}_g(t): \text{Gyro Gaussian noise} \end{cases} \quad (2.13)$$

식 (2.14)는 GNSS/INS 복합 항법의 측정치 모델식이다.

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{z}(t_{k+1}) &= [\delta z^1(t_{k+1}) \quad \delta z^2(t_{k+1}) \quad \cdots \quad \delta z^{n-1}(t_{k+1})]^T \\ &= \mathbf{H}(t_{k+1}) \delta \mathbf{x}(t_{k+1}) + \mathbf{v}(t_{k+1}) \\ \delta z^i(t_{k+1}) &= {}^i \nabla^j \Delta_t \phi_{G,iso} - \left\{ \begin{array}{l} \left| \bar{\mathbf{r}}^i(t_{k+1}) - \bar{\mathbf{r}}_u^-(t_{k+1}) \right| - \left| \bar{\mathbf{r}}^i(t_k) - \bar{\mathbf{r}}_u^+(t_k) \right| \\ - \left| \bar{\mathbf{r}}^j(t_{k+1}) - \bar{\mathbf{r}}_u^-(t_{k+1}) \right| + \left| \bar{\mathbf{r}}^j(t_k) - \bar{\mathbf{r}}_u^+(t_k) \right| \end{array} \right\} \end{aligned} \quad (2.14)$$

$$\mathbf{H}(t_{k+1}) = \begin{bmatrix} -{}^1 \nabla^l \bar{\mathbf{e}}^T(t_{k+1}) & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -{}^{n-1} \nabla^m \bar{\mathbf{e}}^T(t_{k+1}) & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix}$$

식 (2.12)은 Continuous time 모델식이고 실제로 GNSS/INS 복합 항법을 구현 할 때는 위 식을 Discretize하여 사용한다.

식 (2.14)에서 n 은 가시 위성 수를 나타내고 \mathbf{e}^i 는 i 번째 위성의 시선벡터를 나타낸다. ${}^i\nabla^j$ 는 i 번째 위성과 j 번째 위성 간 차분, Δ_t 는 GNSS 측정치 에폭 간 차분을 의미한다. 위 첨자 '+'는 GNSS 측정치 업데이트 후의 상태변수를 나타내고 위 첨자 '-'는 GNSS 측정치 업데이트 전의 상태변수를 나타낸다. 아래 첨자 ' k ', ' $k+1$ '은 GNSS 측정치 출력 에폭을 나타낸다. 또한 ${}^i\nabla^j\Delta_t\phi_{G,iso}$ 는 사이클 슬립을 검출한 후의 GNSS 반송파 측정치를 나타낸다. 아래 첨자 G는 GNSS 측정치임을 의미한다. 본 연구에서는 GNSS 측정치로 GPS와 GLONASS 위성의 반송파 측정치를 사용한다.

사이클 슬립 검출 후 다음 에폭의 사이클 슬립 검출을 위해 반송파 측정치가 필터 측정치로 사용되는데 사이클 슬립 검출 후 반송파 측정치를 필터 측정치로 사용하는 방식에는 크게 두 가지가 있다. 하나는 사이클 슬립이 발생한 측정치를 제외하고 나머지 위성의 측정치만을 필터 측정치로 사용하는 Isolation 방식, 사이클 슬립이 일어난 반송파 측정치의 사이클 슬립을 보상하고 필터 측정치로 사용하는 Repair 방식이 있다. Isolation 방식은 정확한 사이클 슬립 발생량을 계산하지 않아도 되기 때문에 False alarm에 의한 오차는 발생하지 않으나 사용 가능한 측정치 수가 줄어든다는 단점이 있고 Repair 방식은 사용 가능한 측정치 수가 많다는 장점이 있으나 사이클 슬립 발생량을 정확히 계산해야 하고 False alarm이 발생할 경우 필터 측정치에 오차가 발생한 값을 사용하게 된다는 단점이 있다. 본 연구에서

는 GPS와 GLONASS 위성의 반송파 측정치를 모두 사용하기 때문에 사용 가능한 측정치 수가 충분하므로 False alarm에 의한 오차 발생 위험이 적은 Isolation 방식을 사용하였다. 즉, 사이클 슬립이 발생한 위성의 반송파 측정치는 필터 측정치로 사용하지 않는다.

한편 본 연구에서는 필터 측정치로 시간 차분된 반송파 측정치를 사용하기 때문에 GNSS/INS 필터를 GNSS-TDCP/INS 필터로 명명하였다. 줄여서 TDCP/INS 필터라고도 부른다. 여기에서 TDCP는 Time Differenced Carrier Phase의 약자이다. 원래의 TDCP 측정치 모델은 현재 에폭의 상태변수와 이전 에폭의 상태변수에 연관되어 있는데 이는 칼만 필터의 일반적인 형식과 맞지 않는다. 따라서 본 연구에서는 칼만 필터 구현의 용이성을 위해 식 (2.14)와 같이 간단화된 모델을 사용하였다[36, 71-78].

기존에도 GNSS/INS 복합 항법 연구들[79-89]이 많이 진행된 바 있으나 대부분 의사거리를 필터 측정치로 사용하기 때문에 1 사이클 슬립까지 검출하기에는 역부족이다. 따라서 본 연구에서는 단일주파수 반송파 측정치만을 필터 측정치로 사용하여 최소 1 사이클 슬립 검출이 가능한 알고리즘을 제안하였다.

III. GNSS/INS 복항 항법 기반 GNSS 사이클 슬립 검출

III.1 GNSS 반송파 사이클 슬립

GNSS 반송파에 발생하는 사이클 슬립은 GNSS 신호 방해 요소에 의해 GNSS 수신기 내부의 Phase Lock Loop의 Lock이 일시적으로 풀리면서 반송파 미지정수 항에 점프가 일어나는 것을 말한다. 이는 반송파 측정치 항에 바이어스 형태로 존재하게 되어 반송파 기반 위치 결정 방식에 오차를 발생시킨다.

반송파 사이클 슬립은 크게 세 가지 원인으로 발생한다[4]. 첫 번째는 나무, 빌딩 등의 위성 신호 방해 요소에 의해 사이클 슬립이 발생할 수 있고 두 번째로는 낮은 신호 대 잡음 비 (SNR)에 의해 발생할 수 있는데 이는 전리층 상태, 다중경로 오차, 수신기의 급격한 기동, 낮은 위성 양각 등이 원인이 된다. 세 번째로는 수신기 내부적 원인에 의해 발생 가능하다.

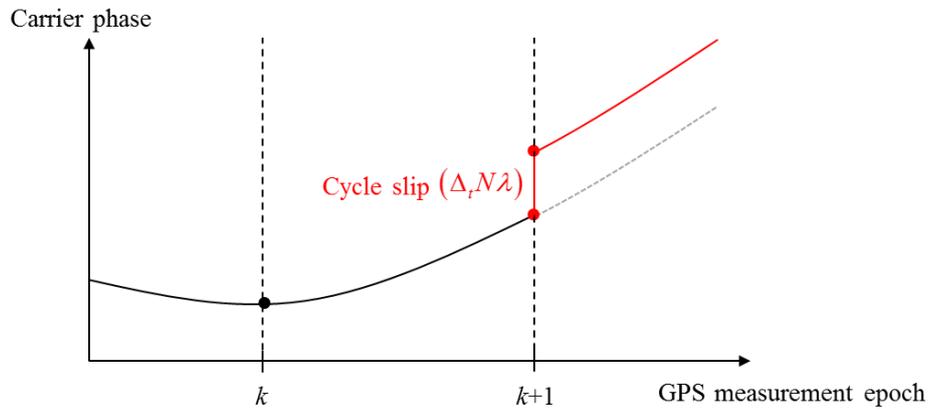


Figure III-1 GNSS 반송파 사이클 슬립

사이클 슬립 발생현상은 수신기 내부의 알고리즘에 따라 수신기 마다 다른 형태로 나타나며 이에 따라 사이클 슬립이 발생한 후의 처리도 수신기의 내부 알고리즘에 따라 수신기 마다 달라진다.

사이클 슬립에 의한 위치 오차 영향을 확인하기 위해 인천 기준국과 수원 기준국의 반송파 측정치를 시뮬레이션으로 생성하여 반송파 측정치에 사이클 슬립이 발생하였을 때 위치 오차를 계산하여 보았다. 그 결과는 Table III-1과 같다. 사용자를 인천 기준국으로 설정하고 DGPS 기준국을 수원 기준국으로 설정하여 DGPS 방식으로 반송파를 이용하여 위치를 구하였다.

Table III-1의 8개의 위성에 대하여 각 파장에 해당하는 사이클 슬립을 해당 위성에 대해서만 삽입하였을 때 해당 에폭에서의 위치오차를 계산한 결과이다. 사이클 슬립은 사용자의 반송파 측정치에만 삽입하였다.

Table III-1 사이클 슬립에 의한 위치 오차 시뮬레이션 (m)

PRN	8	11	17	19	20	27	28	32
앙각 (deg)	33.77	71.15	27.77	26.40	33.35	16.41	55.73	36.54
1 과장	0.1097	0.2178	0.0614	0.1549	0.0995	0.1781	0.1670	0.0501
2 과장	0.2197	0.4364	0.1222	0.3090	0.1989	0.3553	0.3348	0.0997
3 과장	0.3298	0.6551	0.1830	0.4631	0.2982	0.5326	0.5026	0.1492
15 과장	1.6503	3.2769	0.9144	2.3130	1.4909	2.6610	2.5146	0.7449

사이클 슬립에 의한 위치 오차를 시뮬레이션 데이터를 이용하여 계산해 본 결과 1 과장의 사이클 슬립이 발생한 경우에도 위성에 따라 10cm 이상의 위치 오차가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 사이클 슬립을 제대로 검출하지 못한 상태에서 반송파 기반 위치 결정을 수행할 경우 cm 급의 위치 정확도를 보장하기 어렵다는 것을 확인하였다. 따라서 반송파 기반 위치 결정 방식에서 사이클 슬립 검출은 반송파 측정치를 활용하기 위한 선처리 과정으로 반드시 수행된다.

III.2 GNSS/INS 복합 항법 기반 사이클 슬립 검출

III.2.1 사이클 슬립 검출 알고리즘 개요

본 연구에서 수행한 GNSS/INS 복합 항법을 이용한 사이클 슬립 검출의 전체 블록다이어그램은 Figure III-2와 같다.

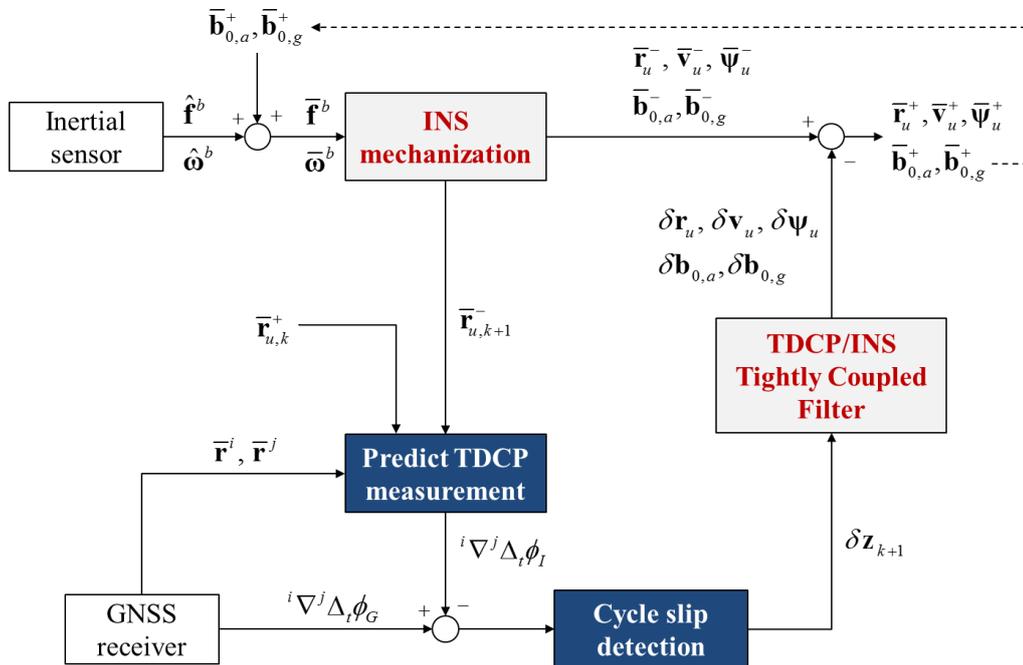


Figure III-2 GNSS/INS 복합 항법 기반 사이클 슬립 검출 블록다이어그램

Figure III-2에서 문자 위 bar 표시는 추정된 값을 의미하고 위 첨자 ‘-’는 GNSS 측정치 업데이트 전 값, ‘+’는 측정치 업데이트 후의 값을 나타낸다.

$\hat{\mathbf{f}}^b, \hat{\boldsymbol{\omega}}^b$ 항은 항체의 Body frame에 동일한 축으로 부착되어 있는 가속도계 출력, 자이로 출력을 나타내고 $\bar{\mathbf{b}}_{0,a}, \bar{\mathbf{b}}_{0,g}$ 항은 필터에서 추정된 가속도계와 자이로의 상수 바이어스 추정 값이다. $\mathbf{r}_u, \mathbf{v}_u, \boldsymbol{\psi}_u$ 항은 항체의 위치, 속도, 자세를 나타내고 \mathbf{r}^i 는 i 번째 위성의 위치를 나타낸다. $\delta \mathbf{z}$ 항은 사이클 슬립 검출 후의 반송파 측정치로 계산된 필터 측정치이다.

Figure III-2의 INS Mechanization 및 TDCP/INS 필터 수식은 2장에서 자세히 설명하였으므로 생략하고 사이클 슬립 검출 부분을 설명하도록 한다. 사이클 슬립 검출은 반송파 측정치와 추정치의 차이를 모니터링 함으로써 수행하는데 본 연구에서 사용한 모니터링 값은 식 (3.1)와 같이 정의된다.

$$M_{k+1}^i = \frac{{}^i\nabla^j \Delta_t \phi_G}{\lambda^i} - \frac{{}^i\nabla^j \Delta_t \phi_I}{\lambda^i} \quad (3.1)$$

연산자 ${}^i\nabla^j$ 는 위성 i 와 j 간의 측정치 차분을 나타내고 Δ_t 는 GNSS 측정치 출력 에폭 간 시간 차분을 나타낸다. ϕ_G, ϕ_I 는 각각 GNSS 수신기의 반송파 측정치, GNSS/INS 복합 항법을 통해 계산한 반송파 추정치이다. 모니터링 값의 자세한 유도 과정은 III.2.2장에서 설명하도록 한다.

식 (3.1)의 GNSS/INS 복합 항법을 통해 계산한 반송파 추정치는 식 (3.2)와

같이 계산한다.

$${}^i\nabla^j\Delta_t\phi_t = \left(\left| \bar{\mathbf{r}}_{k+1}^i - \bar{\mathbf{r}}_{u,k+1}^- \right| - \left| \bar{\mathbf{r}}_k^i - \bar{\mathbf{r}}_{u,k}^+ \right| \right) - \left(\left| \bar{\mathbf{r}}_{k+1}^j - \bar{\mathbf{r}}_{u,k+1}^- \right| - \left| \bar{\mathbf{r}}_k^j - \bar{\mathbf{r}}_{u,k}^+ \right| \right) \quad (3.2)$$

사이클 슬립 검출 모니터링 값이 Threshold를 넘을 경우 사이클 슬립이 발생했다고 판단하고 사이클 슬립을 검출한다. Threshold 설정은 III.2.4장에서 자세히 설명하도록 한다.

$$M_{k+1}^i \begin{cases} < threshold & \rightarrow \text{no cycle slip} \\ \geq threshold & \rightarrow \text{cycle slip} \end{cases} \quad (3.3)$$

사이클 슬립 검출 후에는 다음 에폭의 사이클 슬립 검출을 위해 반송파 측정치가 필터 측정치로 사용되는데 사이클 슬립 검출 후 반송파 측정치를 필터 측정치로 사용하는 방식에는 크게 두 가지가 있다. 하나는 사이클 슬립이 발생한 측정치를 제외하고 나머지 위성의 측정치만을 필터 측정치로 사용하는 Isolation 방식, 사이클 슬립이 일어난 반송파 측정치의 사이클 슬립을 보상하고 필터 측정치로 사용하는 Repair 방식이 있다. Isolation 방식은 정확한 사이클 슬립 발생량을 계산하지 않아도 되기 때문에 False alarm에 의한 오차는 발생하지 않으나 사용 가능한 측정치 수가 줄어든다는 단

점이 있고 Repair 방식은 사용 가능한 측정치 수가 많다는 장점이 있으나 사이클 슬립 발생량을 정확히 계산해야 하고 False alarm이 발생할 경우 필터 측정치로 오차가 발생한 값을 사용하게 된다는 단점이 있다. 본 연구에서는 GPS와 GLONASS 위성의 반송파 측정치를 모두 사용하기 때문에 사용 가능한 측정치가 충분하므로 False alarm에 의한 오차 발생 위험이 적은 Isolation 방식을 사용하였다. 즉, 사이클 슬립이 발생한 위성의 반송파 측정치는 필터 측정치로 사용하지 않는다.

III.2.2 사이클 슬립 검출 모니터링 값

사이클 슬립 검출을 위한 모니터링 값은 다음의 과정을 거쳐 유도하였다.

$$\phi_G^i = d^i + B - b^i - I^i + T^i + N^i \lambda^i + \varepsilon_\phi^i \quad (3.4)$$

GNSS 반송파 신호는 식 (3.4)와 같이 나타낼 수 있다. 아래 첨자 G는 GNSS 측정치임을 나타낸다. GNSS/INS 복합 항법으로 추정할 수 있는 값은 위 식에서 위성과 사용자 간의 실제 거리인 d 항이다. Ephemeris data로부터 계산한 위성 위치와 GNSS/INS 복합 항법으로 구한 사용자 위치를 이용하여 d 항을 추정 가능하다. 또한 위성 시계 오차 b 항의 경우에도 Ephemeris data로부터 대부분 제거 가능하다. 나머지 전리층 지연이나 대류층 지연 항

들은 원하는 정확도로 추정하기 어렵기 때문에 시간 변화율이 작은 특징을 이용하여 시간 차분 방식으로 제거한다. 전리층 지연의 경우 최대 시간 변화율은 약 2cm/sec이고 대류층은 1cm/s 정도이다[90].

먼저 반송파 측정치를 위성 간 차분하여 수신기 시계오차 B 항을 제거한다. 식 (3.5)에서 연산자 ${}^i\nabla^j$ 는 위성 i 와 j 간의 측정치 차분을 나타낸다.

$${}^i\nabla^j\phi_G = {}^i\nabla^jd - {}^i\nabla^jI + {}^i\nabla^jT + {}^i\nabla^jN\lambda^i + {}^i\nabla^j\varepsilon_\phi \quad (3.5)$$

그리고 식 (3.5)에서 전리층 지연, 대류층 지연, 미지정수 항을 제거하기 위해서 측정치의 시간 차분을 이용하였다. $\Delta_t N\lambda^i$ 는 사이클 슬립 항을 나타낸다.

$${}^i\nabla^j\Delta_t\phi_G = {}^i\nabla^j\Delta_t d + {}^i\nabla^j\Delta_t N\lambda^i + {}^i\nabla^j\Delta_t\varepsilon_\phi \quad (3.6)$$

GNSS 반송파 측정치를 위성 차분, 시간 차분 하고 나면 식 (3.6)과 같은 식을 유도할 수 있다. 최종적으로 위 식에서 d 항을 GNSS/INS 복합 항법으로 추정한다.

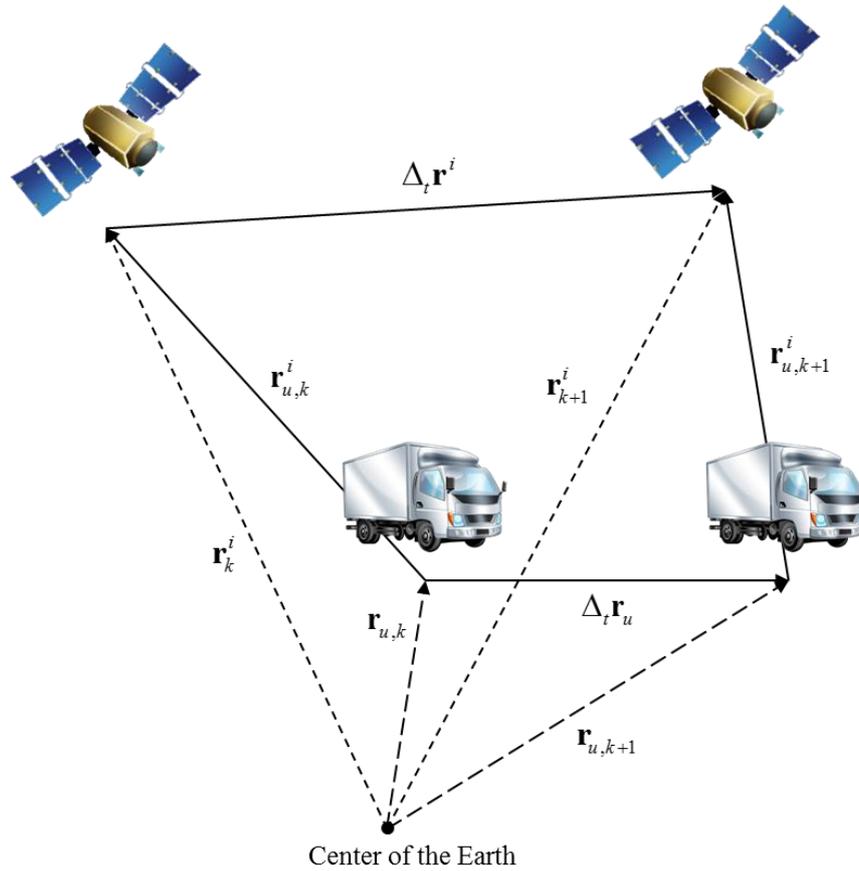


Figure III-3 GNSS 측정치 출력 에폭 간의 위성, 사용자 배치

수식을 유도하기에 앞서 수식 유도에 사용되는 벡터들을 Figure III-3에 나타내었다. Figure III-3의 벡터들을 사용하여 다시 표현된 반송파 위성 차분, 시간 차분 추정치는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
{}^i\nabla^j\Delta_t\phi_t &= {}^i\nabla^j\Delta_t d_t \\
&= (\bar{\mathbf{r}}_{k+1}^i - \bar{\mathbf{r}}_{u,k+1}) \cdot \bar{\mathbf{e}}_{k+1}^i - (\bar{\mathbf{r}}_k^i - \bar{\mathbf{r}}_{u,k}) \cdot \bar{\mathbf{e}}_k^i \\
&\quad - (\bar{\mathbf{r}}_{k+1}^j - \bar{\mathbf{r}}_{u,k+1}) \cdot \bar{\mathbf{e}}_{k+1}^j + (\bar{\mathbf{r}}_k^j - \bar{\mathbf{r}}_{u,k}) \cdot \bar{\mathbf{e}}_k^j
\end{aligned} \tag{3.7}$$

식 (3.7)에서 문자 위에 ‘ $\bar{\cdot}$ ’ 표시는 추정된 값을 의미한다. 또한 $\bar{\mathbf{e}}_k^i$ 항은 사용자가 위성을 바라볼 때 시선 벡터로 식 (3.8)과 같이 나타내어 진다. 그리고 $|\cdot|$ 표시는 벡터의 크기를 나타낸다. 또한 굵은 글씨는 벡터를 나타내고 일반 글씨는 스칼라 량을 나타낸다.

$$\bar{\mathbf{e}}_k^i = \frac{\bar{\mathbf{r}}_k^i - \bar{\mathbf{r}}_{u,k}}{|\bar{\mathbf{r}}_k^i - \bar{\mathbf{r}}_{u,k}|} \tag{3.8}$$

GNSS/INS 복합 항법을 이용하여 추정된 반송파 측정치의 위성 차분, 시간 차분 값은 결국 GNSS/INS 복합 항법 오차에 의해 오차를 가지게 된다. 따라서 GNSS/INS 복합 항법의 정확도가 사이클 슬립 검출의 성능을 결정하는 중요한 요소가 된다.

본 연구에서는 식 (3.6)과 식 (3.7)의 값의 차이를 식 (3.9)와 같이 사이클 슬립 검출 모니터링 값으로 정의하였다. 아래의 모니터링 값은 사이클 단위이고 반송파 파장길이 λ^i 를 곱함으로써 m 단위로 변환할 수 있다.

$$M_{k+1}^i = \frac{{}^i\nabla^j \Delta_t \phi_G}{\lambda^i} - \frac{{}^i\nabla^j \Delta_t \phi_I}{\lambda^i} \quad (3.9)$$

식 (3.9)의 모니터링 값은 사이클 슬립이 발생하지 않은 경우에는 잔여오차만을 가지고 있고 사이클 슬립이 발생한 경우에는 사이클 슬립 항의 위성 차분 값 및 잔여오차 값을 가지게 된다.

사이클 슬립 검출 모니터링 값의 잔여오차의 경우에는 작으면 작을수록 좋은데 모니터링 값의 잔여오차가 크면 작은 값의 사이클 슬립이 발생하였을 때 식별이 불가능하기 때문이다. 즉 이 값이 작으면 작을수록 작은 값의 사이클 슬립까지도 검출이 가능하다. 모니터링 값 잔여오차는 반송파 측정치 오차에 의한 항과 GNSS/INS 복합 항법 오차에 의한 항으로 이루어지는데 이는 사이클 슬립 검출의 성능을 결정하는 중요한 요소이기 때문에 III.2.3에 이에 대한 분석을 자세히 서술하였다.

한편 본 연구에서는 사이클 슬립 항 자체를 검출하는 대신 사이클 슬립 항의 위성 차분 값을 검출하는데 이는 대부분의 반송파 기반 위치 결정 방식에서 반송파 신호의 위성 차분 및 수신기 차분 값을 측정치로 사용하기 때문이다[91]. 따라서 본 연구에서 이후에 언급하는 사이클 슬립 항은 위성 차분 값을 의미한다.

III.2.3 사이클 슬립 검출 모니터링 값 분석

본 연구에서는 사이클 슬립 검출의 성능을 결정짓는 사이클 슬립 검출 모니터링 값의 잔여오차를 분석하였다. 모니터링 값의 잔여오차를 분석하기 위해 GNSS 반송파 측정치에 의한 오차 항과 GNSS/INS 복합 항법에 의한 오차 항을 나누어 확인하였다.

먼저 식 (3.10)은 위성 차분, 시간 차분 반송파 측정치의 참 값을 나타낸다.

$$\begin{aligned}
 {}^i\nabla^j\Delta_t\phi &= {}^i\nabla^j\Delta_t d \\
 &= |\Delta_t \mathbf{r}_u^i - \Delta_t \mathbf{r}_u^j| \\
 &= (\mathbf{r}_{k+1}^i - \mathbf{r}_{u,k+1}) \cdot \mathbf{e}_{k+1}^i - (\mathbf{r}_k^i - \mathbf{r}_{u,k}) \cdot \mathbf{e}_k^i \\
 &\quad - (\mathbf{r}_{k+1}^j - \mathbf{r}_{u,k+1}) \cdot \mathbf{e}_{k+1}^j + (\mathbf{r}_k^j - \mathbf{r}_{u,k}) \cdot \mathbf{e}_k^j
 \end{aligned} \tag{3.10}$$

모니터링 값의 잔여오차를 분석하기 위해 식 (3.11)과 같이 반송파 측정치에 의한 오차와 GNSS/INS 복합 항법으로 추정된 반송파 측정치에 의한 오차로 구분하여 분석하였다. 식 (3.11)에서 δ 는 오차 값을 나타낸다.

$$\begin{aligned}
 \lambda^i M_{k+1}^i &= {}^i\nabla^j\Delta_t\phi_G - {}^i\nabla^j\Delta_t\phi_I \\
 &= ({}^i\nabla^j\Delta_t\phi_G - {}^i\nabla^j\Delta_t\phi) - ({}^i\nabla^j\Delta_t\phi_I - {}^i\nabla^j\Delta_t\phi) \\
 &= \delta^i\nabla^j\Delta_t\phi_G - \delta^i\nabla^j\Delta_t\phi_I
 \end{aligned} \tag{3.11}$$

먼저 모니터링 값에서 GNSS 반송파 측정치는 식 (3.6)과 같이 나타내어 지고 사이클 슬립이 발생하지 않은 경우 GNSS 반송파 측정치 오차에 의한 모니터링 값 잔여오차는 식 (3.12)와 같이 유도된다. 식 (3.12)에서 ${}^i\nabla^j\Delta_t\eta$ 는 전리층 지연, 대류층 지연, 반송파 잡음 등의 오차에 의한 잔여오차를 나타낸다. 전리층 지연, 대류층 지연 항은 시간 변화율이 1~2 cm/sec 가량이고 [90] 반송파 잡음은 최대 약 3mm 정도 이므로[92] 반송파 측정치 오차에 의한 모니터링 값 잔여오차는 최대 약 2~3 cm/sec 정도가 된다.

$$\begin{aligned}\delta^i\nabla^j\Delta_t\phi_G &= {}^i\nabla^j\Delta_t\phi_G - {}^i\nabla^j\Delta_t\phi \\ &= {}^i\nabla^j\Delta_t\eta \\ &\approx 2 \sim 3 \text{ cm/sec}\end{aligned}\tag{3.12}$$

사이클 슬립이 발생할 경우 식 (3.12)에 사이클 슬립 값이 더해져 식 (3.13)과 같이 된다.

$$\begin{aligned}\delta^i\nabla^j\Delta_t\phi_G &= {}^i\nabla^j\Delta_t\phi_G - {}^i\nabla^j\Delta_t\phi \\ &= {}^i\nabla^j\Delta_tN\lambda^i + {}^i\nabla^j\Delta_t\eta\end{aligned}\tag{3.13}$$

동일한 방식으로 GNSS/INS 복합 항법에 의한 모니터링 값 잔여오차를 유도할 수 있다.

$$\delta^i \nabla^j \Delta_t \phi_t = {}^i \nabla^j \Delta_t \phi_t - {}^i \nabla^j \Delta_t \phi \quad (3.14)$$

GNSS/INS 복합 항법으로부터 추정된 반송파 추정치 오차에 의한 모니터링 값 잔여오차의 정의는 식 (3.14)와 같고 반송파 추정치의 위성 차분, 시간 차분 값은 식 (3.7)과 같이 나타낼 수 있다.

식 (3.7)에서 시선 벡터는 Standalone GNSS 해를 이용해서 참 값에 근접하게 구할 수 있다. 또한 연속하는 GNSS 측정치 출력 에폭 간의 시선벡터는 거의 같다고 가정할 수 있으므로[37] 오차 분석에 식 (3.15)와 같은 가정을 사용하였다.

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{e}}_{k+1}^i &\approx \mathbf{e}_{k+1}^i \\ \mathbf{e}_{k+1}^i &\approx \mathbf{e}_k^i \end{aligned} \quad (3.15)$$

또한 방송 궤도력으로부터 계산하는 GNSS 측정치 출력 에폭 간 위성 위치의 변화량은 충분한 정확도로 추정 가능하다. 방송 궤도력으로 계산한 위성 위치 오차에 의한 반송파 측정치 오차를 정밀 위성 위치(IGS Product)를 이용하여 계산해 보면 GNSS 측정치 출력 에폭이 1초라 할 때 약 10^{-3} m 수준임을 확인할 수 있다. 이는 Figure III-7, Figure III-8에서 확인할 수 있다.

$$\Delta_t \bar{\mathbf{r}}_{k+1}^i \approx \Delta_t \mathbf{r}_{k+1}^i \quad (3.16)$$

다음으로 식 (3.15), (3.16)을 식 (3.7)에 대입하면 반송파 추정치를 식 (3.17)과 같이 유도할 수 있다.

$${}^i \nabla^j \Delta_t \phi_t \approx \Delta_t \mathbf{r}^i \cdot \mathbf{e}_k^i - \Delta_t \mathbf{r}^j \cdot \mathbf{e}_k^j - {}^i \nabla^j \mathbf{e}_k \cdot \Delta_t \bar{\mathbf{r}}_u \quad (3.17)$$

식 (3.17)로부터 알 수 있는 것은 사용자의 절대 위치가 아닌 GNSS 측정치 출력 에폭 간의 상대위치가 위성 차분, 시간 차분된 반송파 측정치의 추정 정확도를 결정한다는 것이다.

이 때 GNSS 측정치 출력 에폭 간의 상대위치 추정치는 참 값과 오차 값으로 식 (3.18) 같이 나타낼 수 있다.

$$\Delta_t \bar{\mathbf{r}}_u = \Delta_t \mathbf{r}_u + \delta \Delta_t \mathbf{r}_u \quad (3.18)$$

식 (3.18)을 식 (3.17)에 대입하면 GNSS/INS 복합 항법에 의한 반송파 위성 차분, 시간 차분 추정치의 오차는 식 (3.19)와 같이 된다.

$$\delta^i \nabla^j \Delta_t \phi_t = -{}^i \nabla^j \mathbf{e}_k \cdot \delta \Delta_t \mathbf{r}_u \quad (3.19)$$

식 (3.12)와 (3.19)의 결과를 이용하면 모니터링 값의 식 (3.20)와 같이 다시 쓸 수 있다.

$$M_{k+1}^i = {}^i \nabla^j \Delta_t N + \frac{{}^i \nabla^j \mathbf{e}_k \cdot \delta \Delta_t \mathbf{r}_u}{\lambda^i} + \frac{{}^i \nabla^j \Delta_t \eta}{\lambda^i} \quad (3.20)$$

식 (3.20)에서 사이클 슬립 항은 검출해야 하는 값이므로 모니터링 값의 잔여오차는 식 (3.21)과 같이 정의할 수 있다. 따라서 δM_{k+1}^i 의 크기가 작으면 작을수록 작은 값의 사이클 슬립까지 검출이 가능하여 δM_{k+1}^i 를 줄임으로써 사이클 슬립 검출 성능을 향상시킬 수 있다.

$$\delta M_{k+1}^i = \frac{{}^i \nabla^j \mathbf{e}_k \cdot \delta \Delta_t \mathbf{r}_u}{\lambda^i} + \frac{{}^i \nabla^j \Delta_t \eta}{\lambda^i} \quad (3.21)$$

그런데 식 (3.21)에서 반송파 측정치 잔여오차에 의한 모니터링 값 잔여오차 값 ${}^i \nabla^j \Delta_t \eta$ 는 2~3cm/sec 수준의 작은 값이므로 GNSS/INS 복합 항법을 이용하여 추정된 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 오차가 사이클 슬립 검출의 주요한 오차원인이 된다. 따라서 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상

대위치 추정 정확도가 충분히 높으면 최소 크기의 사이클 슬립까지 식별 가능 하다. 즉, 상대위치 추정 오차가 작으면 작을수록 사이클 슬립 검출 성능은 향상되는 것이다. 본 연구에서는 사이클 슬립 검출 목표로 1 사이클을 설정하였다. 1 사이클 슬립 반송파 측정치에서 약 20cm에 해당하는 바이어스 오차이다.

사이클 슬립 검출 성능에 대한 분석을 계속하기에 앞서 식 (3.20), (3.21)의 결과를 시뮬레이션을 통해 검증하여 보았다. 시뮬레이션 데이터 생성 방식은 Table III-2, Table III-3과 같다.

Table III-2 GPS 시뮬레이션 데이터 생성 방식

GPS errors	Generation strategy
Ephemeris error	Difference between satellite positions based on precise orbit (IGS Product) and broadcasted ephemeris data
Ionospheric delay	IONEX and obliquity factor
Tropospheric delay	Neglect
Receiver noise	Modeled as an exponential function of the elevation angle

Table III-3 INS Propagation 오차 생성 방식

INS errors	Generation strategy
INS Propagation error (1 초)	$\delta\Delta_r \bar{\mathbf{r}}_u = \mathbf{0}_{3 \times 1}$ $\text{cov}(\delta\Delta_r \mathbf{r}_u) = (1 \text{ cm})^2 \times I_{3 \times 3}$

식 (3.22)을 이용하여 모니터링 값 잔여오차의 최대 값의 수식 유도 결과를 시뮬레이션과 비교하여 보았다. 시선 벡터의 위성 간 차분 값은 기준 위성의 양각이 약 90도라 할 때 최대 $\sqrt{2}$ 의 값을 가진다.

$$|\lambda^i \delta M_{k+1}^i|_{\max} \approx |{}^i \nabla^j \mathbf{e}_k^T \delta\Delta_r \mathbf{r}_u|_{\max} \approx \sqrt{2} |\delta\Delta_r \mathbf{r}_u|_{\max} \quad (3.22)$$

Figure III-4은 사이클 슬립이 발생하지 않은 경우에 시뮬레이션 결과와 수식 유도 결과를 나타낸다. Figure III-4에서 굵은 선이 수식적으로 유도된 모니터링 값 잔여오차의 최대 값이다. 시뮬레이션 결과 수식적으로 유도된 최대 값이 시뮬레이션 결과의 최대 값과 경향이 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다. 따라서 GNSS 측정치 출력 에폭 간 모니터링 값의 잔여오차가 거의 INS Propagation 오차에 의한 것임을 확인할 수 있다.

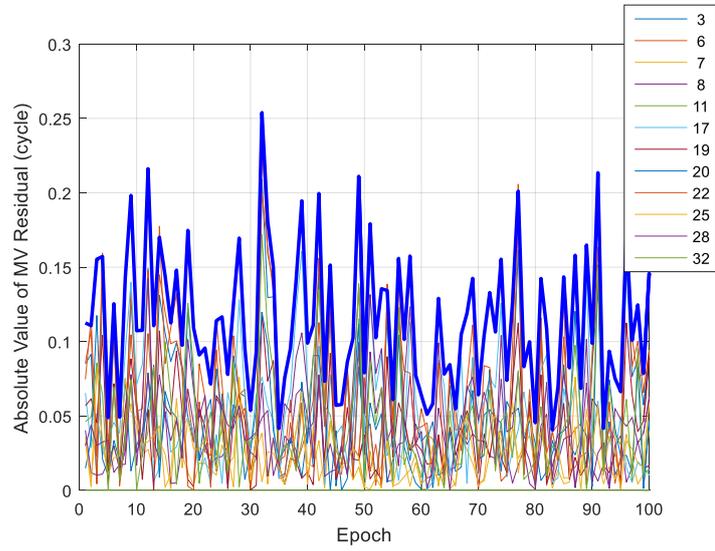


Figure III-4 모니터링 값 잔여오차 - no cycle slip

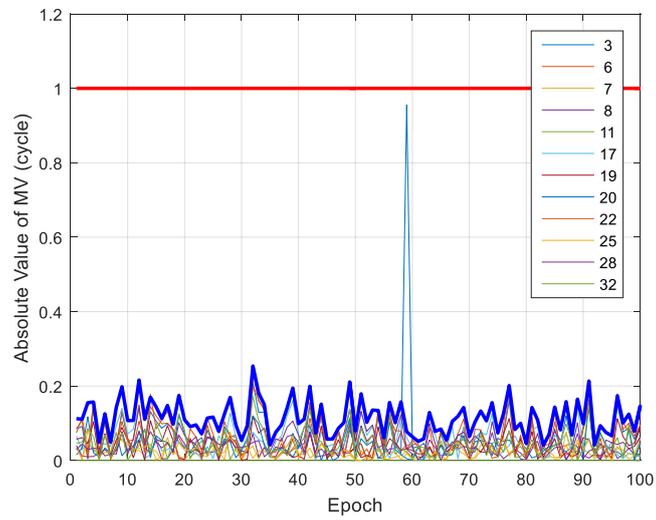


Figure III-5 모니터링 값 - cycle slip 발생

Figure III-5은 사이클 슬립이 발생한 경우 모니터링 값을 나타낸다. 60 에폭에서 3번 위성에 1 사이클 슬립을 삽입하였다. 사이클 슬립이 발생하면 INS Propagation 오차에 의한 모니터링 값 잔여오차에 사이클 슬립 발생 값만큼 점프가 일어남을 확인하여 수식 유도 결과와 시뮬레이션 결과 일치함을 검증하였다.

이에 더불어 방송 궤도력 오차에 의한 위성 위치 오차 및 위성 위치 오차의 시간변화율을 계산해 보았다. 이는 Figure III-6, Figure III-7에 나타나있고 위성 위치 오차에 의한 Range 방향 오차의 시간 변화율은 Figure III-8과 같다. 이 값은 방송 궤도력 오차에 의한 모니터링 값 잔여오차를 의미한다.

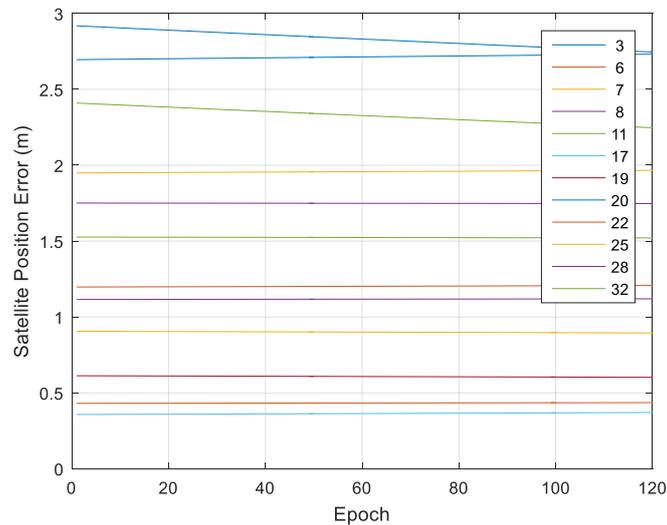


Figure III-6 방송 궤도력 오차에 의한 위성 위치 오차

Figure III-6을 보면 방송 궤도력 오차에 의한 위성 위치 오차는 수 미터 급으로 발생하는 것을 확인할 수 있다. 그러나 Figure III-7에서 확인할 수 있듯이 그 시간 변화율은 매우 작다. 따라서 식 (3.16)의 가정이 타당함을 확인하였다. 또한 위성 위치 오차에 의해 발생하는 모니터링 값 잔여오차를 확인하기 위해 위성 위치 오차에 의한 Range 방향 오차의 시간 변화율을 확인해보면 Figure III-8과 같이 10의 -3승 수준으로 매우 작은 값을 가짐을 알 수 있다. 즉, 방송 궤도력 오차가 모니터링 값 잔여오차에 미치는 영향은 무시할 만 하다.

한편 방송 궤도력은 4시간마다 데이터를 업데이트 하는데 이에 의해 업데이트 전후의 위성 위치 오차에 미터 수준의 불연속 점이 발생할 수 있다. 이렇게 되면 식 (3.16)의 가정이 맞지 않게 되는데 위성 위치를 계산할 때 TOE (Time of Ephemeris) 값을 확인함으로써 이 불연속 점의 발생을 미리 예상할 수 있다. 또한 위성 위치 계산 시 현재 에폭의 TOE 값이 이전 에폭의 TOE 값과 다르다면 현재 에폭의 새로운 Ephemeris 데이터로 이전 에폭의 위성 위치를 다시 계산함으로써 Ephemeris 데이터가 업데이트 되는 에폭에서 식 (3.16)의 가정이 위배되지 않도록 할 수 있다.

