18CTAP-C129724-02

항공기 사용자를 위한 SBAS 성능 평가 및 예측 기술 개발 최종보고서 2019 국토교통부 국토교통과학기술진흥원

보안 과제( ), 일반 과제(○) / 공개(○), 비공개( ), 발간등록번호( )
국토교통기술촉진연구사업 최종보고서

R&D / 18CTAP-C129724-02

항공기 사용자를 위한 SBAS 성능 평가 및 예측 기술 개발

최종보고서

2019.03.27.

주관연구기관 / 서울대학교 산학협력단

국 토 교 통 부
국토교통과학기술진흥원

제 출 문

국토교통부 장관 귀하

국토교통부 국토교통기술촉진연구사업 창의도전연구 분야 '항공기 사용자를 위한 SBAS 성능 평가 및 예측 기술 개발'(연구개발 기간 : 2017. 04. 01. ~ 2018. 12. 31.) 과제의 최종보고서 2부를 제출합니다.

2019. 03. 27.

주관연구기관명 : 서울대학교 산학협력단 (대표자) 윤 의 준 (인)



주관연구기관책임자: 기 창 돈

국토교통부소관 연구개발사업 운영규정 제29조에 따라 최종보고서 열람에 동의합니다.

이 면은 공백임

보고서 요약서

<table>
<tr><td>과제 고유 번호</td><td>18CTAP-C129724-02</td><td>해당 단계 연구 기간</td><td>2017.04.01. ~ 2018.12.31.</td><td>단계구분</td><td>-</td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구사업명</td><td>중사업명</td><td colspan="4">국토교통기술촉진연구사업</td></tr>
<tr><td>세부사업명</td><td colspan="4">창의도전연구</td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구과제명</td><td>대과제명</td><td colspan="4">-</td></tr>
<tr><td>세부과제명</td><td colspan="4">항공기 사용자를 위한 SBAS 성능 평가 및 예측 기술 개발</td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구책임자</td><td rowspan="2">기 창 돈</td><td>해당단계 참여연구원 수</td><td>총: 20 명
내부: 20 명
외부: 0 명</td><td>해당단계 연구비</td><td>정부: 370,000 천원
민간: 0 천원
정부외: 0 천원
상대국: 0 천원
계:370,000 천원</td></tr>
<tr><td>총 연구기간 참여연구원 수</td><td>총: 20 명
내부: 20 명
외부: 0 명</td><td>총 연구비</td><td>정부: 370,000 천원
민간: 0 천원
정부외: 0 천원
상대국: 0 천원
계:370,000 천원</td></tr>
<tr><td>연구기관명 및 소속 부서명</td><td colspan="2">서울대학교 산학협력단</td><td colspan="2">참여기업명</td><td></td></tr>
<tr><td>국제공동연구</td><td colspan="2">상대국명:</td><td colspan="2">상대국 연구기관명:</td><td></td></tr>
<tr><td>위탁연구</td><td colspan="2">연구기관명:</td><td colspan="2">연구책임자:</td><td></td></tr>
</table>

※ 국내・외의 기술개발 현황은 연구개발계획서에 기재한 내용으로 갈음

연구개발성과의 보안등급 및 사유	보안 등급: 일반 결정 사유: 국가연구개발사업의 관리 등에 관한 규정 제24조의4 보안과제 기준에 해당하지 않음

9대 성과 등록・기탁번호

구분	논문	특허	보고서 원문	연구시설・장비	기술요약 정보	소프트웨어	화합물	생명자원		신품종	
								생명정보	생물자원	정보	실물
등록・기탁 번호											

국가과학기술종합정보시스템에 등록한 연구시설・장비 현황

구입기관	연구시설・장비명	규격 (모델명)	수량	구입연월일	구입가격 (천원)	구입처 (전화)	비고 (설치장소)	NTIS 등록번호

요약(연구개발성과를 중심으로 개조식으로 작성하되, 500자 이내로 작성합니다)	보고서 면수 282

이 면은 공백임

요 약 문

연구의 목적 및 내용	본 연구개발과제의 목표는 항공기 사용자의 항행 환경을 고려한 MATLAB GUI 기반 SBAS 성능 평가 및 예측 소프트웨어 개발이다. 본 연구개발과제에서는 SBAS 성능 평가 알고리즘과, 단기간 예측을 통하여 앞으로 나타나는 성능이 요구조건을 만족할 수 있는지를 판단할 수 있는 성능 예측 알고리즘을 설계한다. 특히 일반적인 지상 사용자의 알고리즘 설계와 함께 항공기 사용자의 항행 환경 특성을 고려한 성능 평가 및 예측 알고리즘을 설계한다. 또한 ARAIM을 포함한 RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘을 설계하고, SBAS 사용자 활용 방안을 도출한다. 최종적으로 알고리즘을 MATLAB GUI 기반 소프트웨어로 제작하여 시뮬레이션을 수행한다.
연구개발성과	1) 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계 2) RAIM 기반 보호수준 계산 알고리즘 설계 및 SBAS 활용 방안 도출 3) SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작
연구개발성과의 활용계획 (기대효과)	2022년 구축 완료 예정인 한국의 KASS에 대하여 성능 평가 및 예측을 하는데 활용될 수 있다. 이는 KASS의 서비스 품질을 안정적으로 관리하는데 도움을 줄 수 있으며 항공기의 안정적인 운항에 기여할 수 있다. 또한 성능 예측 기술은 서비스의 예상치 못한 중단을 방지하여 항공 교통 혼란 예방에 기여할 수 있다

핵심어 (5개 이내)	항공안전	항행시스템	광역보강시스템	한국형 광역보강시스템	차세대 사용자 무결성 감시

SUMMARY

Purpose & Contents	The purpose of this research project is development of MATLAB GUI software for SBAS performance evaluation and prediction considering the navigation environment of aircraft user. In this research project, we design the SBAS performance evaluation algorithm and prediction algorithm that can judge whether future performance satisfies the requirements through short-term prediction. Along with algorithm design for general land user, we design the SBAS performance evaluation and prediction algorithm for aircraft users considering different navigation environment. In addition, RAIM-based user protection level calculation algorithm including ARAIM is designed and the utilization plan for SBAS user is drawn out. Finally, the algorithm is implemented by MATLAB GUI based software.
Results	1) SBAS performance evaluation and prediction algorithm for aircraft users 2) Design of RAIM-based protection level calculation algorithm and utilization plan for SBAS 3) SBAS performance evaluation and prediction simulation software
Expected Contribution	It can be used for performance evaluation and prediction of KASS in Korea which is scheduled to be completed in 2022. This can help to maintain stable service quality of KASS and contribute to stable operation of aircraft. Performance prediction techniques can also reduce air traffic disruption by preventing unplanned service outages.

Keywords	Aviation Safety	Navigation System	SBAS	KASS	ARAIM

이 면은 공백임

목 차

1. 연구개발과제의 개요 ····· 1
가. 연구개발 목적 ····· 1
나. 연구개발의 필요성 ····· 1
다. 연구개발 범위 ····· 2

2. 국내외 기술 개발 현황 ····· 5
가. SBAS 연구의 국내외 환경 변화 및 기술 동향 분석 ····· 5
1) 미국 (WAAS) 기술 동향 및 발전 추세 ····· 5
2) 유럽 (EGNOS) 기술 동향 및 발전 추세 ····· 9
3) 일본 (MSAS) 기술 동향 및 발전 추세 ····· 13
4) 인도 (GAGAN) 기술 동향 및 발전 추세 ····· 17
5) 러시아 (SDCM) 기술 동향 및 발전 추세 ····· 20
6) 중국 (BDSBAS) 기술 동향 및 발전 추세 ····· 22
7) 한국 (KASS) 기술 동향 및 발전 추세 ····· 23
8) SBAS 응용 연구 동향 및 발전 추세 ····· 25
나. RAIM/ARAIM 알고리즘 연구의 국내외 환경 변화 및 동향 분석 ····· 26

3. 연구 수행 내용 및 성과 ····· 31
가. 연구개발 추진전략 및 방법 ····· 31
1) 전체 연구 개발 흐름도 ····· 31
2) 핵심 성과별 연구 개발 추진 전략 및 방법 ····· 32
3) 연구 추진 체계 및 추진 일정 ····· 35
나. SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측을 위한 요소기술 분석 ····· 37
1) 국외 SBAS 성능 평가 및 예측 사례 ····· 37
2) SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측을 위한 요소기술 기능 도출 ····· 42
다. 일반 지상 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계 ····· 47
1) 일반 지상 사용자의 SBAS 성능 평가 알고리즘 설계 ····· 47
2) 일반 지상 사용자의 SBAS 성능 예측 알고리즘 설계 ····· 61
라. 항공기 사용자의 SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계 ····· 82
1) 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 고려사항 ····· 82
2) 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 알고리즘 설계 ····· 89
3) 항공기 사용자의 SBAS 성능 예측 알고리즘 설계 ····· 102
마. RAIM/ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 ····· 108
1) RAIM/ARAIM 알고리즘 문헌 조사 ····· 108
2) RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 ····· 111
3) ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 ····· 117
4) SBAS 항공기 사용자의 RAIM/ARAIM 활용 방안 및 SBAS 성능 평가 알고리즘 보완 전략 131

바. 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 소프트웨어 개발 ····· 153
1) SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 국외 상용 소프트웨어 기능 분석 ····· 153
2) GPS 궤도력 데이터 생성 ····· 168
3) 항공기 운항 시뮬레이션 데이터 생성 ····· 180
4) SBAS 무결성 정보 데이터 생성 ····· 185
5) SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 GUI 개발 ····· 192

4. 목표 달성도 및 관련 분야 기여도 ····· 217
가. 목표 달성도 ····· 217
1) 정량적 성과 목표 및 달성도 ····· 217
2) 핵심 성과 목표 및 성과 점검 기준표 ····· 219
3) 핵심 성과 목표에 대한 자체 평가 ····· 227
나. 관련 분야 기여도 ····· 229

5. 연구개발성과의 활용계획 ····· 231
가. 연구개발성과의 활용방안 ····· 231
1) KASS 항공기 사용자 성능 평가 및 예측 소프트웨어 제작에 활용 ····· 231
2) 차세대 다중 위성항법 다중 주파수 기반 SBAS 및 ARAIM 알고리즘 원천 기술 개발에 활용 232
3) 무결성 감시를 포함한 차세대 수신기 개발 원천 기술의 확보 ····· 233
4) 자율주행 및 자율비행 시스템 시장에서의 활용 ····· 233
5) 소형 민간항공기 비행훈련 사고 예방 ····· 233
6) 신공항 구축 및 기존공항 확장 시 활용 가능성 ····· 233
나. 기대효과 ····· 234
1) 기술적 측면 ····· 234
2) 경제적・산업적 측면 ····· 234
3) 사회적 측면 ····· 235