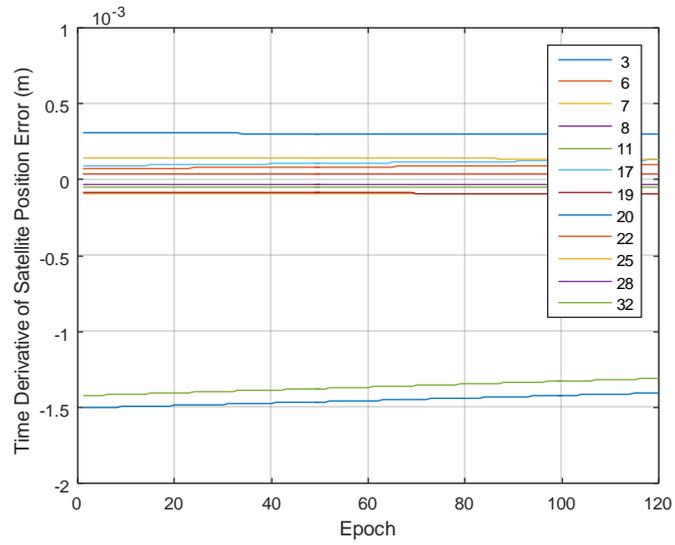


Figure III-7 방송 궤도력 오차에 의한 위성 위치 오차의 시간 변화율

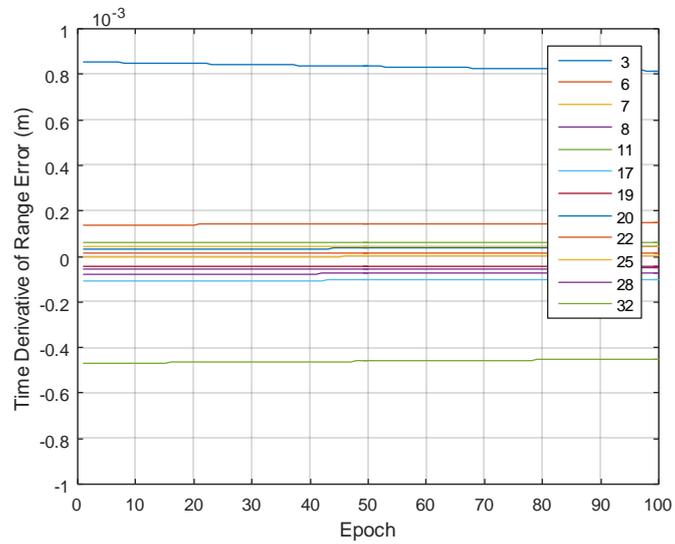


Figure III-8 방송 궤도력 오차에 의한 Range 방향 오차의 시간 변화율

III.2.4 사이클 슬립 검출 Threshold

사이클 슬립 검출 모니터링 값을 정의한 후 사이클 슬립을 검출하려면 사이클 슬립 발생 여부를 판단하는 Threshold를 설정해야 한다. 이를 위해 모니터링 값의 확률 분포를 확인하여 보면 Figure III-9와 같다.

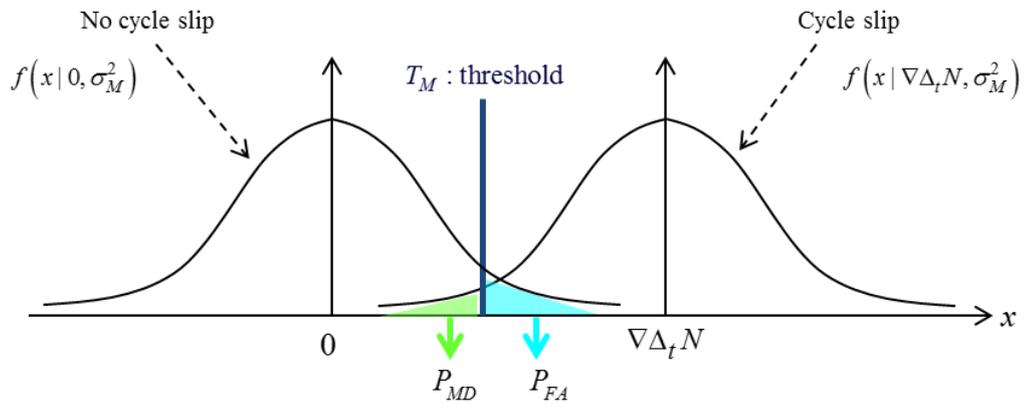


Figure III-9 사이클 슬립 검출 모니터링 값의 확률 분포

Figure III-9은 사이클 슬립이 발생하였을 때와 발생하지 않았을 때의 모니터링 값의 확률 분포를 나타낸다. 사이클 슬립 검출 모니터링 값은 가우시안 확률분포를 가진다고 가정하였다.

$$f(x|0, (\sigma_M^i)^2) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_M^i} \exp\left[-x^2 / 2(\sigma_M^i)^2\right] \quad (3.23)$$

식 (3.23)은 사이클 슬립이 발생하지 않았을 때 확률 분포를 나타내고 식 (3.24)는 사이클 슬립이 발생하였을 때 확률 분포를 나타낸다.

$$f\left(x \mid {}^i\nabla^j\Delta_t N, (\sigma_M^i)^2\right) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_M^i} \exp\left[-(x - {}^i\nabla^j\Delta_t N)^2 / 2(\sigma_M^i)^2\right] \quad (3.24)$$

두 경우 모두 모니터링 값의 분산은 동일하고 사이클 슬립이 발생한 경우에 모니터링 값의 평균이 발생한 사이클 슬립 양이 된다.

$$m_M^i = {}^i\nabla^j\Delta_t N$$

$$(\sigma_M^i)^2 = \text{var}\left(\frac{{}^i\nabla^j\mathbf{e}_k \cdot \delta\Delta_t \mathbf{r}_u}{\lambda^i}\right) + \text{var}\left(\frac{{}^i\nabla^j\Delta_t \eta}{\lambda^i}\right) \quad (3.25)$$

사이클 슬립 검출의 성능 인덱스로는 Miss detection 확률과 False alarm 확률을 사용할 수 있는데 Miss detection 확률은 사이클 슬립이 발생한 경우 확률 분포에서 Threshold보다 낮은 영역을 말한다. 이는 사이클 슬립이 발생하였음에도 검출하지 못할 확률을 나타낸다. 이와 비슷하게 사이클 슬립이 발생하지 않은 경우의 확률 분포에서 Threshold를 넘어가는 영역을 False alarm 확률이라 하고 이는 사이클 슬립이 발생하지 않았음에도 사이클 슬립이 발생한 것으로 오인할 확률이다.

$$\begin{cases} P_{FA}^i = 2 \int_{T_M^i}^{\infty} f(x|0, (\sigma_M^i)^2) dx \\ P_{MD}^i = 2 \int_{-\infty}^{T_M^i} f(x|i \nabla^j \Delta_i N, (\sigma_M^i)^2) dx \end{cases} \quad (3.26)$$

본 연구에서는 1 사이클 슬립 검출을 목표로 Threshold를 설정하였다. 일반적으로 고장 검출 분야에서는 Miss detection 확률이 더 중요하기 때문에 본 연구에서는 모든 위성에 대해 고정된 Miss detection 확률을 갖도록 다음과 같이 사이클 슬립 검출 Threshold를 설정하였다.

$$T_M^i = 1 - k_M \sigma_M^i \quad (3.27)$$

Miss detection 확률은 k_M 을 적절히 설정함으로써 조절할 수 있다. 이를 도식적으로 나타내면 Figure III-10과 같다. 본 연구에서는 기존의 사이클 슬립 검출 알고리즘과의 비교를 위해 이중주파수 반송파 측정치 및 INS를 기반으로 한 기존의 알고리즘[38]과 Worst case의 Miss detection 확률이 같도록 k_M 을 설정하였다. 이 때 Worst case의 Miss detection 확률은 2×10^{-6} 이고 k_M 은 4.75로 설정하였다.

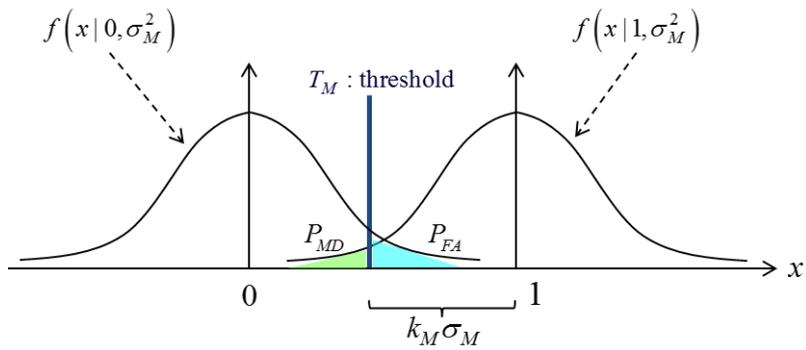


Figure III-10 사이클 슬립 Threshold 결정 (1 사이클 슬립 고려)

예를 들어 k_M 을 1로 설정하였을 경우 Figure III-10의 사이클 슬립이 일어난 경우의 확률 분포에서 평균 값을 중심으로 왼쪽의 1 Sigma에 해당하는 선이 사이클 슬립 검출 Threshold가 되고 이 Threshold 밖의 영역이 Miss detection 확률에 해당하는 영역이 된다. 따라서 식 (3.27)에서 k_M 을 고정하면 Miss detection 확률이 항상 일정하도록 Threshold가 결정되게 된다.

이와 같이 Miss detection 확률이 일정하도록 Threshold가 결정되었을 때 False alarm 확률은 사이클 슬립 검출 성능 지표로 사용될 수 있고 이 값은 모니터링 값의 표준 편차에 의해 결정되게 된다. 예를 들어 k_M 을 4로 설정하였을 때 모니터링 값 표준 편차에 따른 False alarm 확률을 계산해보면 Table III-4와 같다. 이 때 Miss detection 확률은 6.3342×10^{-5} 으로 동일하다.

Table III-4 모니터링 값 표준 편차에 따른 False alarm 확률

σ_M (m)	0.035	0.03	0.025	0.02	0.015
P_{FA}	0.15	0.02	3.04×10^{-4}	3.5×10^{-8}	0

모니터링 값 표준 편차가 작아질수록 False alarm 확률이 감소하는 것을 알 수 있다. 즉 모니터링 값 표준 편차가 감소할수록 사이클 슬립 검출 성능은 향상된다. 이는 Figure III-11에서 도식적으로도 알 수 있다. 따라서 사이클 슬립 검출 성능을 설계하기 위해서는 우선 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차를 설계해야 한다. 앞선 수식 유도를 통해 모니터링 값 표준 편차가 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정 정확도에 큰 영향을 받는 것을 확인하였다. 따라서 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정 정확도를 적절히 설계함으로써 원하는 사이클 슬립 검출 목표 성능을 달성할 수 있게 된다.

또한 Figure III-12에서 보는 바와 같이 사이클 슬립 검출 Threshold는 False alarm 확률과 Miss detection 확률의 비율을 결정하게 되는데 이는 사용자의 설계에 따라 적절히 설정하도록 한다.

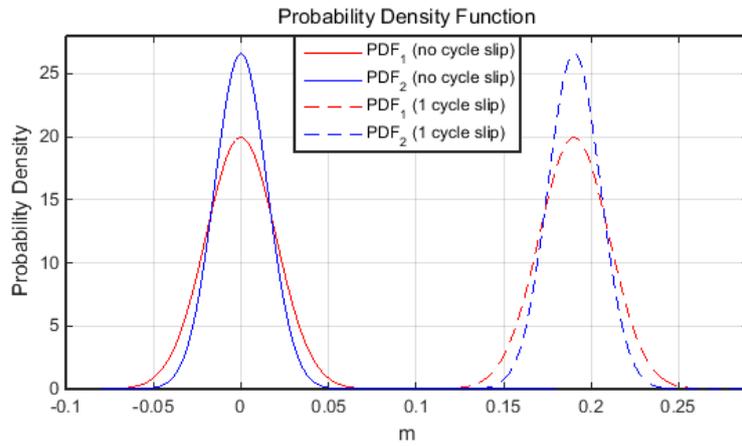


Figure III-11 모니터링 값 표준 편차에 따른 확률 분포 비교

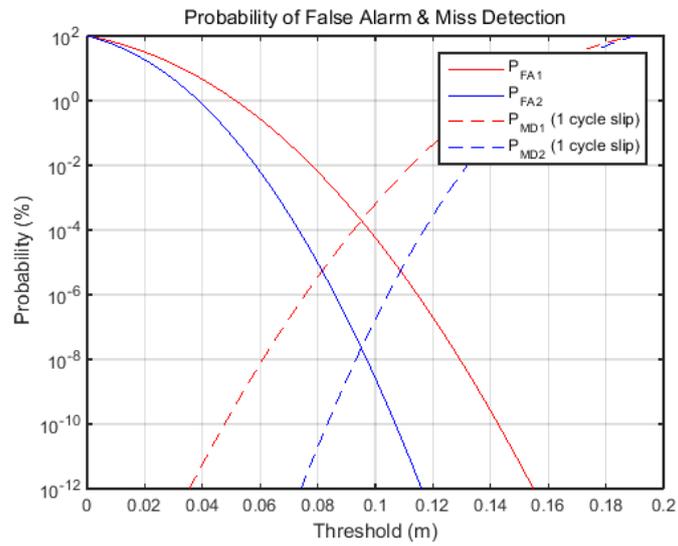


Figure III-12 사이클 슬립 검출 Threshold에 따른 FA, MD 확률

식 (3.27)의 Threshold를 계산하기 위해서는 모니터링 값의 표준 편차를 계산해야 한다. 이 값은 GNSS/INS 복합 항법 필터에서 계산되는 상태변수의 공분산 값을 사용하여 계산하며 계산 과정은 다음과 같다.

식 (3.20)으로부터 모니터링 값의 표준 편차는 식 (3.28)과 같이 계산할 수 있다.

$$\text{var}(\lambda^i M_{k+1}^i) = \sum \left[\left({}^i \nabla^j \mathbf{e}_k {}^i \nabla^j \mathbf{e}_k^T \right) \otimes \text{cov}(\delta \Delta_t \mathbf{r}_u) \right] + \text{var}({}^i \nabla^j \Delta_t \eta) \quad (3.28)$$

식 (3.28)에서 \otimes 는 크기가 같은 두 행렬의 동일 위치의 요소 간의 곱을 나타내고 $\sum[\cdot]$ 는 행렬의 모든 요소의 합을 나타낸다. 식 (3.28)에서 대괄호 안의 행렬의 자세한 값은 식 (3.29), (3.30)과 같다.

$$\left({}^i \nabla^j \mathbf{e}_k {}^i \nabla^j \mathbf{e}_k^T \right) \otimes \text{cov}(\delta \Delta_t \mathbf{r}_u) = \begin{bmatrix} m_1 & m_2 & m_3 \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

$$\begin{aligned}
m_1 &= \begin{bmatrix} {}^i\nabla^j e_{k,x}^2 \text{var}(\delta\Delta_t r_{u,x}) \\ {}^i\nabla^j e_{k,y} {}^i\nabla^j e_{k,x} \text{cov}(\delta\Delta_t r_{u,x}, \delta\Delta_t r_{u,y}) \\ {}^i\nabla^j e_{k,z} {}^i\nabla^j e_{k,x} \text{cov}(\delta\Delta_t r_{u,x}, \delta\Delta_t r_{u,z}) \end{bmatrix} \\
m_2 &= \begin{bmatrix} {}^i\nabla^j e_{k,x} {}^i\nabla^j e_{k,y} \text{cov}(\delta\Delta_t r_{u,x}, \delta\Delta_t r_{u,y}) \\ {}^i\nabla^j e_{k,y}^2 \text{var}(\delta\Delta_t r_{u,y}) \\ {}^i\nabla^j e_{k,z} {}^i\nabla^j e_{k,y} \text{cov}(\delta\Delta_t r_{u,y}, \delta\Delta_t r_{u,z}) \end{bmatrix} \\
m_3 &= \begin{bmatrix} {}^i\nabla^j e_{k,x} {}^i\nabla^j e_{k,z} \text{cov}(\delta\Delta_t r_{u,x}, \delta\Delta_t r_{u,z}) \\ {}^i\nabla^j e_{k,y} {}^i\nabla^j e_{k,z} \text{cov}(\delta\Delta_t r_{u,y}, \delta\Delta_t r_{u,z}) \\ {}^i\nabla^j e_{k,z}^2 \text{var}(\delta\Delta_t r_{u,z}) \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{3.30}$$

식 (3.30)에서 GNSS/INS 복합 항법에서 추정된 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정 오차의 공분산 값은 다음의 과정을 거쳐 계산할 수 있다.

먼저 GNSS/INS 복합 항법에서 추정된 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 벡터는 다음과 같이 나타내어 진다. 식 (3.31)에서 위 첨자 ‘+’ 표시는 해당 에폭에서 GNSS 측정치 업데이트 후의 값을 나타내고 ‘-’ 표시는 해당 에폭에서 GNSS 측정치 업데이트 전의 값을 나타낸다.

$$\Delta_t \bar{\mathbf{r}}_u = \bar{\mathbf{r}}_{u,k+1}^- - \bar{\mathbf{r}}_{u,k}^+ \tag{3.31}$$

식 (3.31)에서 이전 에폭의 절대 위치와 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치는 서로 독립적인 관계를 가지고 있다. 왜냐하면 GNSS 측정치 출력 에

폭 간 상대위치는 이전 에폭의 절대 위치와 관련이 없기 때문이다. 따라서 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정 오차의 공분산은 식 (3.32)와 같이 쓸 수 있다.

$$\text{cov}(\delta\Delta_t \mathbf{r}_u) = \text{cov}(\Delta_t \bar{\mathbf{r}}_u) = \text{cov}(\bar{\mathbf{r}}_{u,k+1}^-) - \text{cov}(\bar{\mathbf{r}}_{u,k}^+) \quad (3.32)$$

결과적으로 모니터링 값의 분산은 식 (3.33)과 같이 계산된다.

$$\text{var}(M_{k+1}^i) = \frac{\sum \left[({}^i \nabla^j \mathbf{e}_k \ {}^i \nabla^j \mathbf{e}_k^T) \otimes \left\{ \text{cov}(\bar{\mathbf{r}}_{u,k+1}^-) - \text{cov}(\bar{\mathbf{r}}_{u,k}^+) \right\} \right] + \text{var}({}^i \nabla^j \Delta_t \eta)}{(\lambda^i)^2} \quad (3.33)$$

III.3 사이클 슬립 검출 성능 설계

본 연구에서는 저가이면서도 고성능을 가지는 사이클 슬립 검출 알고리즘 개발을 위해 단일주파수 GNSS 측정치와 저가 INS를 활용하였다. 그리고 III.2.3에서 분석한 바에 의하면 INS를 이용하여 추정된 GNSS 측정치 출력 에폭 간의 상대위치 추정 정확도가 사이클 슬립 검출의 성능을 결정짓는 중요한 요소라는 것을 알게 되었다. 즉, INS의 성능이 높아질수록 사이클 슬립 검출 정확도 또한 향상되는 것이다. 그러나 INS는 급이 올라감에 따라서 가격이 매우 급격히 증가한다. 가장 높은 급인 Navigation Grade의 경우 수 억 원에 이르기도 한다. 만약 본 연구에서 목표로 하는 1 사이클 슬립을 검출하기 위한 INS 정확도가 높은 급의 INS를 필요로 한다면 이는 가격적인 측면에서 오히려 다중주파수 수신기를 이용한 방식을 넘어서게 되어 비용적인 저가화를 만족할 수 없다. 따라서 GNSS/INS 복합 항법을 이용한 사이클 슬립 검출에서는 사이클 슬립 검출 목표 성능에 따른 INS 정확도 범위에 대한 부분이 반드시 고려되어야 한다. 본 연구에서는 이에 대한 분석을 실시하였고 이론적인 유도 및 시뮬레이션을 통해 사이클 슬립 검출 목표 성능에 따른 INS 정확도를 유도하고 시뮬레이션 및 차량 실험을 통해 결과를 검증하였다.

III.3.1 1 사이클 슬립 검출을 위한 관성센서 성능의 수식적인 유도

GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치는 INS Mechanization 수식을 이전 GNSS 측정치 출력 에폭의 값으로부터 N 번 시간 전파하여 추정한다. 이를 도식적으로 나타내면 Figure III-13와 같다.

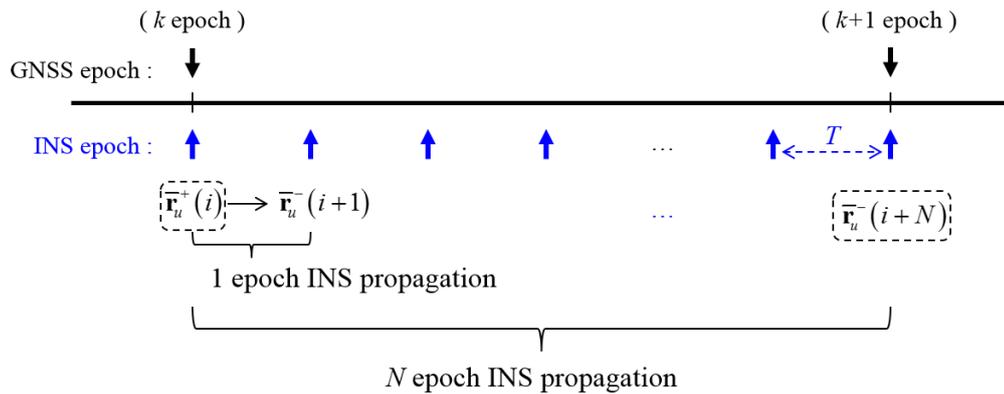


Figure III-13 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 계산

GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정 오차를 분석하기 위해서는 식 (2.9)의 INS Mechanization의 N 에폭 후의 오차량을 유도해야 한다. INS의 시간 전파 오차는 식 (2.12)의 GNSS/INS 필터 식으로 나타내어지는데 이 식은 Continuous Time 모델이므로 Discrete 모델의 N 에폭 후의 오차량을 바로 계산할 수 없다. 이를 위해 먼저 Continuous Time 모델을 Discretize 해

야 한다. 그러나 GNSS/INS 필터 식이 15 x 15의 매우 큰 행렬이어서 Discrete 모델 식을 바로 유도하기 어렵기 때문에 본 연구에서는 적절한 가정을 통해 이를 유도하였다.

먼저 식 (2.12)에서 매우 작은 값인 중력 Gradient와 지구 자전 각속도를 0이라 가정하였다.

$$\begin{aligned}\nabla G &\approx 10^{-5} \text{ rad/s} \approx 0 \\ \Omega &\approx 10^{-6} /s^2 \approx 0\end{aligned}\tag{3.34}$$

또한 관성센서의 상수 바이어스 항은 TDCP/INS 필터에서 잘 추정되었다고 가정하여 INS Propagation 오차 모델에서 제외하였다. 그러면 INS Propagation 오차 모델은 다음과 같이 간단화 된다.

$$\begin{aligned}\delta \dot{\mathbf{x}}(t) &= F(t)\delta \mathbf{x}(t) + G(t)\mathbf{w}(t) \\ \begin{bmatrix} \delta \dot{\mathbf{r}}_u(t) \\ \delta \dot{\mathbf{v}}_u(t) \\ \delta \dot{\Psi}_u(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & -[C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^\times \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_u(t) \\ \delta \mathbf{v}_u(t) \\ \delta \Psi_u(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ C_B^E & 0 \\ 0 & C_B^E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{w}_a(t) \\ \mathbf{w}_g(t) \end{bmatrix}\end{aligned}\tag{3.35}$$

간단화된 모델의 시스템 행렬은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
F &= \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & -[C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^x \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\
G &= \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ C_B^E & 0 \\ 0 & C_B^E \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{3.36}$$

이러한 모양을 가지는 행렬은 $F^3 = F^4 = \dots = 0$ 의 성질을 가지게 되는데 이를 Discrete 모델 식을 유도하는데 활용한다.

1 INS 에폭 후의 상태변수 값은 Continuous 모델 및 Discrete 모델에서 식 (3.37)과 같이 쓸 수 있다. 이 식으로부터 Discrete 모델 식을 유도할 수 있다. 식에서 Φ 는 F 의 State Transition 행렬을 나타낸다.

$$\begin{aligned}
\delta \mathbf{x}(t_0 + T) &= \Phi(t_0 + T, t_0) \delta \mathbf{x}(t_0) + \int_{t_0}^{t_0 + T} \Phi(t_0 + T - \tau) G(\tau) \mathbf{w}(\tau) d\tau \\
\delta \mathbf{x}(i+1) &= F_d(i) \delta \mathbf{x}(i) + G_d(i) \mathbf{w}_d(i)
\end{aligned} \tag{3.37}$$

본 연구에서 고려하는 시스템은 $T \ll T_{sys}$ 이고 INS Mechanization 수식을 수치 적분할 때 구분구적법을 사용하였다. 따라서 적분 시 INS 에폭 동안 관성센서 잡음은 상수 값으로 가정된다고 볼 수 있고 INS 에폭 동안 F 와 G 는 상수로 유지된다고 가정하였다. 이를 식 (3.37)에 적용하면 1 INS 에폭 후의 적분 오차는 식 (3.38)과 같이 된다.

$$\delta \mathbf{x}(t_0 + T) = \exp(F(t_0)T) \delta \mathbf{x}(t_0) + \int_0^T \exp(F(t_0)\tau) d\tau G(t_0) \mathbf{w}(t_0) \quad (3.38)$$

식 (3.38)과 식 (3.37)을 비교함으로써 Discrete 모델의 각 행렬을 (3.39)와 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} F_d &= \Phi(t_0 + T, t_0) = e^{FT} = I + FT + \frac{1}{2!} F^2 T^2 \\ G_d &= \left(\int_0^T e^{F\tau} d\tau \right) G \\ &= \left(TI + \frac{T^2}{2!} F + \frac{T^3}{3!} F^2 \right) G \end{aligned} \quad (3.39)$$

계산된 Discrete 모델 식은 식 (3.40)과 같다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_u^-(i+1) \\ \delta \mathbf{v}_u^-(i+1) \\ \delta \boldsymbol{\Psi}_u^-(i+1) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} I & IT & -\frac{1}{2} [C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^\times T^2 \\ 0 & I & -[C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^\times T \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_u^+(i) \\ \delta \mathbf{v}_u^+(i) \\ \delta \boldsymbol{\Psi}_u^+(i) \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \frac{1}{2} C_B^E T^2 & -\frac{1}{6} [C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^\times C_B^E T^3 \\ C_B^E T & -\frac{1}{2} [C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^\times C_B^E T^2 \\ 0 & C_B^E T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{w}_a(i) \\ \mathbf{w}_g(i) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.40)$$

이는 1 INS 에폭 후의 INS의 시간 전파 오차를 의미한다. 즉 이전 에폭의 위치, 속도, 자세로부터 INS 수식을 이용하여 다음 에폭의 위치, 속도, 자세를 계산하였을 때 오차가 어떻게 전파될지를 나타내는 것이다. 오차 요인에는 이전 에폭의 위치, 속도, 자세 오차와 관성센서 오차가 존재한다.

GNSS/INS 복합 항법으로 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치를 추정 할 때 이전 에폭의 위치, 속도, 자세 오차는 GNSS 측정치 업데이트 후의 위치, 속도, 자세 추정 정확도를 의미한다. 따라서 식 (3.40)의 위 첨자 '+'는 GNSS 측정치 업데이트 후의 위치, 속도, 자세 오차를 나타내고 '-'는 이전 에폭 값으로부터 INS Mechanization 수식을 적분하여 계산한 위치, 속도, 자세 오차를 나타낸다. GNSS 측정치 업데이트 후의 위치, 속도, 자세 추정 정확도는 GNSS 측정치 정확도와 관성센서 성능에 연관되어 있으며 이 외에도 항체의 기동에 크게 관련되어 있다[93-95]. GNSS/INS 복합 항법의 경우 항체의 기동에 따라 위치, 속도, 자세의 수렴 수준이 달라지기 때문이다. 그러나 항체가 충분한 기동을 한다는 가정 아래에서는 GNSS 측정치와 관성센서의 정확도가 위치, 속도, 자세 추정 정확도를 결정짓게 된다.

이 때 관성센서의 상수 바이어스 항은 필터에서 추정한 후 제거가 되었으나 바이어스의 Drift 항은 오차로 여전히 존재하므로 본 연구에서는 필터 수렴 후 관성센서 오차로 잡음 항뿐만 아니라 바이어스 Drift 항을 함께 고려하였다. 식 (3.40)에서 바이어스 Drift 항($\mathbf{b}_a, \mathbf{b}_g$)을 추가하여 INS Propagation 오차 식을 식 (3.41)과 같이 나타내었다. 바이어스 Drift 항은 시간에 따라 천천히 변하기 때문에 GNSS 측정치 출력 에폭 간에는 바이어

스 Drift는 상수로 유지된다고 가정하였다. 즉, GNSS 측정치 출력 에폭 사이에서는 상수 값을 가지고 각 GNSS 측정치 출력 에폭마다 다른 값을 가진다고 가정하였다. 이 때 각 GNSS 측정치 출력 에폭마다 달라지는 값은 식 (2.8)의 바이어스 Drift의 Sigma 값에 따라 랜덤하게 변한다.

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_u^-(i+1) \\ \delta \mathbf{v}_u^-(i+1) \\ \delta \Psi_u^-(i+1) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} I & IT & -\frac{1}{2} [C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^\times T^2 \\ 0 & I & -[C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^\times T \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_u^+(i) \\ \delta \mathbf{v}_u^+(i) \\ \delta \Psi_u^+(i) \end{bmatrix} \\
 &+ \begin{bmatrix} \frac{1}{2} C_B^E T^2 & -\frac{1}{6} [C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^\times C_B^E T^3 \\ C_B^E T & -\frac{1}{2} [C_B^E \bar{\mathbf{f}}^b]^\times C_B^E T^2 \\ 0 & C_B^E T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{b}_a(i) + \mathbf{w}_a(i) \\ \mathbf{b}_g(i) + \mathbf{w}_g(i) \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{3.41}$$

식 (3.41)은 1 에폭 후의 INS 시간 전과 오차를 나타내기 때문에 이를 N 에폭으로 확장함으로써 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정 오차식을 유도할 수 있다.

수식 유도의 간단화를 위해서 초기에 항체의 Body frame과 ECEF frame이 같은 상황을 고려하였다. 이는 항체가 북극에 위치하고 Body frame 축이 ECEF frame과 일치하는 자세를 취하고 있는 것을 의미한다. 이를 도식적으로 나타내면 Figure III-14와 같다. 또한 차량은 앞 방향으로만 움직인다고

가정하였다. 앞 방향으로 등속 운동을 하거나 가속하는 경우를 가정하였다.

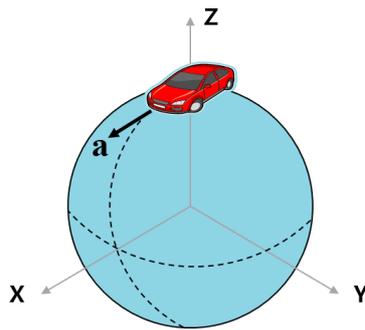


Figure III-14 항체의 초기 위치 및 자세

지구는 구이기 때문에 Body frame과 ECEF frame이 완전하게 같지는 않지만 지구 반지름이 매우 크기 때문에 거의 같다고 가정할 수 있다.

$$C_B^E \approx I \quad (3.42)$$

이를 식 (3.41)에 적용하여 위치, 속도, 자세 오차에 대한 항을 벡터 형식으로 나타내면 식 (3.43)과 같다.

$$\begin{aligned}
\delta \mathbf{r}_u^-(i+1) &= \delta \mathbf{r}_u^+(i) + T \delta \mathbf{v}_u^+(i) - \frac{1}{2} T^2 [\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \delta \boldsymbol{\psi}_u^+(i) \\
&\quad + \frac{1}{2} T^2 \{ \mathbf{b}_a(i) + \mathbf{w}_a(i) \} - \frac{1}{6} T^3 [\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \{ \mathbf{b}_g(i) + \mathbf{w}_g(i) \} \\
\delta \mathbf{v}_u^-(i+1) &= \delta \mathbf{v}_u^+(i) - T [\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \delta \boldsymbol{\psi}_u^+(i) \\
&\quad + T \{ \mathbf{b}_a(i) + \mathbf{w}_a(i) \} - \frac{1}{2} T^2 [\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \{ \mathbf{b}_g(i) + \mathbf{w}_g(i) \} \\
\delta \boldsymbol{\psi}_u^-(i+1) &= \delta \boldsymbol{\psi}_u^+(i) + T \{ \mathbf{b}_g(i) + \mathbf{w}_g(i) \}
\end{aligned} \tag{3.43}$$

식 (3.43)을 이용하여 N 에폭 시간 전과 후의 위치오차를 계산하기 위해서는 위치 오차에 대한 항을 N 에폭으로 확장하여야 한다. 그러나 위치 오차 항에는 속도 오차 및 자세 오차에 대한 항도 포함되어 있으므로 속도 오차 및 자세 오차에 대한 항을 위치 오차 항에 대입하여 정리함으로써 N 에폭 시간 전과 후에 위치 오차 항을 유도할 수 있다.

이와 같은 가정을 통하여 정리된 N 에폭 후의 상대 위치 추정 오차 식은 식 (3.44)와 같이 나타내어 진다.

$$\begin{aligned}
\delta\Delta_t \mathbf{r}_u &= \delta\mathbf{r}_u^-(i+N) - \delta\mathbf{r}_u^+(i) \\
&= NT\delta\mathbf{v}_u^+(i) - \frac{1}{2}N^2T^2[\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \delta\boldsymbol{\psi}_u^+(i) \\
&\quad + \frac{1}{2}N^2T^2\mathbf{b}_a(i) - \frac{1}{6}N^3T^3[\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \mathbf{b}_g(i) \\
&\quad + \frac{1}{2}T^2 \sum_{j=i}^{N+i-1} \mathbf{w}_a(j) + T^2 \sum_{k=i}^{N+i-1} \sum_{j=i}^{k-1} \mathbf{w}_a(j) \\
&\quad - \frac{1}{6}T^3[\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \sum_{j=i}^{N+i-1} \mathbf{w}_g(j) - T^3[\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \sum_{k=i}^{N+i-1} \sum_{j=i}^{k-1} \mathbf{w}_g(j) \\
&\quad - T^3[\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \sum_{l=i}^{N+i-1} \sum_{k=i}^{l-1} \sum_{j=i}^{k-1} \mathbf{w}_g(j)
\end{aligned} \tag{3.44}$$

결과적으로 N 에폭 후의 상대 위치 추정 오차는 두 가지로 분류되는데 첫 번째는 이전 GNSS 측정치 출력 에폭에서 TDCP 측정치 업데이트 후의 오차이다. 이에 해당하는 값은 $\delta\mathbf{v}_u, \delta\boldsymbol{\psi}_u$ 이다. 두 번째는 관성센서 바이어스의 Drift 항에 의한 오차와 관성센서 잡음 누적에 의한 오차 항이다. 관성센서 잡음의 누적에 의한 오차 항은 각각 가속도계와 자이로에 의한 항으로 식 (3.45)과 같이 나뉘어진다.

$$\begin{aligned}
\mathbf{A} &= \frac{1}{2}T^2 \sum_{j=i}^{N+i-1} \mathbf{w}_a(j) + T^2 \sum_{k=i}^{N+i-1} \sum_{j=i}^{k-1} \mathbf{w}_a(j) \\
\mathbf{B} &= [\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \left\{ \frac{1}{6}T^3 \sum_{j=i}^{N+i-1} \mathbf{w}_g(j) + T^3 \sum_{k=i}^{N+i-1} \sum_{j=i}^{k-1} \mathbf{w}_g(j) + T^3 \sum_{l=i}^{N+i-1} \sum_{k=i}^{l-1} \sum_{j=i}^{k-1} \mathbf{w}_g(j) \right\}
\end{aligned} \tag{3.45}$$

본 연구에서는 식 (3.44)의 오른쪽 항들의 최대 값을 근사함으로써 GNSS 측정치 출력 에폭 간의 상대위치 추정 오차의 최대 값을 계산하였다. 식 (3.44)의 최대 값을 나타내는 수식은 식 (3.46)과 같이 유도되고 본 논문에서는 이를 Bounding Equation이라 명명한다.

$$\begin{aligned}
|\delta\Delta_t \mathbf{r}_u|_{\max} &= |\delta\mathbf{r}_u^-(i+N) - \delta\mathbf{r}_u^+(i)|_{\max} \\
&\leq |NT\delta\mathbf{v}_u^+(i)|_{\max} + \left| \frac{1}{2}N^2T^2[\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \delta\boldsymbol{\psi}_u^+(i) \right|_{\max} \\
&\quad + \left| \frac{1}{2}N^2T^2\mathbf{b}_a(i) \right|_{\max} + \left| \frac{1}{6}N^3T^3[\bar{\mathbf{f}}^b]^\times \mathbf{b}_g(i) \right|_{\max} \\
&\quad + |\mathbf{A}|_{\max} + |\mathbf{B}|_{\max}
\end{aligned} \tag{3.46}$$

식 (3.46)에서 $|\cdot|_{\max}$ 표시는 최대 값을 나타낸다. 식 (3.46)에서 항체가 중력 가속도 성분과 기동에 의한 가속도 성분을 가지고 있다고 할 때 가속도 최대 값을 다음과 같이 정의하였다.

$$|\bar{\mathbf{f}}^b|_{\max} = f = \sqrt{a^2 + g_0^2} \tag{3.47}$$

항체가 앞 방향으로만 가속도를 가지고 있다고 가정하면 식 (3.46)을 식 (3.48), (3.49)로 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned}
|\delta\Delta_t \mathbf{r}_u|_{\max} &= |\delta\mathbf{r}_u^-(i+N) - \delta\mathbf{r}_u^+(i)|_{\max} \\
&\leq NT |\delta\mathbf{v}_u^+(i)|_{\max} + \frac{1}{2} N^2 T^2 \left[\bar{\mathbf{f}}^b \right]^{\times} \delta\boldsymbol{\Psi}_u^+(i) \Big|_{\max} \\
&\quad + \frac{1}{2} N^2 T^2 |\mathbf{b}_a(i)|_{\max} + \frac{1}{6} N^3 T^3 f |\mathbf{b}_g(i)|_{\max} \\
&\quad + |\mathbf{A}|_{\max} + |\mathbf{B}|_{\max}
\end{aligned} \tag{3.48}$$

$$\begin{aligned}
&\left[\bar{\mathbf{f}} \right]^{\times} \delta\boldsymbol{\Psi}_u^+(i) \Big|_{\max} \\
&\leq g_0 |\delta\psi_{ux}^+(i)|_{\max} + (a + g_0) |\delta\psi_{uy}^+(i)|_{\max} + a |\delta\psi_{uz}^+(i)|_{\max}
\end{aligned} \tag{3.49}$$

식 (3.48)의 최대 값을 유도하기 위해 먼저 이전 GNSS 측정치 출력 에폭의 속도 오차, 자세 오차 최대 값은 TDCP/INS 필터의 Covariance 값을 이용하여 근사하였다. 95% Bounding을 가정하여 필터 Covariance의 2 Sigma 값을 최대 값으로 활용하였다. 항체의 적절한 기동을 가정하여 시뮬레이션을 통해 이를 계산하였고 필터 모델로는 식 (3.35)의 간단화된 모델을 사용하였다. 이 때 항체 기동은 Figure III-14의 상태에서 정지(혹은 등속운동) 상태에 있다가 앞 방향으로 가속 운동을 한다고 가정하였다.

필터의 Covariance를 계산하기에 앞서 이러한 기동을 할 때 필터의 수렴성을 수식적으로 분석해보았다. 시뮬레이션의 간단화를 위해 필터 측정치로는 cm 급 위치가 삽입된다고 가정하였는데 이는 반송파 측정치로 1~2 cm 수준의 위치 계산이 가능하기 때문이다.

먼저 항체가 정지(혹은 등속운동) 상태에 있을 때 TDCP/INS 필터는 Horizontal Channel과 Vertical Channel이 Decoupled 된다. Horizontal Channel 및 Vertical Channel의 식은 각각 식 (3.50), (3.51)과 같다.

$$\begin{cases} \delta \dot{r}_{ux} = \delta v_{ux} \\ \delta \dot{v}_{ux} = g_0 \delta \psi_{uy} + w_{ax} \\ \delta \dot{\psi}_{uy} = w_{gy} \end{cases} \quad (3.50)$$

$$\begin{cases} \delta \dot{r}_{uy} = \delta v_{uy} \\ \delta \dot{v}_{uy} = -g_0 \delta \psi_{ux} + w_{ay} \\ \delta \dot{\psi}_{ux} = w_{gx} \end{cases}$$

$$\begin{cases} \delta \dot{r}_{uz} = \delta v_{uz} \\ \delta \dot{v}_{uz} = w_{az} \end{cases} \quad (3.51)$$

식 (3.50), (3.51)을 살펴보면 위치 측정치로부터 위치, 속도, Tilt 각 자세 ($\delta \psi_{ux}, \delta \psi_{uy}$)가 Observable한 것을 알 수 있다. 그러나 Azimuth 각($\delta \psi_{uz}$)은 Unobservable 하다. 따라서 정지(혹은 등속운동) 상태 동안 위치, 속도, Tilt 각 자세 오차의 Variance 값은 수렴하지만 Azimuth 각 오차의 Variance 값은 거의 초기 값을 유지하게 된다. 정확히 말하면 z 방향 자이로의 잡음에 의해 아주 천천히 증가하지만 증가 속도가 매우 느리므로 일정 시간 내에서는 거의 초기 값과 같다고 할 수 있다. 이를 수식적으로 나타내면 식 (3.52)

와 같다.

$$\text{var}(\delta\psi_{uz}) \approx \sqrt{P_{99,0}} \quad (3.52)$$

식 (3.52)에서 P 는 필터의 9 by 9 크기의 Covariance 행렬을 나타내고 아래 첨자는 P 행렬의 각 요소를 나타낼 때 사용된다. 아래 첨자의 '0'은 초기 값을 나타낸다.

정지 상태 기동에서 위치, 속도, Tilt 각 자세가 수렴하고 나면 항체가 앞 방향 가속 운동을 한다고 가정하였다. 이 때 Horizontal Channel식에서 y 방향 속도 식은 다음과 같이 변하게 된다.

$$\delta\dot{v}_{uy} = -g_0\delta\psi_{ux} + a\delta\psi_{uz} + w_{uy} \quad (3.53)$$

항체가 앞 방향 가속 운동을 시작하는 초기 단계를 생각해보면 이 때 x 방향 자세와 z 방향 자세의 Variance 값은 다음의 관계를 가지게 된다. 왜냐하면 정지(혹은 등속운동) 상태에 있을 때 x 방향 자세의 Variance는 수렴하는 반면 z 방향 자세의 Variance는 식 (3.52)와 같이 초기 값을 유지하기 때문이다.

$$\text{var}(\delta\psi_{ux}) \ll \text{var}(\delta\psi_{uz}) \quad (3.54)$$

이러한 경우에 기존 연구의 Convergence Theorem[96]에 따라 위치 측정치에 의해 z 방향 자세의 Variance가 수렴하게 된다. 즉 정지 상태 후 앞 방향 가속 운동 상태에서 z 방향 자세가 수렴한다. 따라서 본 연구에서는 항체가 이러한 기동을 한 후의 상황을 가정하고 간단화된 오차 모델을 이용하여 시뮬레이션으로 Covariance Propagation을 수행함으로써 속도 오차 및 자세 오차의 Variance 값을 계산하였다.

Covariance Propagation은 다음의 과정을 거쳐 수행하였다.

Table III-5 Covariance Propagation 프로세스

Initialization	$P_i^- = P_0$
Covariance propagation (INS epoch)	$P_{i+1}^- = F_d P_i^- F_d^T + G_d W G_d^T$
Covariance innovation (GNSS epoch)	$K_{i+1} = P_{i+1}^- H^T (H P_{i+1}^- H^T + R)^{-1}$ $P_{i+1}^+ = P_{i+1}^- - K_{i+1} H P_{i+1}^-$

이 때 Figure III-14의 상황을 가정하였기 때문에 자세변환 행렬은 $C_B^E \approx I$ 이

고 가속도계 출력은 $\bar{\mathbf{f}}^b = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_0 \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} a \\ 0 \\ g_0 \end{bmatrix}$ 가 된다.

Table III-5에서 각 행렬은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} W &= \begin{bmatrix} \sigma_a^2 I_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & \sigma_g^2 I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \\ R &= \sigma_p^2 I_{3 \times 3} \\ H &= [I_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 6}] \end{aligned} \quad (3.55)$$

이 때 측정치는 원래 시간 차분 반송파이지만 시뮬레이션의 간단화를 위해 cm 급의 위치 측정치가 입력된다고 가정하였다. 반송파 측정치를 활용하면 cm 급의 위치 결정이 가능하기 때문이다. 이 때 $\sigma_p = 1 \text{ cm}$ 를 사용하였다.

또한 σ_a, σ_g 는 식 (2.8)의 Discretize된 가속도계 및 자이로 출력 치 잡음의 표준 편차를 나타낸다.