6. 연구 과정에서 수집한 해외 과학기술 정보 ····· 237

7. 연구개발과제 수행에 따른 연구실 등의 안전 조치 이행 실적 ····· 239
가. 연구실 안전조치 이행계획 ····· 239
나. 연구실 안전조치 이행실적 ····· 245

8. 연구개발과제의 대표적 연구 실적 ····· 249
가. 국내외 논문 게재 ····· 249
나. 국내 및 국제 학술회의 발표 ····· 250
다. 저작권 (소프트웨어) ····· 251
라. 수상 실적 ····· 251
마. 전문 연구 인력 양성 ····· 252

9. 기타 사항 ····· 253
가. 국내외 연구 관련 기관 자문 회의 및 교류 ····· 253
1) SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 자문 (유럽 ESSP 및 CNES) ····· 253
2) ARAIM 알고리즘 자문 (미국 Stanford University) ····· 256
3) KASS 사업단과의 연구내용 교류 ····· 258
나. 중간모니터링 의견 수정 및 보완사항 ····· 273
다. 최종평가 의견 수정 및 보완사항 ····· 274

10. 참고 문헌 ····· 277

이 면은 공백임

표 목차

표 1 연구 개발의 최종 목표 ····· 1
표 2 연구개발 범위 및 연구 수행 방법 ····· 3
표 3 연구 수행 체계도 ····· 35
표 4 연구 개발 추진 일정 ····· 36
표 5 ICAO RNP 요구조건 ····· 42
표 6 SBAS 메시지 종류 및 업데이트 주기 ····· 48
표 7 PEGASUS와 개발 알고리즘의 차이 통계 ····· 55
표 8 사용자 정확성, 무결성, 연속성, 연속성 성능 평가 결과 ····· 60
표 9 개략 궤도력과 방송 궤도력 비교 ····· 63
표 10 UDRE Index 에 따른 UDRE 값 ····· 68
표 11 GIVE Index 에 따른 GIVE 값 ····· 77
표 12 보호수준 데이터 값 차이의 평균 및 표준편차 ····· 79
표 13 Eurocontrol 문서에서 고려하고 있는 항공기의 Dynamics ····· 85
표 14 항공기의 Initial Climb and Departure 상황 ····· 85
표 15 항공기의 Cruise climb 상황 ····· 86
표 16 항공기의 Cruise 상황 ····· 86
표 17 항공기의 Descent 상황 ····· 86
표 18 항공기의 Stack Hold 상황 ····· 86
표 19 항공기의 Approach 상황 ····· 86
표 20 항공기 자세 별 보호수준 차이의 수치적 결과 ····· 101
표 21 항공기 자세 별 SBASimulator#2 대비 보호수준 차이 비율 ····· 101
표 22 NANU Scheduled Outages ····· 103
표 23 NANU Unscheduled Outages ····· 104
표 24 Other types of NANU messages ····· 106
표 25 NANU Notification Times ····· 107
표 26 RAIM과 ARAIM 비교 (Alexander, 2013) ····· 110
표 27 RAIM 사용자의 측정치 분산 모델 ····· 113
표 28 ARAIM 사용자의 측정치 분산 모델 ····· 122
표 29 SBAS 서비스 영역 내/외부 사용자 좌표 (ECEF XYZ 좌표) ····· 132
표 30 NOVATEL 상용 수신기 대비 계산된 GPS 궤도, 시각정보의 오차 평균, 최대 값 ····· 171
표 31 개략궤도력 오차 평균 및 표준편차 ····· 173
표 32 위치 데이터에 대한 실제 비행데이터와 시뮬레이션 데이터 상관계수 분석 결과 ····· 184
표 33 선진국 시뮬레이션 툴의 기능으로부터 도출한 소프트웨어 주요 기능 구현 항목 ····· 192
표 34 각 공항별 위치 및 활주로 방향 ····· 201
표 35 정량적 성과 목표 및 달성도 ····· 217
표 36 핵심 연구성과 목록표 ····· 219
표 37 핵심성과 1: 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계 ····· 220
표 38 핵심성과 2: RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 ····· 221
표 39 핵심성과 3: 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작 ····· 222
표 40 성과점검기준표 (총괄) ····· 223

표 41 성과점검기준표 (1차년도) ····· 225
표 42 성과점검기준표 (2차년도) ····· 226
표 43 핵심 성과 목표에 대한 자체 평가 ····· 227
표 44 연구 과정에서 수집한 해외 과학기술 정보 ····· 237
표 45 안전점검 실험실 수 ····· 240
표 46 국내외 논문 게재 실적 ····· 249
표 47 국내외 학술회의 발표 실적 ····· 250
표 48 소프트웨어 저작권 등록 실적 ····· 251
표 49 수상 실적 ····· 251
표 50 전문 연구 인력 양성 실적 ····· 252
표 51 국내외 연구 관련 기관 자문 회의 및 교류 실적 ····· 253
표 52 유럽 CNES 질의응답 목록 ····· 254
표 53 중간모니터링 수정 및 보완사항 ····· 273
표 54 최종평가 수정 및 보완사항 ····· 274

그림 목차

그림 1 국내외 SBAS 시스템 운용 및 개발 현황 ····· 5
그림 2 미국 WAAS 시스템 구성도 ····· 6
그림 3 WAAS GEO Coverage ····· 6
그림 4 WAAS Phase 별 Coverage 성능 (Phase I, II, III) ····· 7
그림 5 단일주파수 SBAS Coverage 예측 (WAAS, EGNOS, MSAS) ····· 7
그림 6 이중주파수 SBAS Coverage 예측 (WAAS, EGNOS, MSAS) ····· 8
그림 7 WAAS 현대화 계획 ····· 8
그림 8 유럽 EGNOS 시스템 구성도 ····· 10
그림 9 EGNOS GEO Coverage ····· 10
그림 10 유럽 각국의 EGNOS APV-I 서비스 사용 중인 공항 수 ····· 11
그림 11 EGNOS Version 별 Coverage 성능 ····· 11
그림 12 EGNOS 개발 로드맵 ····· 12
그림 13 일본 MSAS 시스템 구성도 ····· 13
그림 14 MSAS GEO Coverage ····· 14
그림 15 MSAS Coverage 성능 예측 ····· 15
그림 16 MSAS 향후 운영 로드맵 ····· 15
그림 17 MSAS System Diagram with QZSS (2020년 이후) ····· 16
그림 18 인도 GAGAN 시스템 구성도 ····· 17
그림 19 GAGAN GEO Coverage ····· 18
그림 20 GAGAN 전리층 지연 이중쉘 모델 ····· 19
그림 21 러시아 SDCM 시스템 구성도 ····· 20
그림 22 SDCM GEO Coverage ····· 21
그림 23 SDCM 예상 Coverage 분석 ····· 21
그림 24 중국 BDSBAS 시스템 구성도 ····· 22
그림 25 KASS 사업 추진 일정 (KARI, 2016) ····· 23
그림 26 KASS 시스템 구조 ····· 24
그림 27 KASS 시스템 구성 (안) ····· 24
그림 28 SBAS 서비스 확장 계획 ····· 25
그림 29 RAIM 기반 수평 위치에 대한 무결성 감시 ····· 27
그림 30 ARAIM을 통한 LPV-200 커버리지 영역 ····· 28
그림 31 ISM을 통한 ARAIM의 무결성 감시 ····· 29
그림 32 전체 연구 개발 구성 및 흐름도 ····· 31
그림 33 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계 흐름도 ····· 32
그림 34 RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 연구 흐름도 ····· 33
그림 35 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작 연구 흐름도 ····· 34
그림 36 WAAS Performance Analysis Report 가용성 커버리지 분석 결과 예시 ····· 37
그림 37 EGNOS Monthly Performance Report 가용성 커버리지 분석 결과 예시 ····· 38
그림 38 WAAS FAA NSTB 웹사이트 성능 예측 예시 ····· 39
그림 39 ESSP User Support 웹사이트 성능 예측 자료 예시 (Availability Map) ····· 39
그림 40 ESSP User Support 웹사이트 성능 예측 자료 예시 (Delta Map) ····· 40

그림 41 ESSP User Support 웹사이트 성능 예측 자료 예시 (HPL Map) ····· 40
그림 42 ESSP User Support 웹사이트 성능 예측 자료 예시 (VPL Map) ····· 41
그림 43 항공기 RNP 운항 단계 ····· 43
그림 44 SBAS 사용자의 성능 평가 과정 ····· 43
그림 45 위치오차, 보호수준, 경보한계 간의 관계의 따른 시스템 상황 ····· 45
그림 46 항법 성능 요구조건간의 상관관계 ····· 46
그림 47 SBAS 사용자의 성능 평가 알고리즘 전체 흐름도 ····· 47
그림 48 SBAS 메시지 기본 구조 ····· 48
그림 49 SBAS 메시지 타입 간 연관도 ····· 49
그림 50 위성 보정정보 계산 알고리즘 ····· 50
그림 51 위성 무결성 정보 계산 알고리즘 ····· 50
그림 52 전리층 보정정보/무결성 정보 계산 알고리즘 ····· 51
그림 53 사용자 전리층 보정정보/무결성 정보 보간 알고리즘 ····· 52
그림 54 SBAS 항법해 및 보호수준 계산 알고리즘 ····· 52
그림 55 무결성 성능 분석을 위한 Stanford Plot ····· 54
그림 56 사용자 수평 위치 오차 (HPE) 검증 결과 ····· 56
그림 57 사용자 수직 위치 오차 (VPE) 검증 결과 ····· 56
그림 58 사용자 수평 보호수준 (VPL) 검증 결과 ····· 57
그림 59 사용자 수직 보호수준 (VPL) 검증 결과 ····· 57
그림 60 수평 위치오차, 보호수준, 경보한계 결과 ····· 58
그림 61 수직 위치오차, 보호수준, 경보한계 결과 ····· 59
그림 62 Stanford Plot (수평 성능) ····· 59
그림 63 Stanford Plot (수직 성능) ····· 60
그림 64 SBAS 사용자의 성능 예측 과정 ····· 61
그림 65 SBAS 사용자 성능 예측 알고리즘 전체 흐름도 ····· 62
그림 66 UDRE 생성 알고리즘 ····· 64
그림 67 전리층 격자점과 전리층 통과점의 개념도 ····· 69
그림 68 SBAS 전세계 전리층 격자점 정의 ····· 69
그림 69 GIVE 생성 알고리즘 ····· 70
그림 70 Kriging 알고리즘과 Variogram의 개념도 ····· 71
그림 71 격자 전리층 보정정보 추정 알고리즘 개념도 (Kriging) ····· 72
그림 72 WAAS의 전리층 추정을 위한 Variogram 모델 ····· 74
그림 73 Undersampled Threat Model의 개념 ····· 75
그림 74 WAAS의 전리층 위협 모델 (N.Pandya, 2007) ····· 76
그림 75 한반도 지역에서 구축된 전리층 위협 모델 (E.Bang, 2013) ····· 76
그림 76 2일 후 예측된 수평 보호수준 (HPL) 비교 ····· 78
그림 77 2일 후 예측된 수직 보호수준 (VPL) 비교 ····· 79
그림 78 Availability Coverage (APV-I) 예측 결과 ····· 80
그림 79 ESSP에서 제공하는 해당 날짜의 실제 EGNOS Availability Map ····· 81
그림 80 Continuity Risk Coverage (APV-I) 예측 결과 ····· 81
그림 81 항공기 자세에 따른 GPS 위성 가시성 변화 ····· 82
그림 82 jet blue 320 항공기의 GPS 안테나 위치 ····· 83
그림 83 수신기의 성능에 영향을 끼치는 비행기의 요소들 (Eurocontrol, 1999) ····· 84

그림 84 항공기 Dynamics axes ····· 85
그림 85 항공기 Dynamics 고려한 보호수준 설정 window ····· 87
그림 86 Fixed dynamic conditions의 configure window ····· 88
그림 87 Worst dynamic conditions의 configure window ····· 88
그림 88 항공기 사용자 SBAS 성능 평가 알고리즘 요소 도출 과정 ····· 89
그림 89 이상적인 상황에서 항공기 가시위성 판단 개념도 ····· 90
그림 90 항공기의 body horizon과 body frame ····· 91
그림 91 ECEF 좌표계와 항공기의 body frame ····· 91
그림 92 Line of Sight 벡터를 ENU 좌표계로부터 NED 좌표계로 변환하는 과정 ····· 93
그림 93 NED 좌표계 (파란색) 와 항공기의 body frame (빨간색) ····· 94
그림 94 Euler 321 변환에 관한 식 ····· 94
그림 95 Line of Sight 벡터를 항공기의 body frame에 대해 표현하는 과정을 나타낸 순서도 ····· 95
그림 96 항공기 자세에 따른 수평 보호수준 결과 비교 (Roll 30deg) ····· 97
그림 97 항공기 자세에 따른 수직 보호수준 결과 비교 (Roll 30deg) ····· 97
그림 98 항공기 자세에 따른 수평 보호수준 결과 비교 (Pitch 30deg) ····· 98
그림 99 항공기 자세에 따른 수직 보호수준 결과 비교 (Pitch 30deg) ····· 98
그림 100 항공기 자세에 따른 수평 보호수준 결과 비교 (Yaw 30deg) ····· 99
그림 101 항공기 자세에 따른 수직 보호수준 결과 비교 (Yaw 30deg) ····· 99
그림 102 항공기 자세에 따른 수평 보호수준 결과 비교 (Roll 30deg, Pitch 30deg) ····· 100
그림 103 항공기 자세에 따른 수직 보호수준 결과 비교 (Roll 30deg, Pitch 30deg) ····· 100
그림 104 NANU Forecast Outage Example (Outage for PRN26 from 09:30 to 21:30 on 28th September 2009) ····· 103
그림 105 NANU Unscheduled Outage Example (Outage for PRN25 from 15:00 on 20th August 2009) ····· 104
그림 106 NANU General Message Format ····· 105
그림 107 NANU General Outage Example (Outage for PRN25 from 15:00 on 20th August 2009) ····· 105
그림 108 LAUNCH NANU Message Template ····· 106
그림 109 DECOM NANU Message Template ····· 107
그림 110 ARAIM의 ISM 방송 메시지 Parameter (FAA, 2008) ····· 109
그림 111 ARAIM ISM 메시지 위성관련오차 방송 정보 ····· 109
그림 112 정상상태의 보호수준 계산 방법 (RAIM) ····· 111
그림 113 고장상태의 보호수준 계산 방법 (RAIM) ····· 112
그림 114 RAIM 보호수준 계산 알고리즘 블록선도 ····· 113
그림 115 시뮬레이션 환경 (Skyplot) ····· 114
그림 116 시뮬레이션 환경 (가시위성 수) ····· 114
그림 117 RAIM 시뮬레이션 결과 (사용자 위치 오차 및 보호수준 시경향성) ····· 115
그림 118 RAIM 시뮬레이션 결과 (Stanford Diagram) ····· 116
그림 119 GPS와 Galileo 신호 주파수 영역 (Steciw, 2004) ····· 117
그림 120 ARAIM 보호수준 계산 알고리즘 블록선도 ····· 119
그림 121 단일위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 사용자 위치오차 및 보호수준 시경향성) ·· 120
그림 122 단일위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 Stanford Diagram) ····· 120
그림 123 단일위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 사용자 위치오차 및 보호수준 시경향성) 121

그림 124 단일위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 Stanford Diagram) ····· 121
그림 125 시뮬레이션 환경 (GPS 위성군 Skyplot) ····· 123
그림 126 시뮬레이션 환경 (Galileo 위성군 Skyplot) ····· 123
그림 127 시뮬레이션 환경 (총 가시위성 수) ····· 124
그림 128 다중위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 사용자 위치 및 보호수준 시경향성) ····· 125
그림 129 다중위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 Stanford Diagram) ····· 125
그림 130 다중위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 사용자 위치 및 보호수준 시경향성) ····· 126
그림 131 다중위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 Stanford Diagram) ····· 126
그림 132 가시 위성 수 (MAAST & 본 연구 알고리즘) ····· 128
그림 133 가시 위성 PRN (MAAST & 본 연구 알고리즘) ····· 128
그림 134 ARAIM 수평 보호수준 결과 (MAAST & 본 연구 알고리즘) ····· 129
그림 135 ARAIM 수직 보호수준 결과 (MAAST & 본 연구 알고리즘) ····· 130
그림 136 SBAS 서비스 영역 내/외부 좌표 ····· 132
그림 137 RAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 – 수평 보호수준) ····· 133
그림 138 RAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 – 가시위성 PRN) ····· 133
그림 139 RAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 – 가시위성 수) ····· 134
그림 140 ARAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 – 수평 보호수준) ····· 135
그림 141 ARAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 – 수직 보호수준) ····· 136
그림 142 ARAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 – 가시위성 PRN) ····· 137
그림 143 ARAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 – 가시위성 수) ····· 137
그림 144 한반도 지역 RAIM 가용성 성능 확인 (수평 보호수준 Map) ····· 138
그림 145 한반도 지역 ARAIM 가용성 성능 확인 (수평 보호수준 Map) ····· 139
그림 146 한반도 지역 ARAIM 가용성 성능 확인 (수직 보호수준 Map) ····· 139
그림 147 항공기 사용자 경로 ····· 140
그림 148 항공기 사용자 자세 ····· 141
그림 149 항공기 사용자 Skyplot ····· 142
그림 150 항공기 사용자 가시위성 수 ····· 142
그림 151 항공기 사용자, RAIM 시뮬레이션 결과 ····· 143
그림 152 항공기 자세 (3배 Roll) ····· 144
그림 153 항공기 사용자 Skyplot (3배 Roll) ····· 144
그림 154 항공기 사용자 가시위성 (3배 Roll) ····· 145
그림 155 항공기 사용자, RAIM 시뮬레이션 결과 (3배 Roll) ····· 146
그림 156 항공기 사용자 Skyplot (GPS 위성군) ····· 147
그림 157 항공기 사용자 Skyplot (Galileo 위성군) ····· 147
그림 158 항공기 사용자 가시위성 수 (GPS & Galileo 다중위성군) ····· 148
그림 159 항공기 사용자 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 보호수준) ····· 149
그림 160 항공기 사용자 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 보호수준) ····· 149
그림 161 항공기 사용자 Skyplot (GPS 위성군, 3배 Roll) ····· 150
그림 162 항공기 사용자 Skyplot (Galileo 위성군, 3배 Roll) ····· 150
그림 163 항공기 사용자 가시위성 수 (GPS & Galileo 다중위성군, 3배 Roll) ····· 151
그림 164 항공기 사용자 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 보호수준, 3배 Roll) ····· 152
그림 165 항공기 사용자 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 보호수준, 3배 Roll) ····· 152
그림 166 MAAST 소프트웨어의 Main Window ····· 154

그림 167 MAAST 출력물 예시 (Availability Contour) ····· 154
그림 168 MAAST 출력물 예시 (VPL Contour Map) ····· 155
그림 169 MAAST 출력물 예시 (HPL Contour Map) ····· 155
그림 170 MAAST 출력물 예시 (UDRE Map) ····· 156
그림 171 MAAST 출력물 예시 (GIVE Map) ····· 156
그림 172 MAAST 출력물 예시 (UDRE Histogram) ····· 157
그림 173 MAAST 출력물 예시 (GIVE Histogram) ····· 157
그림 174 SBASimulator #1 소프트웨어의 Main Window ····· 158
그림 175 SBASimulator #2 소프트웨어의 Main Window ····· 159
그림 176 SBASimulator 소프트웨어의 결과 ····· 160
그림 177 SBASimulator 소프트웨어의 결과 ····· 161
그림 178 SBASimulator 소프트웨어의 결과 ····· 161
그림 179 SBASimulator 소프트웨어의 결과 ····· 162
그림 180 SBASimulator 소프트웨어의 결과 ····· 162
그림 181 SBASimulator 소프트웨어의 결과 ····· 163
그림 182 SBASimulator 소프트웨어의 결과 ····· 163
그림 183 SBASimulator 소프트웨어의 결과 ····· 164
그림 184 SBASimulator #2의 항공기 Dynamic 고려 기능 ····· 165
그림 185 SBASimulator의 UDRE 추정 알고리즘 ····· 166
그림 186 SBASimulator의 GIVE 추정 알고리즘 ····· 166
그림 187 전리층 격자점에 대한 GIVE값 추정 지도 (SBASimulator 결과) ····· 167
그림 188 전리층 격자점에 대한 GIVE값 추정 지도 (ESSP 제공 실제 결과) ····· 167
그림 189 NOVATEL 상용 수신기대비 계산된 GPS 궤도의 오차 (X-방향) ····· 169
그림 190 NOVATEL 상용 수신기대비 계산된 GPS 궤도의 오차 (Y-방향) ····· 169
그림 191 NOVATEL 상용 수신기대비 계산된 GPS 궤도의 오차 (Z-방향) ····· 170
그림 192 NOVATEL 상용 수신기대비 계산된 GPS 시각정보의 오차 ····· 170
그림 193 시간에 따른 방송궤도력과 개략궤도력의 ECEF 좌표 (12번 위성) ····· 172
그림 194 시간에 따른 방송궤도력과 개략궤도력의 ECEF 좌표 (12번 위성) ····· 172
그림 195 2016년 8월 9일 Toulouse에서의 GPS 위성 Skyplot (개략궤도력 결과) ····· 173
그림 196 2016년 8월 9일 Toulouse에서의 GPS 위성 Skyplot (방송궤도력 결과) ····· 174
그림 197 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 HDOP contour (개략궤도력 결과) ····· 175
그림 198 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 HDOP contour (방송궤도력 결과) ····· 175
그림 199 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 VDOP contour (개략궤도력 결과) ····· 176
그림 200 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 VDOP contour (방송궤도력 결과) ····· 176
그림 201 DOP 차이 contour (HDOP) ····· 177
그림 202 DOP 차이 contour (VDOP) ····· 177
그림 203 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 HPL contour (개략궤도력 결과) ····· 178
그림 204 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 HPL contour (방송궤도력 결과) ····· 178
그림 205 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 VPL contour (개략궤도력 결과) ····· 179
그림 206 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 VPL contour (방송궤도력 결과) ····· 179
그림 207 실제 비행 데이터와 시뮬레이션 데이터 (시간에 따른 고도 변화) ····· 180
그림 208 실제 비행 데이터와 시뮬레이션 데이터 (시간에 따른 경도 변화) ····· 181
그림 209 실제 비행 데이터와 시뮬레이션 데이터 (시간에 따른 위도 변화) ····· 181