Table III-5의 과정을 거쳐 계산한 필터 Covariance로 속도 오차, 자세 오차의 최대 값을 근사화하였다. 먼저 속도 오차의 최대 값은 식 (3.56)와 같이 항 체 기동 후 필터의 표준 편차 값의 2 Sigma 값(95%)으로 근사화하였다.

$$\begin{aligned}
|\delta \mathbf{v}_u^+|_{\max} &= \sqrt{|\delta v_{ux}^+|_{\max}^2 + |\delta v_{uy}^+|_{\max}^2 + |\delta v_{uz}^+|_{\max}^2} \\
|\delta v_{ux}^+|_{\max} &\approx 2\sqrt{P_{44}} \\
|\delta v_{uy}^+|_{\max} &\approx 2\sqrt{P_{55}} \\
|\delta v_{uz}^+|_{\max} &\approx 2\sqrt{P_{66}}
\end{aligned} \tag{3.56}$$

다음으로 자세 오차는 Azimuth 각 오차와 Tilt 각 오차로 나누어 최대 값을 근사하였다. 관성센서 상수 바이어스 항 수렴 후 오차가 바이어스 Drift 항으로 남아있다고 가정하였을 때 가속도계 바이어스 오차는 Tilt 각 오차에 영향을 미치게 된다. 왜냐하면 가속도에 바이어스가 있을 때 이 값이 관성센서 바이어스에 의한 것인지 자세 오차에 의한 중력 가속도의 유입인지 구분할 수 없기 때문이다. 따라서 Tilt 각 오차에는 TDCP/INS 필터의 Covariance 외에도 추가로 가속도계 Drift 오차를 고려하여 최대 값을 계산하였다.

$$\begin{aligned}
|\delta \psi_{ux}^+|_{\max} &\approx \sqrt{\left(\frac{|b_{ay}|_{\max}}{g_0}\right)^2 + (2\sqrt{P_{77}})^2} \\
|\delta \psi_{uy}^+|_{\max} &\approx \sqrt{\left(\frac{|b_{ax}|_{\max}}{g_0}\right)^2 + (2\sqrt{P_{88}})^2} \\
|\delta \psi_{uz}^+|_{\max} &\approx 2\sqrt{P_{99}}
\end{aligned} \tag{3.57}$$

관성센서는 3축 모두 같은 성능의 센서로 이루어져있다고 가정하고 관성센서 바이어스 Drift 오차 벡터와 잡음 누적에 의한 오차 벡터는 다음과 같이 최대 값을 정의하였다.

$$\begin{aligned}
 |\mathbf{b}_a|_{\max} &= \sqrt{|b_{ax}|_{\max}^2 + |b_{ay}|_{\max}^2 + |b_{az}|_{\max}^2} \\
 |\mathbf{b}_g|_{\max} &= \sqrt{|b_{gx}|_{\max}^2 + |b_{gy}|_{\max}^2 + |b_{gz}|_{\max}^2} \\
 |\mathbf{A}|_{\max} &= \sqrt{3}|A|_{\max} \\
 |\mathbf{B}|_{\max} &= \sqrt{3}|B|_{\max}
 \end{aligned} \tag{3.58}$$

관성센서 바이어스 Drift의 각 축의 최대 값은 2 Sigma 값으로 근사하였다.

$$\begin{aligned}
 |b_{ax}|_{\max} &= |b_{ay}|_{\max} = |b_{az}|_{\max} = 2\sigma_{ba} \\
 |b_{gx}|_{\max} &= |b_{gy}|_{\max} = |b_{gz}|_{\max} = 2\sigma_{bg}
 \end{aligned} \tag{3.59}$$

한편 식 (3.45)의 관성센서의 가우시안 잡음 적분 오차의 한 축 방향의 오차는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned}
A &= \frac{1}{2} T^2 \sum_{j=i}^{N+i-1} w_{a,j} + T^2 \sum_{k=i}^{N+i-1} \sum_{j=i}^{k-1} w_{a,j} \\
B &= \frac{1}{6} T^3 f \sum_{j=i}^{N+i-1} w_{g,j} + T^3 f \sum_{k=i}^{N+i-1} \sum_{j=i}^{k-1} w_{g,j} \\
&\quad + T^3 f \sum_{l=i}^{N+i-1} \sum_{k=i}^{l-1} \sum_{j=i}^{k-1} w_{g,j}
\end{aligned} \tag{3.60}$$

식 (3.60)의 가우시안 잡음 적분 오차의 Variance는 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned}
\text{var}(A) &= \frac{4N^3 - N}{12} T^4 \sigma_a^2 \\
\text{var}(B) &= \frac{9N^5 - 5N^3 + N}{180} f^2 T^6 \sigma_g^2
\end{aligned} \tag{3.61}$$

이 때 가우시안 적분 오차의 한 축 방향 오차의 최대 값은 2 Sigma 값으로 근사하였다.

$$\begin{aligned}
|A|_{\max} &= 2\sqrt{\text{var}(A)} \\
|B|_{\max} &= 2\sqrt{\text{var}(B)}
\end{aligned} \tag{3.62}$$

최종적으로 각 오차의 최대 값을 식 (3.48)에 대입하면 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정오차의 Bounding Equation을 식 (3.63)과 같이 유도할

수 있다.

$$\begin{aligned}
|\delta\Delta_{r_u}|_{\max} &\leq fn(P, \sigma_{ba}, \sigma_{bg}, \sigma_a, \sigma_g, N, T, f) \\
&= 2NT\sqrt{P_{44} + P_{55} + P_{66}} \\
&\quad + \frac{1}{2}N^2T^2 \left\{ \begin{aligned} &g_0\sqrt{\left(\frac{2\sigma_{ba}}{g_0}\right)^2 + (2\sqrt{P_{77}})^2} \\ &+(a+g_0)\sqrt{\left(\frac{2\sigma_{ba}}{g_0}\right)^2 + (2\sqrt{P_{88}})^2} + a\sqrt{(2\sqrt{P_{99}})^2} \end{aligned} \right\} \\
&+ 2\sqrt{3}\left(\frac{1}{2}N^2T^2\sigma_{ba}\right) + 2\sqrt{3}\left(\frac{1}{6}N^3T^3f\sigma_{bg}\right) \\
&+ 2\sqrt{3}\left(\sqrt{\frac{4N^3-N}{12}}T^2\sigma_a\right) + 2\sqrt{3}\left(\sqrt{\frac{9N^5-5N^3+N}{180}}T^3f\sigma_g\right)
\end{aligned} \tag{3.63}$$

식 (3.63)은 결과적으로 다음의 관성센서 성능에 대한 수식으로 나타내어진다.

$$\begin{aligned}
\sigma_{ba} &: \text{Bias stability of accelerometer} \\
\sigma_{bg} &: \text{Bias stability of gyro} \\
\sigma_a &: \text{Std. of noise of accelerometer} \\
\sigma_g &: \text{Std. of noise of gyro}
\end{aligned} \tag{3.64}$$

결과적으로 관성센서 성능이 결정되면 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위

치 오차를 수식적으로 계산할 수 있으므로 1 사이클 슬립 검출을 위한 상대위차 추정 오차의 목표 값을 설정하면 그에 해당하는 관성센서 성능을 결정할 수 있게 된다.

그리고 모니터링 값 잔여오차의 최대 값은 식 (3.65)와 같이 나타내어지는데 위성의 시선 벡터의 크기의 최대 값을 가정함으로써 1 사이클 슬립 검출을 위한 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위차 추정 오차 최대 값을 계산할 수 있다.

$$\left| \delta M_{k+1}^i \right|_{\max} \approx \left| \frac{{}^i \nabla^j \mathbf{e}_k \cdot \delta \Delta_t \mathbf{r}_u}{\lambda^i} \right|_{\max} \leq \frac{\left| {}^i \nabla^j \mathbf{e}_k \right|_{\max} \left| \delta \Delta_t \mathbf{r}_u \right|_{\max}}{\lambda^i} \quad (3.65)$$

식 (3.65)에서 위성 i와 j 간의 시선 벡터의 차분 값은 기준 위성으로 사용되는 위성 j의 양각이 60~90도를 가진다는 것을 이용하여 근사할 수 있다.

이를 확인하기 위해 방송 궤도력 데이터를 이용하여 24시간 동안의 시뮬레이션 데이터를 통하여 최고 양각과 시선 벡터의 위성 차분 값의 최대 값을 계산하였다.

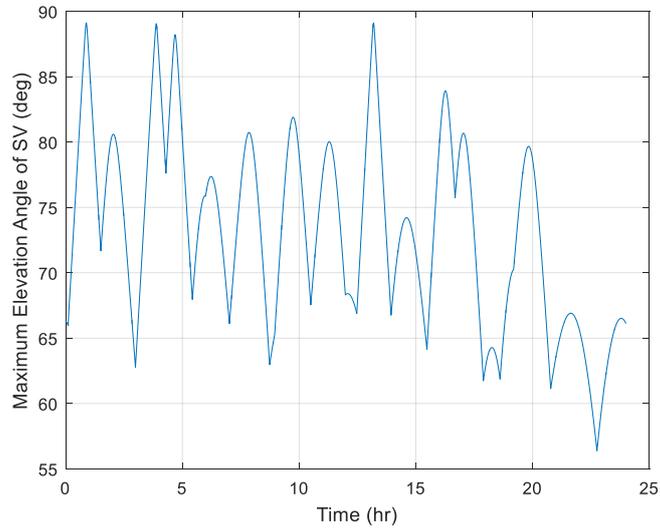


Figure III-15 GPS 위성의 최고 양각 (24 시간)

24 시간 시뮬레이션 결과 GPS 위성의 최고 양각이 약 60~90도 사이에 분포하는 것을 Figure III-15에서 확인할 수 있다. 이에 따른 시선 벡터의 위성 간 차분된 값의 최대 값은 Figure III-16에서 확인할 수 있다.

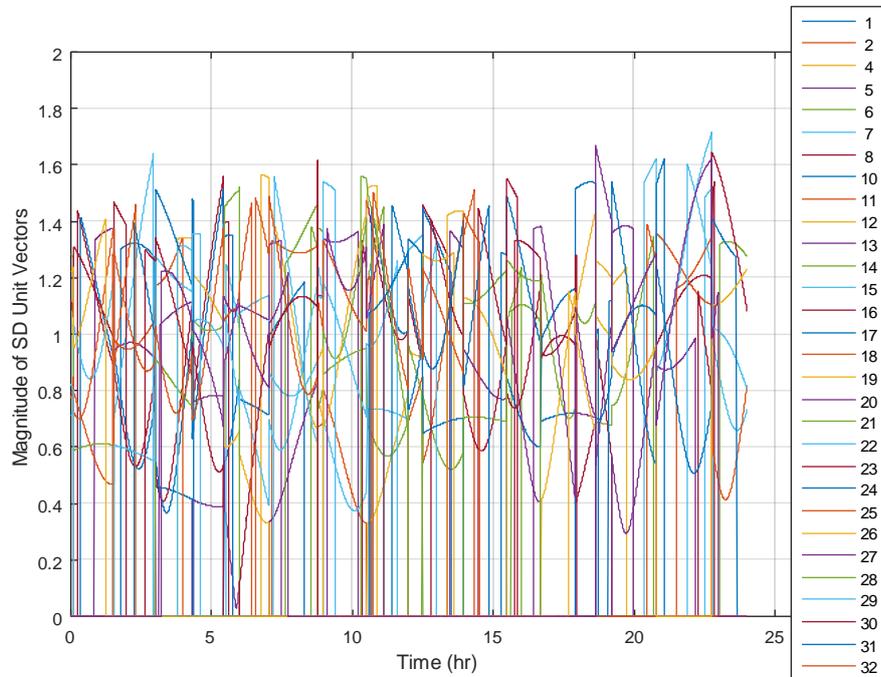


Figure III-16 시선 벡터의 위성 간 차분의 최대 값

Figure III-16을 확인하여 보면 시선 벡터의 위성 간 차분 값의 최대 값은 모두 1.8이내에 들어오는 것을 확인할 수 있다.

$$\left| {}^i \nabla^j \mathbf{e}_k \right|_{\max} \leq 1.8 \quad (3.66)$$

결과적으로 식 (3.63)을 이용하면 다음과 같이 센서 성능에 따른 모니터링 값 표준 편차 값의 상한 수식을 유도할 수 있다. 이때 $\nabla \Delta_t \eta$ 항은 반송파 시

간 차분, 위성 차분 후의 잔여오차로 최대 약 2~3 cm/s 정도의 값을 가진다.

아래 식에서 $\delta\Delta_t\mathbf{r}_u$ 의 최대 값은 3 Sigma 값을 가정하였다.

$$\max(\sigma_M^i) \leq \frac{1}{\lambda^i} \sqrt{\left\{ \frac{1.8}{3} |\delta\Delta_t\mathbf{r}_u|_{\max} \right\}^2 + \text{var}(\nabla\Delta_t\eta)} \quad (3.67)$$

III.3.2 시뮬레이션 및 실험을 통한 관성센서 성능 선택

Tactical 급, MEMS 급 관성센서를 이용한 시뮬레이션

1 사이클 슬립 검출을 위한 관성센서 성능을 분석하기 위하여 Tactical 급과 MEMS 급 관성센서 성능을 이용하여 수식 유도 결과를 바탕으로 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에 사용된 관성센서 성능은 Table III-6과 같다. 이 때 GNSS 측정치 출력 에폭 간격은 1초라 가정하였고 관성센서는 100Hz로 출력된다고 가정하였다.

Table III-6 시뮬레이션에 사용된 관성센서 성능

SPAN-CPT 내장	Gyro bias variation	(deg/h)	1
	Gyro noise	(deg/h ^{1/2})	0.0667
KVH IMU (Tactical 급)	Acc. bias variation	(mg)	0.25
	Acc. noise	(m/sec/h ^{1/2})	0.033
ADIS16365 (MEMS 급)	Gyro bias variation	(deg/h)	25
	Gyro noise	(deg/h ^{1/2})	2
	Acc. bias variation	(mg)	0.2
	Acc. noise	(m/sec/h ^{1/2})	0.2

먼저 항체가 25초 간의 정지 후 25초 간의 앞 방향 가속 운동을 한다고 가정하였고 항체 기동 후 Covariance 값은 Table III-7과 같이 계산되었다.

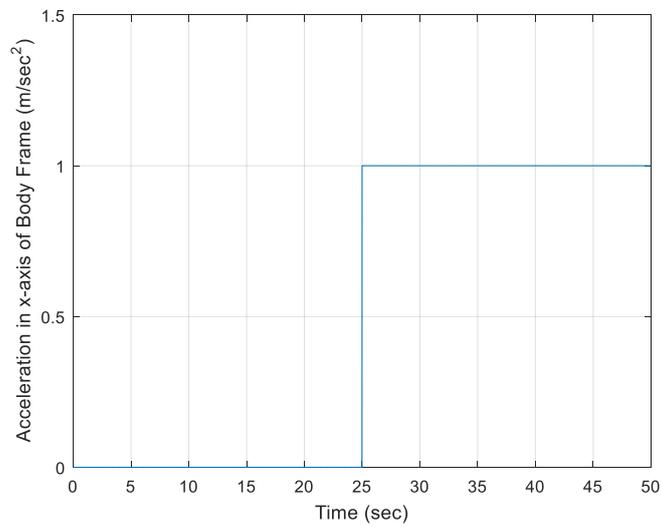


Figure III-17 Covariance 계산에 사용된 항체 기동 시나리오

Table III-7 항체 기동 후 속도 오차, 자세 오차의 표준 편차

IMU Model	$\sigma(v_{ux})$ (m/sec)	$\sigma(v_{uy})$ (m/sec)	$\sigma(v_{uz})$ (m/sec)	$\sigma(\psi_{ux})$ (deg)	$\sigma(\psi_{uy})$ (deg)	$\sigma(\psi_{uz})$ (deg)
KVH IMU	0.002	0.002	0.001	0.005	0.003	0.04
ADIS 16365	0.011	0.011	0.005	0.08	0.05	0.7

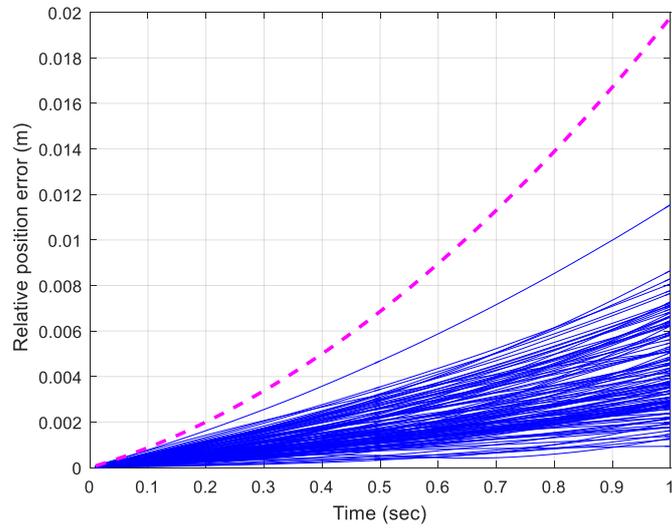


Figure III-18 INS 오차 (Tactical 급 관성센서)

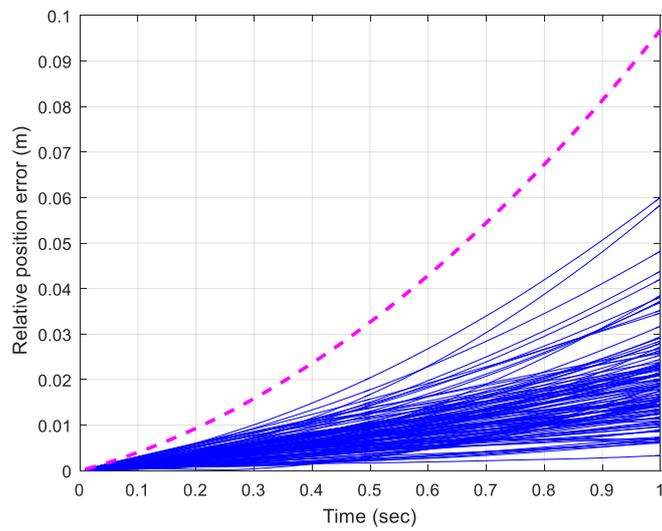


Figure III-19 INS 오차 (MEMS 급 관성센서)

Table III-7과 같이 항체가 기동한 후에 항체는 2 m/sec^2 의 앞 방향 가속 운동을 한다고 가정하였다. 이 때 GNSS 측정치 출력 에폭 (1초) 간의 INS Propagation 오차를 그려보면 Figure III-18, Figure III-19와 같다.

Figure III-18, Figure III-19의 결과를 보면 Tactical 급 관성센서를 사용하였을 때 1초 후 INS 오차는 약 2 cm 이내의 값을 가짐을 확인할 수 있다. 또한 MEMS 급 관성센서를 사용한 경우 1초 후 오차가 약 10 cm 이내의 값을 가진다. 1 사이클 슬립의 크기가 약 20 cm임을 고려할 때 Tactical 급 관성센서는 사이클 슬립 검출 성능 면에서는 충분하지만 MEMS 급 관성센서에 비해 월등히 비싼 가격을 가지고 있어 적절치 않다. MEMS 급 관성센서의 경우에는 사이클 슬립 검출 성능은 Tactical 급보다 떨어지지만 비용적인 면에서 큰 이점이 있고 Figure III-19의 결과에서 INS 오차가 반 파장 길이 (10 cm)보다 작으므로 1 사이클 슬립도 검출 가능성이 있을 것으로 보인다.

이와 같이 INS 오차가 발생할 때 이에 의한 모니터링 값 잔여오차 또한 시뮬레이션을 통해 확인하여 보았다. 이를 통해 1 사이클 슬립 검출을 위한 관성센서 급을 시뮬레이션을 통해 확인하여 보았다. GPS 시뮬레이션 데이터 생성 방식은 아래 표와 같다. 위성 위치 오차의 경우에는 방송 궤도력으로 구한 위성 위치와 실제 위성 위치의 차이를 계산하여 오차를 삽입했고 전리층의 경우 IONEX 값, 대류층의 경우 WAAS 모델을 사용하였다. 또한 수신기 잡음은 위성 양각이 작아짐에 따라 증가하기 때문에 위성 양각이 낮아질수록 Exponential하게 잡음이 증가하도록 생성하였다.

Table III-8 GPS 시뮬레이션 데이터 생성 방식

GPS errors	Generation strategy
Ephemeris error	Difference between satellite positions based on precise orbit and navigation data
Ionospheric delay	IONEX and obliquity factor
Tropospheric delay	WAAS Tropospheric delay
Receiver noise	Modeled as an exponential function of the elevation angle

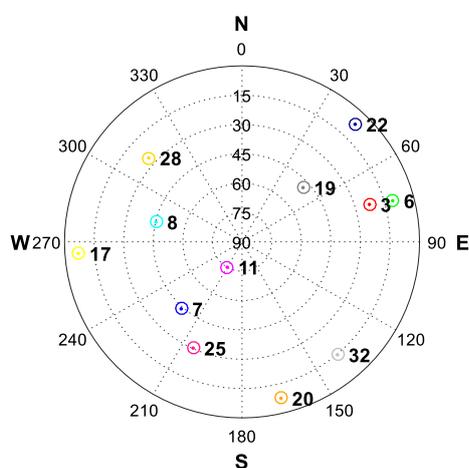


Figure III-20 위성 배치 (시뮬레이션)

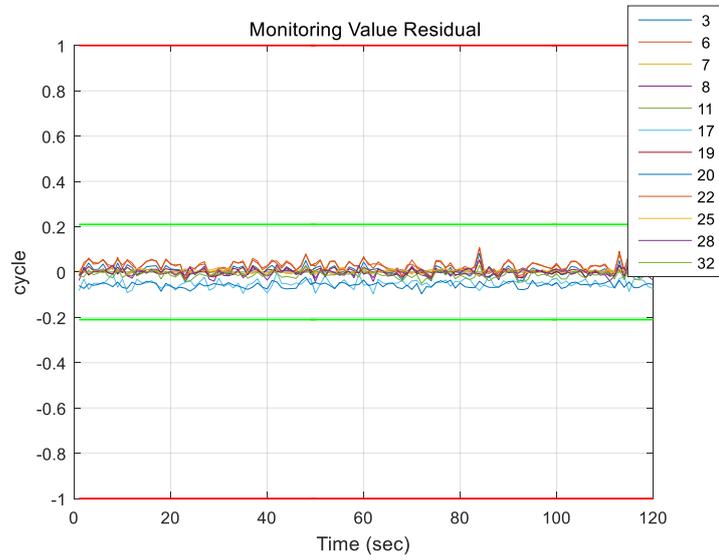


Figure III-21 모니터링 값 잔여오차 (Tactical 급 관성센서)- 시뮬레이션

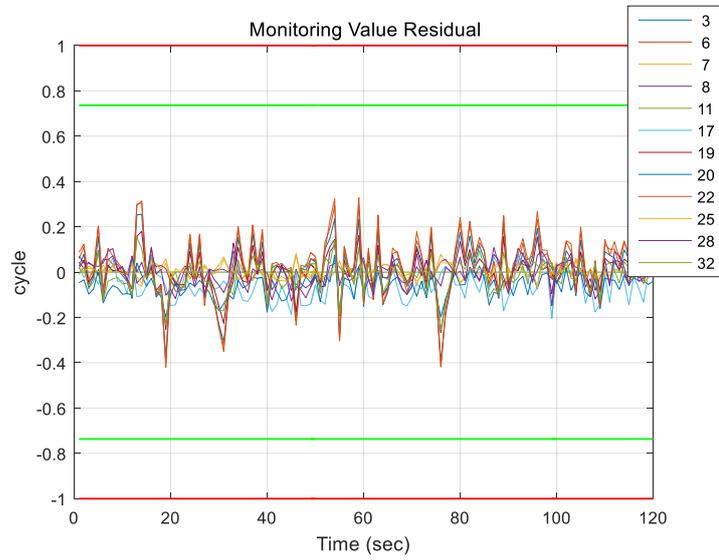


Figure III-22 모니터링 값 잔여오차 (MEMS 급 관성센서)- 시뮬레이션

Figure III-21, Figure III-22에서 붉은 색 선은 1 사이클 슬립 라인을 나타내고 초록 색 선은 수식적으로 유도된 모니터링 값 잔여오차의 3 sigma 값이다. 시뮬레이션 결과 수식적으로 유도된 모니터링 값 잔여오차의 최대 값이 시뮬레이션 결과를 보수적으로 Bounding함을 알 수 있다. 이는 수식 유도 과정에서 사용된 Triangular Inequality가 그 원인이라 할 수 있다.

Figure III-21, Figure III-22에서 모니터링 값 잔여오차를 확인하여보면 MEMS 급의 관성센서를 사용하였을 때에서 모니터링 값 잔여오차 크기가 충분히 작아 1 사이클 슬립까지 검출이 가능한 수준임을 확인할 수 있다. 이는 필터 측정치로 반송파 측정치를 사용하기 때문에 항체의 속도, 자세 및 관성 센서의 상수 바이어스 항을 높은 정확도로 추정할 수 있기 때문이다. 따라서 본 연구에서는 TDCP/INS 복합 항법 기반 사이클 슬립 검출에 MEMS 급 관성센서를 사용하였다.

정적 실험을 통한 반송파 측정치 잔여오차 확인

다음으로 반송파 측정치의 전리층, 대류층 지연 및 잡음 등에 의한 오차가 충분히 작은 수준인지를 확인하기 위해 정적 실험을 실시하였다. 이 때 단일주파수 GPS 수신기로는 U-blox LEA 6T를 사용하였고 패치 안테나를 사용하였다. GPS 측정치는 1Hz로 출력되었다.

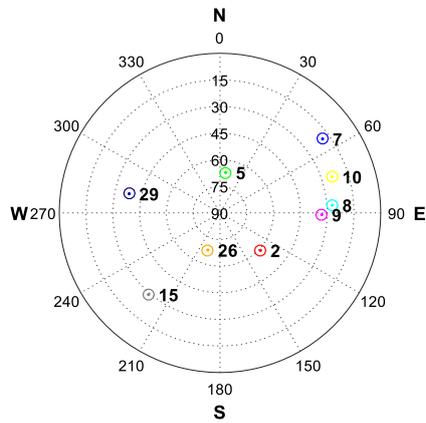


Figure III-23 위성 배치 (정적 실험)

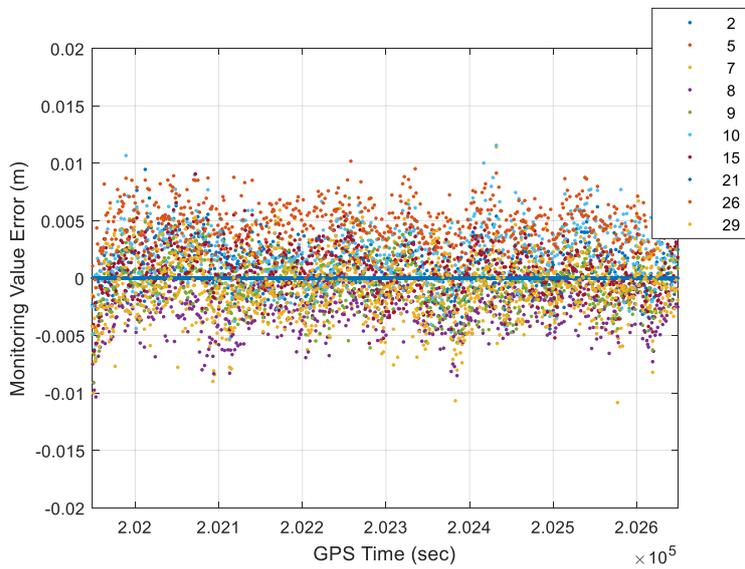


Figure III-24 모니터링 값 잔여오차 (정적 실험)

정적 실험에서는 GNSS 에폭 간 상대위치가 0이라는 것을 알고 있으므로 모니터링 값 잔여오차에서 GNSS 에폭 간 상대위치 추정 오차에 의한 오차는 0이 된다. 따라서 정적 실험의 모니터링 값 잔여오차는 반송파 측정치에 의한 오차만이 남는데 반송파 측정치 오차로는 대류층 지연, 전리층 지연, 반송파 측정치 잡음 등이 있다. Figure III-24는 정적 실험에서 모니터링 값 잔여오차를 나타낸다. 결과적으로 반송파 측정치의 잔여오차에 의한 모니터링 값 잔여오차는 1 센티미터 이하로 미미한 수준임을 확인하였다. 이는 기존 연구에서도 확인된 부분으로 본 연구에서 수행한 정적 실험과도 일치하는 것을 알 수 있다. 기존 연구에서는 전리층 지연의 경우 시간변화율의 최대 값이 약 2 cm/sec, 대류층의 경우 약 1 cm/sec 인 것으로 나와있다.

Tactical 급, MEMS 급 관성센서를 이용한 차량 실험

다음으로는 차량 실험을 통해 모니터링 값 잔여오차를 시뮬레이션 결과와 비교하여 보았다. 실험 환경은 다음과 같다.

Table III-9 실험 환경 (차량 실험)

실험 장소	과천 서울랜드 주차장
실험 시간	2015년 12월 16일 (20분간 차량 주행 실험)
실험 장비	<p>단일주파수 수신기: Novatel FlexG2 – 1 Hz (GPS, GLONASS 데이터 수집)</p> <p>Tactical grade IMU: SPAN-CPT 내장 KVH IMU – 100 Hz (FOG 자이로, MEMS 가속도계)</p> <p>MEMS IMU: ADIS16365 – 100 Hz</p>
참 위치 계산	<p>Novatel SPAN-CPT & Waypoint SW (GPS/GLONASS 이중 주파수 측정치 기반 후처리 위치 – 1~2cm 급)</p>



Figure III-25 실험 트랙 (차량 실험)

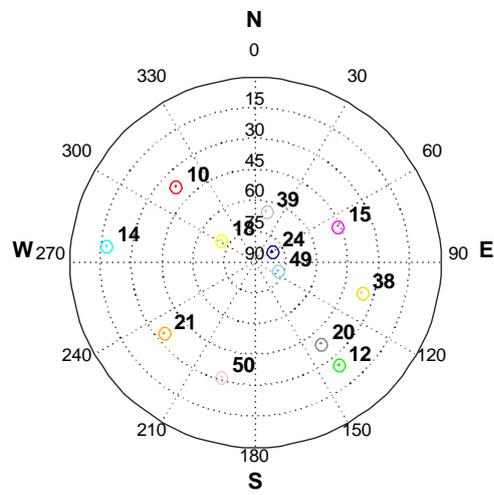


Figure III-26 위성 배치 (차량 실험)

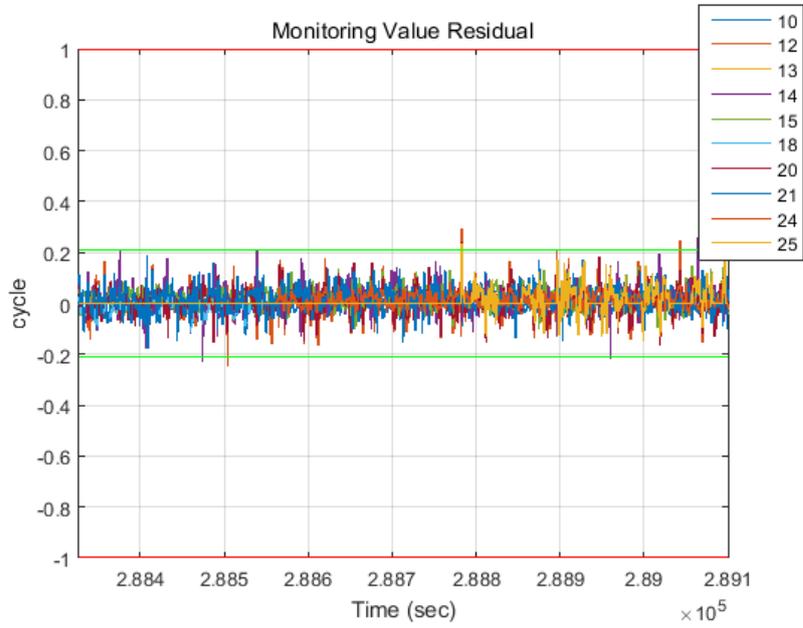


Figure III-27 모니터링 값 잔여오차 (Tactical 급 관성센서)- 차량 실험

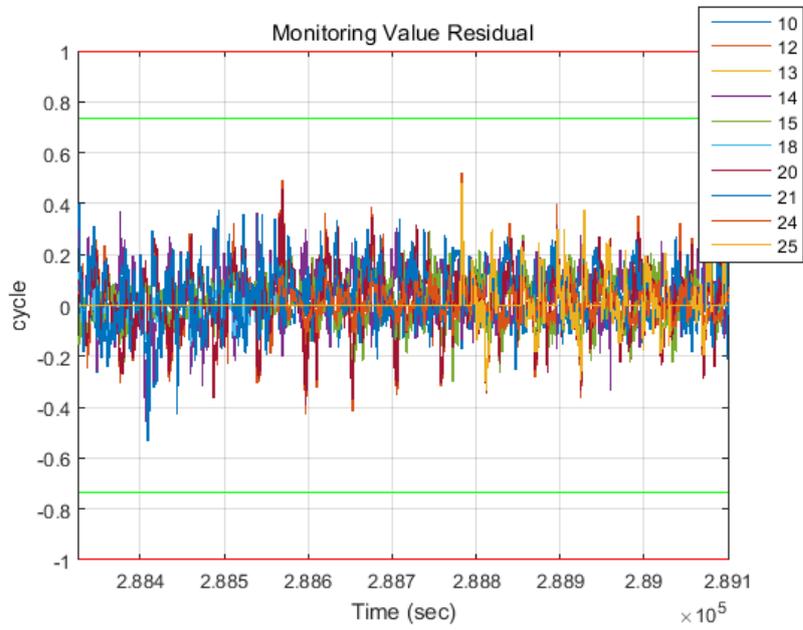


Figure III-28 모니터링 값 잔여오차 (MEMS 급 관성센서)- 차량 실험

차량 실험 결과, 모니터링 값 잔여오차가 시뮬레이션 결과와 유사한 크기를 가짐을 확인할 수 있다. 다만 Tactical 급 관성센서를 활용하였을 때는 시뮬레이션 결과보다 모니터링 값 표준 편차가 좀 더 증가하였는데 이는 시뮬레이션에는 고려되지 않은 차량 진동 등의 오차 성분 때문인 것으로 판단된다. MEMS 급 관성센서를 사용한 경우 잔여오차 값이 크기 때문에 이러한 기타 오차 성분들이 잘 보이지 않지만 Tactical 급 관성센서 결과는 잔여오차 값이 작기 때문에 고려되지 않은 오차 성분들이 드러나게 된다.

관성센서 선정 결과

Figure III-21, Figure III-22 및 Figure III-27, Figure III-28의 결과를 바탕으로 1 사이클 슬립 검출을 위한 관성센서 성능을 다음과 같이 결정하였다.

Table III-10 1 사이클 슬립 검출을 위한 MEMS 급 관성센서 성능

ADIS 16365 IMU (MEMS 급 관성센서)			
Gyro Bias variation	Gyro Noise	Acc. Bias variation	Acc. Noise
(deg/h ^{1/2})	(deg/h)	(m/sec/h ^{1/2})	(mg)
25	2	0.2	0.2

앞서 유도된 Bounding Equation을 통해 선정된 관성센서를 활용하였을 때 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차를 구해보면 Figure III-29과 같다. 그림에서 보면 GNSS 수신기 출력 주기가 높아짐에 따라 모니터링 값 잔여오차는 큰 폭으로 줄어든다. 이는 INS 오차가 시간에 따라 발산하는 특성을 가지고 있기 때문이다. 따라서 GNSS 수신기 출력 주기를 높임으로써 사이클 슬립 검출 성능 향상이 가능하고 1 사이클 슬립뿐만 아니라 하프 사이클 슬립까지도 검출할 수 있음을 예상할 수 있다.

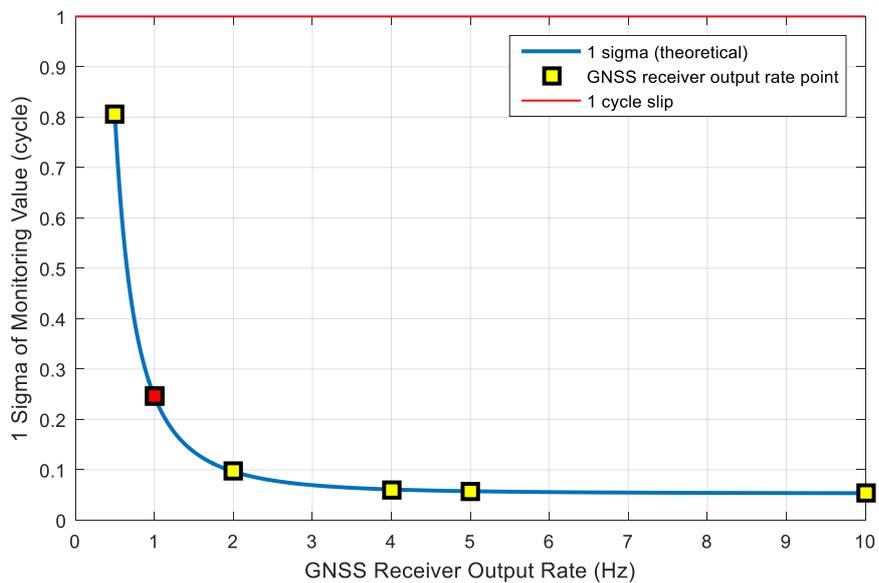


Figure III-29 GNSS 수신기 출력 주기에 따른 모니터링 값 표준 편차

현재 단일주파수 수신기의 경우 최대 10Hz까지 출력 주기를 높일 수 있으며 선정된 관성센서를 활용할 경우 4Hz까지 출력 주기를 높이기만 해도 에폭 간 상대위치 추정오차가 매우 크게 줄어들게 된다. 따라서 사이클 슬립 값의 최소 수준인 반 파장까지도 충분히 검출이 가능할 것으로 예상된다. 추후 GNSS 수신기의 기술 발달에 따라 출력 주기가 더욱 높아지면 거의 100%에 가까운 확률로 사이클 슬립을 검출할 수 있을 것으로 보인다.

본 연구에서는 1 사이클 슬립 검출을 위하여 Figure III-29에서 1 Hz의 GNSS 출력 주기를 설정하였다. 이 때 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차는 약 4 센티미터 이며 이 때 모니터링 값 확률 분포는 Figure III-30과 같다.

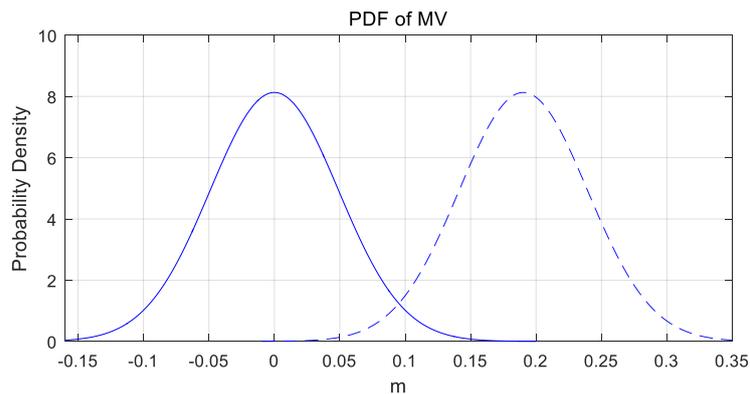


Figure III-30 선택된 관성센서 성능에 의한 모니터링 값 확률 분포

선정된 관성센서를 이용한 시뮬레이션

다음으로는 선정된 관성센서를 활용하였을 때 모니터링 값의 잔여오차를 시뮬레이션을 통해 좀 더 면밀히 분석해 보았다. 선정된 관성센서를 사용하였을 때 차량 실험 결과는 Figure III-28에 도시되어 있다.

먼저 선정된 MEMS 급의 관성센서를 사용하였을 때 속도 오차와 자세 오차의 Covariance가 Figure III-14의 상태에서 Figure III-17의 정지 및 앞 방향 가속 기동 후 잘 수렴하는 지를 확인하였다.

필터 수렴을 위해 항체는 초기 상태에 정지 상태로 25초간 머무르다가 25초부터 50초까지 1 m/sec^2 의 가속도로 앞 방향 가속을 하는 것으로 시나리오를 가정하였다. 이 때 필터의 측정치는 본래는 반송파 측정치가 삽입되지만 시뮬레이션의 간단화를 위해 한 축 방향으로 1 cm의 표준 편차를 가지는 위치 측정치가 삽입되는 것으로 가정하였다. 이는 반송파 측정치를 이용하여 달성 가능한 위치 정확도이므로 이러한 위치 측정치를 필터 측정치로 삽입하였을 때와 반송파 측정치를 강 결합 방식으로 삽입하였을 때가 유사한 Covariance 수렴 수준을 가진다고 볼 수 있다.

필터 Covariance의 시간 변화는 Figure III-31~Figure III-36에 도시하였다.

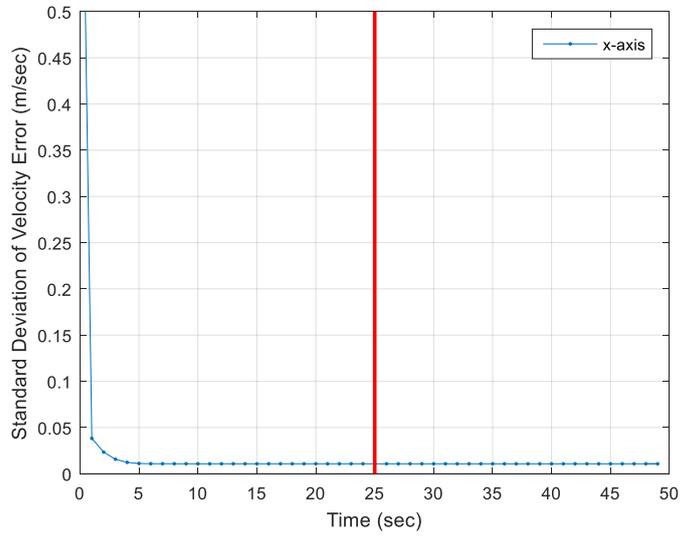


Figure III-31 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (x 방향 속도 오차)

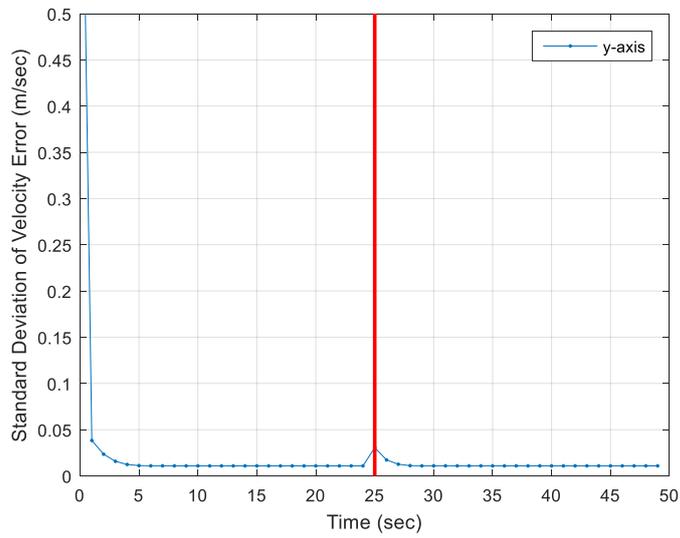


Figure III-32 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (y 방향 속도 오차)

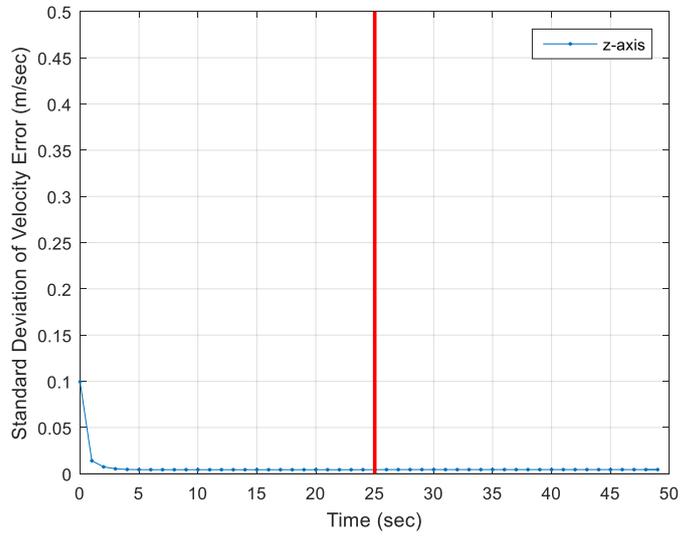


Figure III-33 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (z 방향 속도 오차)

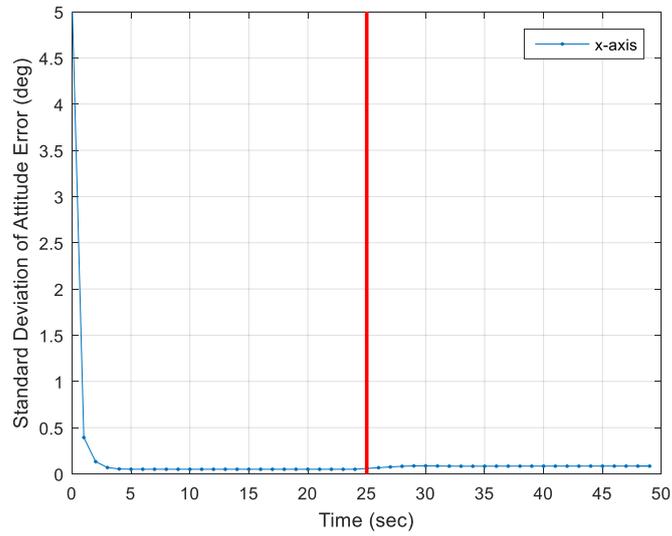


Figure III-34 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (x 방향 자세 오차)

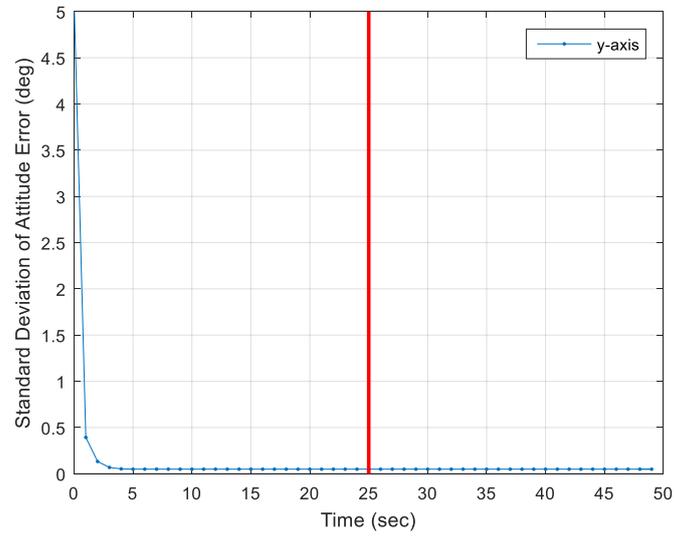


Figure III-35 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (y 방향 자세 오차)

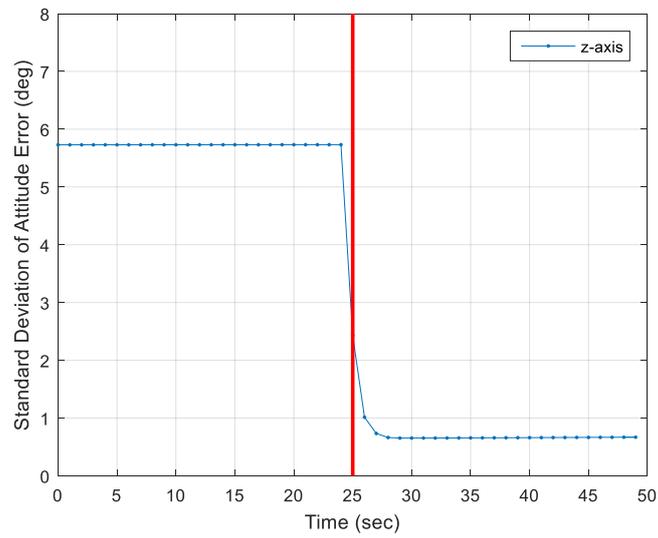


Figure III-36 GNSS/INS 필터의 상태변수 표준편차 (z 방향 자세 오차)

Figure III-31~Figure III-36의 결과를 살펴 보면 III.3.1장에서 수식적으로 유도한 결과와 마찬가지로 정지 상태에서 속도 오차 및 Tilt 각 자세 오차 Covariance가 수렴하고 앞 방향 가속을 시작하면서 Azimuth 각 자세 오차 Covariance가 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 따라서 가정된 항체 기동에서 GNSS/INS 필터 수렴 성능을 이론적인 유도 및 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 가정된 기동 후의 필터 Covariance의 정량적인 값은 Table III-7에 나타나어 있다.

다음으로는 GNSS 수신기 출력 에폭 간의 INS Propagation 오차를 좀 더 면밀히 분석하여 보았다. INS Mechanization 식을 이용하여 GNSS 수신기 데이터 출력 주기 (1초) 동안 INS 시간 전파를 수행하였다. 시뮬레이션 동안 항체의 평균 속도는 약 90 km/h 였고 등속 직선 코스와 가속 직선 코스 두 가지를 시뮬레이션 하였다. INS의 출력 주기는 100 Hz로 설정하였다.

등속 직선 코스의 시뮬레이션 결과는 Figure III-37~Figure III-42같다. 이때 항체는 90 km/h로 등속 직선 운동을 한다고 가정하였다. 가속 직선 코스에 대한 시뮬레이션 결과는 Figure III-43~Figure III-48로 등속 직선 코스 결과에 이어진다. 가속 직선 코스의 가속도는 2 m/sec^2 였다.

실제로 항체가 기동할 때 가속도는 기동에 의한 것뿐만 아니라 항체 진동에 의한 가속도도 포함되어 있지만 본 연구에는 항체 진동에 의한 영향은 고려하지 않았다. 시뮬레이션 상의 Bounding Equation은 95% 이상의 Bounding을 의미한다.

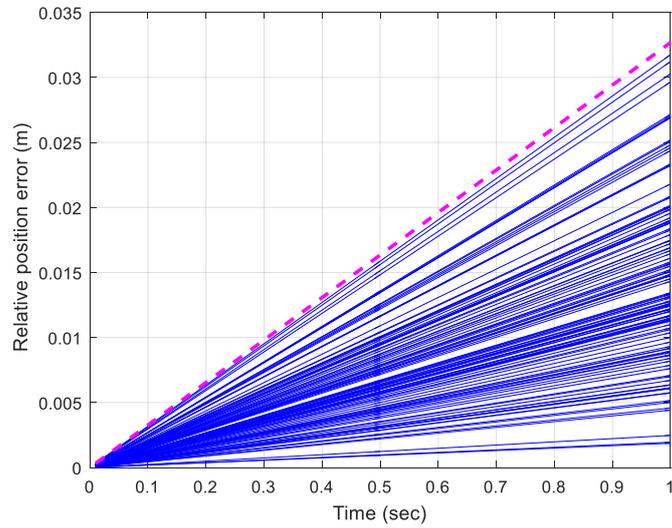


Figure III-37 INS 오차 (등속 직선 코스)- 속도 오차 삽입

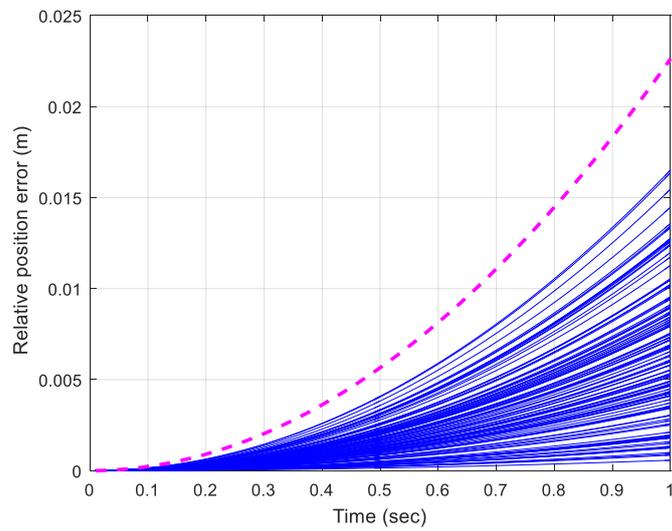


Figure III-38 INS 오차 (등속 직선 코스)- 자세 오차 삽입

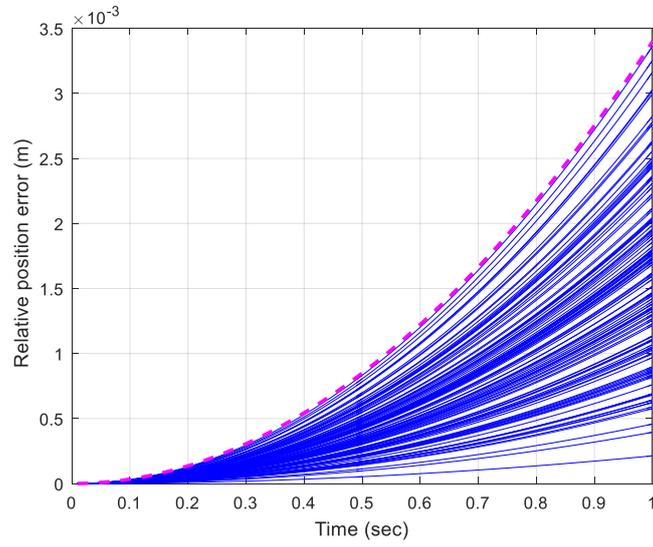


Figure III-39 INS 오차 (등속 직선 코스)- 가속도계 바이어스 Drift 오차 삽입

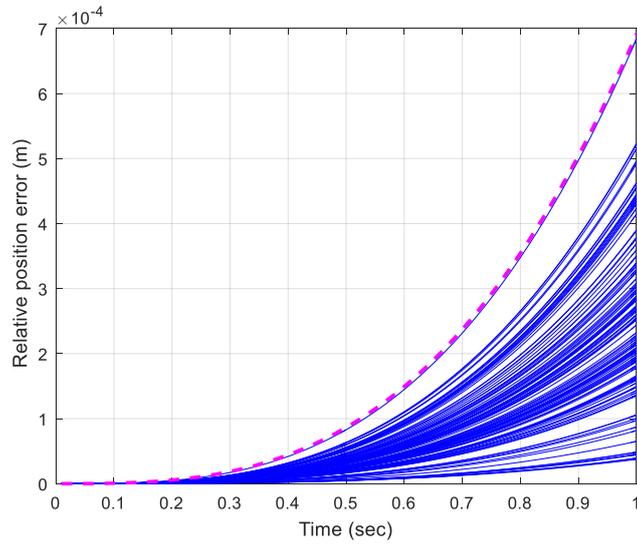


Figure III-40 INS 오차 (등속 직선 코스)- 자이로 바이어스 Drift 오차 삽입

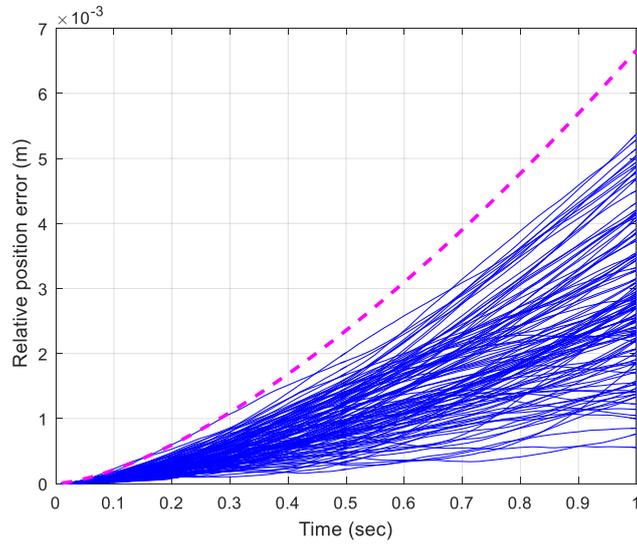


Figure III-41 INS 오차 (등속 직선 코스)- 가속도계 잡음 오차 삽입

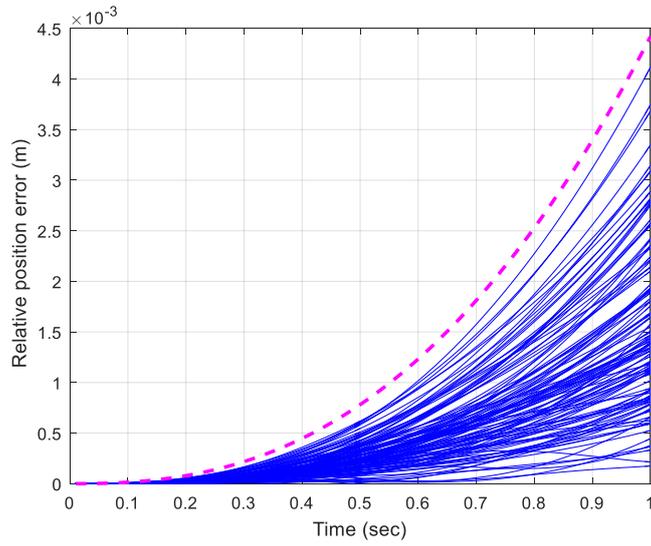


Figure III-42 INS 오차 (등속 직선 코스)- 자이로 잡음 오차 삽입

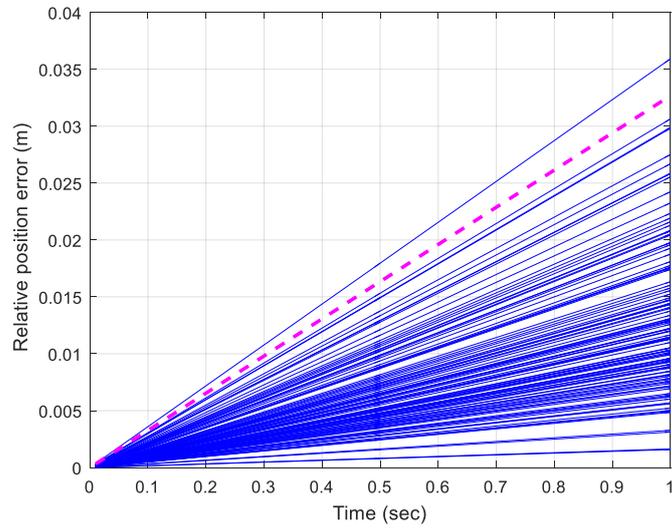


Figure III-43 INS 오차 (가속 직선 코스)- 속도 오차 삽입

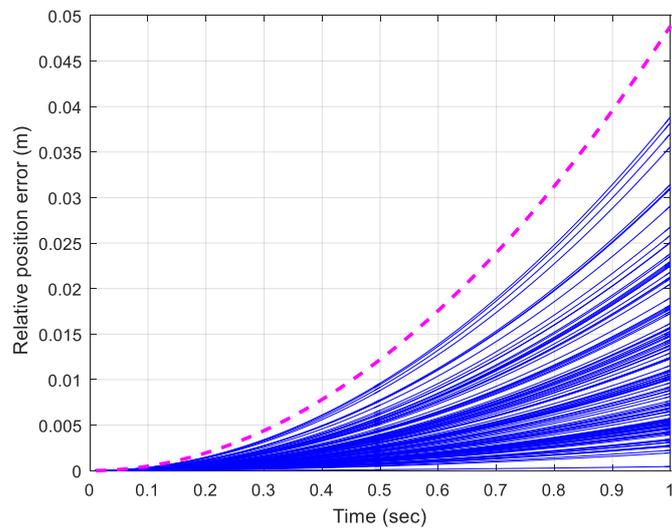


Figure III-44 INS 오차 (가속 직선 코스)- 자세 오차 삽입

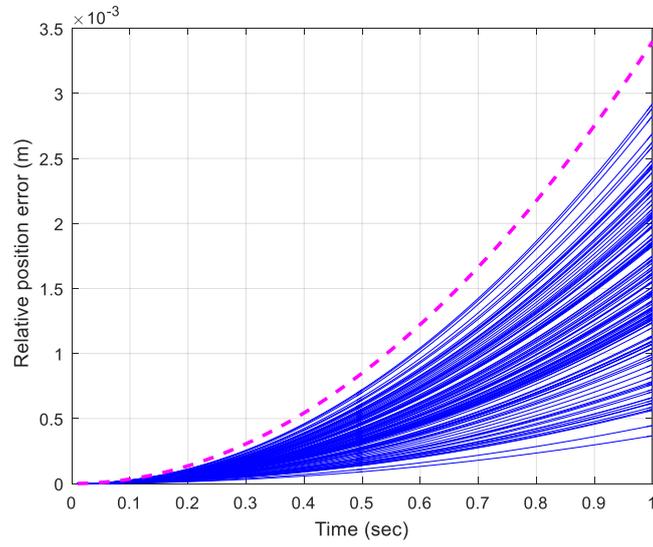


Figure III-45 INS 오차 (가속 직선 코스)- 가속도계 바이어스 Drift 오차 삽입

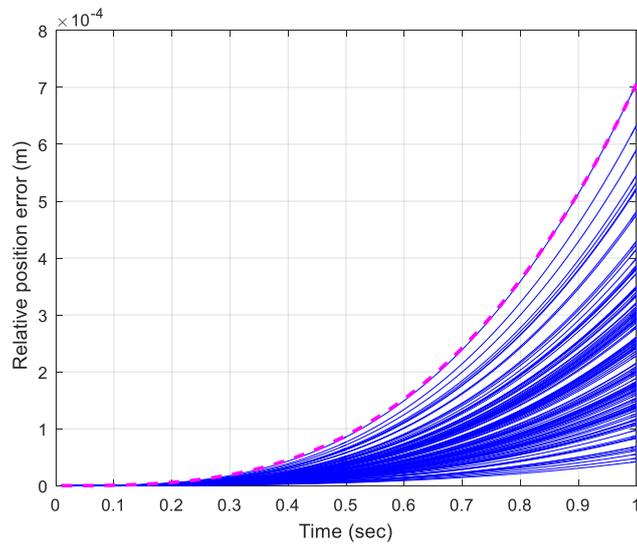


Figure III-46 INS 오차 (가속 직선 코스)- 자이로 바이어스 Drift 오차 삽입

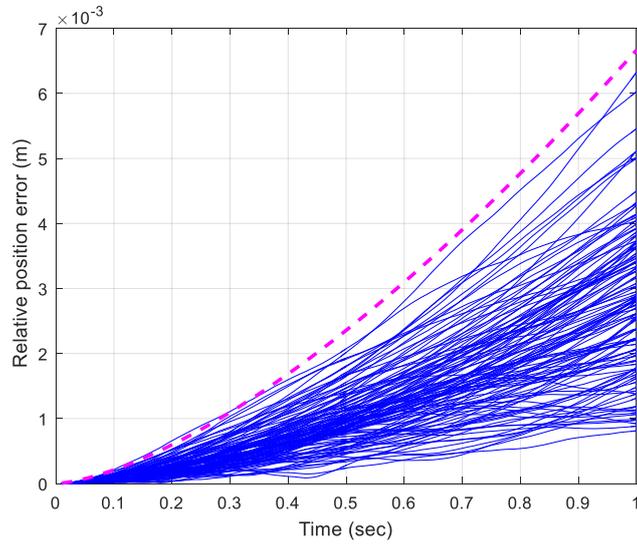


Figure III-47 INS 오차 (가속 직선 코스) - 가속도계 잡음 오차 삽입

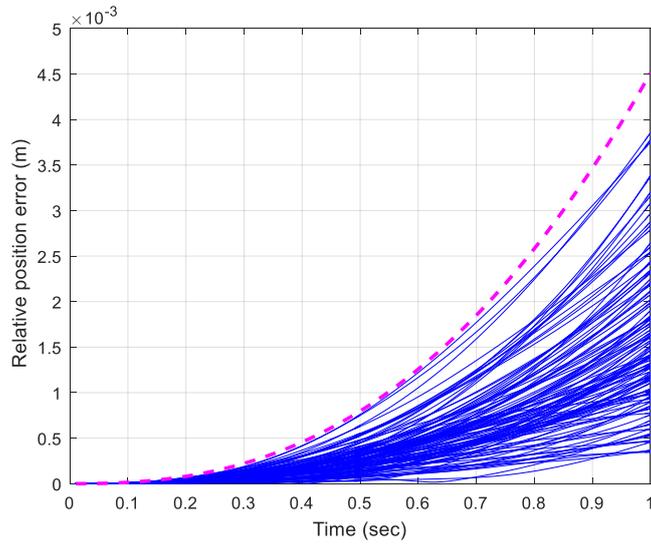


Figure III-48 INS 오차 (가속 직선 코스) - 자이로 잡음 오차 삽입

위 그림들은 INS 오차 항에서 각 항들에 의한 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정오차를 보여준다. 그림에서 파란 실선은 시뮬레이션 결과이고 붉은 점선은 수식적으로 유도된 Bounding 값(95 % 이상)을 나타낸다. 시뮬레이션은 총 120 에폭에 대해 실시하였다. 시뮬레이션 결과와 수식적인 유도 결과가 잘 맞는 것을 확인할 수 있고 또한 등속 직선 코스에서는 이전 에폭의 속도 오차가 주요한 오차 원인임을 확인하였다.

등속 직선 코스와 마찬가지로 가속 직선 코스에서도 시뮬레이션 결과와 수식적인 유도 결과가 잘 맞는 것을 확인할 수 있다. 등속 직선 코스와 가장 다른 점은 자세 오차에 의한 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정 오차가 크게 증가한 점이다. 이는 수식적인 유도 결과에서도 확인할 수 있는데 항체가 가속운동을 함에 따라 Horizontal 방향 가속도 성분이 발생하게 되고 Azimuth 각 오차가 이 값에 곱해져 상대 위치 추정 오차에 유입되기 때문이다. 수식적으로는 Azimuth 각 오차에 의해 $\frac{1}{2}N^2T^2a|\delta\psi_{uz}|$ 만큼의 오차가 상대 위치에 발생한다.

다음으로는 등속 직선 코스와 가속 직선 코스에 대해 모든 오차 항을 입력한 결과이다.

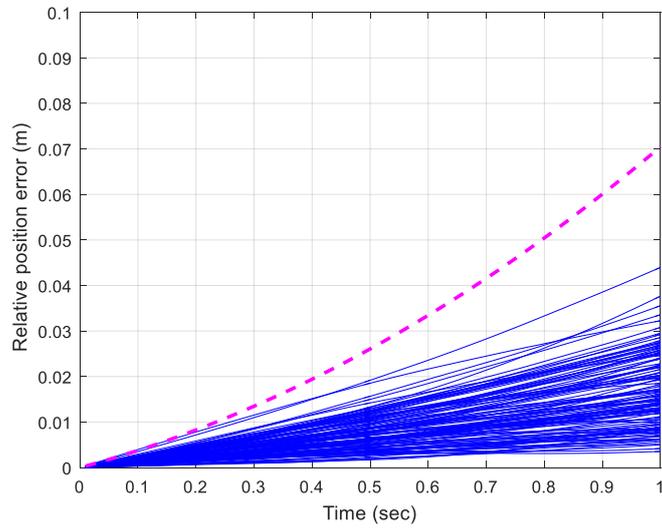


Figure III-49 INS 오차 (등속 직선 코스) - 모든 오차 삽입

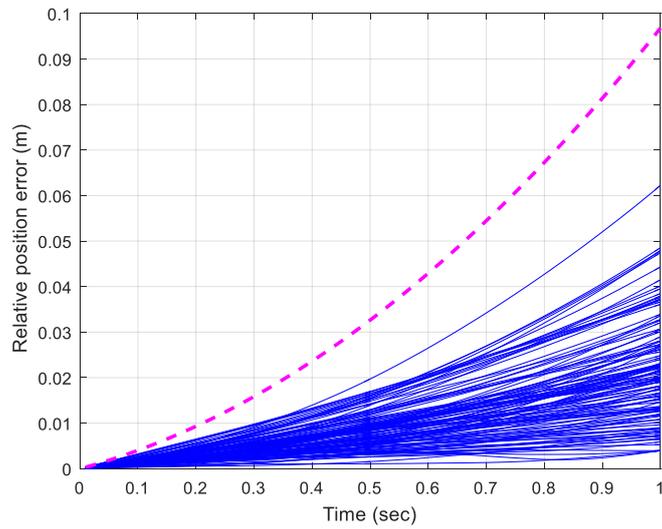


Figure III-50 INS 오차 (가속 직선 코스) - 모든 오차 삽입

등속 직선 구간과 가속 직선 구간 모두 수식적인 유도 결과가 시뮬레이션 결과를 Bounding하고 있음을 확인할 수 있다. 각 오차 항을 삽입하였을 때와 모든 오차 항을 삽입하였을 때의 결과를 비교하여 보면 모든 오차 항을 삽입하였을 때 수식적인 Bounding 결과가 좀더 보수적으로 계산되는데 이는 수식적인 유도 과정에서 Triangular inequality를 이용하여 Conservatism을 계속적으로 추가하였기 때문이다. 결론적으로는 선정된 관성센서를 이용하여 시뮬레이션을 수행하였을 때 두 경우 모두에서 약 0.5 사이클 이하의 상대위치 추정 오차가 발생하여 1 사이클 슬립 검출을 위해 선정된 관성센서(MEMS 급)의 상대위치 추정 오차 성능을 시뮬레이션을 통해 검증하였다.

추가로 GNSS 반송파 측정치를 시뮬레이션으로 생성하여 모니터링 값 잔여오차 또한 확인하여 보았다. GNSS 측정치 생성 방식은 Figure III-20, Table III-8과 동일하다.

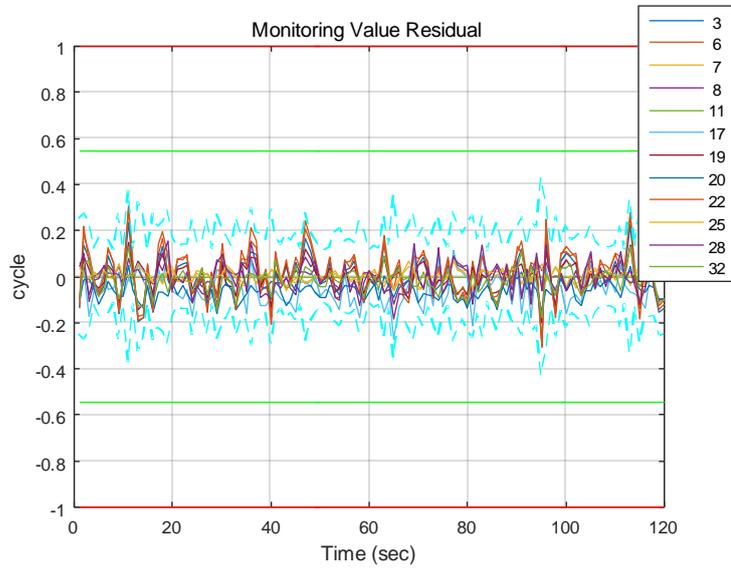


Figure III-51 모니터링 값 잔여오차 시뮬레이션 (등속 직선 코스)

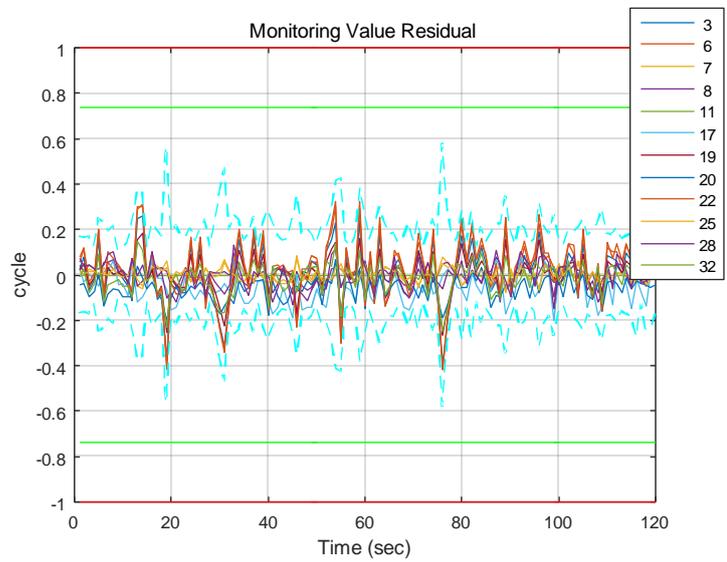


Figure III-52 모니터링 값 잔여오차 시뮬레이션 (가속 직선 코스)

이와 같이 생성된 GNSS 시뮬레이션 데이터 및 선정된 관성센서 성능을 이용하여 모니터링 값 잔여오차를 계산해본 결과는 Figure III-51, Figure III-52 같다. 시뮬레이션 결과에서 기준 위성은 11번 위성으로 가장 높은 양각을 가지고 있다. Figure III-51, Figure III-52에서 붉은 선이 1 과장 길이를 나타내며 녹색 실선은 식 (3.67)의 모니터링 값 잔여오차의 3 Sigma 값을 나타낸다. 등속 운동일 때 $a=0 \text{ m/sec}^2$, 가속 운동 일 때 $a=2 \text{ m/sec}^2$ 을 수식에 대입하였다. 하늘색 점선 또한 식 (3.67)의 모니터링 값 잔여오차의 3 Sigma 값을 나타내는데 GNSS 예폭 간 상대위치 오차에 각 예폭 별 실제 오차 값을 대입하여 계산한 결과이다. 시뮬레이션에서는 실제 오차 값을 정확히 알 수 있기 때문에 식 (3.67)의 결과를 각 예폭 별로 확인해 보았다. Legend의 실선은 각 위성의 모니터링 값을 나타낸다. 시뮬레이션 결과, 수식적으로 유도된 상한 라인이 모니터링 값 잔여오차의 시뮬레이션 값을 잘 Bounding 하는 것을 확인하였다.

또한 Figure III-51, Figure III-52에서 등속 직선 코스에 비해 가속 직선 구간에서 모니터링 값 잔여오차가 증가하는 이유는 Azimuth 각 오차가 가속 직선 구간에서 발생하는 수평 가속도에 곱해져 위치 오차로 유입되기 때문이다. 물론 등속 직선 구간에서도 Azimuth 각 오차는 존재한다. 그러나 수평 방향 가속도 성분이 없기 때문에 Azimuth 각 오차가 위치 오차에 영향을 미치지 않는 것뿐이다. 그러나 이러한 분석은 오차가 미소 량 일 때에만 해당한다는 것을 염두 해 두어야 한다.

여기에서 위 분석을 통해 도출해 낼 수 있는 사항은 GNSS 측정치 출력

에폭 간 상대위치 추정 오차를 시뮬레이션 혹은 실험으로 확인할 때에는 가속 구간이 포함되어 있어야만 실제로 발생하는 오차에 의한 영향을 잘 반영할 수 있다는 것이다. 또한 Azimuth 각의 경우에는 일반적인 GNSS/INS 결합에서 Observability가 좋지 않은 상태변수로써 앞 방향 가속도나 횡 방향 가속도가 발생할 때에만 수렴한다. 그러나 차량의 경우에는 Azimuth 각 방향과 차량의 이동 방향이 같다는 제한 조건을 활용함으로써 등속 직선 구간에서도 Azimuth 각의 추정 성능을 높일 수 있다.

결과적으로 선정된 관성센서 성능을 이용하여 모니터링 값 잔여오차를 시뮬레이션 한 결과 Figure III-51, Figure III-52과 같이 1 사이클 슬립 검출이 가능한 수준임을 확인하였다. 즉 GNSS/INS 복합 항법 필터 측정치로 반송파 측정치를 사용하였을 때 MEMS 급의 관성센서로 1 사이클 슬립까지 검출이 가능함을 확인하였다. 이를 시뮬레이션을 통해 면밀히 분석하였으며 차량 실험 결과 시뮬레이션에서와 유사한 수준의 모니터링 값 오차가 발생하여 관성센서 선정 결과를 검증하였다.

IV. 사이클 슬립 검출 성능 개선 방안

IV.1 위성 배치를 활용한 사이클 슬립 검출 성능 향상

III 장에서 MEMS 급 관성센서를 활용하여 1 사이클 슬립 검출의 가능성을 확인하였다. IV 장에서는 INS 성능 향상 없이, 즉 관성센서의 성능 업그레이드 없이 사이클 슬립 검출 성능을 향상시키는 방안에 대해 설명하도록 한다.

본 연구에서는 위성 배치 정보를 활용하여 사이클 슬립 검출 모니터링 값 잔여오차를 감소시킴으로써 사이클 슬립 검출 성능을 향상시켰다. 이를 통해 본 연구의 사이클 슬립 검출 목표 성능인 1 사이클 슬립의 오차까지 높은 신뢰도로 검출이 가능하였다.

IV.1.1 위성 배치와 사이클 슬립 검출 성능의 관계 분석

III 장에서 사이클 슬립 검출 모니터링 값의 잔여오차를 줄임으로써 사이클 슬립 검출 성능을 향상시킬 수 있음을 확인하였다. 모니터링 값의 잔여오차 감소 방안 모색을 위해 III 장에서 유도한 모니터링 값 잔여오차 수식을 다시 살펴보면 식 (4.1)과 같다.

$$\delta M_{k+1}^i = \frac{{}^i\nabla^j \mathbf{e}_k \cdot \delta \Delta_r \mathbf{r}_u}{\lambda^i} + \frac{{}^i\nabla^j \Delta_r \eta}{\lambda^i} \quad (4.1)$$

식 (4.1)에서 반송파 측정치 잔여오차에 의한 모니터링 값 오차는 무시 가능한 수준임을 기존 연구 조사 및 III.3.2장에서 정적 실험을 통해 확인하였다. 따라서 모니터링 값 잔여오차는 GNSS 측정치 출력 에폭 간의 INS 오차가 주요 원인이 된다. 이를 수식적으로 쓰면 식 (4.2)와 같다.

$$\delta M_{k+1}^i \approx \frac{{}^i\nabla^j \mathbf{e}_k \cdot \delta \Delta_r \mathbf{r}_u}{\lambda^i} \quad (4.2)$$

식 (4.2)를 살펴보면 INS로 인한 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정 오차가 위성의 시선벡터 차분 값이 곱해져 모니터링 값에 영향을 주는 것을 알 수 있다. 즉, GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정 오차가 모

니터링 값 도메인으로 투영될 때 위성의 시선벡터 차분 값이 투영 계수로 곱해진다는 것이다. 이를 수식적으로 확인해 보면 식 (4.3)과 같다. 위치 오차의 각 축 방향이 서로 독립적이고 같은 표준 편차를 가진다고 할 때 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차는 다음과 같이 유도된다. σ_p 는 1 축 방향의 위치 오차의 표준 편차를 나타내고 $|\nabla^i \mathbf{e}_k|$ 는 투영 계수가 된다.

$$\sigma_M^i = \sqrt{\text{var}(M_{k+1}^i)} = \frac{|\nabla^i \mathbf{e}_k| \sigma_p}{\lambda^i} \quad (4.3)$$

시뮬레이션을 통해 식 (4.3)을 확인해 보면 다음과 같다. 시뮬레이션 환경은 다음과 같다.

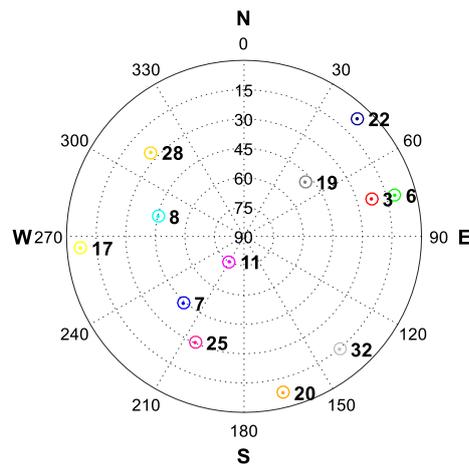


Figure IV-1 위성 배치 (시뮬레이션)

Table IV-1 GPS 시뮬레이션 데이터 생성 방식

GPS errors	Generation strategy
Ephemeris error	Difference between satellite positions based on precise orbit (IGS Product) and broadcasted ephemeris data
Ionospheric delay	IONEX and obliquity factor
Tropospheric delay	Neglect
Receiver noise	Modeled as an exponential function of the elevation angle

Table IV-2 INS Propagation 오차 생성 방식

INS errors	Generation strategy
INS Propagation error (1 초)	$\delta\Delta_t \bar{\mathbf{r}}_u = \mathbf{0}_{3 \times 1}$ $\text{cov}(\delta\Delta_t \mathbf{r}_u) = (1 \text{ cm})^2 \times I_{3 \times 3}$

위성 차분에 사용된 기준 위성은 11번 위성이다. 이 때 INS 오차에 의한 모니터링 값 오차의 위성 별 크기를 그려보면 다음의 그림과 같다.

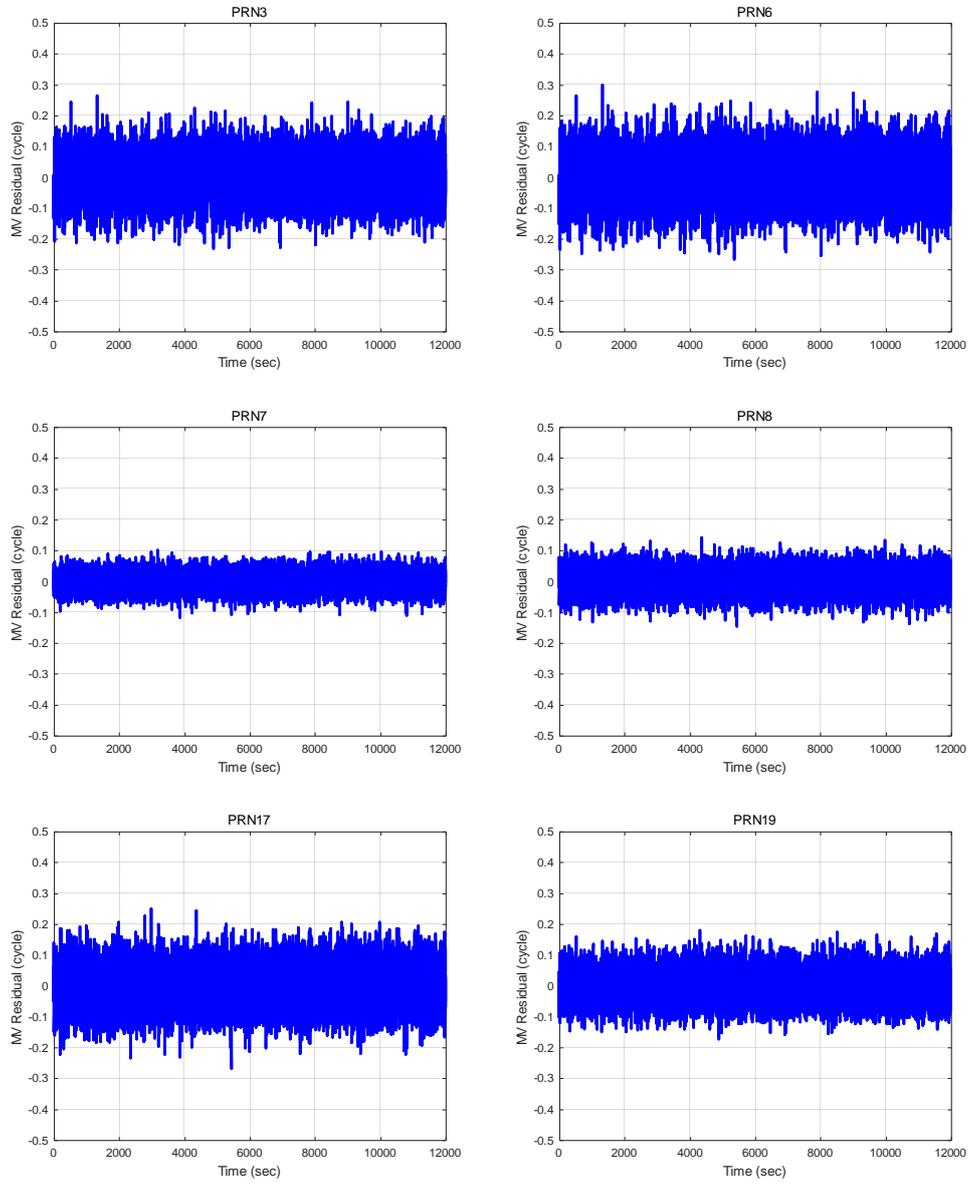


Figure IV-2 위성 별 모니터링 값 잔여오차 (PRN 3~19)

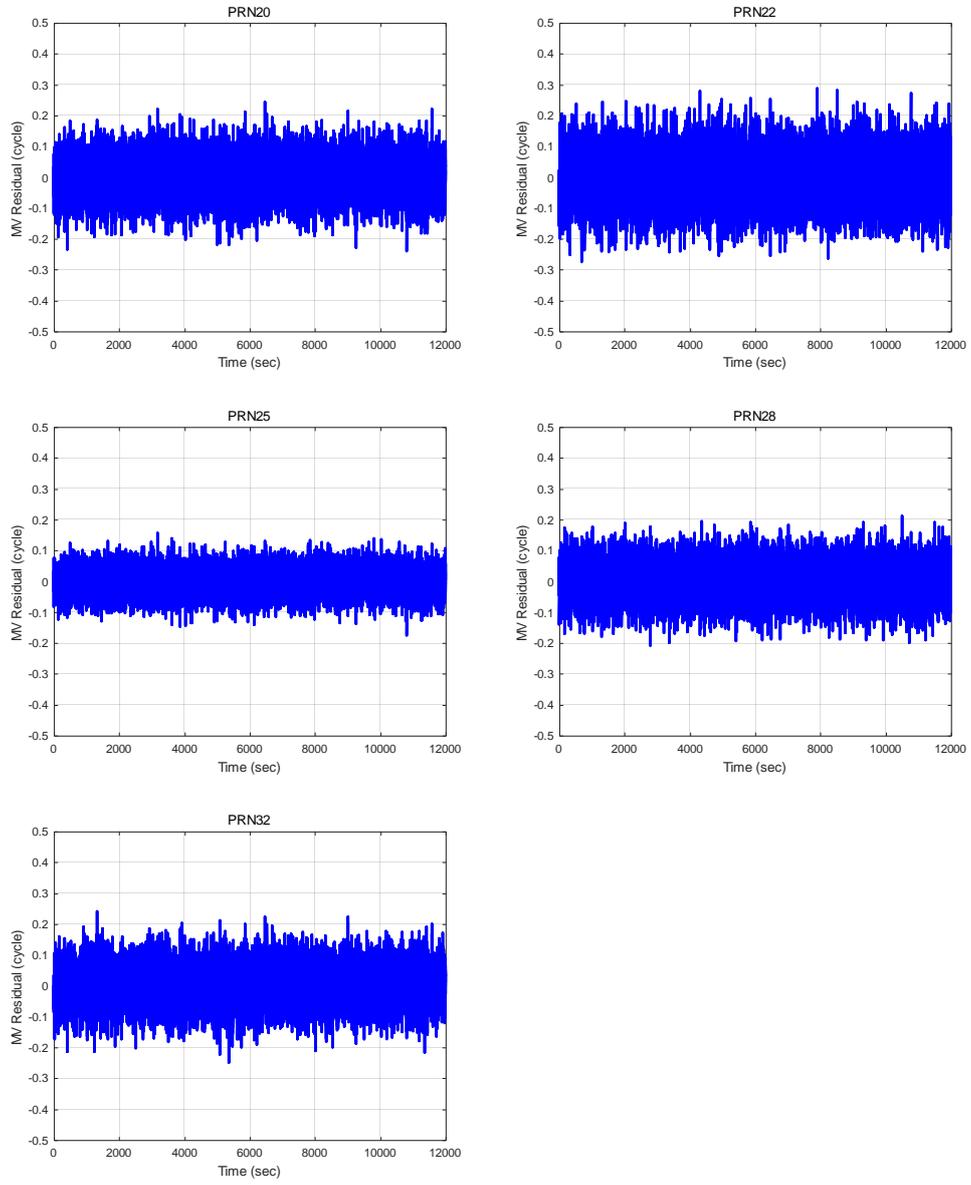


Figure IV-3 위성 별 모니터링 값 잔여오차 (PRN 20~32)

Table IV-3 위성 별 투영계수 크기에 따른 모니터링 값 표준편차

SV #	σ_M (cycle)	$\frac{\sigma_M}{\max(\sigma_M)}$ %	투영 계수	$\frac{ \nabla e }{\max(\nabla e)}$ %
3	0.066	85	1.2656	84
6	0.074	95	1.4145	94
7	0.03	38	0.5441	36
8	0.038	49	0.7226	48
17	0.065	83	1.2176	81
19	0.05	63	0.9380	62
20	0.061	79	1.1731	78
22	0.078	100	1.5052	100
25	0.041	53	0.7627	50
28	0.058	75	1.1161	74
32	0.061	78	1.1580	77

Table IV-4의 결과를 살펴보면 식 (4.3)의 유도 결과와 같이 각 위성 별 모니터링 값 잔여오차의 비율이 투영 계수 비율과 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다. 따라서 시뮬레이션을 통해 INS 오차의 Range 도메인 Projection 양이 투영 계수에 비례함을 확인하였다.