그림 210 실제 비행 데이터의 시간에 따른 Roll 변화 ····· 182
그림 211 실제 비행 데이터의 시간에 따른 Pitch 변화 ····· 183
그림 212 실제 비행 데이터의 시간에 따른 Yaw 변화 ····· 183
그림 213 UDRE 비교 결과 그래프 - PRN 14 ····· 185
그림 214 UDRE 비교 결과 그래프 - PRN 17 ····· 186
그림 215 비교 결과 그래프 - PRN 14 ····· 187
그림 216 비교 결과 그래프 - PRN 17 ····· 187
그림 217 GIVE 비교 결과 그래프 (2016년 8월 9일 16시 기준) ····· 188
그림 218 GIVE 비교 결과 그래프 (2016년 8월 9일 16시 기준) ····· 188
그림 219 공통으로 추정된 범위의 GIVE 비교 결과 그래프 ····· 189
그림 220 공통으로 추정된 범위의 GIVE 비교 결과 그래프 ····· 189
그림 221 공통으로 추정된 범위의 GIVE 값 차이 그래프 ····· 190
그림 222 비교 결과 그래프 - PRN 14 ····· 191
그림 223 비교 결과 그래프 - PRN 17 ····· 191
그림 224 개발한 소프트웨어의 구상도 ····· 193
그림 225 MATLAB GUI를 이용한 소프트웨어 시작 화면 ····· 193
그림 226 MATLAB GUI를 이용한 소프트웨어의 기준국 도시 결과 ····· 194
그림 227 Area 선택 시 DOP 도시 결과 ····· 195
그림 228 Point 선택 시 DOP 도시 결과 ····· 196
그림 229 Skyplot 도시 결과 (Point 선택 시에만 이용 가능) ····· 196
그림 230 Area 선택 시 Position Error 도시 결과 ····· 197
그림 231 Point 선택 시 Position Error 도시 결과 ····· 197
그림 232 Area 선택 시 Protection Level 도시 결과 ····· 198
그림 233 Point 선택 시 Protection Level 도시 결과 ····· 198
그림 234 Area 선택 시 Availability 도시 결과 ····· 199
그림 235 Point 선택 시 Availability 도시 결과 ····· 199
그림 236 실제 항공기 데이터에 대한 실시간 SBAS 성능 평가 ····· 200
그림 237 김포공항 접근 항공기 경로 데이터 ····· 201
그림 238 인천공항 접근 항공기 경로 데이터 ····· 202
그림 239 제주공항 접근 항공기 경로 데이터 (130-310 deg) ····· 202
그림 240 제주공항 접근 항공기 경로 데이터 (60-240 deg) ····· 203
그림 241 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 204
그림 242 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 204
그림 243 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 205
그림 244 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 205
그림 245 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 206
그림 246 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 206
그림 247 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 207
그림 248 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 208
그림 249 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 208
그림 250 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 209
그림 251 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 209
그림 252 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 210

그림 253 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 210
그림 254 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 211
그림 255 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 212
그림 256 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 212
그림 257 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 213
그림 258 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 213
그림 259 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 214
그림 260 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 214
그림 261 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과 ····· 215
그림 262 실험실 안전점검 체계 ····· 242
그림 263 실험실 사고 시 비상연락 스티커 ····· 242
그림 264 실험실 안전사고 처리 흐름도 ····· 244
그림 265 실험실 사고 시 비상연락 스티커 부착 ····· 245
그림 266 화재대피용 방독면 구입 및 비상구 야광스티커 부착 ····· 245
그림 267 주요 화재 관리대상 (전열기구) 목록 작성 및 관리 ····· 246
그림 268 소화기 점검 ····· 246
그림 269 노후 멀티콘센트 교체 및 미사용 콘센트 안전커버 장착 ····· 247
그림 270 실험실 자체 안전 점검 수행 및 소방/실험실 안전관리 회의 참석 ····· 247
그림 271 유럽 ESSP 및 CNES 자문 회의 참석 사진 ····· 254

이 면은 공백임

1. 연구개발과제의 개요

가. 연구개발 목적

본 연구개발과제에서는 현재 구축 중인 한국형 SBAS (Satellite Based Augmentation System) 인 KASS (Korea Augmentation Satellite System) 의 실제 운영 및 관리를 대비하여 SBAS 사용자의 정확성, 무결성, 가용성, 연속성 성능을 평가하고 일정기간 성능을 예측하는 알고리즘 설계를 목표로 한다. 또한 SBAS 서비스 중단에 대한 가능성을 고려하여 외부 시스템에 의존하지 않고 독자적으로 사용자 수신기 내에서 수행 가능한 무결성 감시 (RAIM, Receiver Autonomous Integrity Monitoring) 알고리즘을 함께 설계한다. 이를 기반으로 실제 항공기의 운항 경로 및 자세 기동 등 항행 환경을 고려한 MATLAB GUI 기반 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어를 본 연구과제의 최종성과물로 제작한다.

표 1 연구 개발의 최종 목표

구분	내용
최종 목표	항공기 사용자의 항행 환경을 고려한 MATLAB GUI 기반 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어의 개발
세부 목표	1) 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계 2) RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 및 SBAS 활용 방안 도출 3) 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작

나. 연구개발의 필요성

SBAS는 기준국 네트워크를 활용하여 GPS 단독 측위 시 발생하는 위성 관련 오차, 전리층 지연 오차에 대한 보정 정보와 무결성 정보를 추정하고 정지궤도위성(GEO)을 통해 사용자에게 제공함으로서 사용자에게 더 높은 수준의 정확도와 신뢰도를 가지는 위치정보를 제공하는 위성기반 광역 보강항법시스템이다. SBAS는 항공기 이착륙 등 높은 안전성 확보가 요구되는 분야에 필수적인 인프라로 대두되고 있으며, ICAO (International Civil Aviation Organization)는 항행 안전을 위해 SBAS를 국제 표준화하고 2025년까지 전 세계 운용을 목표로 각국에 적용을 권고하고 있다. 현재 미국의 WAAS (Wide Area Augmentation System), 유럽의 EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service), 일본의 MSAS (MTSAT Satellite based Augmentation System), 인도의 GAGAN (GPS Aided GEO Augmented Navigation)이 구축을 완료하여 운용 중에 있다. 또한 러시아의 SDCM (GLONASS System for Differential Correction and Monitoring), 중국의 BDSBAS (BeiDou Satellite Based Augmentation System) 등이 개발 진행 중에 있으며, 우리나라도 2014년부터 국토교통부 주관으로 한국형 SBAS 인 KASS 개발 및 구축 사업을 시작하여 2022년 APV-I 급 SoL (Safety of Life) 서비스를 목표로 하고 있다.

SBAS는 항공기, 선박, 차량 등 여러 교통수단을 비롯하여 측위, 항법, 시각 응용 분야에 광범위하게 적용이 가능하나, 무결성 정보를 제공한다는 점에서 다른 항행시스템과 달리 항공기 공항 정밀 접근과 같은 안전과 직결되는 분야에서 기대효과가 크다. 따라서 항행안전시스템인 SBAS는 시스템 운영 전 운영 시험 평가 (Operation Test and Evaluation, OT&E)를 통해 구축된 시스템이 요구되는 항행 성능을 만족하는지 인증 당국의 확인을 받는 과정이 필요하며, 승인을 받아야만 정상적으로 운영이 가능하다. 또한 시스템 인증 후에도 요구되는 성능을 지속적으로 만족하는지 오프라인 감시(Offline Monitoring, OM)를 통해 성능 평가를 수행하여야 한다. ICAO에서 발간한 위성항법 관련 문서인 “GNSS Manual (2005)”에서는 SBAS에 대하여 문제 발생 후 원인 분석 등을 위하여 방송 데이터뿐만 아니라 성능 데이터의 관리도 필요함을 지적하고 있다. 이와 같이 SBAS의 성능을 지속적으로 확인하고 평가하는 것은 상당히 중요하며 이미 구축되어 운영 중인 미국의 WAAS와 유럽의 EGNOS도 성능 평가 결과 보고서를 인터넷 웹사이트를 통하여 지속적으로 공개하고 있다.

SBAS 서비스 운영 시 SBAS 사용자들의 안전을 위해 현재 시스템의 성능 평가 및 감시하는 것과 함께 앞으로 예측되는 항행 성능도 미리 사용자에게 제공하는 것도 필요하다. 특히 SBAS를 사용하여 운항을 하고자하는 항공기 조종사에게 미래에 예측되는 SBAS 서비스 중단 정보를 제공하여 조종사가 운항 경로 수정 또는 출발 시간 조정 등 대비를 할 수 있도록 공지를 해주어야 시스템 안전을 확보할 수 있다. 미국 WAAS의 경우 48시간 이전에 NANU (Notice Advisories to NAVSTAR Users) 혹은 NOTAM (NOtice To AirMen) 등을 통해 WAAS 서비스 중단 정보를 공지하고 있다.

따라서 현재 구축 중인 한국형 SBAS인 KASS 역시 KASS 사용자의 성능 평가 및 성능 예측을 하여 시스템의 운영 및 관리를 할 필요가 있으며, 개발 단계에서 이와 같은 실제 운영에 대한 준비를 함께 진행하여야만 SBAS 사용자 성능 평가와 예측을 서비스 제공 시기에 맞춰 수행할 수 있다. SBAS 사용자의 성능을 평가하고 예측하는 소프트웨어의 개발을 위해서는 소프트웨어에 포함될 기능 알고리즘에 대한 설계가 사전에 수행이 되어야 한다.