IV.1.2 위성 배치를 고려한 사이클 슬립 검출 알고리즘

본 연구에서는 IV.1.1 장의 결과에 착안하여 INS 오차가 동일하더라도 투영 계수를 줄임으로써 사이클 슬립 검출 성능을 향상시키는 방안을 개발하였다. 식 (4.3)의 결과에 따라 사이클 슬립 검출 성능 향상을 위해 위성의 시선벡터 차분 값을 최소화하는 방향으로 각 위성의 기준 위성을 선택하였다. 일반적으로 위성 간 측정치 차분은 최고 양각을 갖는 위성으로 기준 위성을 고정시켜 놓고 각 위성의 측정치와 기준 위성의 측정치를 차분한다. 최고 양각을 갖는 위성을 기준 위성으로 선택하는 이유는 반송파 측정치 잡음이 위성의 양각이 높을수록 작기 때문이다. 따라서 최고 양각 위성을 기준 위성으로 선택하면 위성 차분에 의한 반송파 잡음 증가를 최소화 할 수 있다. 그러나 GNSS/INS 복합 항법 기반 사이클 슬립 검출의 성능 측면에서 보면 반송파 측정치 오차에 의한 모니터링 값 잔여오차가 충분히 작기 때문에 최고 양각 위성이 아닌 위성을 기준 위성으로 사용하더라도 큰 문제가 없다. 오히려 반송파 측정치 오차보다는 GNSS 측정치 출력 에폭 간 상대위치 추정 오차가 사이클 슬립 검출 성능에 큰 영향을 미치므로 기준 위성을 적절히 선택함으로써 INS 오차의 Range 도메인 유입을 감소시키는 것이 사이클 슬립 검출 측면에서 더 유리하다. 이를 Sky plot 상에서 보면 시선벡터 차분 값이 작다는 의미는 위성 간 거리 벡터의 크기가 작다는 의미로 가장 가까운 위성이 기준위성으로 선택됨을 의미한다. 이를 도식적으로 나타내면 Figure IV-4, Figure IV-5와 같다.

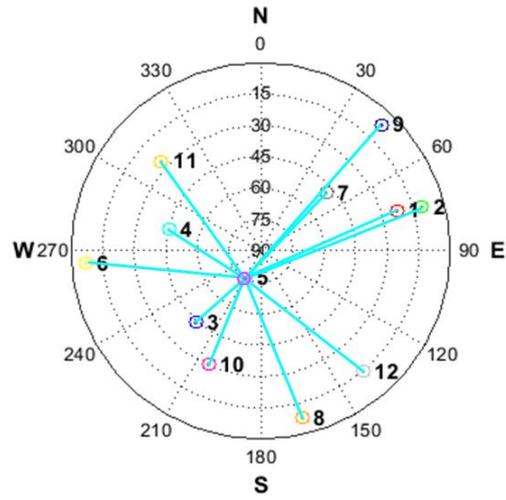


Figure IV-4 기존 방법의 위성 차분 방식

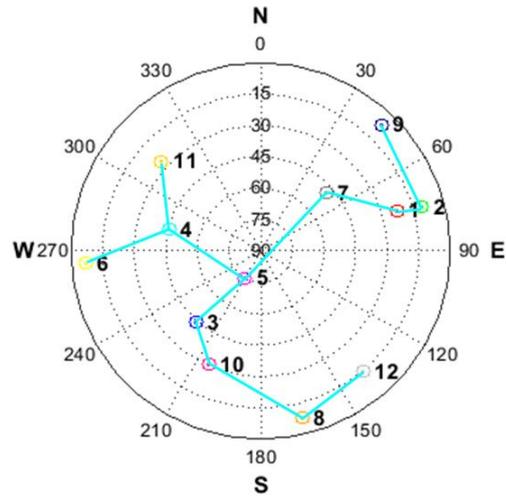


Figure IV-5 제안 방법의 위성 차분 방식

Figure IV-4, Figure IV-5과 같이 기존 위성 차분의 경우에는 기준 위성이 최고 양각 위성인 반면 제안 방법의 경우 기준 위성이 각 위성에서 가장 가까운 위성이 된다.

먼저 기존 방법 위성 차분을 사용한 모니터링 값은 식 (4.4)와 같다.

$$\begin{bmatrix} M^1(k+1) \\ M^2(k+1) \\ \vdots \\ M^{n-1}(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} {}^1\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^2\nabla^5 \Delta_t N \\ \vdots \\ {}^{n-1}\nabla^5 \Delta_t N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{{}^1\nabla^5 \mathbf{e}_k^T}{\lambda^1} \\ \frac{{}^2\nabla^5 \mathbf{e}_k^T}{\lambda^2} \\ \vdots \\ \frac{{}^{n-1}\nabla^5 \mathbf{e}_k^T}{\lambda^{n-1}} \end{bmatrix} \delta \Delta_t \mathbf{r}_u \quad (4.4)$$

식 (4.4)는 기존 방식의 모니터링 값을 벡터 형식으로 나타낸 것이다. 이때 기준 위성은 최고 양각을 갖는 5번 위성이고 전체 위성 개수는 n 이다.

이때 투영 계수 행렬과 사이클 슬립 벡터는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$C = \begin{bmatrix} {}^1\nabla^5 \mathbf{e}_k^T \\ {}^2\nabla^5 \mathbf{e}_k^T \\ \vdots \\ {}^{n-1}\nabla^5 \mathbf{e}_k^T \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

식 (4.5)는 투영 계수 행렬을 의미하고 식 (4.6)는 사이클 슬립 벡터이다. 투영 계수 행렬은 위성 간 차분에서 두 위성의 시선 벡터의 차분 값으로 이루어져 있는 것을 확인할 수 있다. 따라서 위성 간의 거리가 가까울수록 이 값은 작아지게 된다. 즉, INS 오차의 모니터링 값 잔여오차로의 유입이 줄어들게 된다.

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} {}^1\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^2\nabla^5 \Delta_t N \\ \vdots \\ {}^{n-1}\nabla^5 \Delta_t N \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

제안 방법의 모니터링 값 및 투영 계수 행렬, 사이클 슬립 벡터는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{bmatrix} M^1(k+1) \\ M^2(k+1) \\ \vdots \\ M^{n-1}(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} {}^1\nabla^7 \Delta_t N \\ {}^2\nabla^7 \Delta_t N \\ \vdots \\ {}^{n-1}\nabla^8 \Delta_t N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{{}^1\nabla^7 \mathbf{e}_k^T}{\lambda^1} \\ \frac{{}^2\nabla^7 \mathbf{e}_k^T}{\lambda^2} \\ \vdots \\ \frac{{}^{n-1}\nabla^8 \mathbf{e}_k^T}{\lambda^{n-1}} \end{bmatrix} \delta \Delta_t \mathbf{r}_u \quad (4.7)$$

이때 투영 계수 행렬과 사이클 슬립 벡터는 다음과 같다.

$$C' = \begin{bmatrix} {}^1\nabla^7 \mathbf{e}_k^T \\ {}^2\nabla^1 \mathbf{e}_k^T \\ \vdots \\ {}^{n-1}\nabla^8 \mathbf{e}_k^T \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

$$\mathbf{N}' = \begin{bmatrix} {}^1\nabla^7 \Delta_i N \\ {}^2\nabla^1 \Delta_i N \\ \vdots \\ {}^{n-1}\nabla^8 \Delta_i N \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

제안 방법의 경우 기존 방법과는 달리 기준 위성이 고정되어 있지 않고 각 위성과 가까운 거리를 갖는 위성이 기준 위성으로 사용된다.

그런데 기존 방법과 제안 방법의 사이클 슬립 벡터를 살펴보면 서로 다른 값을 가지는 것을 알 수 있다. 일반적인 반송파 기반 위치 결정 방식에서 사이클 슬립을 제거하기 위해서는 기존 방법의 사이클 슬립 벡터가 필요하다. 따라서 제안 방식의 사이클 슬립 벡터를 기존 방식의 사이클 슬립 벡터로 변환하는 것이 필요하며 이 변환에는 정보의 손실이 없어야 한다.

$$\begin{aligned} \mathbf{N} &= T \mathbf{N}' \\ \mathbf{N}' &= T^{-1} \mathbf{N} \end{aligned} \tag{4.10}$$

제안 방식의 사이클 슬립 벡터를 기존 방식의 사이클 슬립 벡터로 변환 행렬을 통하여 변환할 수 있다고 할 때 T 는 변환 행렬을 나타낸다. 이 변환에서 정보의 손실이 없기 위해서는 T 는 $n-1 \times n-1$ 행렬이며 Invertible한 성질을 만족해야 한다. 전체 위성 개수가 n 일 때 $n-1$ 개의 선형 독립인 위성 차분 조합이 존재한다. 이 때 $n-1 \times n-1$ 행렬이며 Invertible한 성질을 만족하는 변환 행렬을 구성하기 위해서는 제안 방법에서 검색된 최적 위성 조합이 서로 선형 독립이어야 한다. 이를 위해 계층적 데이터 표현 방식에 많이 사용되는 데이터 표현 방식 중 하나 인 트리 구조(Tree structure)를 이용하였다. 검색된 위성 조합을 트리 구조로 표현하였을 때 닫힌 루프가 없도록 위성 조합을 구성하면 최종 위성 조합이 서로 선형 독립적 성질을 가지게 된다. 이를 이용하면 검출된 사이클 슬립을 정보의 손실이 없이 어떠한 위성 조합으로도 자유롭게 변환할 수 있게 된다. 이렇게 변환된 사이클 슬립 값은 일반적인 반송파 측정치 기반 위치 결정에서 Repair 방식의 사이클 슬립 처리에 사용 가능하다. 더불어 제안된 기준위성 검색 방식은 계산량 또한 적기 때문에 실시간 시스템 구현에도 용이할 것으로 예상된다. 결과적으로 제안된 위성 조합 방식을 통해 계산량 증가나 관성센서 성능 업그레이드 없이도 사이클 슬립 검출 정확도를 크게 향상 시킬 수 있다.

IV.1.3 최적 위성 조합 검색 알고리즘

IV.1.3 장에서는 선형 독립 성질을 만족시키면서도 사이클 슬립 검출 성능을 최대화시키는 최적 위성 조합 검색 방식에 대해 서술한다. IV.1.2 장에서 최적 위성 조합 검색의 조건으로 $n-1$ 개의 위성 조합이 모두 선형 독립이어야 한다는 것을 확인하였다. 이를 위해 본 연구에서는 트리 구조(Tree structure)를 활용하였다.

Figure IV-4의 위성 배치를 예로 들어 최적 위성 조합을 트리 구조를 이용하여 나타내면 Figure IV-6과 같다. Figure IV-6의 번호로 표시된 것을 노드(Node)라 하고 뿌리 노드(Root node)는 트리 구조의 가장 위에 있는 노드로 기존 방법의 기준 위성을 나타낸다. 또한 가지(Branch)란 2개 이상의 노드의 연결을 지칭한다.

Figure IV-6에서 닫힌 루프(Closed loop)란 붉은 점선으로 표시된 바와 같이 선형 의존의 성질을 갖는 관계를 의미한다. Figure IV-6에서 위성 11번과 4번의 차분, 6번과 4번의 차분으로 11번과 6번의 차분 값을 생성할 수 있음을 알 수 있고 이들은 선형 의존 관계를 가진다. 만약 이러한 위성 조합으로 변환 행렬을 구성할 경우 이 변환 행렬은 Invertible하지 않게 된다. 따라서 최적 위성 조합 검색 시에 닫힌 루프를 갖는 조합은 제외시켜야 한다. 이를 적용한 최적 위성 조합 검색 프로세스는 Figure IV-7와 같다.

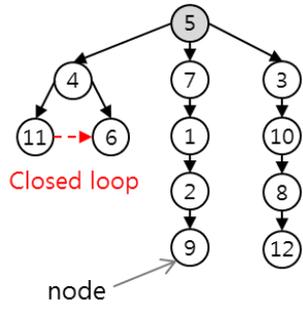


Figure IV-6 최적 위성 조합을 트리 구조로 표시한 예

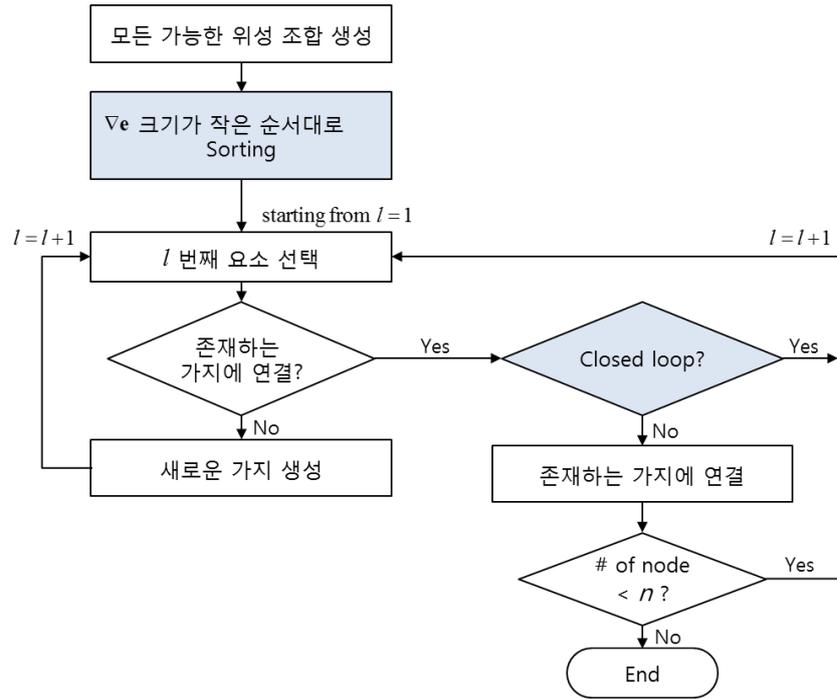


Figure IV-7 최적 위성 조합 검색 프로세스

먼저 모든 가능한 위성 조합을 생성한다. 전체 n 개의 위성이 있을 경우 $n(n-1)/2$ 개의 조합이 만들어 진다. 이 조합은 다음과 같은 행렬을 정의하여 만들 수 있다.

$$E = \begin{bmatrix} 0 & |^1\nabla^2\mathbf{e}| & \cdots & |^1\nabla^n\mathbf{e}| \\ \vdots & 0 & & \vdots \\ 0 & & \ddots & |^{n-1}\nabla^n\mathbf{e}| \\ 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

그리고 이렇게 구성된 모든 위성 조합을 투영 계수의 크기가 작은 순서대로 재 배열하여 하나의 벡터로 만든다.

$$\mathbf{E} = \left[|\nabla\mathbf{e}|_{\min} \quad \cdots \quad |\nabla\mathbf{e}|_{\max} \right]^T \quad (4.12)$$

다음으로는 이렇게 구성된 벡터를 순서대로 하나씩 검사하며 최적 위성 조합을 구성한다. 위성 조합 벡터를 투영 계수가 작은 순서로 배열하였기 때문에 투영 계수의 크기가 작은 조합이 우선적으로 연결되며 Closed loop을 만드는지 여부를 검사하여 선형 독립인 최적 위성 조합이 검색되도록 한다. 이러한 프로세스로 최적 위성 조합을 검색하면 처음에는 개별적인 가지가 하나씩 생성되다가 점점 이 가지들이 서로 연결되며 최종적으로는 하나로

이어진 구조가 만들어 진다. 최종적으로 이 구조를 뿌리 노드가 기존 방식의 기준 위성이 되도록 표현하면 Figure IV-6과 같은 트리 구조로 나타내어진다. 예제의 최적 위성 조합 검색 시퀀스는 Figure IV-8와 같다.

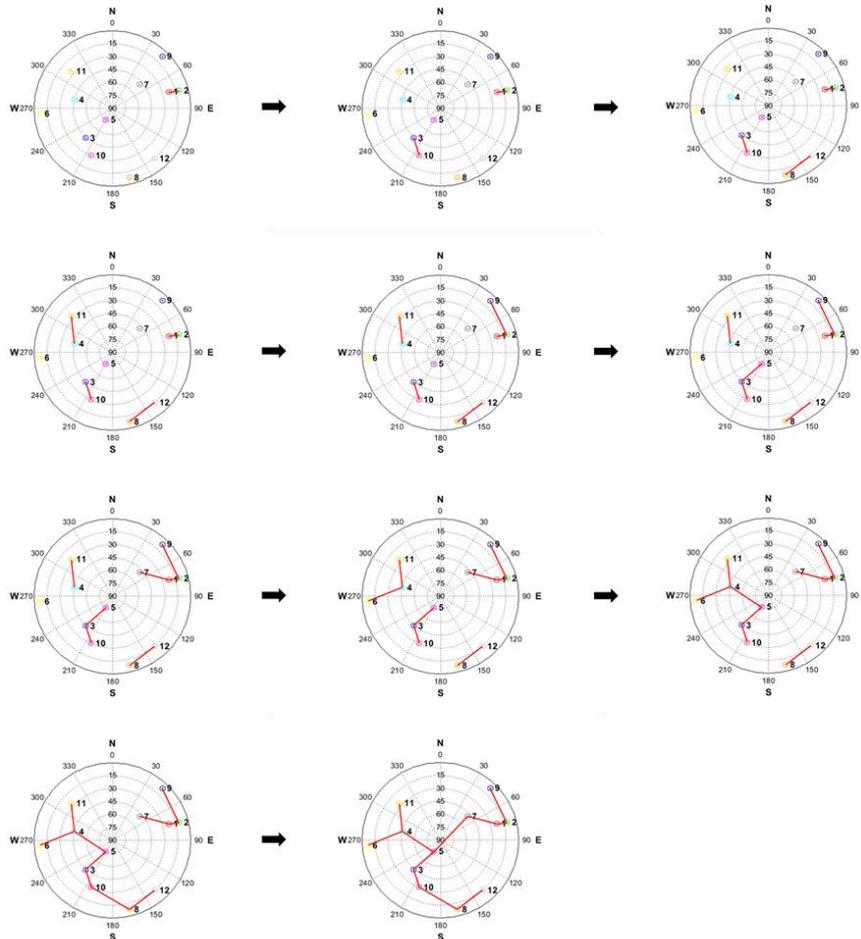


Figure IV-8 최적 위성 조합 시퀀스

예제의 위성 배치에 대해 이와 같이 최적 위성 조합이 검색 되었을 때 기존 방법의 사이클 슬립 벡터와 제안 방식의 사이클 슬립 벡터는 다음과 같다.

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} {}^1\nabla^5\Delta_i N \\ {}^2\nabla^5\Delta_i N \\ {}^3\nabla^5\Delta_i N \\ {}^4\nabla^5\Delta_i N \\ {}^6\nabla^5\Delta_i N \\ {}^7\nabla^5\Delta_i N \\ {}^8\nabla^5\Delta_i N \\ {}^9\nabla^5\Delta_i N \\ {}^{10}\nabla^5\Delta_i N \\ {}^{11}\nabla^5\Delta_i N \\ {}^{12}\nabla^5\Delta_i N \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

$$\mathbf{N}' = \begin{bmatrix} {}^1\nabla^7\Delta_i N \\ {}^2\nabla^1\Delta_i N \\ {}^3\nabla^5\Delta_i N \\ {}^4\nabla^5\Delta_i N \\ {}^6\nabla^4\Delta_i N \\ {}^7\nabla^5\Delta_i N \\ {}^8\nabla^{10}\Delta_i N \\ {}^9\nabla^2\Delta_i N \\ {}^{10}\nabla^3\Delta_i N \\ {}^{11}\nabla^4\Delta_i N \\ {}^{12}\nabla^8\Delta_i N \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

그리고 제안 방식의 사이클 슬립 벡터는 식 (4.10)을 이용하여 기존 방식의 값과 정보의 손실 없이 상호 변환이 가능하다. 즉 제안된 최적 위성 조합 검색 방식을 이용하면 정보의 손실 없이 기존 방식의 사이클 슬립 벡터를 계산할 수 있고 반송파 기반 위치 결정 방식의 사이클 슬립 제거에 활용 가능하다. 예제의 변환 행렬은 식 (4.15)와 같이 계산된다.

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

변환 행렬을 구성하는 방식은 다음과 같다. 먼저 변환 행렬의 초기 값으로 $n-1 \times n-1$ 크기의 Identity 행렬을 만든다. 그런 다음 행렬의 각 Row를 확인하여 제안 방법에서 기존 방법으로 변환하기 위해 필요한 Row의 요소를 1로 만드는데 이 요소는 트리 구조에서 확인할 수 있다.

Figure IV-9에서 11번 위성을 예로 들어 자세히 설명하면 다음과 같다.

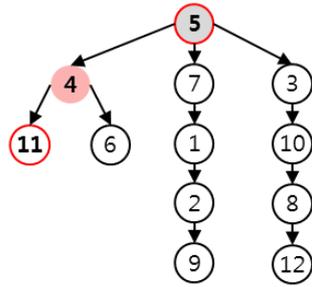


Figure IV-9 변환 행렬 구성을 위한 트리 구조 예

$$\begin{array}{c} \mathbf{N} \\ \left[\begin{array}{c} {}^1\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^2\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^3\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^4\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^6\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^7\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^8\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^9\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^{10}\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^{11}\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^{12}\nabla^5 \Delta_t N \end{array} \right] \end{array} = \begin{array}{c} \mathbf{T} \\ \left[\begin{array}{cccccccccccc} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{array} \right] \end{array} \begin{array}{c} \mathbf{N}' \\ \left[\begin{array}{c} {}^1\nabla^7 \Delta_t N \\ {}^2\nabla^1 \Delta_t N \\ {}^3\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^4\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^6\nabla^4 \Delta_t N \\ {}^7\nabla^5 \Delta_t N \\ {}^8\nabla^{10} \Delta_t N \\ {}^9\nabla^2 \Delta_t N \\ {}^{10}\nabla^3 \Delta_t N \\ {}^{11}\nabla^4 \Delta_t N \\ {}^{12}\nabla^8 \Delta_t N \end{array} \right] \end{array}$$

SV#: 1 2 3 4 6 7 8 9 10 11 12

Figure IV-10 변환 행렬 구성 예

Figure IV-9에서 제안 방식의 11번 위성의 사이클 슬립 값을 기존 방식의 사이클 슬립 값으로 변환하기 위해서는 4번 위성의 사이클 슬립 값이 필요함을 알 수 있다. 따라서 Identity 행렬로 초기화된 변환행렬에서 해당 Row의 4번 위성에 해당하는 Column에 해당하는 요소 값을 1로 설정함으로써 11번 위성의 사이클 슬립 값 변환이 가능하다. 이는 Figure IV-10을 보면 더 잘 이해할 수 있다.

위 설명한 방식은 수식적으로는 다음과 같은 관계를 이용하여 사이클 슬립 값이 변환되는 것이다. 위성 차분된 측정치 조합을 다시 선형 조합 함으로써 일반적인 반송파 측정치 기반 위치 결정 알고리즘에서 사용되는 사이클 슬립 값을 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 {}^{11}\nabla^5\Delta_i N &= {}^{11}\nabla^4\Delta_i N + {}^4\nabla^5\Delta_i N \\
 &= (\Delta_i N^{11} - \Delta_i N^4) + (\Delta_i N^4 - \Delta_i N^5)
 \end{aligned} \tag{4.16}$$

다른 위성들의 경우에도 동일한 방식을 적용함으로써 최종적인 사이클 슬립 변환 행렬을 계산할 수 있다.

IV.1.4 시뮬레이션을 통한 최적 위성 조합 효과 분석

IV.1.4 장에서는 시뮬레이션 데이터를 통해 최적 위성 조합 알고리즘의 효과를 분석하여 보았다. 먼저 GPS 위성만을 고려하여 최적 위성 조합을 적용하였을 때 모니터링 값의 잔여오차를 확인하였고 다음으로는 GPS 위성과 GLONASS 위성을 함께 사용하여 최적 위성 조합을 구성할 때의 결과를 확인하였다. GLONASS 위성의 경우 II.1.2 장에서 설명했듯이 GPS 위성과 반송파 파장 길이가 미미하게 다르고 또한 GLONASS 위성 마다 각각 반송파 파장 길이가 다르기 때문에 반송파 파장 길이 차이에 의한 모니터링 값 잔여오차의 확인이 필요하다.

GPS 위성에 대한 최적 위성 조합 효과 분석

먼저 GPS 위성의 경우를 고려하며 시뮬레이션을 통해 최적 위성 조합으로 인한 모니터링 값 잔여오차 감소 성능을 분석하여 보았다. 시뮬레이션 환경은 Table IV-1, Table IV-2와 같다. 이 때의 위성 배치와 최적 위성 조합 검색 결과는 Figure IV-5, Figure IV-9와 같다.

Figure IV-11~Figure IV-21는 최적 위성 조합 적용 전 후의 시뮬레이션 결과이다.

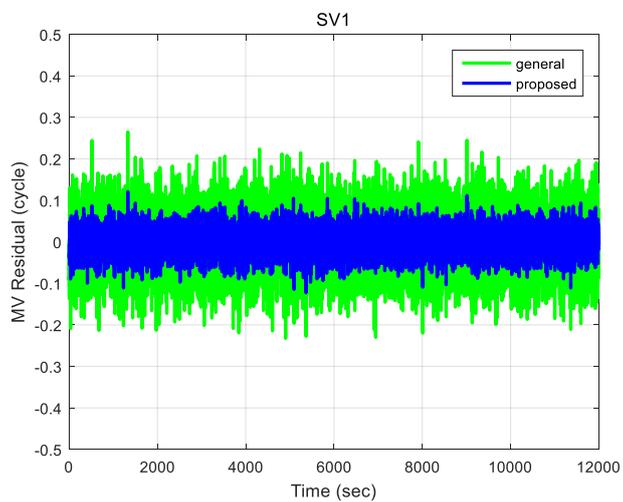


Figure IV-11 모니터링 값 잔여오차 - SV 1

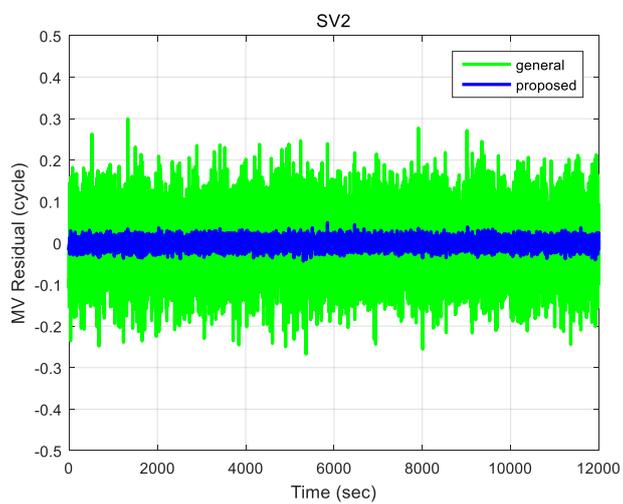


Figure IV-12 모니터링 값 잔여오차 - SV 2

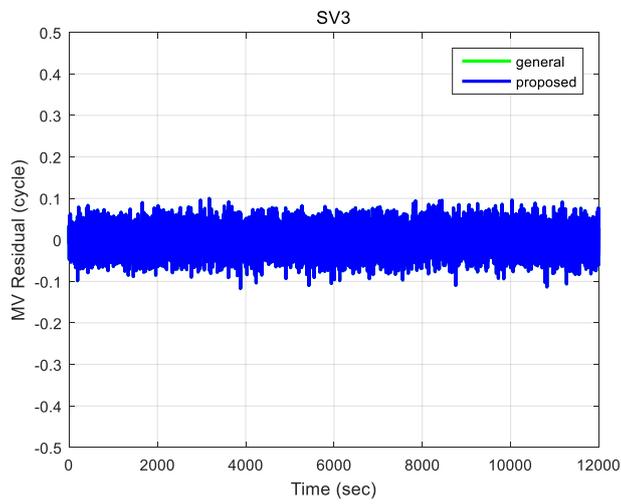


Figure IV-13 모니터링 값 잔여오차 - SV 3

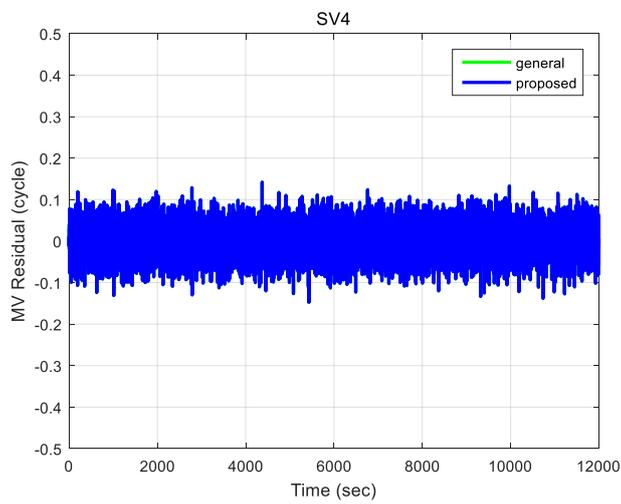


Figure IV-14 모니터링 값 잔여오차 - SV 4

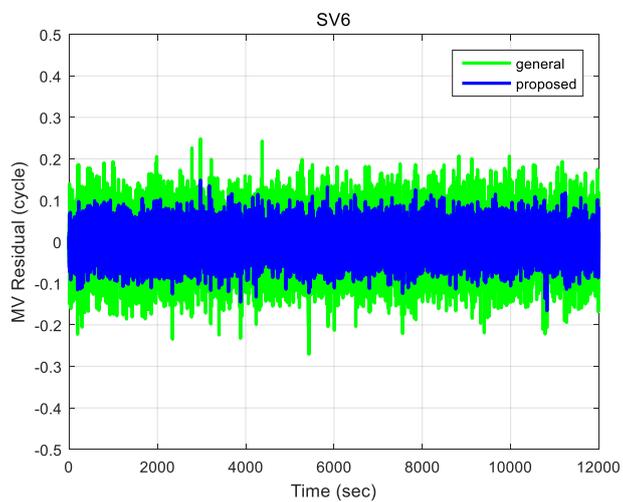


Figure IV-15 모니터링 값 잔여오차 - SV 6

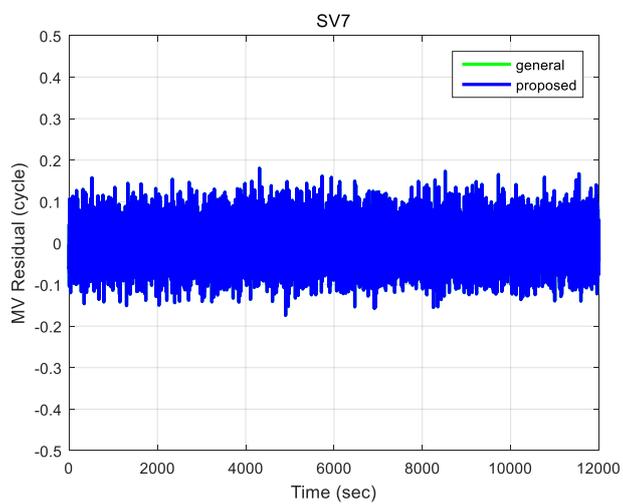


Figure IV-16 모니터링 값 잔여오차 - SV 7

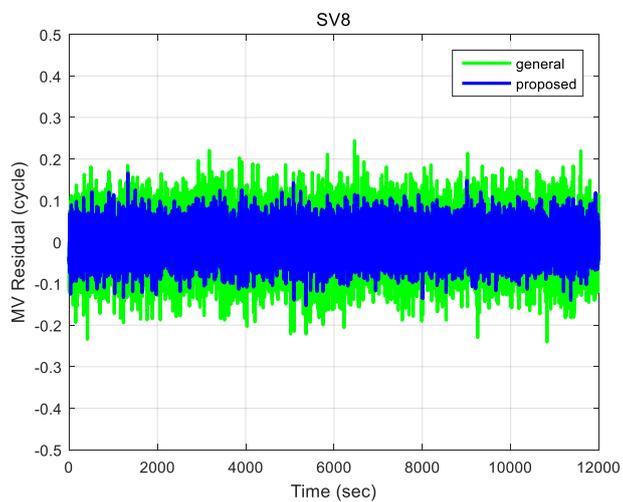


Figure IV-17 모니터링 값 잔여오차 - SV 8

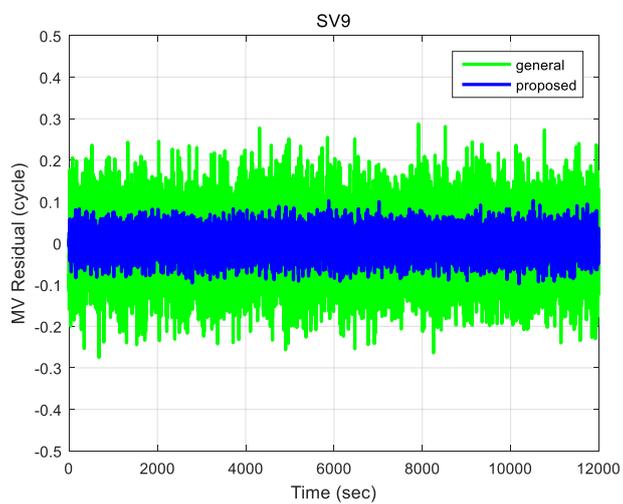


Figure IV-18 모니터링 값 잔여오차 - SV 9

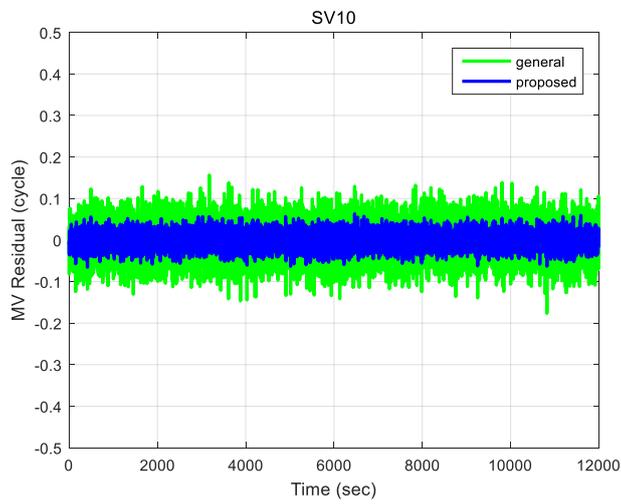


Figure IV-19 모니터링 값 잔여오차 - SV 10

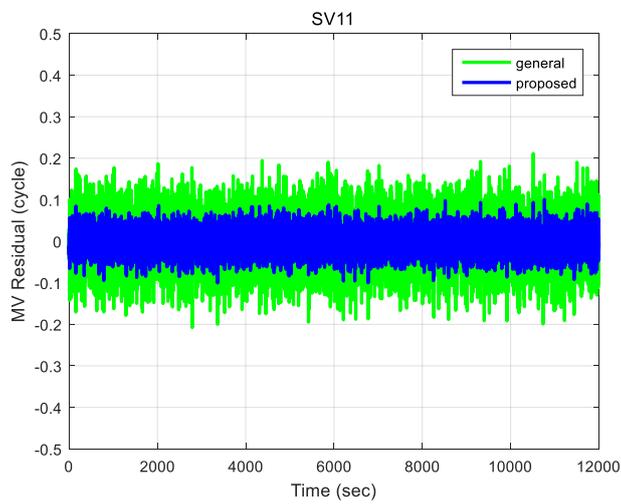


Figure IV-20 모니터링 값 잔여오차 - SV 11

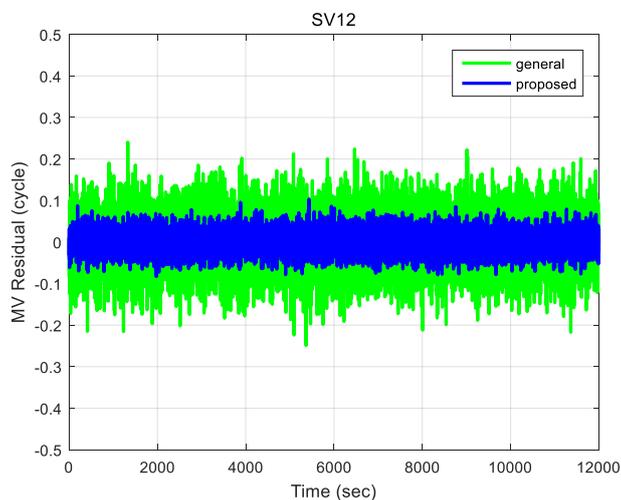


Figure IV-21 모니터링 값 잔여오차 – SV 12

Figure IV-11~Figure IV-21의 결과를 정략적으로 정리하면 Table IV-4과 같다. 최적 위성 조합 적용 전후의 모니터링 값 잔여오차를 비교하여 보았다. 또한 투영 계수 크기 감소율과 모니터링 값 잔여오차의 감소율을 확인하였다. 이는 Table IV-5에 정리되어 있다.

Table IV-4 최적 위성 조합 적용 전후 모니터링 값 잔여오차 표준 편차 비교

SV #	σ_M (cycle) (최적 위성 조합 적용 전)	σ_M (cycle) (최적 위성 조합 적용 후)	오차 감소율 (%)
1	0.0661	0.0295	55
2	0.0738	0.0111	85
3	0.0296	0.0296	0
4	0.0381	0.0381	0
6	0.0646	0.0367	43
7	0.0489	0.0489	0
8	0.0615	0.0379	38
9	0.0780	0.0286	63
10	0.0409	0.0177	57
11	0.0582	0.0273	53
12	0.0607	0.0245	60

Table IV-5 최적 위성 조합 적용 전후 투영 계수 비교

SV #	투영 계수 (최적 위성 조합 적용 전)	투영 계수 (최적 위성 조합 적용 후)	투영 계수 감소 %
1	1.2656	0.5632	55
2	1.4145	0.2082	85
3	0.5441	0.5441	0
4	0.7226	0.7226	0
6	1.2176	0.7036	42
7	0.9380	0.9380	0
8	1.1731	0.7249	38
9	1.5052	0.5318	65
10	0.7627	0.3370	56
11	1.1161	0.5195	53
12	1.1580	0.4589	60

최적 위성 조합 검색 결과, 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차가 최대 85 % 까지 크게 감소하는 것을 확인할 수 있다. 특히 2번 위성의 경우 매우 큰 폭으로 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차가 감소하는 것을 확인할 수 있는데 이는 위성 배치에서 2번의 기준 위성인 1번 위성이 2번 위성과 매우 가깝게 존재하기 때문이다. 기준 위성과 해당 위성의 거리가 가까울수록 투영 계수가 작아지기 때문에 Sky Plot 상에서 위성 간 거리가 짧을수록 큰 감소 효과를 가져온다. 따라서 본 연구에서 제안하는 최적 위성 조합 알고리즘은 위성 수가 많을수록 그 효과가 더욱 커지며 Multi-constellation 환경에서 더욱 적극적으로 활용이 가능할 것임을 예측할 수 있다.

또한 최적 위성 조합 적용 전 후 모니터링 값 잔여오차를 비교하여 보면 투영계수 크기 감소율과 거의 동일한 비율로 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차가 감소하는 것을 확인할 수 있다. 즉, 제안된 방법의 모니터링 값 잔여오차 감소율의 정량적 근거를 수식 유도 및 시뮬레이션 결과를 통해 제시하였다.

GPS, GLONASS 위성에 대한 최적 위성 조합 효과 분석

다음으로는 GPS 위성과 GLONASS 위성을 최적 위성 조합 알고리즘을 이용하여 함께 조합할 때 GPS 위성과 GLONASS 위성의 반송파 파장 길이 차이에 의한 모니터링 값 잔여오차를 확인하여 보았다.

서로 반송파 파장 길이가 다른 위성이 최적 위성 조합으로 선택되었을 때 모니터링 값은 식 (4.17)과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned}
 M_{k+1}^i &\equiv \left(\frac{\Delta_t \phi_G^i}{\lambda^i} - \frac{\Delta_t \phi_G^j}{\lambda^j} \right) - \left(\frac{\Delta_t \phi_I^i}{\lambda^i} - \frac{\Delta_t \phi_I^j}{\lambda^j} \right) \\
 &= {}^i \nabla^j \Delta_t N + \delta M_{k+1}^i
 \end{aligned} \tag{4.17}$$

이 때 모니터링 값의 잔여오차는 식 (4.18)과 같이 유도된다.

$$\begin{aligned}
 \delta M_{k+1}^i &= \delta \left\{ \left(\frac{\Delta_t \phi_G^i}{\lambda^i} - \frac{\Delta_t \phi_I^i}{\lambda^i} \right) - \left(\frac{\Delta_t \phi_G^j}{\lambda^j} - \frac{\Delta_t \phi_I^j}{\lambda^j} \right) \right\} \\
 &= \frac{\delta \Delta_t \mathbf{r}_u \cdot \mathbf{e}_k^i}{\lambda^i} - \frac{\delta \Delta_t \mathbf{r}_u \cdot \mathbf{e}_k^j}{\lambda^j}
 \end{aligned} \tag{4.18}$$

식 (4.18)에서 λ^j 를 α^j 에 대한 식으로 정의하였다.

$$\lambda^j = \lambda^i (1 + \alpha^j) \quad (4.19)$$

식 (4.19)를 식 (4.18)에 대입하면 모니터링 값 잔여오차는 식 (4.20)과 같이 유도된다.

$$\delta M_{k+1}^i = \frac{\delta \Delta_i \mathbf{r}_u \cdot \mathbf{e}_k^i}{\lambda^i} - \frac{\delta \Delta_i \mathbf{r}_u \cdot \mathbf{e}_k^j}{\lambda^i (1 + \alpha^j)} \quad (4.20)$$

식 (4.20)에서 α^j 에 대한 항을 테일러 전개를 이용하여 근사하면 다음과 같다.

$$\frac{1}{1 + \alpha^j} \approx 1 - \alpha^j \quad (4.21)$$

식 (4.21)을 식 (4.20)에 대입하면 모니터링 값 잔여오차는 식 (4.22)와 같이 INS 오차에 의한 항과 반송파 파장 길이 차이에 의한 항으로 나타내어 진다.

$$\delta M_{k+1}^i = \frac{\delta \Delta_r \mathbf{r}_u \cdot \nabla^j \mathbf{e}_k}{\lambda^i} + \frac{\delta \Delta_r \mathbf{r}_u \cdot \mathbf{e}_k^j}{\lambda^i} \alpha^j \quad (4.22)$$

이 때 반송파 파장 길이 차이에 의한 모니터링 값 잔여오차 크기를 확인하기 위해 GPS 위성과 GLONASS 위성의 반송파 파장 길이의 최대 값을 식 (4.23)과 같이 계산하였다.

$$|\lambda^i - \lambda^j|_{\max} = |\alpha^j \lambda^i|_{\max} = 0.0036 \text{ m} \quad (4.23)$$

이 때 α^j 의 최대 값은 다음과 같다.

$$|\alpha^j|_{\max} \approx 0.019 \quad (4.24)$$

α^j 의 최대 값을 통해 반송파 파장 길이 차이에 의한 모니터링 값 최대 오차를 계산해보면 식 (4.25)와 같다. 이 때 GNSS 에폭 간 INS 오차의 크기는 최대 약 10 cm라고 가정하였다. 이는 선정된 관성센서를 사용하여 1초 간 INS Propagation을 했을 때 오차 수준이다.

$$\frac{|\delta\Delta_t \mathbf{r}_u \cdot \mathbf{e}_k^j|_{\max}}{\lambda^i} |\alpha^j|_{\max} \approx 0.01 \text{ cycle} \quad (4.25)$$

결과적으로 반송파 파장 길이에 의한 모니터링 값 잔여오차는 약 0.01 사이클 미만으로 영향이 매우 미미한 수준임을 확인할 수 있었다. 따라서 최적 위성 조합 시에 GPS, GLONASS 위성을 함께 사용해도 문제가 없음을 알 수 있다. 또한 모니터링 값 잔여오차는 결국 INS 오차가 주요 오차 원인임을 확인하였다.

$$\delta M_{k+1}^i \approx \frac{\delta\Delta_t \mathbf{r}_u \cdot \nabla^j \mathbf{e}_k}{\lambda^i} \quad (4.26)$$

위 수식 유도 결과를 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 시뮬레이션 환경은 다음과 같다. 최고 양각 위성(17번)을 기준 위성으로 두고 나머지 위성과 측정치 차분을 수행하였을 때 반송파 파장 길이에 따른 모니터링 값 잔여 오차를 확인하였다. 위성 배치에서 1~32번이 GPS 위성이고 38~61번이 GLONASS 위성을 나타낸다. 반송파 측정치 오차로는 잡음 항만을 고려하였고 INS 오차는 1 초간 약 10 cm의 오차가 발생하도록 생성하였다. 이를 위해 1 측당 3 cm의 INS 오차가 발생한다고 가정하였다.

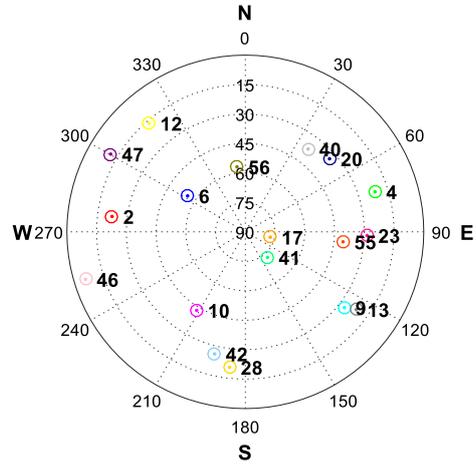


Figure IV-22 위성 배치 (시뮬레이션) - GPS, GLONASS

Table IV-6 GPS 시뮬레이션 데이터 생성 방식

GNSS errors	Generation strategy
Receiver noise	1 Sigma: 1 mm

Table IV-7 INS Propagation 오차 생성 방식

INS errors	Generation strategy
INS Propagation error (1 초)	$\delta\Delta_t \bar{\mathbf{r}}_u = \mathbf{0}_{3 \times 1}$ $\text{cov}(\delta\Delta_t \mathbf{r}_u) = (3 \text{ cm})^2 \times I_{3 \times 3}$

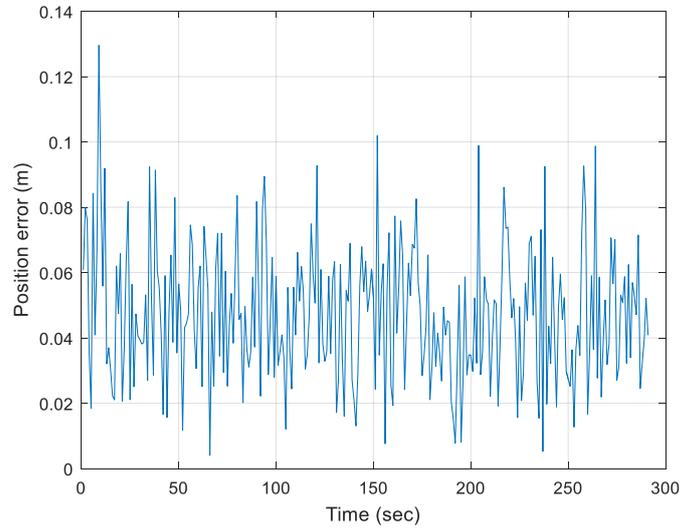


Figure IV-23 INS 오차 크기 (1초)

이 때 INS 오차의 크기는 Figure IV-23과 같고 모니터링 값 잔여오차는 Figure IV-24~Figure IV-27와 같다.

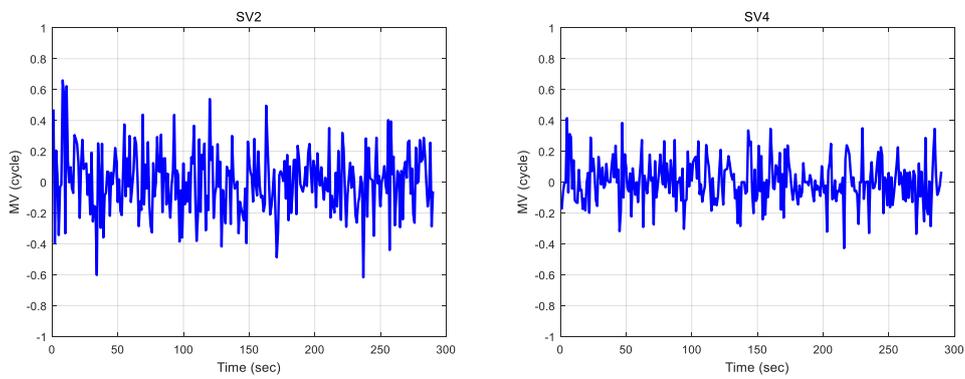


Figure IV-24 모니터링 값 잔여오차 (SV 2~4)

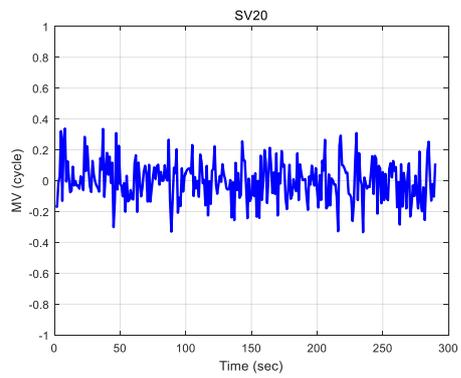
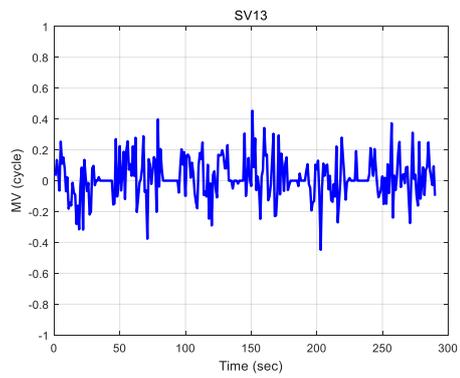
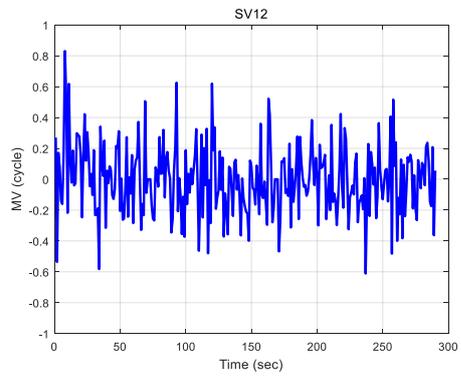
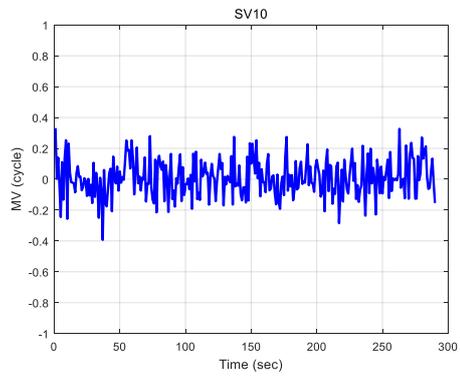
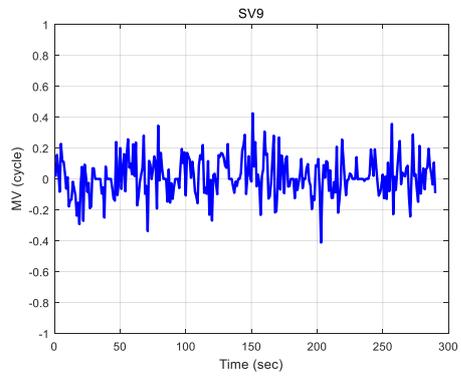
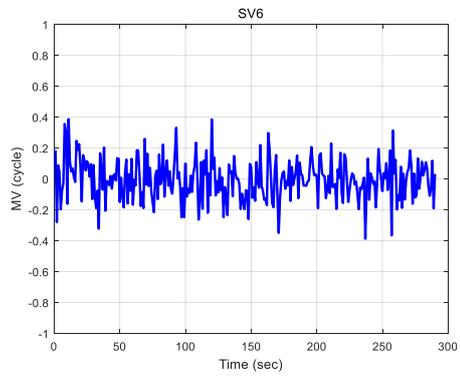


Figure IV-25 모니터링 값 잔여오차 (SV 6~20)

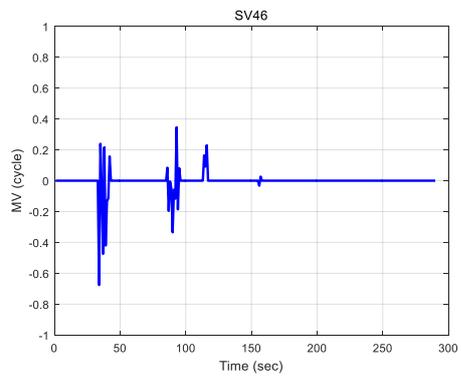
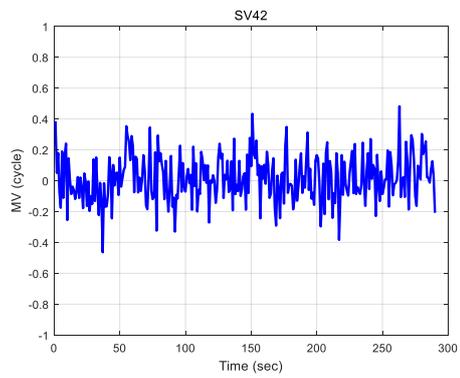
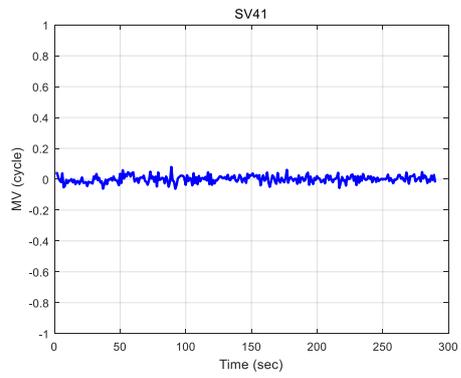
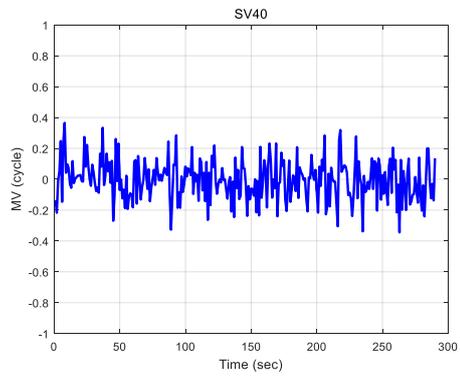
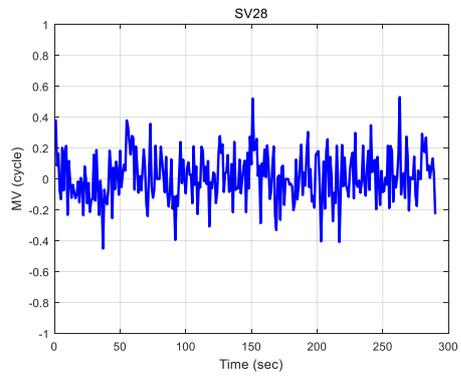
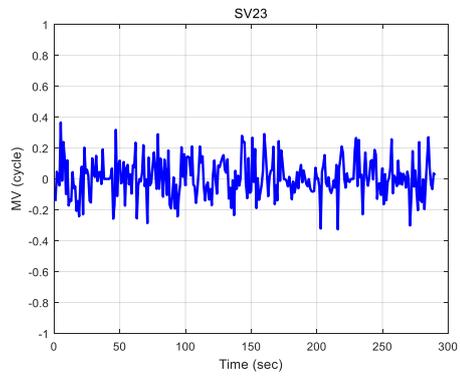


Figure IV-26 모니터링 값 잔여오차 (SV 23~46)

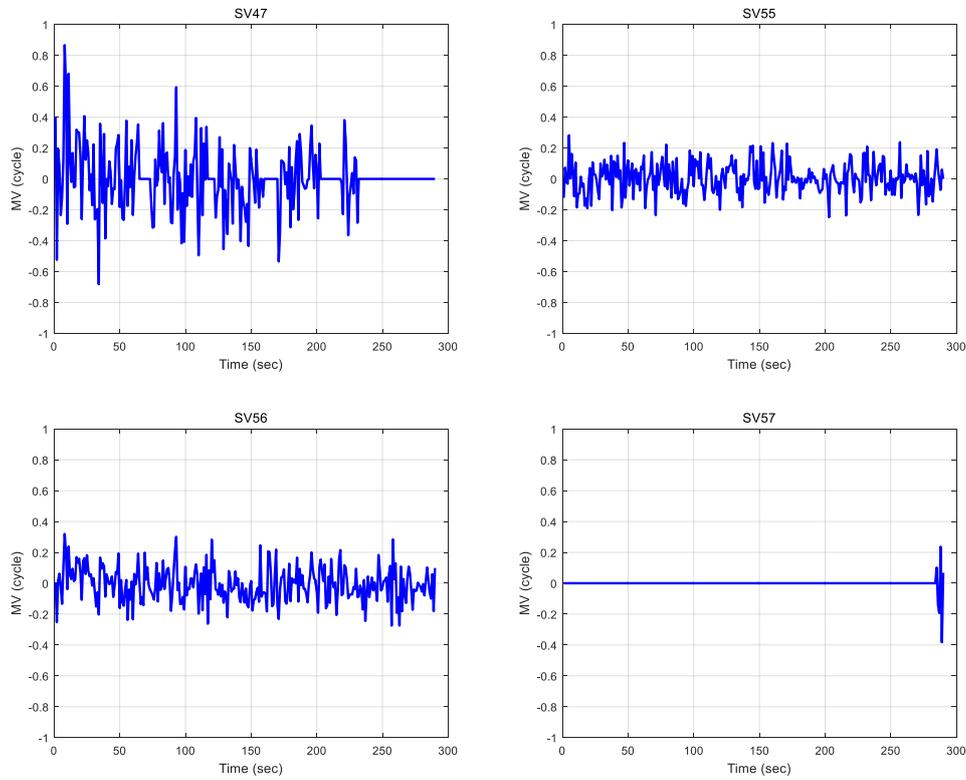


Figure IV-27 모니터링 값 잔여오차 (SV 47~57)

다음으로는 반송파 파장 길에 차이에 의한 모니터링 값 잔여오차를 확인하여 보았다. GPS 위성을 기준 위성으로 선택하였기 때문에 GPS 위성들은 반송파 파장 길이 차이에 의한 모니터링 값 잔여오차가 0이다. 따라서 GLONASS 위성들의 반송파 파장 길이에 의한 모니터링 값 잔여오차를 계산해보았다. 결과는 Figure IV-28, Figure IV-29과 같다.

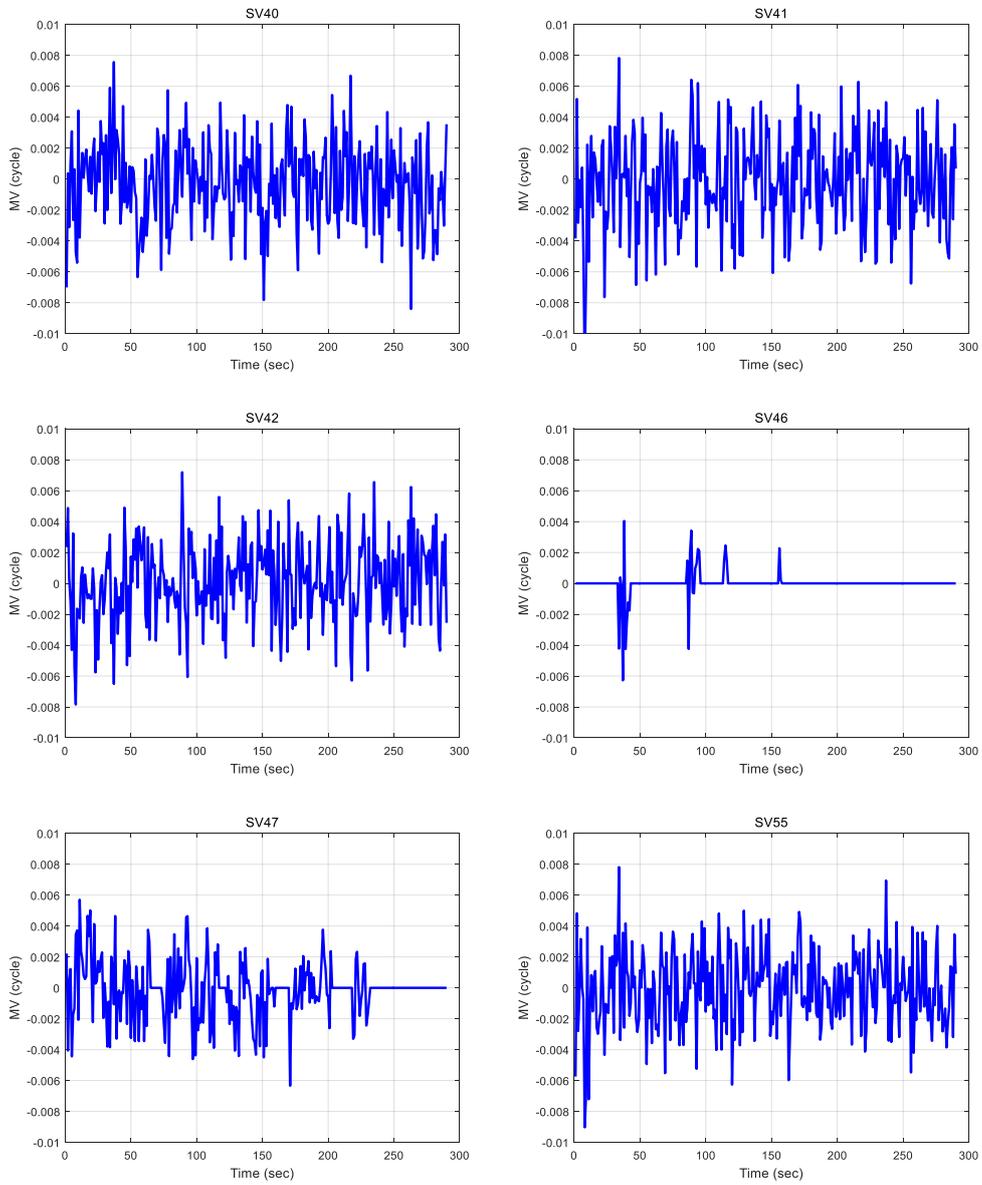


Figure IV-28 반송파 파장길이 차이에 의한 모니터링 값 잔여오차 (SV 40~55)

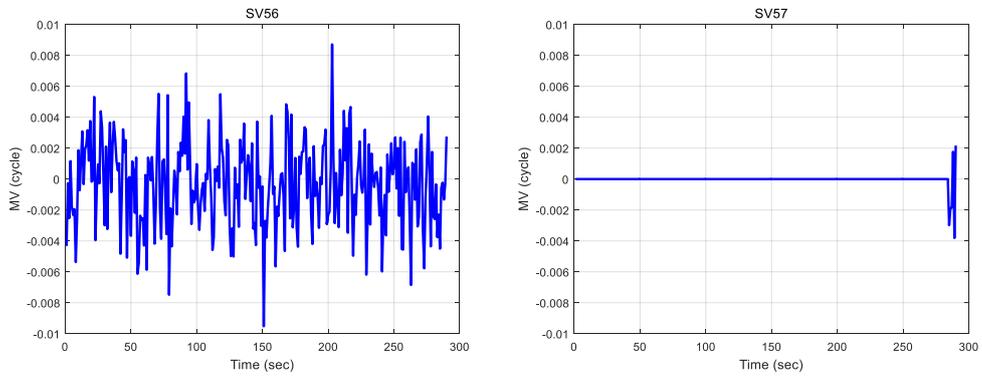


Figure IV-29 반송파 파장길이 차이에 의한 모니터링 값 잔여오차 (SV 56-57)

수식 유도 결과와 마찬가지로 시뮬레이션 결과에서도 INS 오차가 약 10cm 일 때 반송파 파장 길이 차이에 의한 모니터링 값 잔여오차는 0.01 사이클 미만인 것을 확인하였다. 결과적으로 최적 위성 조합 시에 GPS 위성과 GLONASS 위성을 함께 사용하더라도 문제가 없음을 수식 유도 및 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

IV.2 위성 배치를 고려한 TDCP/INS 복합 항 법 기반 사이클 슬립 검출 알고리즘 성능 분석

IV.2.1 시뮬레이션 결과

시뮬레이션 데이터 생성

위성 배치를 고려한 TDCP/INS 복합 항법 기반 사이클 슬립 검출 방식의 성능을 검증하기 위해 시뮬레이션 데이터를 생성하였다. GNSS 시뮬레이션 데이터 생성 방식은 다음과 같다. 시뮬레이션 데이터의 위성 배치는 Figure IV-30과 같고 Mask angle은 10도로 설정하였다.

Table IV-8 GNSS 시뮬레이션 데이터 생성 방식

GPS Errors	Generation Strategy
Ephemeris error	Neglect
Ionospheric delay	Klobuchar model [97]
Tropospheric delay	Simplified model [50]
Receiver noise	Zero-mean Gaussian noise ($\sigma = 3 \text{ mm}$)

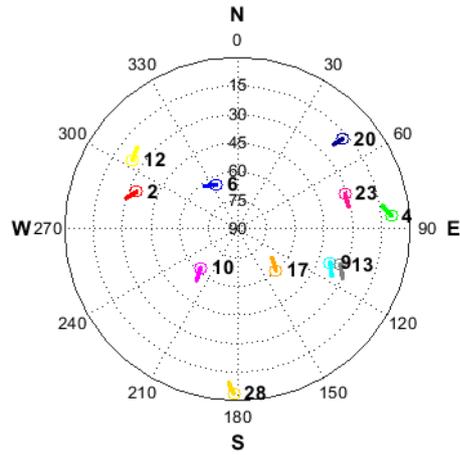


Figure IV-30 위성 배치 (시뮬레이션)

Table IV-9 관성센서 데이터 생성 방식 (시뮬레이션)

IMU Errors	Generation Strategy
Accelerometer bias	Constant bias (0.1635 m/s ²)
Accelerometer bias stability	1 st order Gauss Markov sequence ($\sigma = 0.002$ m/s ²)
Accelerometer noise	Zero-mean Gaussian noise ($\sigma = 0.033$ m/s ²)
Gyro bias	Constant bias (1 deg/s)
Gyro bias stability	1st order Gauss Markov sequence ($\sigma = 0.007$ deg/s)
Gyro noise	Zero-mean Gaussian noise ($\sigma = 0.3323$ deg/s)

관성센서 오차의 경우 Table III-10의 오차 값을 활용하여 생성하였다. 이는 ADIS 16365 IMU (MEMS 급)의 성능이다.

시뮬레이션 데이터의 항체의 경로는 Figure IV-31과 같다. 앞 방향 가속, 회전, 등속 운동 및 다양한 기동 환경을 가정하였고 차량 환경을 고려하여 고도 방향으로는 기동이 없도록 시뮬레이션 데이터를 생성하였다.

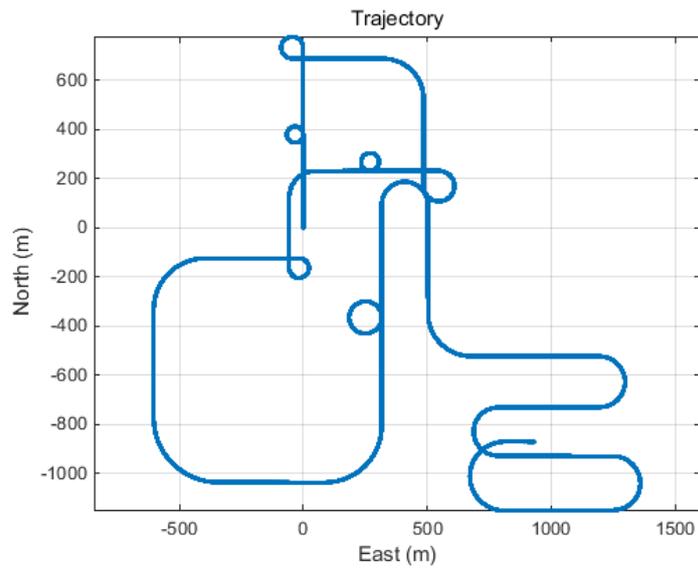


Figure IV-31 항체 경로 (시뮬레이션)

생성된 항체의 가속도계 및 자이로 센서 값은 Figure IV-32, Figure IV-33과 같다.

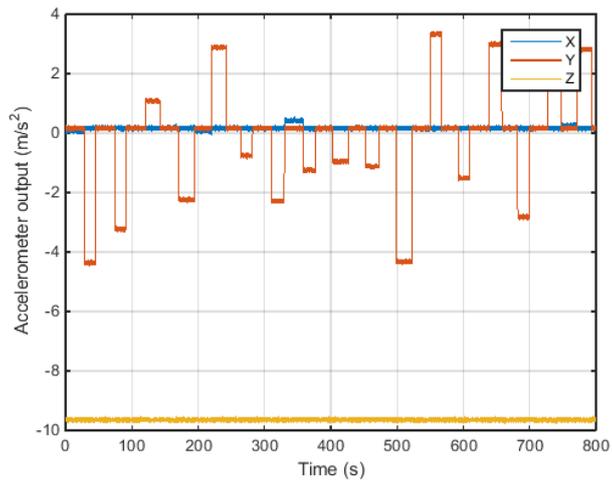


Figure IV-32 가속도계 센서 출력 (시뮬레이션)

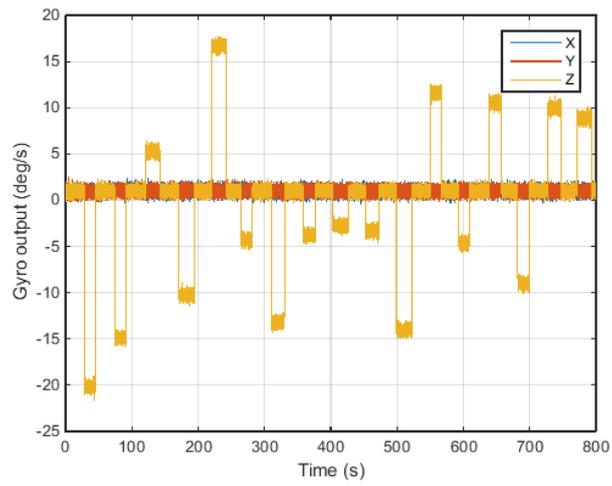


Figure IV-33 자이로 센서 출력 (시뮬레이션)

최적 위성 조합 결과

제안된 알고리즘으로 검색된 최적 위성 조합은 다음과 같다.

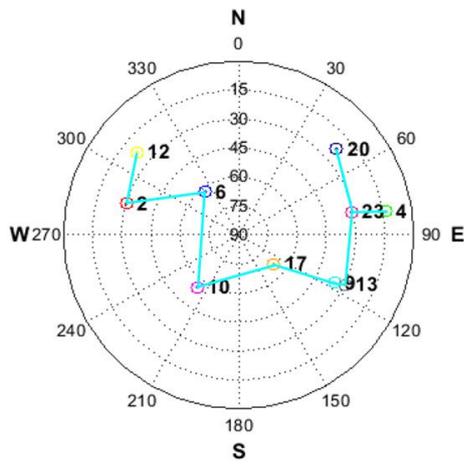


Figure IV-34 시뮬레이션의 최적 위성 조합

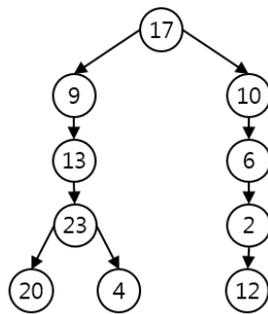


Figure IV-35 시뮬레이션의 최적 위성 조합 트리 구조 표현

이 때의 변환 행렬은 다음과 같다.

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.27)$$

사이클 슬립 검출 성능 분석 결과

제안된 방식과 기존 방식의 위성 차분을 사용하였을 때 사이클 슬립 검출 성능을 비교하여 보면 Figure IV-36~Figure IV-44와 같다. Figure IV-36~Figure IV-44는 모니터링 값의 잔여오차 크기를 비교한 결과이다. 육안으로 보기에 제안 방식의 모니터링 값 잔여오차가 기존 방식에 비해 상대적으로 작음을 확인할 수 있다. 이는 검색된 최적 위성 조합의 시선 벡터 차분 값이 기존 방식의 시선 벡터 차분 값에 비해 작기 때문으로 동일한 INS 오차가 발생하더라도 INS 오차의 모니터링 값 잔여오차로의 유입이 제안 방식에서 더 작게 되는 것이다.

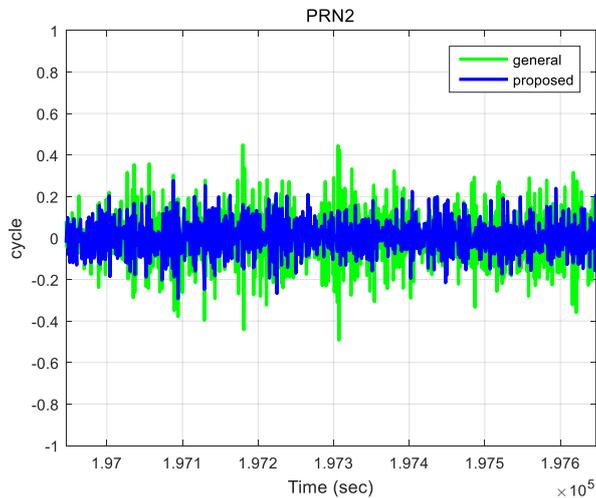


Figure IV-36 모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) - PRN 2

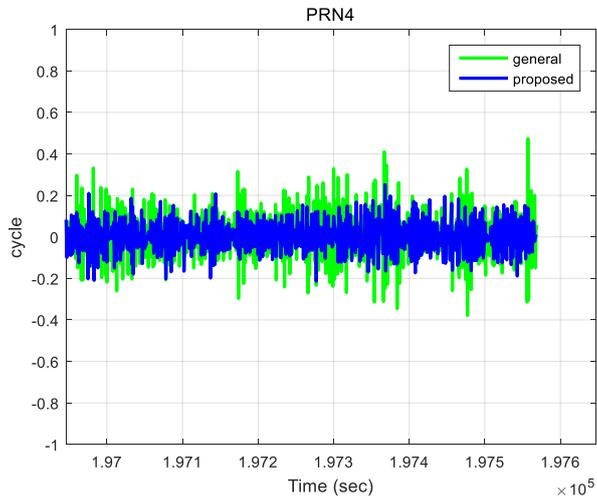


Figure IV-37 모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 4

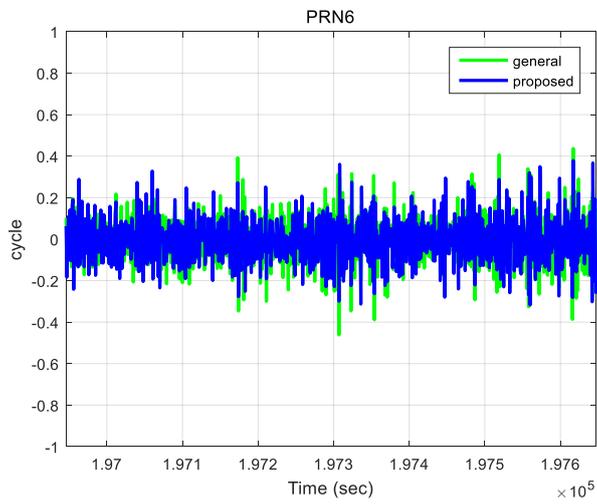


Figure IV-38 모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 6

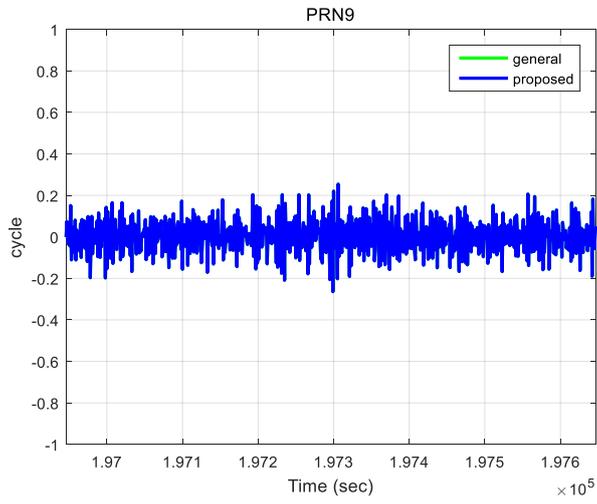


Figure IV-39 모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) - PRN 9

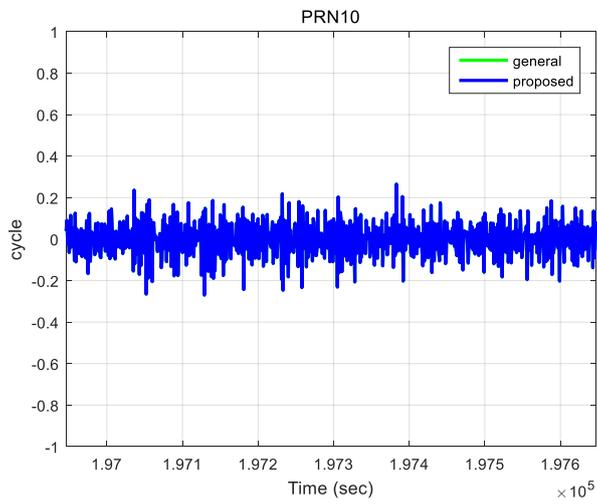


Figure IV-40 모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) - PRN 10

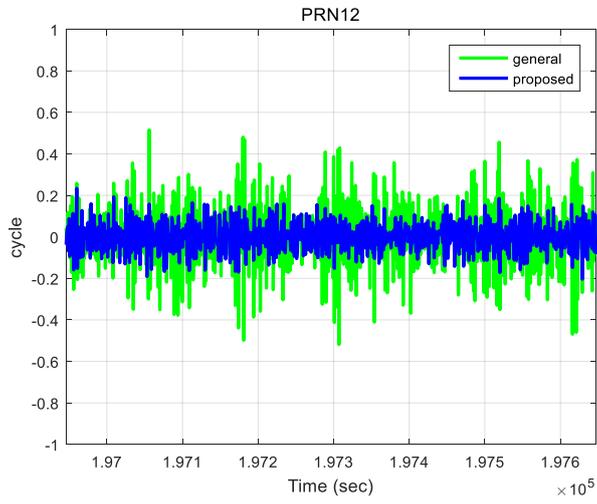


Figure IV-41 모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 12

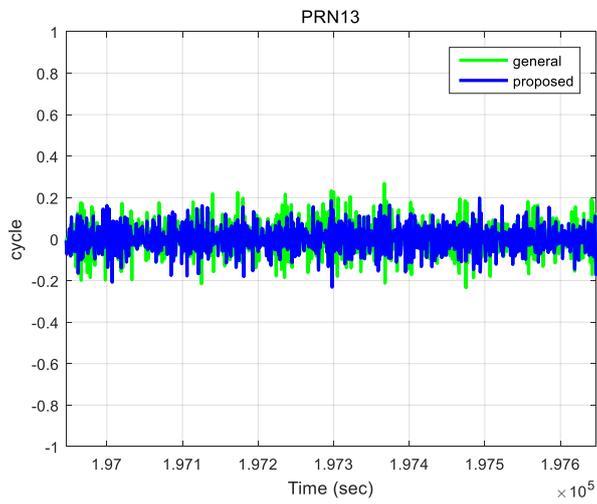


Figure IV-42 모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 13

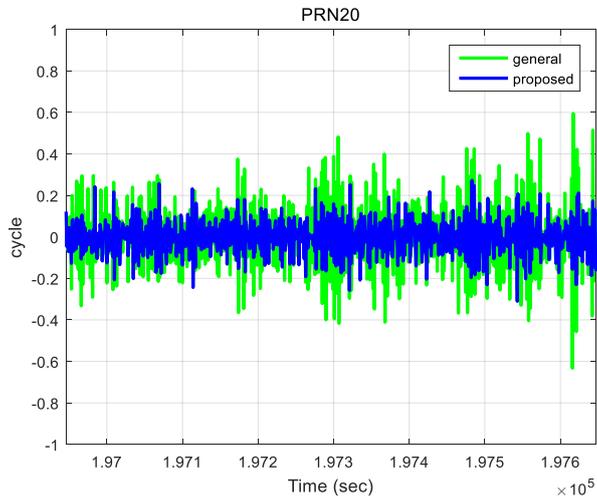


Figure IV-43 모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 20

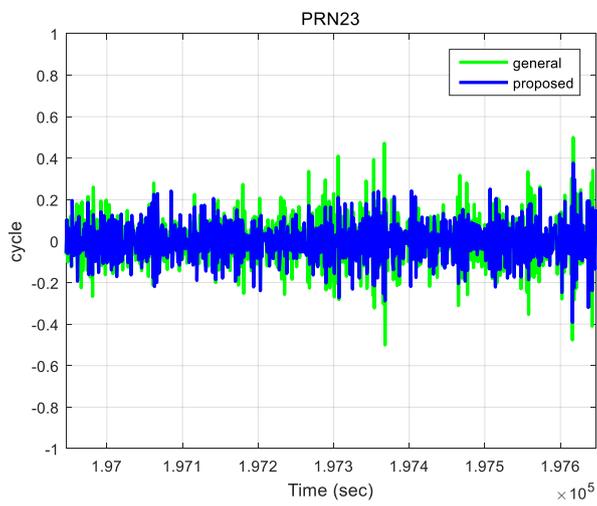


Figure IV-44 모니터링 값 잔여오차 (시뮬레이션) – PRN 23

그림의 결과를 정량적으로 정리하면 다음과 같다.

Table IV-10 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차 비교 (시플레이션)

Satellite PRN	σ_M (cycle) (최적 위성 조합 적용 전)	σ_M (cycle) (최적 위성 조합 적용 전)	오차 감소율 Unit: %
2	0.1410	0.0902	36
4	0.1224	0.0812	33.64
6	0.1252	0.1194	4.64
9	0.0807	0.0807	0
10	0.0842	0.0842	0
12	0.1614	0.0744	54
13	0.0818	0.0683	16.5
20	0.1629	0.0866	46.8
23	0.1243	0.0997	20

기존 방식과 제안 방식이 모니터링 값 잔여오차를 비교해 본 결과 약 5~50% 가량의 오차 감소 효과가 있음을 확인하였다. 모니터링 값의 오차 감소가 없는 위성의 경우에는 기존 방식의 기준 위성과 동일한 위성이 기준 위성으로 선택된 경우이다. 즉 양각이 높은 위성의 경우에는 최고 위성 양각 위성과 거리가 가깝기 때문에 이 위성이 기준 위성으로 선택되게 되

는 것이다.

모니터링 값 잔여오차 감소로 인한 False alarm 확률은 다음과 같다. 사이클 슬립 검출 Threshold는 Miss detection 확률이 2×10^{-6} 를 유지하도록 설정되었다. 이때의 k_M 은 4.75로 설정하였다. 아래 표에서 1×10^{-20} 보다 작은 값은 0으로 표시하였다.

Table IV-11 사이클 슬립 False alarm 확률 비교 (시뮬레이션)

Satellite PRN	P_{FA} (최적 위성 조합 적용 전)	P_{FA} (최적 위성 조합 적용 후)
2	1.9×10^{-2}	2.4×10^{-10}
4	6.3×10^{-4}	4.1×10^{-14}
6	1.2×10^{-3}	2.86×10^{-4}
9	2.1×10^{-14}	2.1×10^{-14}
10	9.96×10^{-13}	9.96×10^{-13}
12	1.4×10^{-1}	0
13	7.77×10^{-14}	0
20	1.6×10^{-1}	1.1×10^{-11}
23	9.8×10^{-4}	1.3×10^{-7}

사이클 슬립 검출 모니터링 값의 오차가 감소함에 따라서 사이클 슬립 검출 False alarm 확률 또한 크게 감소하였음을 확인할 수 있다. 결과적으로 기존 방식에 비해 제안된 방식이 사이클 슬립 검출 성능 면에서 우위에 있음을 검증하였다. 기존의 방식의 경우 1 사이클 슬립 검출이 불가능한 것은 아니지만 제안된 방식에 비해 그 신뢰도가 떨어지게 된다. 또한 가시 위성의 개수가 많으면 많을수록 제안 방식의 효과는 더욱 커지게 된다. 따라서 미래의 Multi-constellation 환경에서 활용 가능성이 더욱 크다.

다음은 사이클 슬립 발생 시나리오를 설정하여 사이클 슬립 검출을 실시한 결과이다.

Table IV-12 삽입된 사이클 슬립 (시플레이션)

Time Unit: sec	PRN									
	2	4	6	9	10	12	13	17	20	23
197,100	-1		1	2						-2
197,300		1			-1		-2		1	

Figure IV-45~Figure IV-53은 Table IV-12의 사이클 슬립을 위성에 삽입하였을 때 사이클 슬립 검출 결과를 나타낸다. Figure IV-45~Figure IV-53에서 초록색 선은 사이클 슬립 검출 Threshold를 나타낸다. 최소 1 사이클 슬립의 오차가 발생한다고 가정하였고 사이클 슬립 오차가 발생하면 모니터링 값에 점

프가 발생하게 된다. 이 값이 설정된 Threshold를 넘어갈 경우 사이클 슬립이 발생한 것으로 판단하고 사이클 슬립을 검출하게 된다. 사이클 슬립 검출 Threshold는 모든 위성에서 동일한 Miss detection 확률이 유지되도록 결정되었기 때문에 위성에 따라 다른 값을 가지며 GNSS/INS 필터에서 출력되는 Covariance 값을 기반으로 계산되어 시간에 따라서도 지속적으로 변하는 값을 가지게 된다.

제안된 방식과 기존 방식의 기준 위성이 다르기 때문에 사이클 슬립 값도 달라지게 된다. 따라서 Figure IV-45~Figure IV-53의 검출된 사이클 슬립 값은 삽입된 값과 다르다. 이는 변환 행렬을 이용하여 변환이 가능하다.