다. 연구개발 범위

본 연구개발과제에서는 향후 KASS 사용자의 성능 평가 및 예측 소프트웨어 개발과 KASS의 실제 운영 및 관리를 위한 선행 연구로써 SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측 알고리즘을 설계하고 이를 기반으로 시뮬레이션 소프트웨어 제작을 목표로 한다. 특히 본 연구에서는 고정된 기준국에서의 SBAS 성능을 평가하는 기존 연구와의 차별을 위해 SBAS 항공기 사용자에 초점을 맞춰 알고리즘을 설계하고 소프트웨어를 제작하게 된다. 항공기 사용자의 경우 성능을 평가하고 예측하는데 있어서 지상의 일반적인 사용자와는 다른 특성을 가지고 있다. 항공기는 이륙하고 착륙하는 동안 각각의 항행 단계에 따른 기동 특성으로 인하여 날개나 동체에 의하여 위성의 신호가 차단되는 현상이 발생한다. 이러한 위성 신호

의 차단은 가용한 위성 수를 감소시켜 위치를 계산하는 성능에 직접적으로 영향을 주게 된다. 따라서 지상의 일반적인 사용자만을 대상으로 성능 평가를 한다면 이러한 문제들을 고려할 수 없으며 실제 항공기 사용자에게 나타나는 성능은 정확하게 평가할 수 없다. 국외에서는 공항의 지상 수신기를 사용하여 SBAS 성능 평가 결과를 제공하며, SBAS의 운용시험 단계에서 항공기의 기동을 고려한 성능 평가를 수행한 바 있다. 하지만 국내에서는 이러한 항공기 특성을 고려한 SBAS 성능 분석에 대한 연구가 전무하다.

또한 SBAS 사용자의 실제 알고리즘의 경우 SBAS 기반 보호수준과 함께 RAIM 기반 보호수준을 같이 계산하게 된다. 국외에서는 RAIM 알고리즘에 대한 연구가 상당히 오래전부터 진행되어 왔으며 기존의 RAIM을 개량한 ARAIM (Advanced RAIM) 알고리즘 연구가 최근 무결성 감시 분야 연구의 핵심으로 자리매김하고 있다. 국내에서도 RAIM과 같은 무결성 감시 알고리즘에 대한 연구는 선진국 연구동향에 맞춰 진행되고 있으나 ARAIM에 대한 연구는 최근에서야 시작되었으며 SBAS 사용자를 고려한 RAIM/ARAIM 연구는 찾아보기 힘들다.

따라서 본 연구개발과제에서는 국내에서 미진하게 수행되었던 실제 항공기 항행 환경 및 RAIM을 고려한 SBAS 사용자 알고리즘 설계와 SBAS 성능 평가 및 예측이 가능한 시뮬레이션 소프트웨어 제작을 통해 선진국 수준의 기술력 확보를 목표로 한다. 최종 결과물인 시뮬레이션 소프트웨어는 MATLAB GUI 기반으로 개발을 하였다.

표 2 연구개발 범위 및 연구 수행 방법

연구개발 범위	연구 수행 방법(이론적·실험적 접근방법)	구체적인 내용
일반 지상 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계	• 국외 SBAS의 성능 분석 보고서 및 성능 모니터링 웹사이트를 통해 SBAS 성능 평가 및 예측 사례 조사 • 국외 SBAS 성능 분석 보고서 및 ICAO 표준 문서 분석을 통한 성능 평가 및 예측 요소기술 기능 도출	• 미국 WAAS의 Performance Analysis Report와 NSTB 웹사이트 분석 및 유럽 EGNOS의 Monthly Performance Report와 ESSP User Support 웹사이트 분석으로 SBAS 성능 평가 및 예측 사례 조사 • 국외 사례로부터 사용자의 정확성, 무결성, 연속성, 가용성 분석을 위하여 필요한 요소기술 기능들을 도출 • SBAS 사용자 표준인 DO-229D 문서로부터 SBAS 메시지를 활용하여 사용자가 보정 정보, 무결성 정보를 적용하기 위한 알고리즘을 설계 • SBAS 보정 정보, 무결성 정보를 적용한 사용자 항법해, 보호수준 계산 알고리즘을 설계하고, 이로부터 정확성, 무결성, 연속성, 가용성 성능을 평가하는 알고리즘을 설계

		• GPS 표준 문서를 기반으로 GPS 방송 궤도력, 개략 궤도력으로부터 GPS 궤도를 생성하는 알고리즘을 설계 • SBAS의 UDRE, GIVE 값을 Minimum Variance Estimator, Kriging 기법을 활용하여 추정하는 알고리즘을 설계
RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계	• 국외 RAIM 및 ARAIM 전문연구단체 소속 전문가들의 논문 및 보고서를 참고하여 연구 동향 조사 및 상세 알고리즘 설계	• 유럽의 ENAC, 미국의 Stanford Univ.와 같은 RAIM 전문 연구기관에서 발표한 논문을 참고하여 RAIM 및 ARAIM 연구 동향 조사 • ARAIM 연구를 주도하고 있는 Working Group C에서 발표한 보고서를 통해 ARAIM 알고리즘 설계 시 고려해야할 사항 확인 • 국외 ARAIM 알고리즘 연구의 선도자 논문을 바탕으로 보호수준 계산 상세 알고리즘 설계
SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 환경 구성	• 국외 SBAS 성능 평가 및 예측 소프트웨어 조사 • SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션을 위한 GPS 방송궤도력 및 개략궤도력 데이터 생성 • SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션을 위한 SBAS 무결성 정보 (UDRE 및 GIVE) 데이터 생성	• WAAS의 성능 분석 소프트웨어인 MAAST의 무결성 정보 생성 알고리즘 조사 • EGNOS의 성능 평가 및 예측 소프트웨어인 SBASimulator #1과 SBASimulator #2의 결과 데이터 종류 및 무결성 정보 데이터 생성 알고리즘 조사 • 방송궤도력과 개략궤도력을 이용해 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 GPS 궤도력 데이터 생성 환경 구성 • 위성 궤도 및 시계오차 추정을 위해 Minimum Variance Estimator 알고리즘 구현 및 UDRE 무결성 정보 생성 • 전리층 보정정보 생성을 위한 Kriging 알고리즘 구현 및 Undersampled Threat Model 적용을 통한 GIVE 무결성 정보 생성 • PEGASUS를 이용해 예측된 SBAS 무결성 정보 및 사용자 보호수준 검증

2. 국내외 기술 개발 현황

가. SBAS 연구의 국내외 환경 변화 및 기술 동향 분석

현재 구축되어 운용 중이거나 개발 중인 각 국의 SBAS 시스템은 아래 그림과 같다. 본 절에서는 각 국의 SBAS 현 기술수준 및 발전 추세와 국내 기술개발 현황에 대해 기술한다.

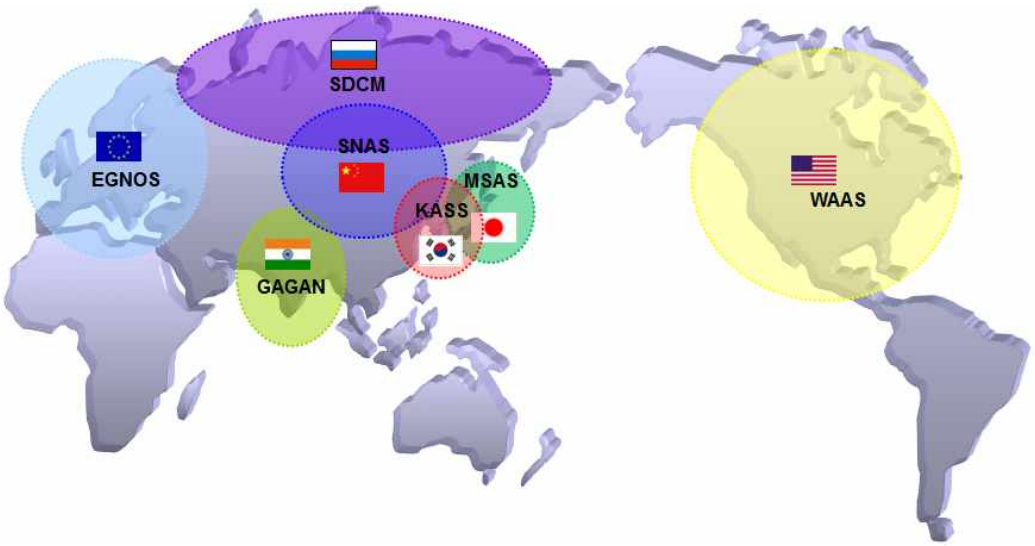


그림 1 국내외 SBAS 시스템 운용 및 개발 현황

1) 미국 (WAAS) 기술 동향 및 발전 추세

미국의 WAAS는 미연방항공국 (Federal Aviation Administration, FAA)에서 개발을 주관하고, 미국 Raytheon 사가 제작하여 북미 지역을 서비스 범위로 하는 전 세계 최초의 SBAS이다. 1992년부터 개발 사업이 시작되었으며, 1999년 시험용 위성신호 전송 개시를 거쳐, 2003년 항공용 사용 승인을 받고, IOC (Initial Operation Capability)를 획득한 바 있다. 2003년 7월부터 WAAS Phase I (1996-2003)을 통해서 LNAV/VNAV (Lateral NAVigation/Vertical NAVigation) 및 제한적 LPV (Localizer Performance with Vertical Guidance) 서비스 시작하였으며, WAAS Phase II (2003-2008)를 통해 서비스 영역을 알래스카와 멕시코, 캐나다까지 확장하여 2008년 LPV FOC (Full Operational Capability) 성능을 달성하였다. 이후 WAAS Phase III (2009-2013)을 거쳐 Full LPV-200 서비스 및 GEO 레인징 기능을 제공할 수 있게 되었다.

현재 WAAS는 기준국 (Reference Station) 38기, 중앙처리국 (Master Station) 3기, 위성통신국 (Ground Earth Station) 6기, 통합운영국 (Operational Control Center) 2기로 지상시스템이 구축되어 있으며, 3개의 정지궤도 위성 (GEO)을 통해 WAAS 보정정보를 방송하고 있다.

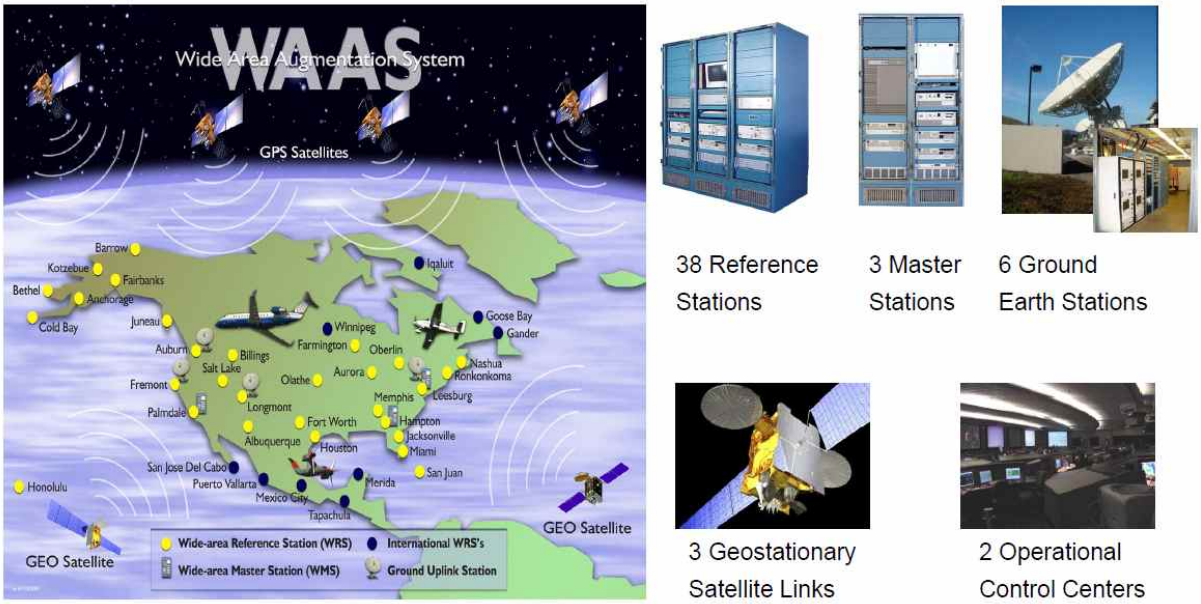


그림 2 미국 WAAS 시스템 구성도

정지궤도 위성은 Intelsat사의 Galaxy XV (CRW), Telesat사의 Anik FIR (CRE), Inmarsat사의 Inmarsat I4F3 (AMR)로 구성되어 있고, 이중 AMR 위성을 제외한 CRW, CRE 위성은 GEO ranging 기능도 제공이 가능하다. 각각의 GEO coverage는 아래 그림과 같다.

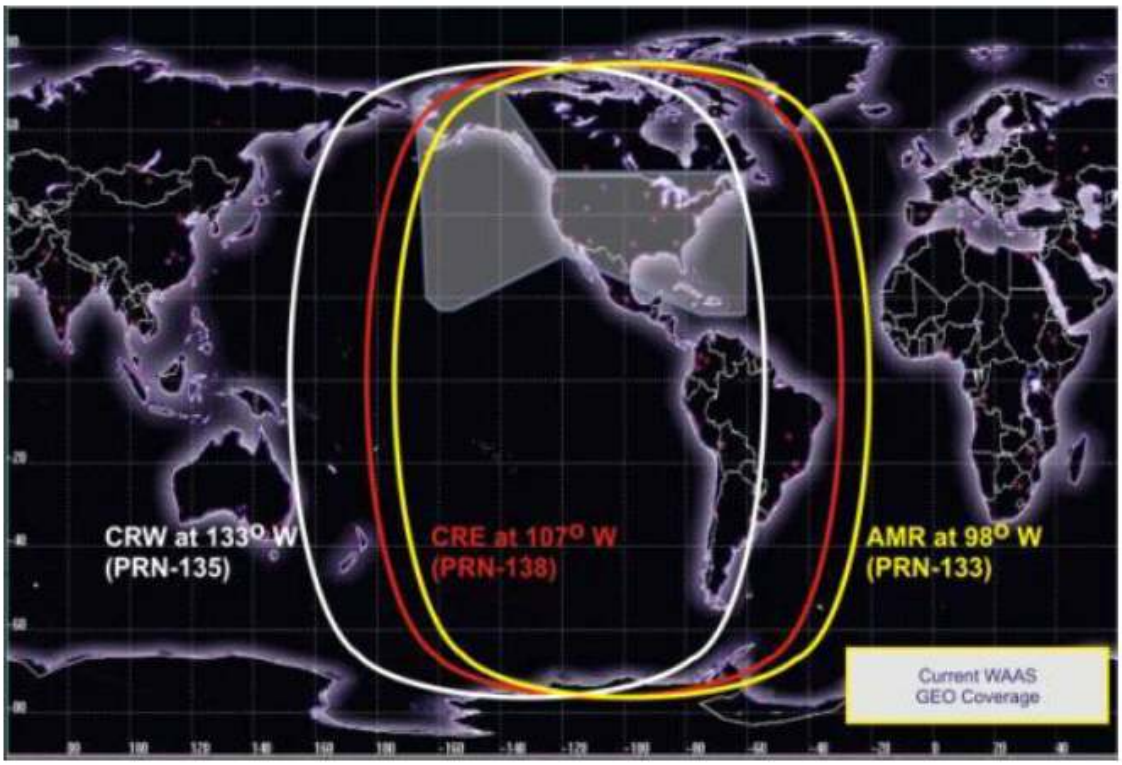


그림 3 WAAS GEO Coverage

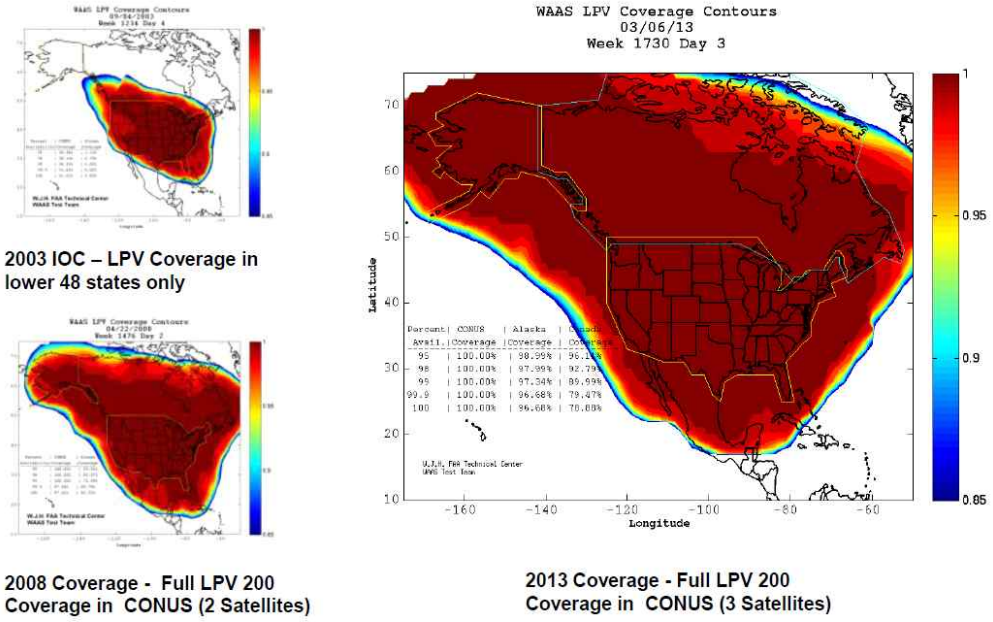


그림 4 WAAS Phase 별 Coverage 성능 (Phase I, II, III)

WAAS는 2013년 Full LPV-200 성능 달성 이후 2014년부터 Phase IV 개발을 시작하였다. Phase IV의 주 목적은 민간 주파수인 L1/L5 이중주파수 운용이다. 현재 군용으로 암호화된 L2 주파수 신호를 민간 신호인 L5 주파수로 완전히 변경하고, 이중주파수 신호를 사용하여 사용자의 전리층 지연을 제거함으로써 시스템 가용성 및 연속성 성능 향상을 기대하고 있다. 2028년 L1/L5 이중주파수 WAAS 서비스 제공을 목표로 하고 있으며, 이를 달성하기 위해 지속적인 연구가 수행되고 있다.

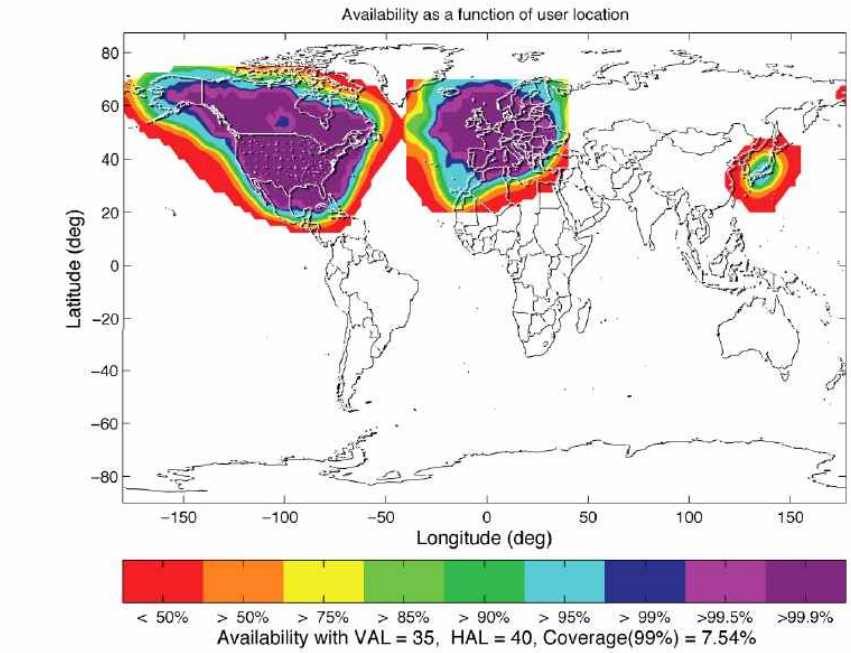


그림 5 단일주파수 SBAS Coverage 예측 (WAAS, EGNOS, MSAS)

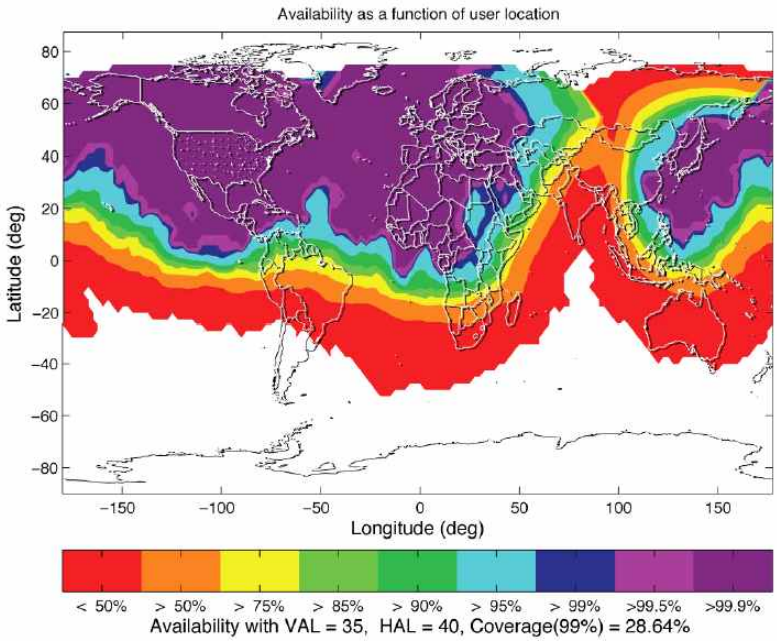


그림 6 이중주파수 SBAS Coverage 예측 (WAAS, EGNOS, MSAS)

아래 그림은 WAAS 현대화 계획을 정리한 것이다. WAAS는 이중주파수 SBAS 개발을 위해 기존 단일주파수 SBAS의 Safety Computer와 네트워크 통신망, 그리고 기준국 수신기의 교체도 준비하고 있으며, 새로운 정지궤도위성의 개발 및 통합도 고려중이다.