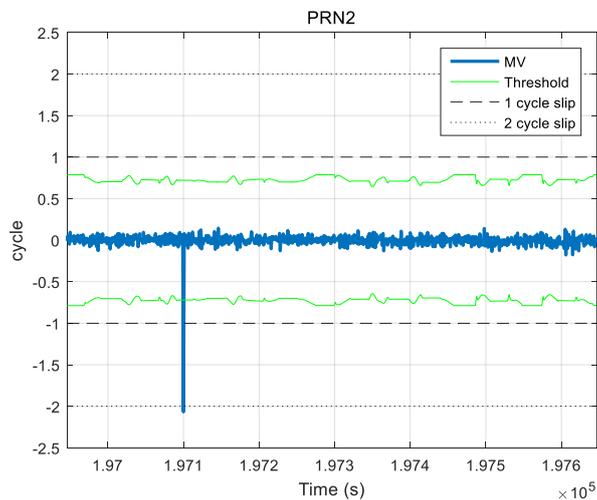


Figure IV-45 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) - PRN 2

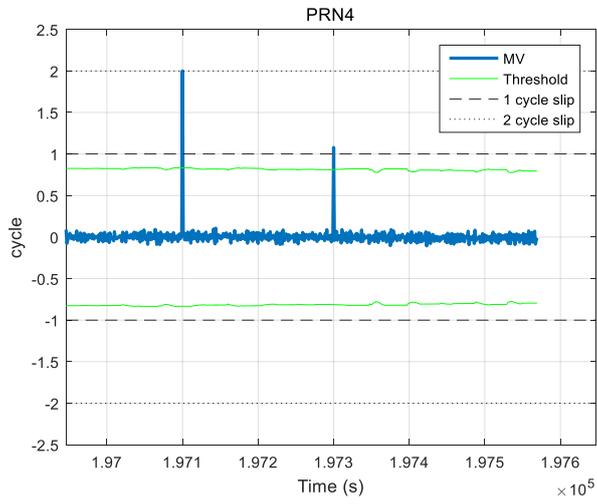


Figure IV-46 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) - PRN 4

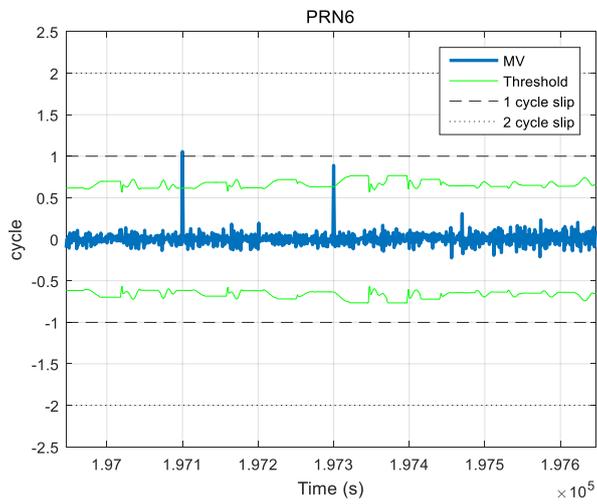


Figure IV-47 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) - PRN 6

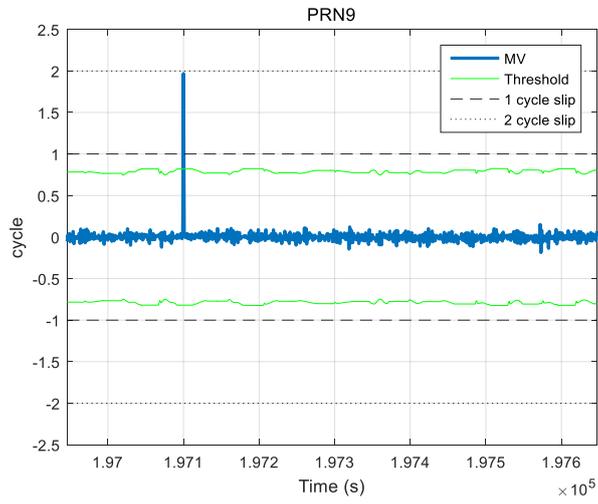


Figure IV-48 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) - PRN 9

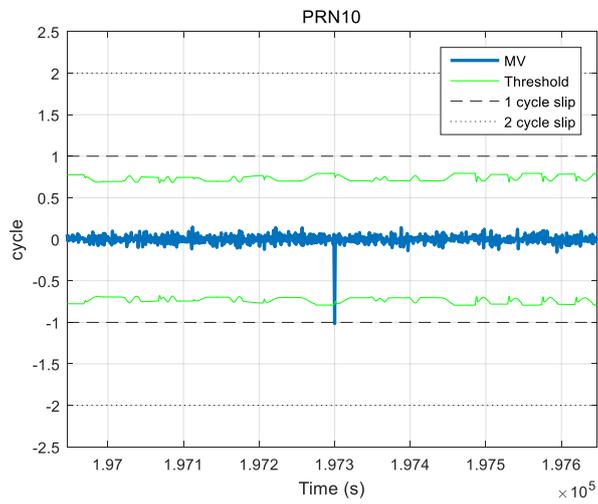


Figure IV-49 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) - PRN 10

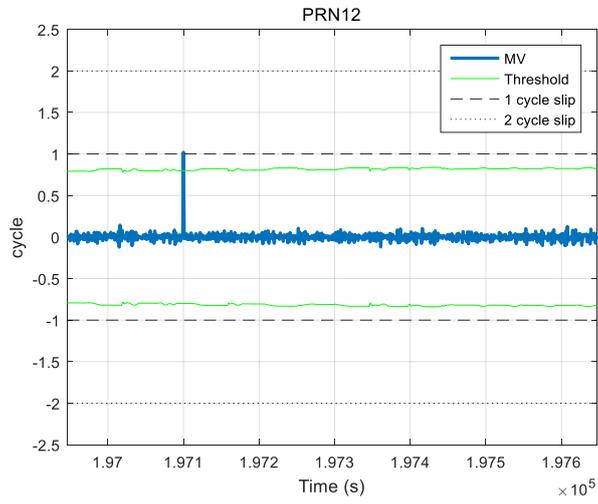


Figure IV-50 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 12

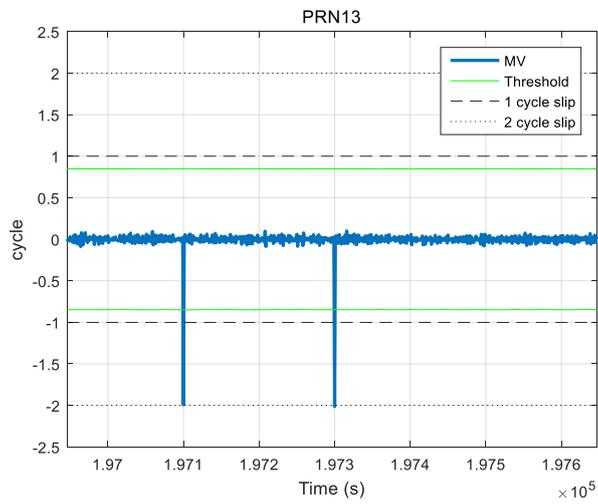


Figure IV-51 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 13

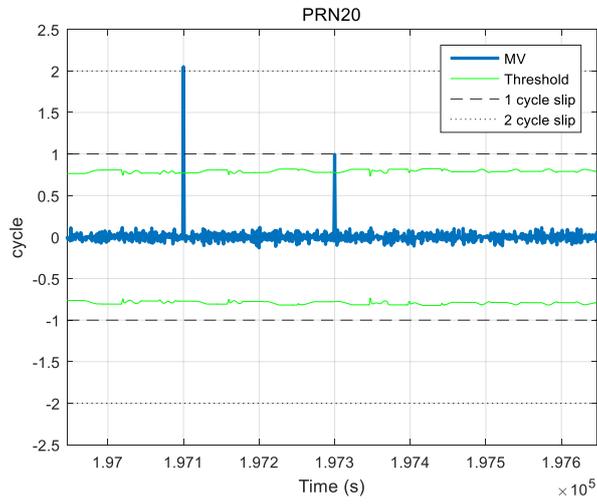


Figure IV-52 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 20

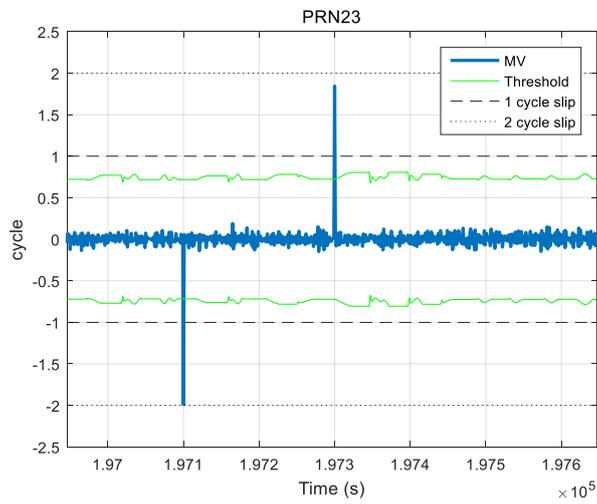


Figure IV-53 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션) – PRN 23

Figure IV-45~Figure IV-53의 사이클 슬립 검출 결과를 표로 나타내보면 Table IV-13과 같다.

Table IV-13 제안 방식의 사이클 슬립 검출 결과 (시뮬레이션)

Time	PRN								
	2	4	6	9	10	12	13	20	23
197,100	-2	2	1	2		1	-2	2	-2
197,300		1	1		-1		-2	1	2

제안된 방식의 사이클 슬립 값을 변환 행렬을 이용하여 변환하면 삽입된 사이클 슬립이 모두 검출되었음을 알 수 있다. 결과적으로 제안된 알고리즘을 이용하여 최소 1 사이클 슬립까지 검출이 가능함을 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

IV.2.2 실 주행 차량 실험 결과

실험 환경

다음은 실 주행 차량 실험을 통한 사이클 슬립 검출 성능을 검증한 결과이다. 실 주행 차량 실험 환경은 다음과 같다.

Table IV-14 실험 환경 (차량 실험)

실험 장소	과천 서울랜드 주차장
실험 시간	2015년 12월 16일 (20분간 차량 주행 실험)
실험 장비	단일주파수 수신기: Novatel FlexG2 – 1 Hz (GPS, GLONASS 데이터 수집) MEMS IMU: ADIS16365 – 100 Hz
참 위치 계산	Novatel SPAN-CPT & Waypoint SW (GPS/GLONASS 이중 주파수 측정치 기반 후처리 위치 – 1~2cm 급)



Figure IV-54 실험 경로 (차량 실험)



Figure IV-55 실험 장비 구성

각 센서 측정치를 PC로 수집하여 MATLAB 프로그램을 이용하여 후 처리로 데이터를 처리하였다. 관성 센서의 경우 Table III-10에 명시된 관성센서 성능과 같다. 단일주파수 수신기로는 GPS 및 GLONASS 데이터 수집을 위해 Novatel 사의 FlexG2를 사용하였다. 제안된 사이클 슬립 검출 알고리즘 구현에는 FlexG2 수신기의 단일주파수 반송파 측정치와 MEMS급 관성센서 (ADIS16365) 만이 사용되었다. 또한 Novatel 사의 SPAN-CPT는 이중주파수 수신기와 Tactical 급 관성센서 모듈을 내장하고 있어 GNSS/INS 복합 항법이 가능한 시스템으로 기준 위치를 계산하는데 사용하였다. SPAN-CPT를 이용하여 cm 급의 위치 계산이 가능하다.

차량의 이동 경로는 Figure IV-54와 같다. 이 때의 위성 배치는 Figure IV-56과 같다. 실험 동안 8개에서 13개의 가시 위성이 보였으며 주변 나무 등의 GNSS 신호 장애물에 의해 주기적으로 가시 위성의 개수가 변하는 환경이었다. 가시 위성 수가 계속적으로 변하기 때문에 그때마다 최적 위성 조합은 계속적으로 업데이트 되었다.

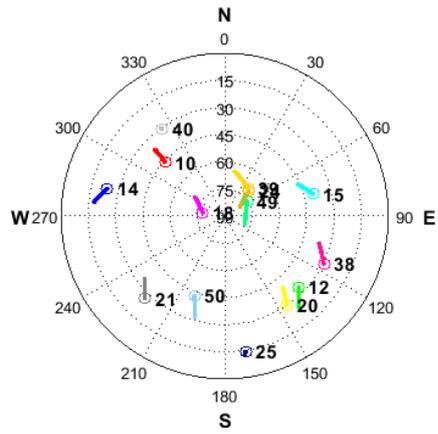


Figure IV-56 위성 배치 (차량 실험)

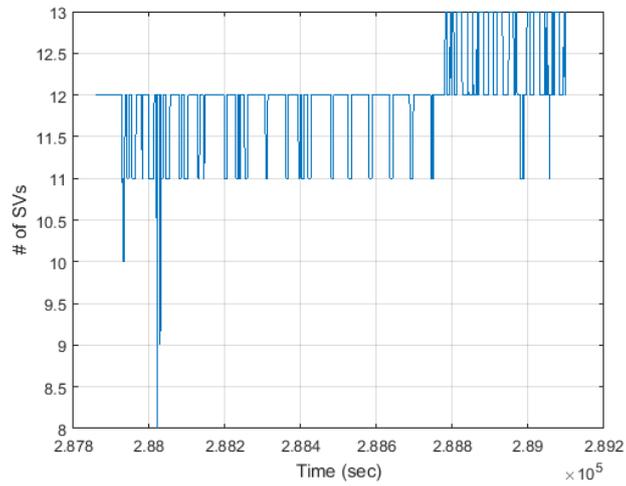


Figure IV-57 위성 개수 변화 (차량 실험)

최적 위성 검색 결과

실 주행 차량 실험의 최적 위성 조합 결과는 Figure IV-58와 같다. 이 결과는 실험 시작 초기에 12개의 위성이 보일 때의 결과를 나타낸다.

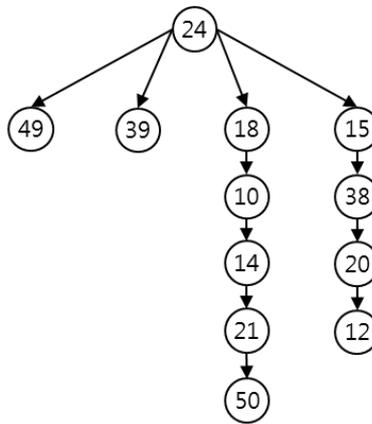


Figure IV-58 실험 시작 시 최적 위성 조합 (차량 실험)

Figure IV-57에서 보이는 바와 같이 실험 동안 가시 위성의 개수는 8개에서 13개까지 변화한다. 이에 따라 최적 위성 조합도 달라지게 되며 이에 따라서 각 위성의 모니터링 값 잔여오차가 커지기도 하고 작아지기도 하는데 이는 위성 마다 거리가 각각 다르기 때문이다. 또한 가시 위성이 변할 때 마다 최적 위성 조합을 업데이트하기 위해 검색이 재 수행된다. Figure IV-59~Figure IV-72는 각 위성의 기준 위성 선택 결과를 나타낸다.

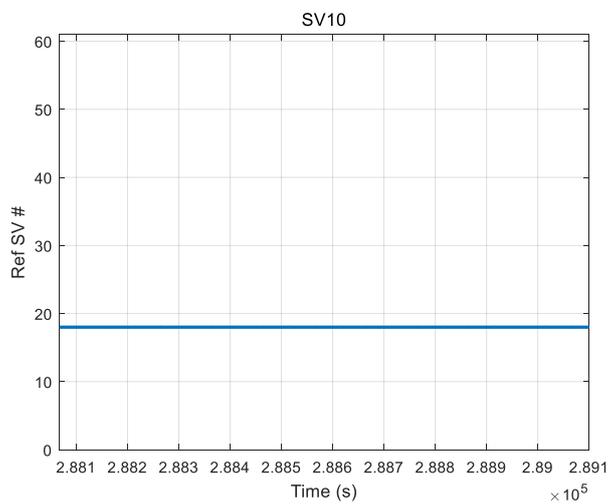


Figure IV-59 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 10

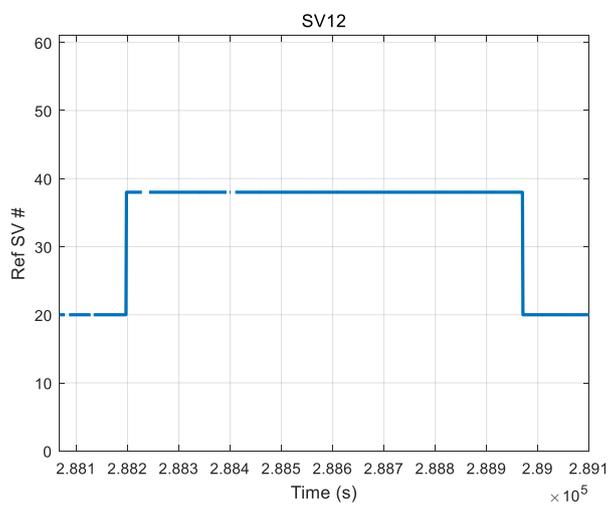


Figure IV-60 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 12

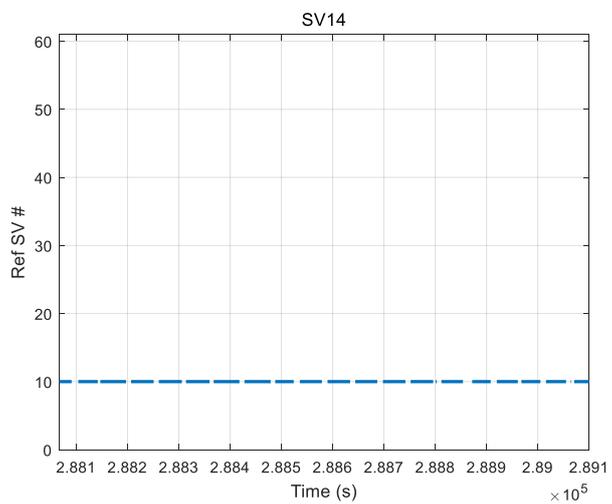


Figure IV-61 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 14

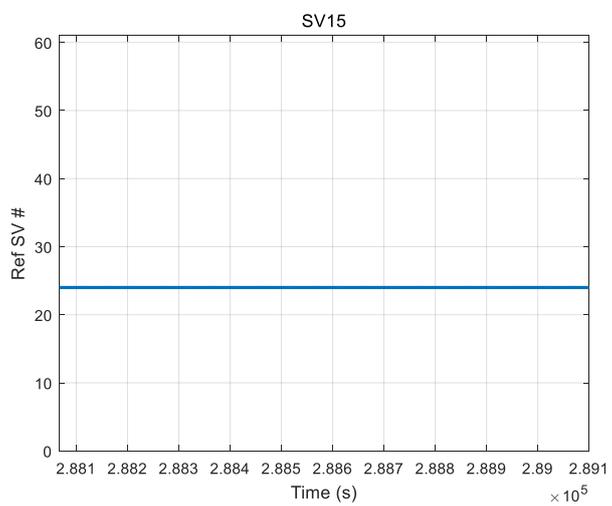


Figure IV-62 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 15

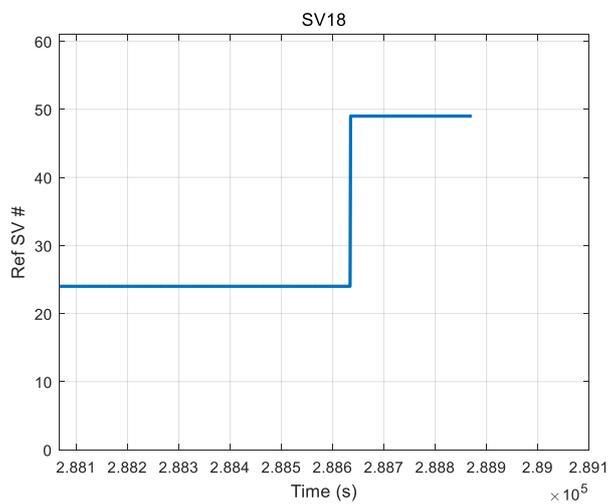


Figure IV-63 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 18

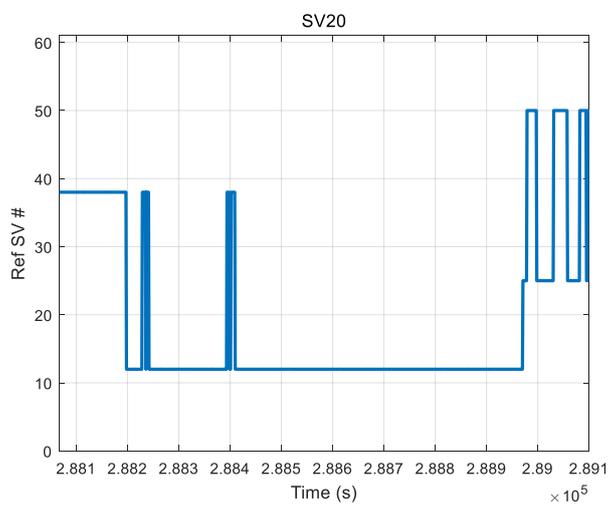


Figure IV-64 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 20

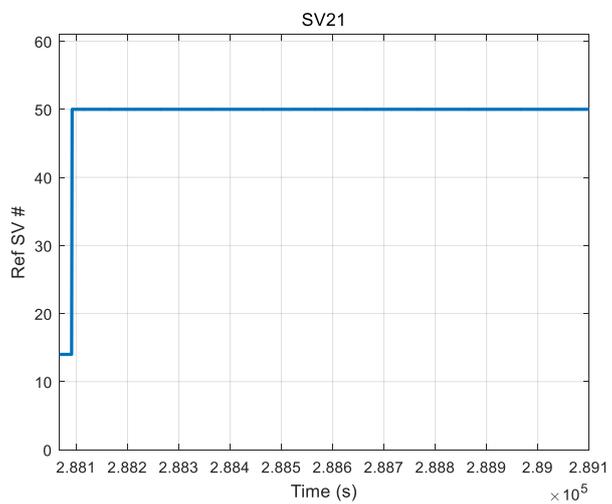


Figure IV-65 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 21

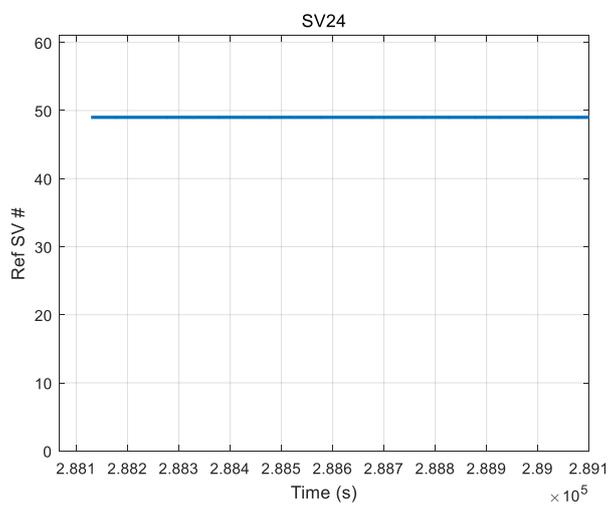


Figure IV-66 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 24

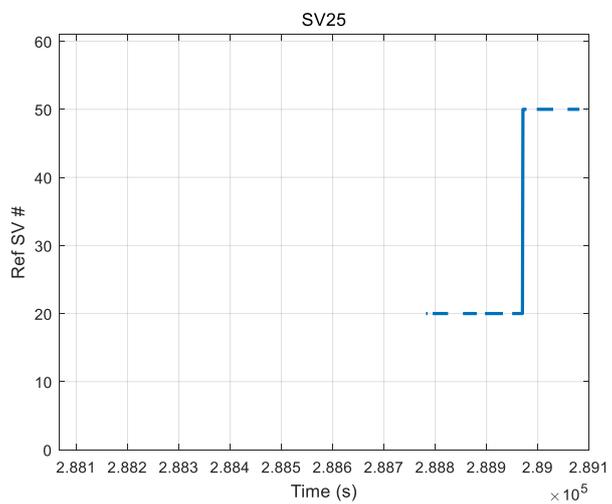


Figure IV-67 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 25

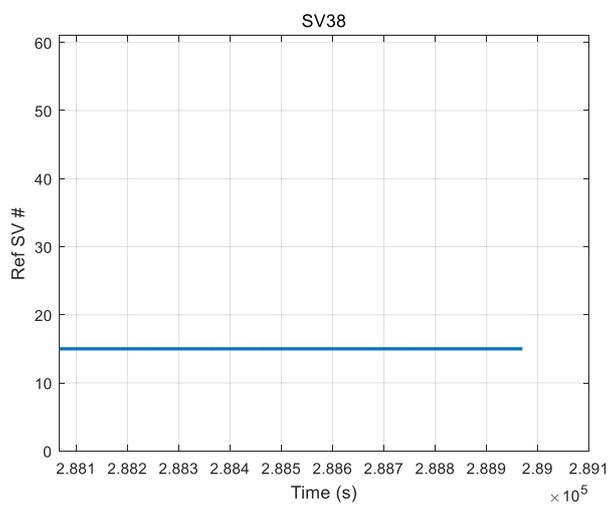


Figure IV-68 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 38

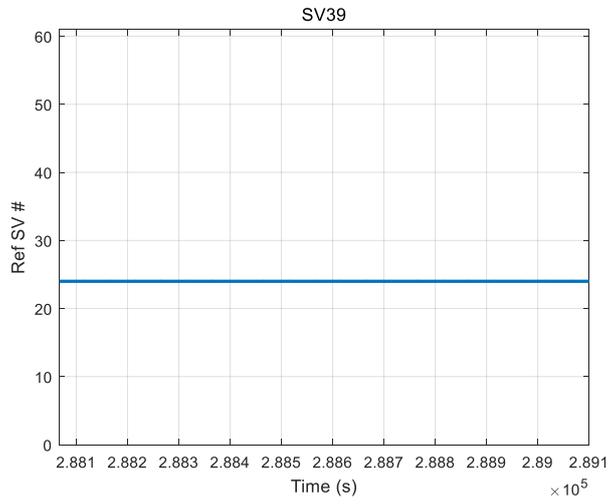


Figure IV-69 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 39

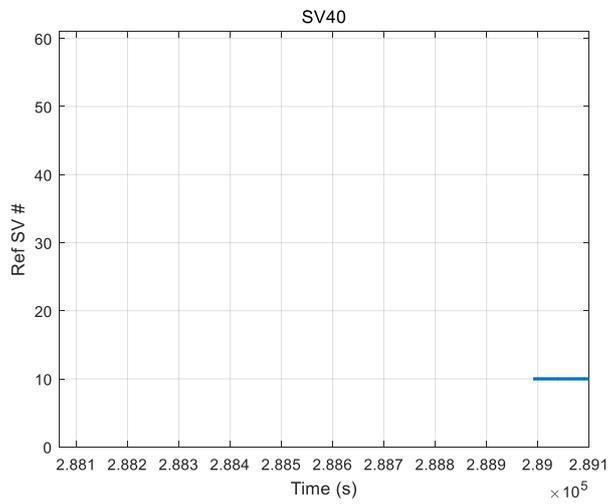


Figure IV-70 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 40

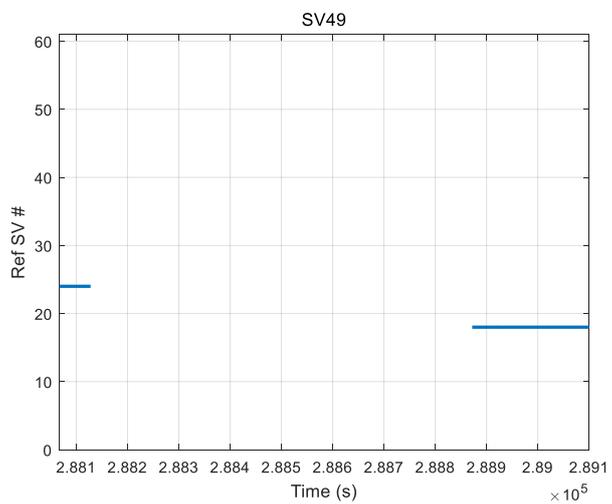


Figure IV-71 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 49

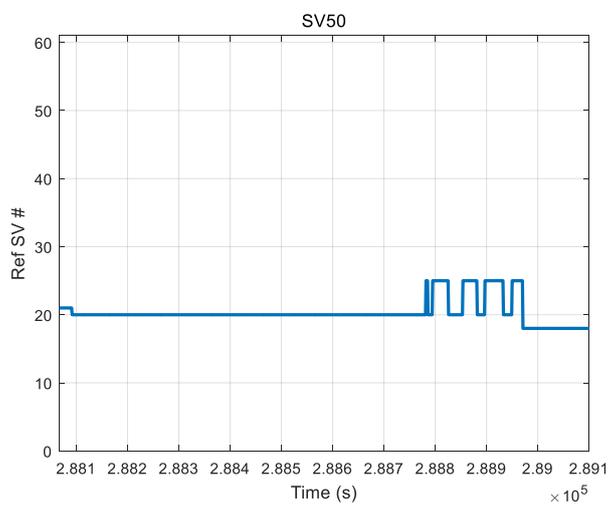


Figure IV-72 기준 위성 선택 결과 (차량 실험) – SV 50

사이클 슬립 검출 성능 비교

Figure IV-73~Figure IV-86은 제안된 방식과 기존 방식의 모니터링 값 잔여오차 비교 결과이다. 시뮬레이션 결과와 마찬가지로 제안된 방식에서 더욱 작은 값의 모니터링 값 잔여오차가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 그림에서 중간 중간 데이터가 없는 부분은 해당 에폭에서 반송파 측정치가 수신되지 못한 에폭이다.

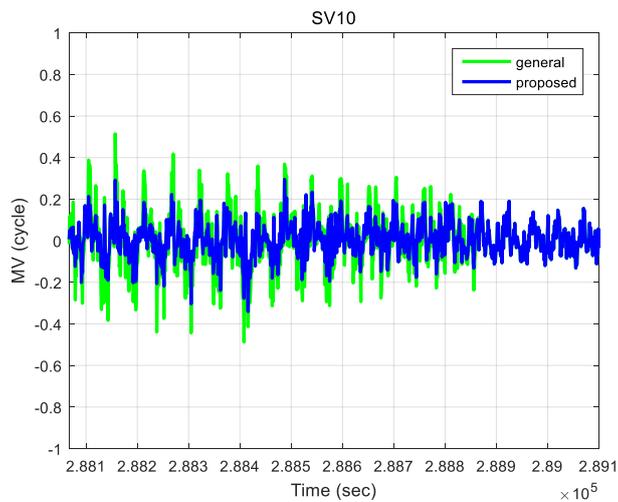


Figure IV-73 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 10

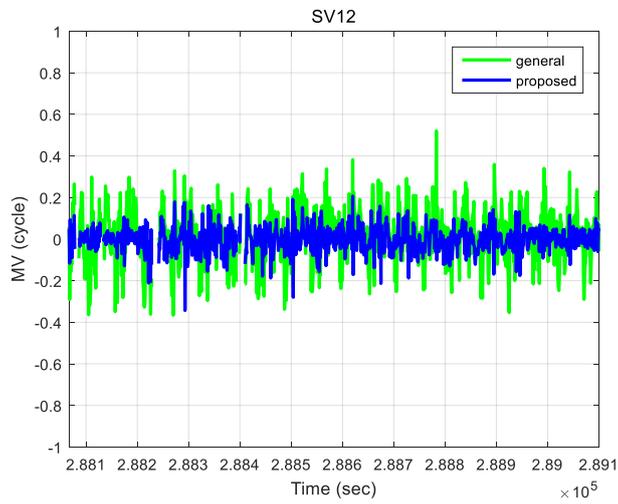


Figure IV-74 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 12

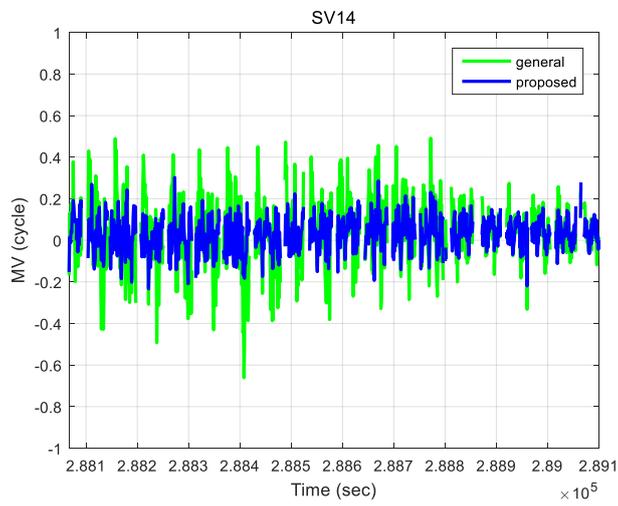


Figure IV-75 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 14

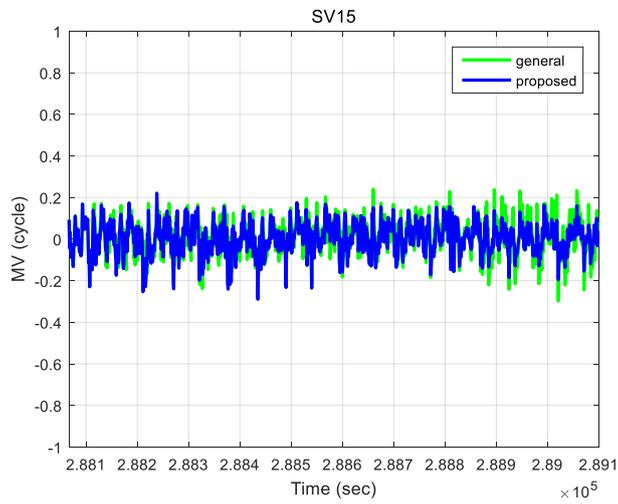


Figure IV-76 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 15

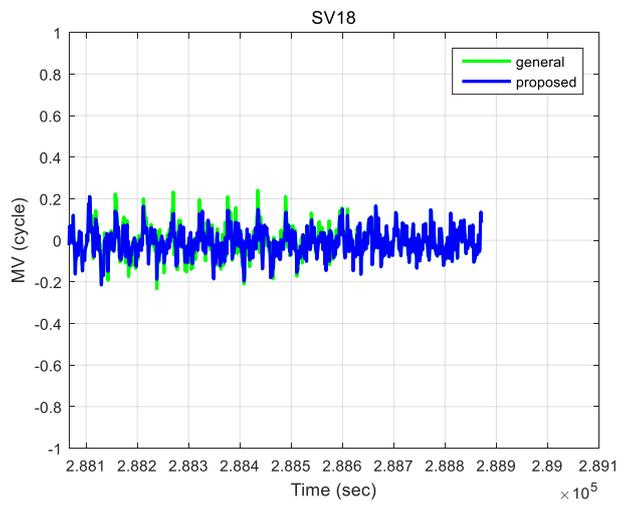


Figure IV-77 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 18

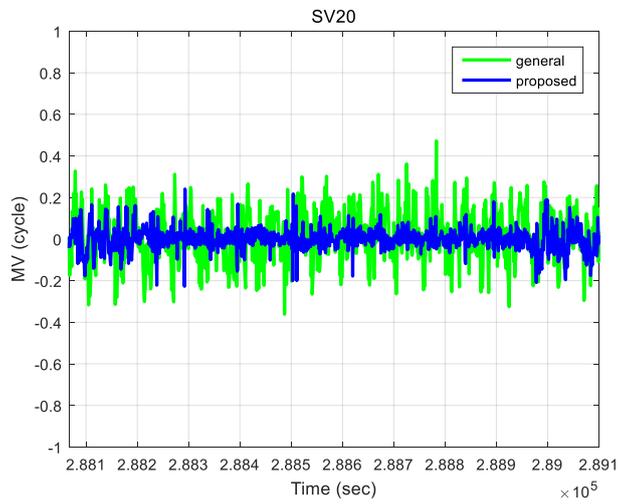


Figure IV-78 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 20

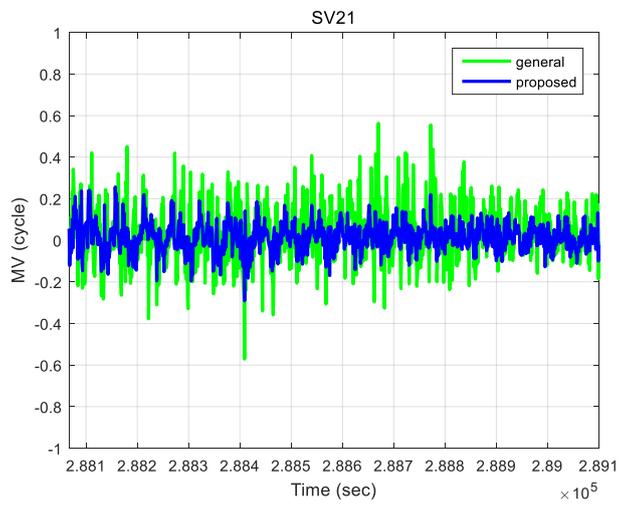


Figure IV-79 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 21

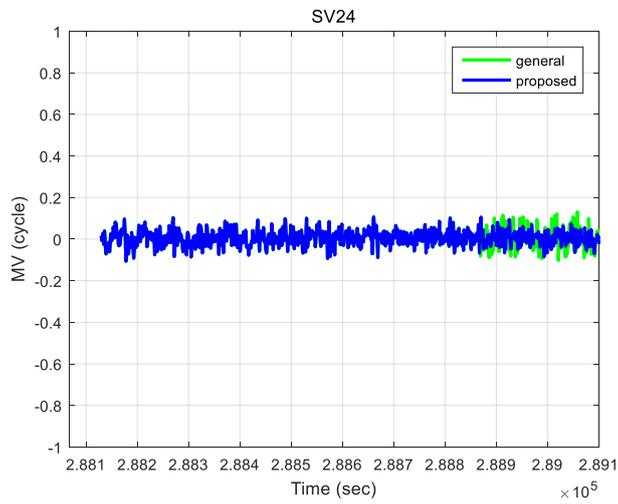


Figure IV-80 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 24

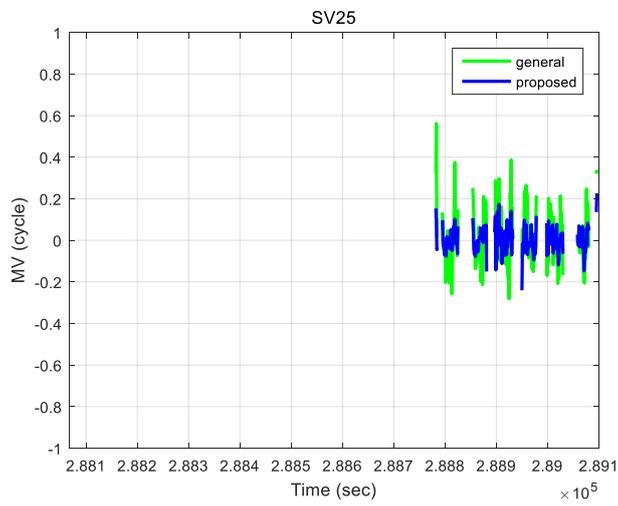


Figure IV-81 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 25

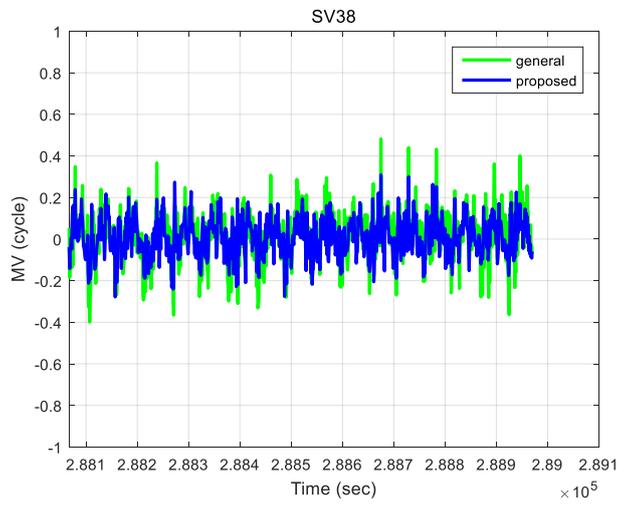


Figure IV-82 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 38

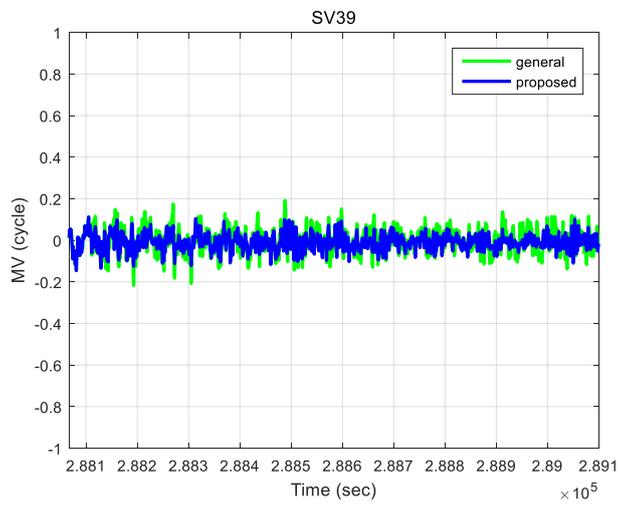


Figure IV-83 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 39

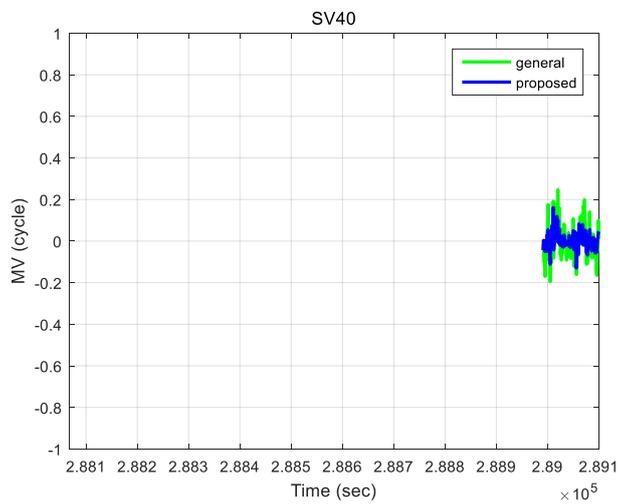


Figure IV-84 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 40

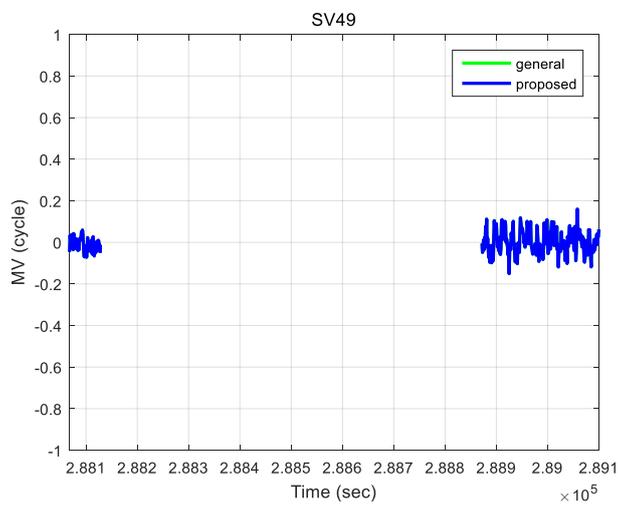


Figure IV-85 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 49

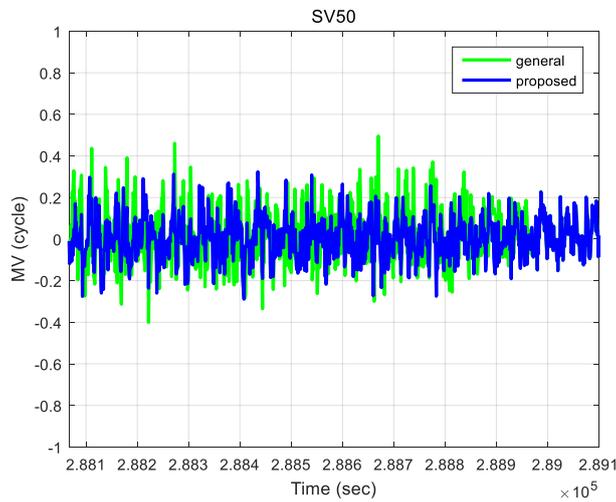


Figure IV-86 모니터링 값 잔여오차 (차량 실험) - SV 50

실험 결과를 정량적으로 정리하면 Table IV-15과 같다. 시뮬레이션 결과와 유사하게 최대 60% 가량의 성능 향상이 달성 되었음을 확인할 수 있다. 기존의 이중주파수 수신기 기반 알고리즘[38]과의 비교를 위해 Worst case의 Miss detection 확률이 2×10^{-6} 로 기존 알고리즘과 같도록 Threshold를 설정하고 False alarm 확률을 비교해보면 Table IV-16과 같다. 기존의 알고리즘에서 Worst case의 False alarm 확률은 9×10^{-6} 이고 본 연구에서 제안하는 알고리즘의 실험 결과에서의 Worst case의 False alarm 확률은 3×10^{-8} 이다. 즉 제안된 알고리즘을 기존의 고가 이중주파수 수신기 기반의 알고리즘과 비교하더라도 대등한 사이클 슬립 검출 성능을 가지는 것을 확인할 수 있다.

Table IV-15 모니터링 값 잔여오차의 표준 편차 비교 (차량 실험)

SV #	σ_M (cycle) (최적 위성 조합 적용 전)	σ_M (cycle) (최적 위성 조합 적용 후)	오차 감소율 (%)
10	0.1171	0.0799	32
12	0.1263	0.0607	52
14	0.1526	0.0780	49
15	0.0894	0.0719	20
18	0.0675	0.0631	6.5
20	0.1239	0.0501	60
21	0.1364	0.0636	53
24	0.0407	0.0341	16
25	0.1394	0.0638	54
38	0.1188	0.0886	25
39	0.0557	0.0364	35
40	0.0885	0.0421	52
49	0.0553	0.0553	0
50	0.1215	0.0972	20

Table IV-16 사이클 슬립 False alarm 확률 비교 (차량 실험)

SV #	P_{FA} (최적 위성 조합 적용 전)	P_{FA} (최적 위성 조합 적용 후)
10	1.5×10^{-4}	8×10^{-15}
12	1.5×10^{-3}	0
14	7.1×10^{-2}	6.7×10^{-16}
15	1.25×10^{-10}	0
18	0	0
20	8.9×10^{-4}	0
21	9.8×10^{-3}	0
24	0	0
25	1.5×10^{-2}	0
38	2.4×10^{-4}	6.1×10^{-11}
39	0	0
40	5.71×10^{-11}	0
49	0	0
50	5.1×10^{-4}	3×10^{-8}

다음은 사이클 슬립 발생 시나리오를 설정하여 사이클 슬립 검출을 실시한 결과이다. 설정된 시나리오는 Table IV-17과 같다.