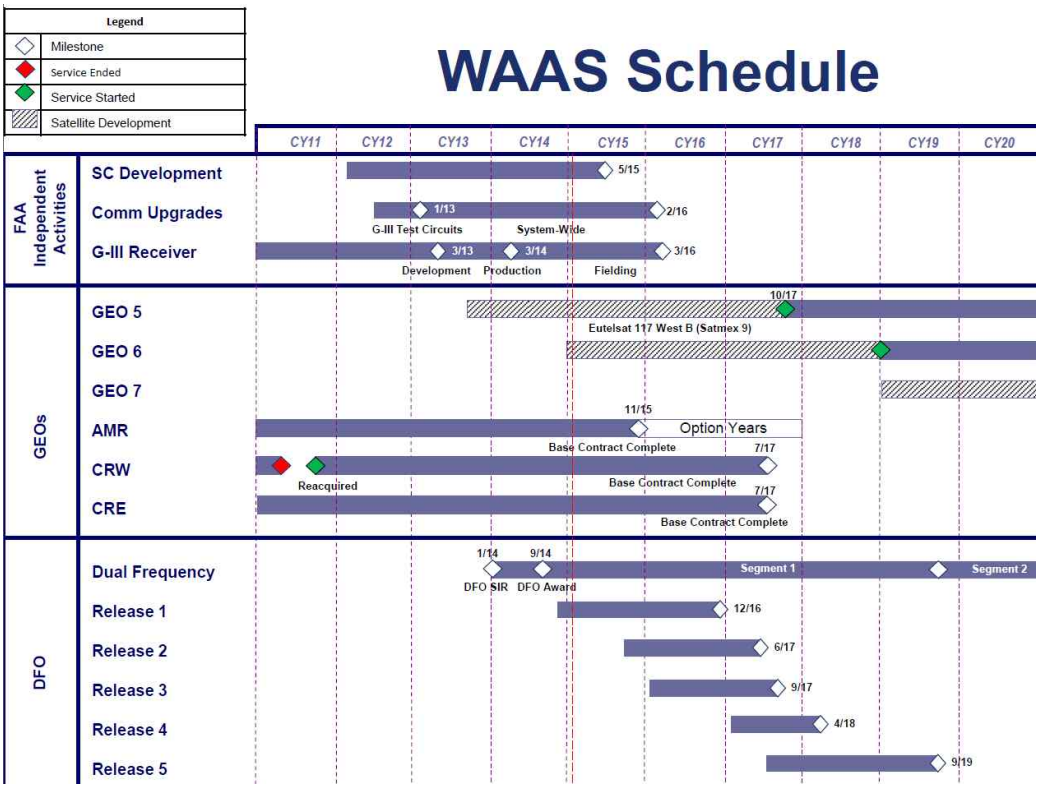


그림 7 WAAS 현대화 계획

2) 유럽 (EGNOS) 기술 동향 및 발전 추세

유럽의 EGNOS는 유럽의 독자 위성항법 개발단계 중 첫 단계로 개발된 SBAS 시스템으로 European Commission (EC)에서 개발을 주관하였으며, THALES 사가 시스템을 제작하였다. 1994년 유럽 의회 (EC)가 EGNOS 프로그램 착수를 승인한 이후, 1995년부터 유럽 우주청 (European Sapce Agency, ESA) 주관으로 개발을 시작하였다. 그리고 1998년 부터는 ESA와 EC 그리고 Eurocontrol 3자 기관으로 구성된 ETG (European Tripartite Group)이 EGNOS 공동개발을 추진하였다. 이중 ESA가 주도적으로 EGNOS의 설계, 개발, 기술검증을 수행하였다. 2003년 시험 신호 방송을 시작으로 2005년 7월 EGNOS의 초기 운영 단계 (Initial Operation Phase, IOP)를 달성한 바 있다. 이후 2006년에는 EGNOS v2.1 설치 및 북부 아프리카로 서비스 영역을 확대하였다. 2009년 10월부터는 Non Safety-of-Life (SoL) 용 EGNOS 공개서비스를 무료로 제공하였으며, 2011년 3월부터 유럽 및 북부아프리카 지역에서 항공용 인명 안전 SoL 서비스 시작을 정식으로 발표하였다. 2011년 ICAO SARPs (International Standards and Recommended Practices)의 APV-I급 요구 성능을 만족한다는 항공용 인증 이후 독일(38개), 프랑스(18개), 스위스(2개) 공항에서 EGNOS 시스템을 활용 중에 있다. 이후 유럽의 GNSS 현대화 계획에 따라 EGNOS 서비스 지역범위 확대 및 다른 SBAS 시스템과의 연계를 위한 개선 작업을 착수하였으며, 2015년 미국 WAAS와 동일한 수준인 항공용 LPV-200 절차 활용이 가능한 시스템 승인이 완료되어 현재 서비스 제공 중이다. 유럽 역시 EGNOS 개발에 있어 미국의 WAAS처럼 SBAS 시스템을 직접 개발하여 자체적인 기술을 확보하고 있다는 특징이 있다.

현재 EGNOS는 GPS 신호에 대한 레인징 및 무결성을 감시하는 39개의 기준국 (Ranging Integrity & Monitoring Station, RIMS), 기준국으로부터 데이터를 활용해 SBAS 보정정보 생성을 수행하는 4개의 중앙처리국 (Mission Control Centre, MCC), 생성된 보정정보를 정지궤도위성에 업링크하기 위한 6개의 위성통신국 (Navigation Land Earth Station, NLES), EGNOS 운용을 위한 2개의 통합운영국 (Support Facility)로 구성되어 있다. 3기의 정지궤도 위성은 Inmarsat사의 Inmarsat 3F2 (AOR-E)과 Inmarsat 4F2 (IOR-W) 및 Artemis 위성으로 구성되어 있다. AOR-E 위성은 1996년 9월 발사해 2011년 3월부터 SoL 서비스를 개시하였고, IOR-W 위성은 2012년 3월부터 SoL 서비스를 개시하였다. 각각의 GEO coverage는 아래 그림과 같다. 2015년부터는 Inmarsat 4F2 위성을 대신하여 새로운 EGNOS의 정지위성인 SES-5 위성이 사용되고 있다. 그리고 추후 Inmarsat 3F2 위성을 대체하여 ASTRA-5B 위성을 사용할 계획을 가지고 있다. 새로운 EGNOS 정지궤도 위성을 통해 EGNOS의 서비스 품질 향상 및 WAAS와 마찬가지로 GEO ranging 기능 제공을 기대하고 있다.