Table IV-17 삽입된 사이클 슬립 (차량 실험)

Time	SV #					
	10	12	15	38	39	50
Unit: sec						
288,200	1	-1	-2			
288,600				1	-1	1

Table IV-17의 두 에폭에서의 최적 위성 조합 결과는 Figure IV-87과 같고 위성 배치는 Figure IV-88, Figure IV-89와 같다.

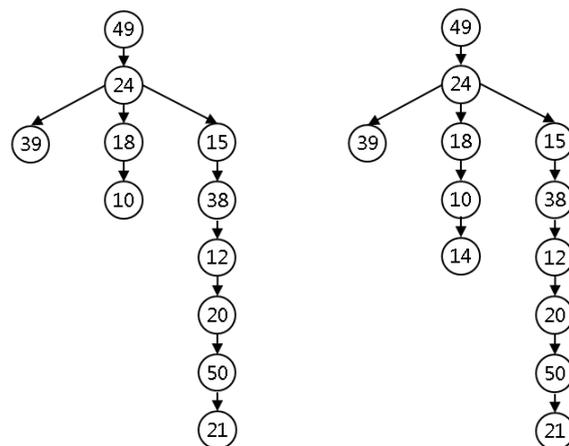


Figure IV-87 최적 위성 조합 검색 결과 (차량 실험) – 288,200초, 288,600초

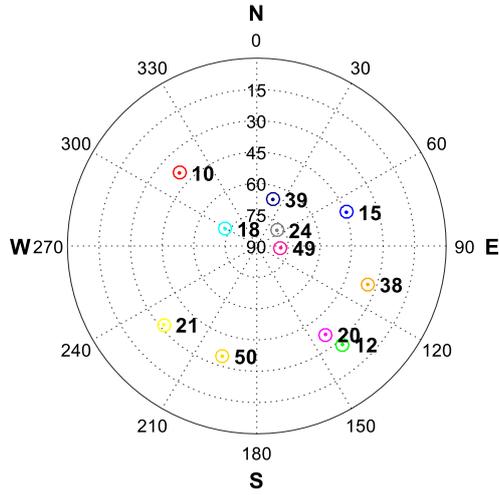


Figure IV-88 위성 배치 (차량 실험) - 288,200초

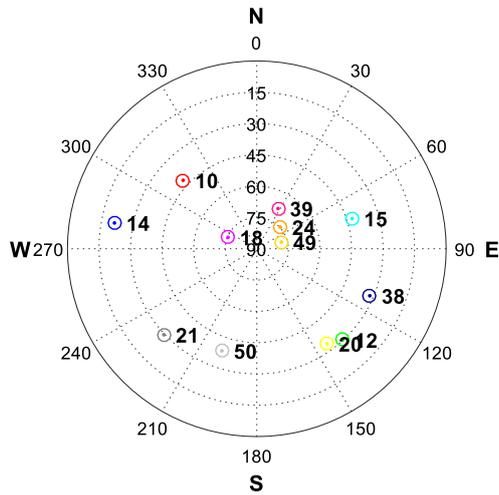


Figure IV-89 위성 배치 (차량 실험) - 288,600초

두 에폭의 변환 행렬은 식 (4.28), (4.29)와 같다.

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.28)$$

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.29)$$

다음은 사이클 슬립 검출 결과이다. 초록색 선은 Threshold를 나타낸다.

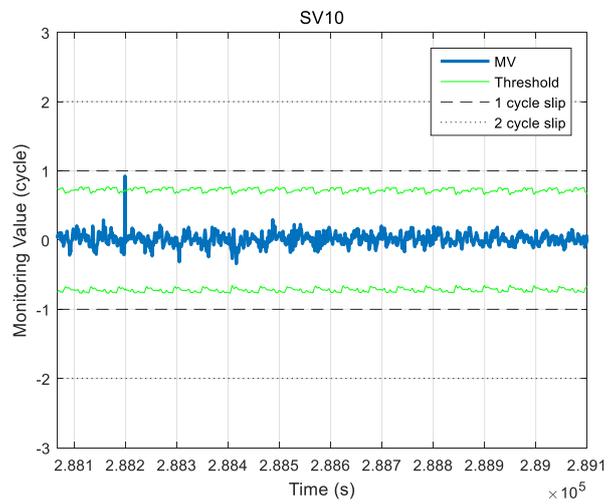


Figure IV-90 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 10

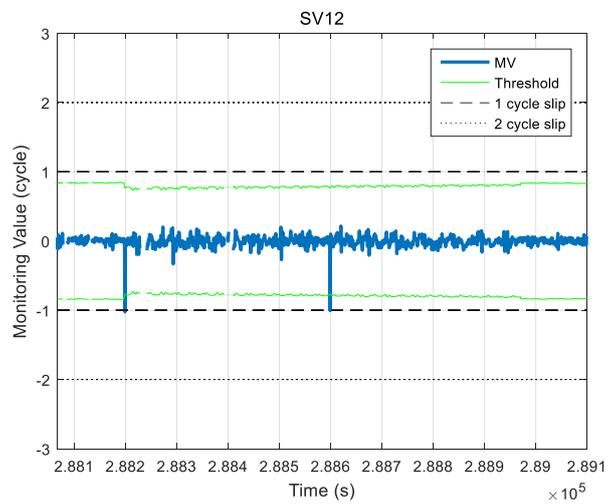


Figure IV-91 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 12

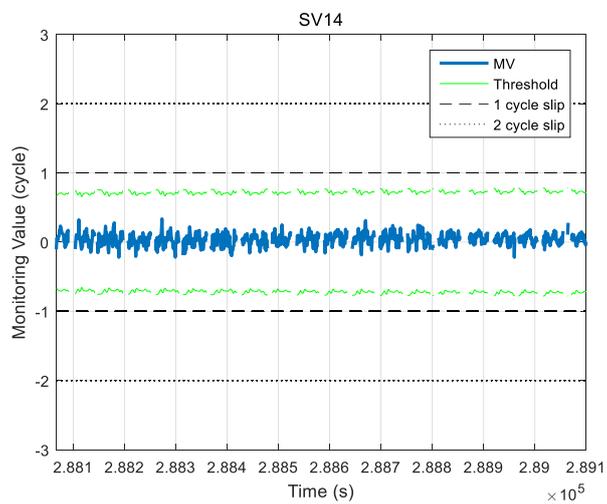


Figure IV-92 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 14

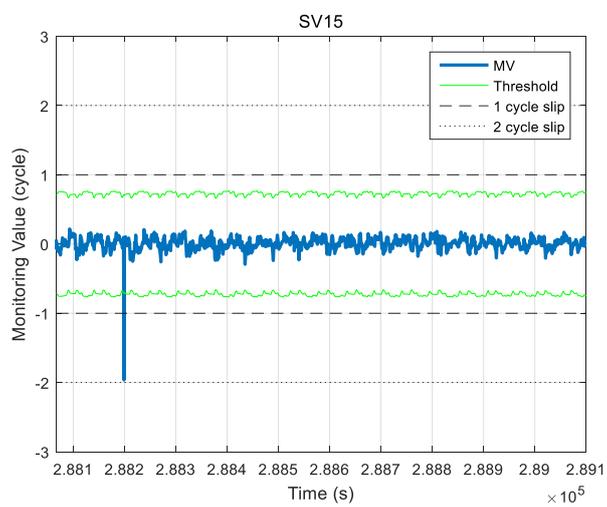


Figure IV-93 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 15

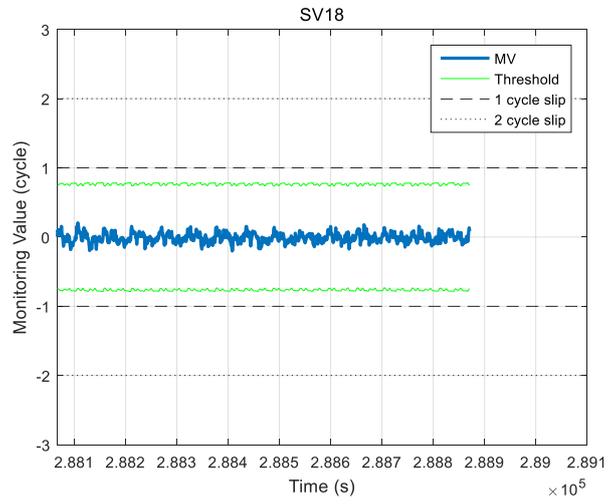


Figure IV-94 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 18

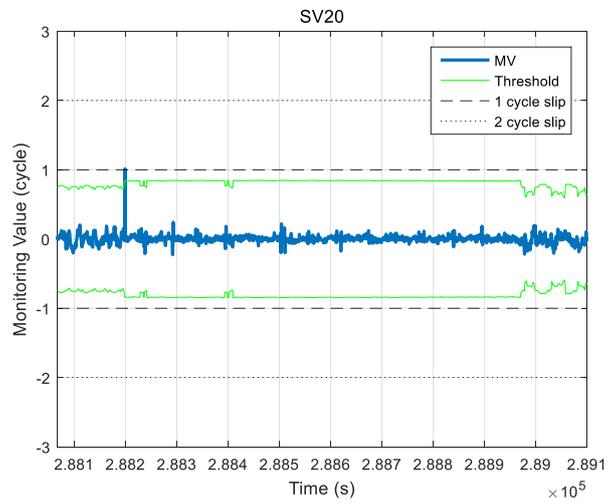


Figure IV-95 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 20

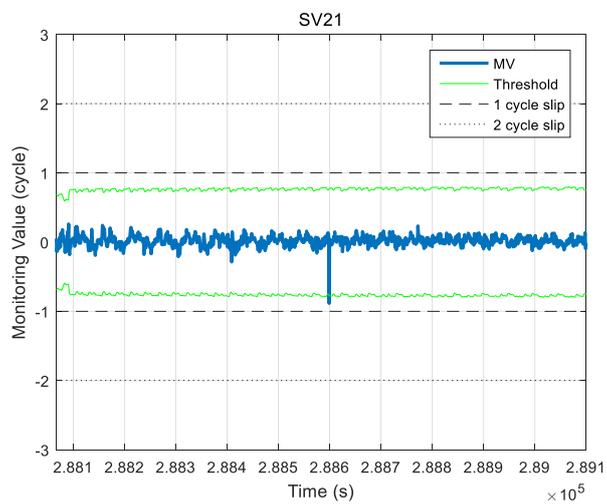


Figure IV-96 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 21

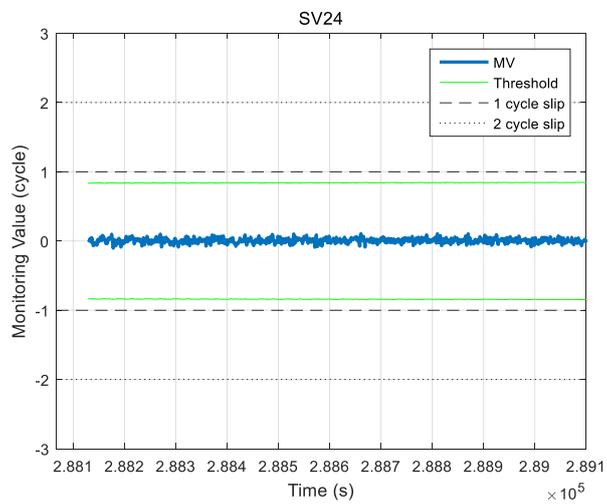


Figure IV-97 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 24

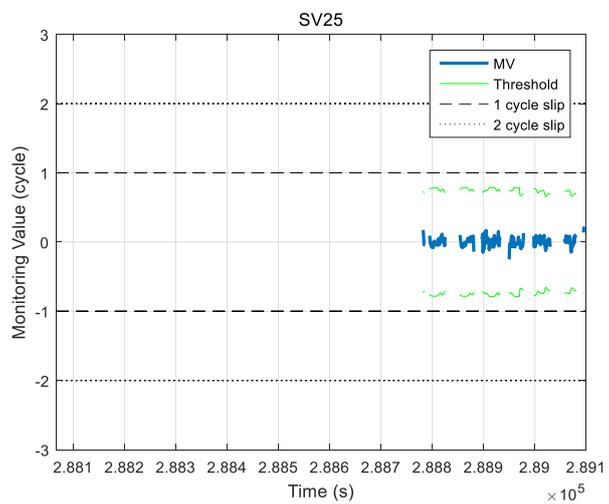


Figure IV-98 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 25

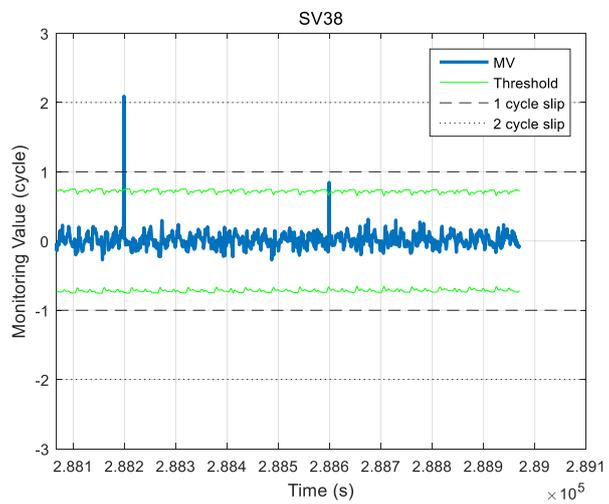


Figure IV-99 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 38

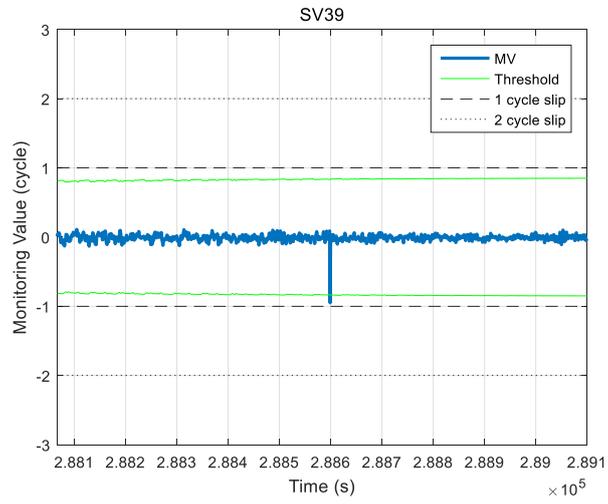


Figure IV-100 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 39

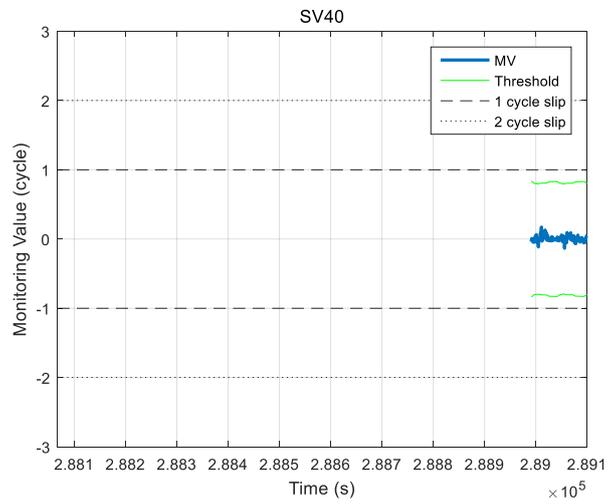


Figure IV-101 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 40

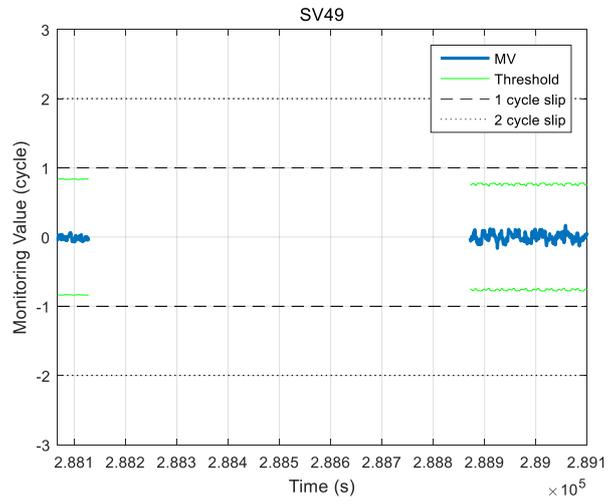


Figure IV-102 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 49

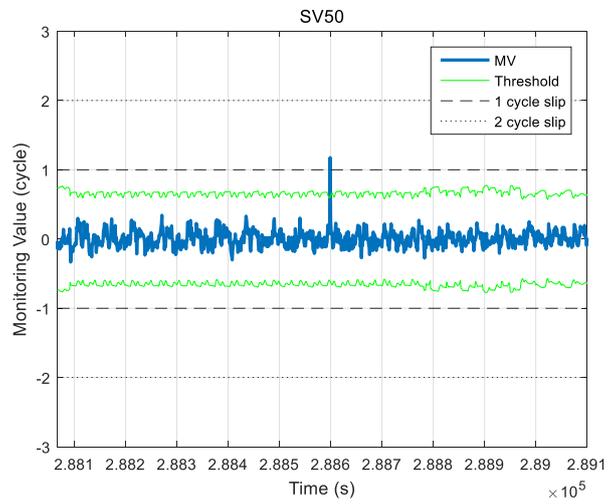


Figure IV-103 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험) – SV 50

Figure IV-90~Figure IV-103의 결과를 표로 나타내보면 다음과 같다.

Table IV-18 제안 방식의 사이클 슬립 검출 결과 (차량 실험)

Time Unit: sec	SV #							
	10	12	15	20	21	38	39	50
288,200	1	-1	-2	1		2		
288,600		-1			-1	1	-1	1

제안된 방식의 사이클 슬립 값을 변환 행렬을 이용하여 변환하면 삽입된 사이클 슬립이 모두 검출되었음을 알 수 있다. 따라서 실 주행 차량 실험을 통해 제안된 알고리즘을 이용하여 최소 1 사이클 슬립까지 검출이 가능함을 확인하였다. 본 연구의 사이클 슬립 검출에는 오직 단일주파수 GNSS 수신기와 MEMS IMU만이 사용되었다.

최적 위성 조합 검색 알고리즘의 계산 량 분석

다음으로는 기존 방식과 제안 방식의 계산 량을 분석한 결과이다.

Table IV-19 기존 방식과 제안 방식의 계산 량 비교

Computation Time		Increase Rate
Unit: sec		
기존의 위성 차분 방식	제안된 최적 위성 차분 방식	Unit: %
123	130	5

실 주행 차량 실험 데이터를 처리하는 동안 총 99번의 최적 위성 조합 검색이 실시되었으며 전체 계산 시간을 비교한 결과 총 계산 시간에서 약 5%의 증가를 가져옴을 확인하였다. 위성 배치가 매우 천천히 변하기 때문에 매 에폭 위성 조합을 업데이트 할 필요가 없어 알고리즘의 계산 량이 크지 않은 것이다.

결과적으로 최적 위성 조합 검색 알고리즘의 계산 량이 충분히 작음을 확인하여 계산 량 측면에서도 이점을 가지고 있음을 확인하였다. 따라서 추후 알고리즘의 실시간 화에도 문제가 없음을 알 수 있다.

V. 결론 및 향후 과제

본 연구에서는 단일 주파수 측정치 기반 저가형 GNSS/INS를 활용한 반송파 사이클 슬립 검출 알고리즘을 제안하였다. 사이클 슬립 검출 알고리즘의 성능 결정 요소를 수식적으로 유도하고 그 결과를 바탕으로 GNSS/INS 필터를 효과적으로 설계함으로써 저가이면서도 고 성능을 가지는 사이클 슬립 검출 알고리즘을 개발하였다. 알고리즘 분석 결과 사이클 슬립 검출 성능이 GNSS 측정치 출력 에폭 간의 INS 위치 정확도에 의해 결정됨을 발견하였고 이를 기반으로 시간 차분된 단일주파수 반송파 측정치를 GNSS/INS 필터 측정치로 활용함으로써 cm 급의 정밀한 상대위치 결정이 가능하도록 하였다. 필터 측정치로 단일주파수 측정치를 사용하기 때문에 저가의 GNSS 수신기에도 사용할 수 있으며 또한 시간 차분된 반송파 측정치를 사용하기 때문에 미지정수 결정 전에도 사이클 슬립 검출이 가능하고 기준국 데이터가 필요하지 않다는 장점이 있다.

더불어 본 연구에서는 알고리즘의 비용적인 저가화를 도모하기 위해 사이클 슬립 검출 목표 성능을 만족시키기 위한 관성센서 성능을 수식적으로 유도함으로써 적절한 성능의 관성센서 선택이 가능하도록 하였다. 이는 기존 연구들에서는 간과된 부분으로 사이클 슬립 검출 시스템의 비용적인 측면을 고려할 때 반드시 필요한 부분이다. 이를 통해 본 연구에서는 사이클 슬립 검출 알고리즘의 성능적인 측면 및 비용적인 측면을 고려하였다.

또한 본 연구에서는 위성 배치 정보를 활용하여 관성센서 성능의 업그레이드 없이도 사이클 슬립 검출 모니터링 값의 잔여오차를 최대 60%까지 감소시킬 수 있는 방안을 제시하였다. 수식 유도를 통해 INS 오차에 시선 벡터의 위성 차분 값이 곱해져 모니터링 값 잔여오차에 영향을 미친다는 사실을 발견하였고 이를 바탕으로 시선 벡터의 위성 차분 값이 최소화되는 방향으로 기준 위성이 선택되도록 하여 모니터링 값 잔여오차를 감소시켰다. 이를 통해 INS 성능 업그레이드 없이도 사이클 슬립 검출 성능 향상이 가능하였다. 더불어 제안된 방식의 위성 차분 방식을 이용해 검출된 사이클 슬립 값과 기존의 위성 차분 방식을 이용해 검출된 사이클 슬립 값과의 상호변환을 위해 선형 독립 성질을 만족하도록 최적 위성 조합을 검색하였다. 시뮬레이션 및 실 주행 차량 실험을 통해 제안된 알고리즘의 성능을 검증하였으며 결과적으로 1 사이클 슬립 오차까지 검출이 가능하였다. 또한 알고리즘의 계산 량 측면에서도 이점이 있음을 확인하였다.

본 연구에서 제안하는 최적 위성 조합 알고리즘은 가시 위성 수가 많을수록 유리하기 때문에 향후에는 GPS, GLONASS 뿐만 아니라 다른 위성 항법 시스템까지 함께 고려하여 사이클 슬립 검출에 적용할 계획이다. 최종적으로는 Multi-constellation 데이터 활용 및 GNSS 수신기의 출력 주기 조정을 통해 TDCP/INS 필터 수렴 전에도 사용 가능하며 하프 사이클 슬립까지 검출이 가능한 사이클 슬립 검출 알고리즘을 개발하고자 한다.

참고 문헌

- [1] G. Xu, *GPS : theory, algorithms, and applications*, 2nd ed. Berlin ; New York: Springer, 2007.
- [2] T. S. Wang, B. Zhang, and S.-s. Li, "The research of the cycle slips' detection method in GPS navigation and positioning," in *2010 International Conference on Optoelectronics and Image Processing*, 2010, pp. 609–611.
- [3] M. Karaim, T. B. Karamat, A. Noureldin, and A. El-Shafie, "GPS Cycle Slip Detection and Correction at Measurement Level," *Br. J. Appl. Sci. Technol*, vol. 4, pp. 4239–4251, 2014.
- [4] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins, *Global positioning system: theory and practice*: Springer Science & Business Media, 2013.
- [5] G. Blewitt, "An automatic editing algorithm for GPS data," *Geophysical Research Letters*, vol. 17, pp. 199–202, 1990.
- [6] Y. Gao and J. F. McLellan, "An analysis of GPS positioning accuracy and reliability with dual-frequency data," in *ION GPS-96*, 1996, pp. 945–951.
- [7] Y. Li and Z. Gao, "Cycle slip detection and ambiguity resolution algorithms for dual-frequency GPS data processing," *Marine Geodesy*, vol. 22, pp. 169–181, 1999.
- [8] S. B. Bisnath and R. B. Langley, "Efficient, automated cycle-slip correction of dual-frequency kinematic GPS data," in *proceedings of ION GPS*, 2000, pp. 145–154.
- [9] D. Kim and R. B. Langley, "Instantaneous real-time cycle-slip correction of dual frequency GPS data," in *Proceedings of the international symposium on kinematic systems in geodesy, geomatics and navigation, Banff, Alberta, Canada*, 2001, pp. 5–

- 8.
- [10] A. Rastbood and B. Voosoghi, "Fixing of cycle slips in dual-frequency GPS phase observables using discrete wavelet transforms," *International Journal of Engineering: Transactions B: Applications*, vol. 21, pp. 9–26, 2008.
 - [11] Z. Liu, "A new automated cycle slip detection and repair method for a single dual-frequency GPS receiver," *Journal of Geodesy*, vol. 85, pp. 171–183, 2011.
 - [12] S. Sharma, N. Dashora, P. Galav, and R. Pandey, "Cycle slip detection, correction and phase leveling of RINEX formatted GPS observables," *Current Science (Bangalore)*, vol. 100, pp. 205–212, 2011.
 - [13] Z. Dai, "MATLAB software for GPS cycle-slip processing," *GPS solutions*, vol. 16, pp. 267–272, 2012.
 - [14] M. C. De Lacy, M. Reguzzoni, and F. Sansò, "Real-time cycle slip detection in triple-frequency GNSS," *GPS solutions*, vol. 16, pp. 353–362, 2012.
 - [15] S. Banville and R. B. Langley, "Mitigating the impact of ionospheric cycle slips in GNSS observations," *Journal of Geodesy*, vol. 87, pp. 179–193, 2013.
 - [16] C. Cai, Z. Liu, P. Xia, and W. Dai, "Cycle slip detection and repair for undifferenced GPS observations under high ionospheric activity," *GPS solutions*, vol. 17, pp. 247–260, 2013.
 - [17] X. Zhang, F. Guo, and P. Zhou, "Improved precise point positioning in the presence of ionospheric scintillation," *GPS solutions*, vol. 18, pp. 51–60, 2014.
 - [18] S. P. Mertikas and C. Rizos, "On-line detection of abrupt changes in the carrier-phase measurements of GPS," *Journal of Geodesy*, vol. 71, pp. 469–482, 1997.
 - [19] P.-z. Jia, "An algorithm for detecting and estimating cycle slips in single-frequency GPS," *Chinese Astronomy and Astrophysics*, vol. 25, pp. 515–521, 2001.

- [20] C. Ouzeau, C. Macabiau, A.-C. Escher, and B. Roturier, "Compliance of single frequency ionospheric delay estimation and cycle slip detection with Civil Aviation requirements," in *ION NTM 2007, National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, 2007, pp. pp 1296–1305.
- [21] L. Zhenkun and H. Shunji, "GPS dynamic cycle slip detection and correction with baseline constraint," *Systems Engineering and Electronics, Journal of*, vol. 20, pp. 60–64, 2009.
- [22] T. F. Fath–Allah, "A new approach for cycle slips repairing using GPS single frequency data," *World Applied Sciences Journal*, vol. 8, pp. 315–325, 2010.
- [23] Z. Ren, L. Li, J. Zhong, M. Zhao, and Y. Shen, "A real–time cycle–slip detection and repair method for single frequency GPS receiver," *International Proceedings of Computer Science and Information Technology (IPCSIT)*, vol. 17, pp. 224–230, 2011.
- [24] L. Ting, W. Rui, and J. Wei, "Adaptive detection and modification algorithm of GPS cycle slips based on wavelet analysis," in *Mechatronic Science, Electric Engineering and Computer (MEC), 2011 International Conference on*, 2011, pp. 1907–1910.
- [25] B. Wang, D. Chen, and H. Bian, "Cycle Slips Detection and Repairing to GPS Phase Observation Based on Sym4 Wavelet," in *Multimedia and Signal Processing (CMSP), 2011 International Conference on*, 2011, pp. 329–333.
- [26] S. Banville and R. B. Langley, "Cycle–slip correction for single–frequency PPP," in *ION GNSS 2012*, 2012.
- [27] S. Carcanague, "Real–time geometry–based cycle slip resolution technique for single–frequency PPP and RTK," in *ION GNSS 2012, Proceedings of the 25th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation*, 2012, pp. pp 1136–1148.
- [28] J. Momoh and M. Ziebart, "Instantaneous cycle slip detection, code multipath mitigation and improved ionospheric correction

- for enhanced GPS single-frequency positioning," in *Proc. 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of ION*, 2012, pp. 3097–3112.
- [29] E. Realini and M. Reguzzoni, "goGPS: open source software for enhancing the accuracy of low-cost receivers by single-frequency relative kinematic positioning," *Measurement Science and Technology*, vol. 24, p. 115010, 2013.
- [30] J. P. Cederholm and D. Plausinaitis, "Cycle Slip Detection in Single Frequency GPS Carrier Phase Observations Using Expected Doppler Shift," *Nordic journal of surveying and real estate research*, vol. 10, 2014.
- [31] A. Lipp and X. Gu, "Cycle-slip detection and repair in integrated navigation systems," in *Position Location and Navigation Symposium, 1994., IEEE*, 1994, pp. 681–688.
- [32] O. L. Colombo, U. V. Bhapkar, and A. G. Evans, "Inertial-aided cycle-slip detection/correction for precise, long-baseline kinematic GPS," in *Proceedings of the ION GPS*, 1999.
- [33] C. Altmayer, "Enhancing the integrity of integrated GPS/INS systems by cycle slip detection and correction," in *Intelligent Vehicles Symposium, 2000. IV 2000. Proceedings of the IEEE*, 2000, pp. 174–179.
- [34] H.-K. Lee, J. Wang, and C. Rizos, "Effective cycle slip detection and identification for high precision GPS/INS integrated systems," *The Journal of Navigation*, vol. 56, pp. 475–486, 2003.
- [35] T. Takasu and A. Yasuda, "Cycle slip detection and fixing by MEMS-IMU/GPS integration for mobile environment rtk-gps," in *Proc. 21st Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2008)*, Savannah, GA, 2008, pp. 64–71.
- [36] S. Du, "An Inertial Aided Cycle Slip Detection and Identification Method for Integrated PPP GPS/MEMS IMU System," in *Proceedings of the 24th International Technical Meeting of The*

Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2011), 2011, p. 3183.

- [37] J. Song, Y. Kim, B. Park, H. Yun, and C. Kee, "Cycle Slip Detection Algorithm by Integrating Vehicle and Inertial Sensors for Land Vehicle Users," in *Global Navigation Satellite Systems Society IGNSS Symp. 2011*, Sydney, Australia, 2011.
- [38] S. Du and Y. Gao, "Inertial aided cycle slip detection and identification for integrated PPP GPS and INS," *Sensors*, vol. 12, pp. 14344–14362, 2012.
- [39] R. B. Langley, "Innovation: Cycle Slips," *GPS World*, 2014.
- [40] J. Song, Y. Kim, H. Yun, B. Park, and C. Kee, "Predictions of Allowable Sensor Error Limit for Cycle–Slip Detection," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 57, pp. 169–178, 2014.
- [41] Y. Kim, J. Song, C. Kee, and B. Park, "GPS Cycle Slip Detection Considering Satellite Geometry Based on TDCP/INS Integrated Navigation," *Sensors*, vol. 15, p. 25336, 2015.
- [42] (visited on January 2016). *GPS official webpage*. Available: <http://www.gps.gov/systems/gps/control/>
- [43] (visited on January 2016). *GLONASS official webpage*. Available: <http://glonass-iac.ru/>
- [44] (visited on January 2016). *GNSS Overview*. Available: <http://www.novatel.com/an-introduction-to-gnss/chapter-1-gnss-overview/section-1/>
- [45] E. Kaplan and C. Hegarty, *Understanding GPS: principles and applications*: Artech house, 2005.
- [46] (visited on January 2016). *IGS Products*. Available: <https://igsceb.jpl.nasa.gov/components/prods.html>
- [47] P. F. F. N. Ferrao, "Positioning with Combined GPS and GLONASS Observations," 2013.
- [48] D. Kim, "A Study on Correction Generation Algorithms for Wide Area Differential GNSS," Ph. D. Dissertation, Dept. Mech. and

- Aero. Eng., Seoul National University, Seoul, South Korea, 2007.
- [49] N. Zinas. (visited on January 2016). *Background of GPS Network Real-Time-Kinematic Process*. Available: <http://www.tekmon.eu/gps-network-rtk-tutorial/>
- [50] B. W. Parkinson, *Progress in Astronautics and Aeronautics: Global Positioning System: Theory and Applications* vol. 2: Aiaa, 1996.
- [51] P. Misra and P. Enge, *Global Positioning System: Signals, Measurements and Performance Second Edition*: Lincoln, MA: Ganga-Jamuna Press, 2006.
- [52] M. S. Grewal and A. P. Andrews, *Kalman filtering: Theory and Practice with MATLAB*: John Wiley & Sons, 2014.
- [53] J. W. Swann, "Advantages and problems of combining GPS with GLONASS," University of Nottingham, 1999.
- [54] J. Wang, C. Rizos, M. P. Stewart, and A. Leick, "GPS and GLONASS integration: modeling and ambiguity resolution issues," *GPS solutions*, vol. 5, pp. 55–64, 2001.
- [55] L. Wanninger and S. Wallstab-Freitag, "Combined processing of GPS, GLONASS, and SBAS code phase and carrier phase measurements," in *Proceedings of ION GNSS, 2007*, pp. 866–875.
- [56] L. Wanninger, "Carrier-phase inter-frequency biases of GLONASS receivers," *Journal of Geodesy*, vol. 86, pp. 139–148, 2012.
- [57] I. Martin, "GNSS precise point positioning: the enhancement with GLONASS," 2013.
- [58] J. A. Farrell and M. Barth, *The Global Positioning Systems & Inertial Navigation*: McGraw-Hill, 1999.
- [59] D. Titterton and J. L. Weston, *Strapdown inertial navigation technology* vol. 17: IET, 2004.
- [60] O. J. Woodman, "An introduction to inertial navigation," *University of Cambridge, Computer Laboratory, Tech. Rep.*

UCAMCL-TR-696, vol. 14, p. 15, 2007.

- [61] P. D. Groves, *Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems*: Artech house, 2013.
- [62] W. Flenniken, "Modeling Inertial Measurement Units and Analyzing the Effect of Their Errors in Navigation Applications," 2005.
- [63] N. Barbour and G. Schmidt, "Inertial sensor technology trends," *Sensors Journal, IEEE*, vol. 1, pp. 332–339, 2001.
- [64] P. Aggarwal, Z. Syed, X. Niu, and N. El-Sheimy, "Cost-effective testing and calibration of low cost MEMS sensors for integrated positioning, navigation and mapping systems," in *Proceedings of XIII FIG Conference*, 2006, pp. 8–13.
- [65] D. Jurman, M. Jankovec, R. Kamnik, and M. Topič, "Calibration and data fusion solution for the miniature attitude and heading reference system," *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 138, pp. 411–420, 2007.
- [66] Z. F. Syed, P. Aggarwal, C. Goodall, X. Niu, and N. El-Sheimy, "A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems," *Measurement Science and Technology*, vol. 18, p. 1897, 2007.
- [67] Y. C. Lai, S. S. Jan, and F. B. Hsiao, "Development of a low-cost attitude and heading reference system using a three-axis rotating platform," *Sensors*, vol. 10, pp. 2472–2491, 2010.
- [68] Z. Xing, "Over-bounding Integrated INS/GNSS Output Errors," 2010.
- [69] F. J. Centinello and J. L. Crassidis, "Analysis of the NED and ECEF Covariance Propagation for the Navigational Extended Kalman Filter," State University of New York at Buffalo, 2007.
- [70] H. Schaub and J. L. Junkins, *Analytical mechanics of space systems*: Aiaa, 2003.
- [71] R. G. Brown and P. Y. Hwang, "Introduction to random signals and applied Kalman filtering: with MATLAB exercises and

- solutions," *Introduction to random signals and applied Kalman filtering: with MATLAB exercises and solutions*, by Brown, Robert Grover.; Hwang, Patrick YC New York: Wiley, c1997., vol. 1, 1997.
- [72] J. Farrell, T. D. Givargis, and M. J. Barth, "Real-time differential carrier phase GPS-aided INS," *Control Systems Technology, IEEE Transactions on*, vol. 8, pp. 709–721, 2000.
- [73] W. Williamson, J. Min, J. L. Speyer, and J. Farrell, "A comparison of state space, range space, and carrier phase differential GPS/INS relative navigation," in *American Control Conference, 2000. Proceedings of the 2000*, 2000, pp. 2932–2938.
- [74] J. Wendel, O. Meister, R. Monikes, and G. F. Trommer, "Time-differenced carrier phase measurements for tightly coupled GPS/INS integration," in *Proceedings of IEEE/ION PLANS 2006*, 2001, pp. 54–60.
- [75] J. A. Farrell, H.-S. Tan, and Y. Yang, "Carrier phase GPS-aided INS-based vehicle lateral control," *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, vol. 125, pp. 339–353, 2003.
- [76] Y. Yang and J. Farrell, "Magnetometer and differential carrier phase GPS-aided INS for advanced vehicle control," *Robotics and Automation, IEEE Transactions on*, vol. 19, pp. 269–282, 2003.
- [77] F. GRAAS and A. Soloviev, "Precise Velocity Estimation Using a Stand-Alone GPS Receiver," *Navigation*, vol. 51, pp. 283–292, 2004.
- [78] B. K. Soon, S. Scheduling, H.-K. Lee, H.-K. Lee, and H. Durrant-Whyte, "An approach to aid INS using time-differenced GPS carrier phase (TDCP) measurements," *Gps Solutions*, vol. 12, pp. 261–271, 2008.
- [79] E. Abbott and D. Powell, "Land-vehicle navigation using GPS," *Proceedings of the IEEE*, vol. 87, pp. 145–162, 1999.
- [80] S. Sukkarieh, E. M. Nebot, and H. F. Durrant-Whyte, "A high

- integrity IMU/GPS navigation loop for autonomous land vehicle applications," *Robotics and Automation, IEEE Transactions on*, vol. 15, pp. 572–578, 1999.
- [81] G. Dissanayake, S. Sukkarieh, E. Nebot, and H. Durrant–Whyte, "The aiding of a low–cost strapdown inertial measurement unit using vehicle model constraints for land vehicle applications," *Robotics and Automation, IEEE Transactions on*, vol. 17, pp. 731–747, 2001.
- [82] E.–H. Shin and N. El–Sheimy, *Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land applications*: University of Calgary, Department of Geomatics Engineering, 2001.
- [83] D. M. Bevly, J. C. Gerdes, and C. Wilson, "The use of GPS based velocity measurements for measurement of sideslip and wheel slip," *Vehicle System Dynamics*, vol. 38, pp. 127–147, 2002.
- [84] J. Collin, G. Lachapelle, and J. Kappi, "MEMS–IMU for personal positioning in a vehicle—A gyro–free approach," in *GPS 2002 Conference (Session C3a), Portland, OR, Sept, 2002*, pp. 24–27.
- [85] D. K. Yang, A. G. Xu, J. Ma, W. D. Xiao, C. L. Law, K. V. Ling, *et al.*, "Low cost SINS/GPS integration for land vehicle navigation," in *Intelligent Transportation Systems, 2002. Proceedings. The IEEE 5th International Conference on*, 2002, pp. 910–913.
- [86] S. Godha, "Performance evaluation of low cost MEMS–based IMU integrated with GPS for land vehicle navigation application," *UCGE report*, 2006.
- [87] Y. Li, J. Wang, C. Rizos, P. Mumford, and W. Ding, "Low–cost tightly coupled GPS/INS integration based on a nonlinear Kalman filtering design," in *Proceedings of ION National Technical Meeting*, 2006, pp. 18–20.
- [88] I. Skog, "GNSS–aided INS for land vehicle positioning and navigation," 2007.
- [89] A. Noureldin, T. B. Karamat, M. D. Eberts, and A. El–Shafie, "Performance enhancement of MEMS–based INS/GPS

- integration for low-cost navigation applications," *Vehicular Technology, IEEE Transactions on*, vol. 58, pp. 1077–1096, 2009.
- [90] B. Park, J. Kim, and C. Kee, "RRC unnecessary for DGPS messages," *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, vol. 42, pp. 1149–1160, 2006.
- [91] R. B. Langley, "RTK GPS," *GPS World*, vol. 9, pp. 70–76, 1998.
- [92] B. Park, "A Study on Reducing Temporal and Spatial Decorrelation Effect in GNSS Augmentation System: Consideration of the Correction Message Standardization," Ph. D. Dissertation, Dept. Mech. and Aero. Eng., Seoul National University, Seoul, South Korea, 2007.
- [93] D. Goshen-Meskin and I. Bar-Itzhack, "Observability analysis of piece-wise constant systems with application to inertial navigation," in *Decision and Control, 1990., Proceedings of the 29th IEEE Conference on*, 1990, pp. 821–826.
- [94] S. Hong, M.-H. Lee, J. Rios, and J. L. Speyer, "Observability analysis of GPS aided INS," in *Proceeding of ION GPS*, 2000, pp. 19–22.
- [95] I. Rhee, M. F. Abdel-Hafez, and J. L. Speyer, "Observability of an integrated GPS/INS during maneuvers," *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, vol. 40, pp. 526–535, 2004.
- [96] Y. M. Yoo, J. G. Park, and C. G. Park, "A theoretical approach to observability analysis of the SDINS/GPS in maneuvering with horizontal constant velocity," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 10, pp. 298–307, 2012.
- [97] G. Navstar, "ICD-GPS-200," *Revision C, Oct*, vol. 10, 1993.

Abstract

Cycle slip detection is one of the most important issues to be overcome when implementing a GNSS carrier phase positioning system, because cycle slip occurs very frequently whenever the carrier phase signal is weak. This results in the degradation of the vehicle's positioning accuracy.

Cycle slip detection algorithms have been studied and developed for several decades. For a dual-frequency GNSS receiver, many researchers proposed cycle slip detection based on L1 and L2 carrier phase measurements. These algorithms were basically developed for dual frequencies, such that they can be applied only to a multiple-frequency receiver. Consequently, compared to a single-frequency receiver, the overall system cost would be high and therefore not cost effective. For a single-frequency GNSS receiver, the phase-code comparison, doppler integration, and differential phases of time methods can be used. However, because of the high noise level of the code measurement the phase-code comparison method can only safely handle a few cycle slips.

To overcome these limitations, an inertial navigation system (INS) can be integrated with a GNSS to detect cycle slips. In this algorithm, the accuracy of the INS position estimation is the main contributor to the cycle slip detection. In turn, the accuracy of the inertial sensor is the most important contributor to the performance of an INS

system. However, the accuracy of an inertial sensor is directly proportional to its cost, such that the most accurate devices are prohibitively expensive.

Therefore, in this paper, we discuss how to improve the performance of the inertial-aided cycle slip detection algorithm, such that it can detect one-cycle slip, without having to increase the inertial sensor accuracy. The satellite-difference and time-difference residual between the predicted and measured carrier phases is defined as the value to be monitored for cycle slip detection. The INS position error mainly contributes to the residual and is projected to the range domain, multiplied by the satellite-difference line of sight vector. In general, the satellite having the highest elevation angle is chosen as the reference satellite for satellite-difference, with the same applying to all other satellites when obtaining satellite-difference. However, by selecting the satellite-difference satellite pair based on the satellite geometry, which minimizes the INS position error projection to the range domain, the cycle slip detection accuracy can be advanced with the same inertial sensor performance.

In the proposed algorithm, the tightly coupled TDCP (Time Differenced Carrier Phase)/INS integrated navigation algorithm is used to estimate the user position. Before the TDCP measurement is updated, cycle slip detection and isolation is conducted by using the INS-predicted state variable. The cycle slip detection threshold is calculated by using the INS predicted covariance to maintain a consistent cycle slip false alarm probability. After cycle slip detection and isolation, the remaining carrier phase measurements are inserted as measurements of the TDCP/INS integrated navigation

for the cycle slip detection for the next epoch.

To verify the cycle slip detection performance for the proposed algorithm, a simulation and a vehicle-based experiment were conducted. Data was collected from the single-frequency GNSS receiver (GPS and GLONASS), microelectromechanical systems (MEMS) inertial measurement units (IMU) for post processing. We analyzed the cycle-slip detection performance by statistical analysis. As a result, the proposed satellite pair selection algorithm improves the cycle slip detection probability considerably.

Keywords: carrier phase based positioning, GNSS cycle slip detection, TDCP (Time Differenced Carrier Phase), GNSS/INS integrated navigation, TDCP/INS integrated navigation, MEMS IMU, inertial sensor error, INS error

Student number: 2011-30200