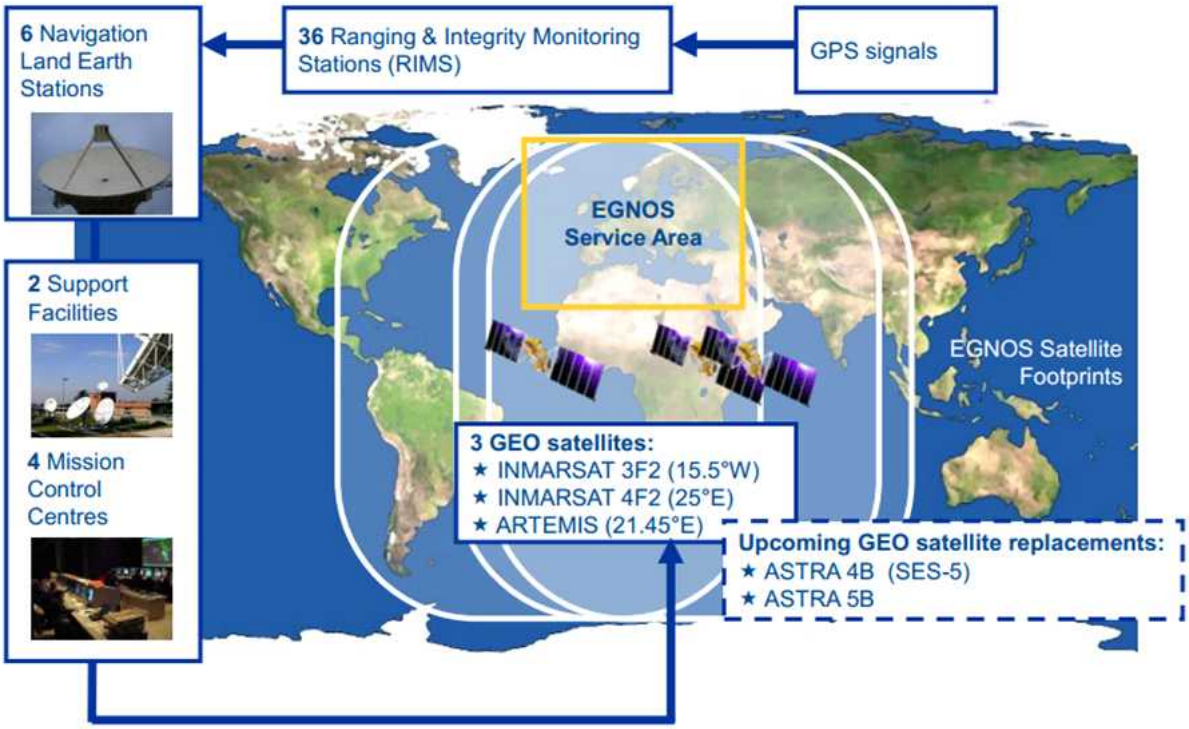


그림 8 유럽 EGNOS 시스템 구성도

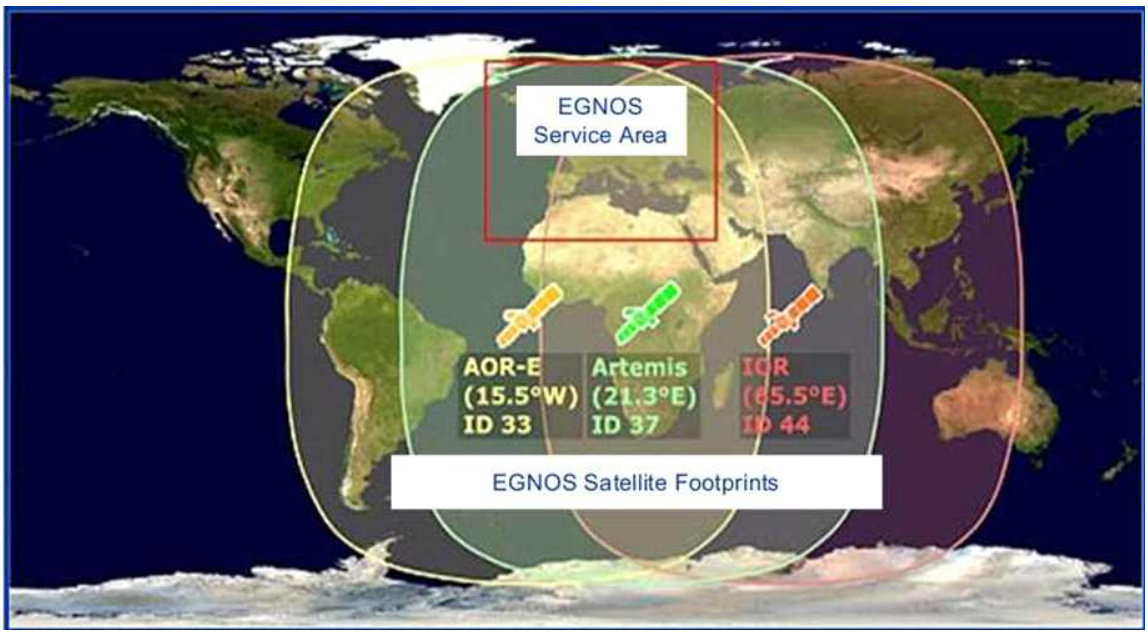


그림 9 EGNOS GEO Coverage

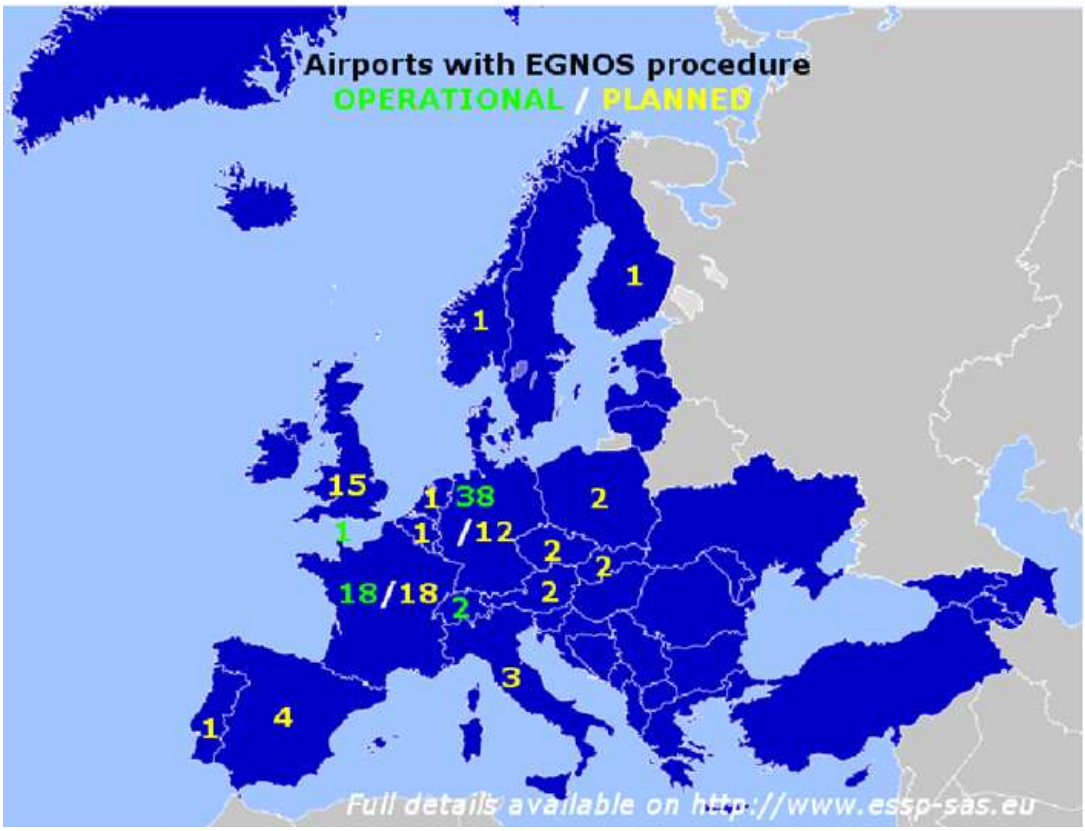


그림 10 유럽 각국의 EGNOS APV-I 서비스 사용 중인 공항 수

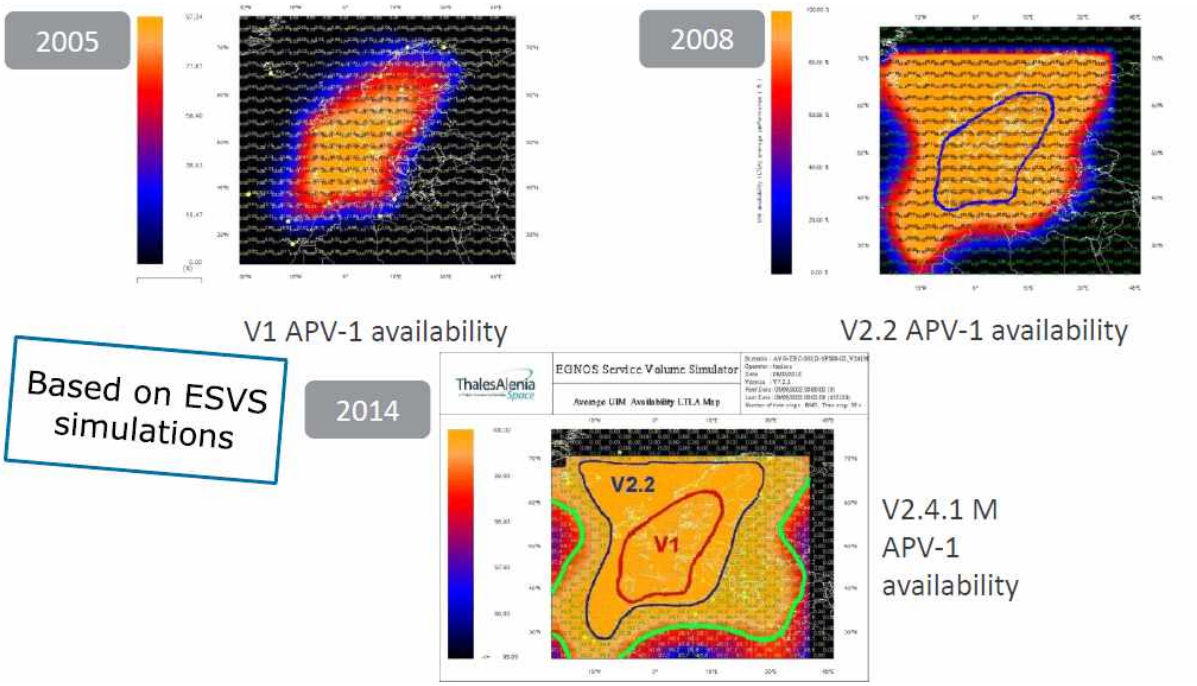


그림 11 EGNOS Version 별 Coverage 성능

유럽은 미국과 마찬가지로 이중주파수 SBAS 구축을 위한 EGNOS V3을 계획하고 있으며, 이를 통해 CAT-I급 성능을 목표로 하고 있다. 유럽의 이중주파수 SBAS 개발은 L1/L5가 탑재된 GPS Block III 위성과 E1/E5a가 탑재된 Galileo 위성이 완전 운용 능력 상태가 되는 2022년부터 본격화 될 예정이며, 현재는 이중주파수 SBAS의 가용성 분석이 수행되고 있다.

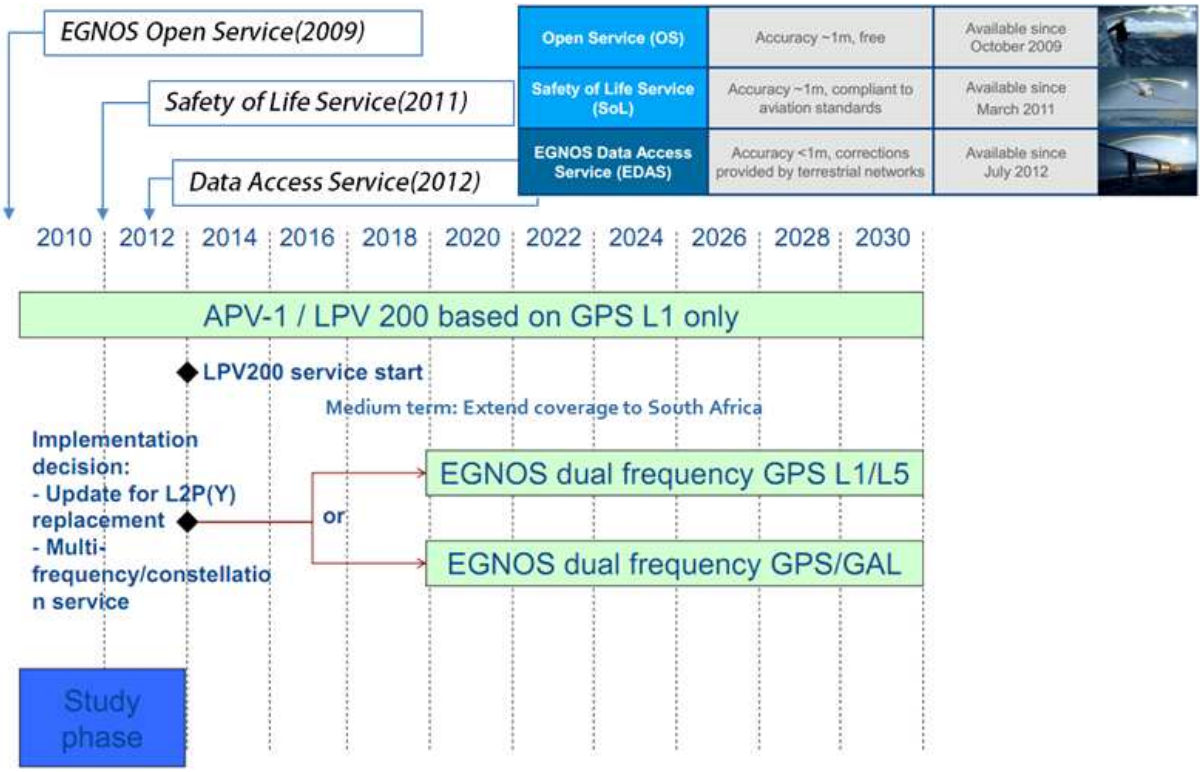


그림 12 EGNOS 개발 로드맵

3) 일본 (MSAS) 기술 동향 및 발전 추세

일본의 MSAS는 일본 운수성 항공국 (Japan Civil Aviation Bureau, JCAB)에서 개발을 주관하고, 일본 NEC 사가 체계를 담당하고, 미국 Raytheon 사가 개발한 시스템이다. 일본은 1993년 전자항법연구소 (Electronic Navigation Research Institute, ENRI)가 GNSS 관련 연구를 개시한 이래로, 1995년에 정지궤도 상에서 항공관제 및 항법, 기상 관측 임무를 수행하도록 계획된 다목적 위성인 MTSAT (Multi-functional Transport Satellite) 개발에 착수했다. 2005년과 2006년 각각 MTSAT-1R 및 MTSAT-2 위성 발사 이후 2007년 9월 항공용 승인을 받은 비정밀 접근 (Non Precision Approach, NPA) 서비스를 개시하였다. MSAS는 세계에서 2번째로 정상 운용을 개시한 시스템이다. MSAS는 미국, 유럽과 달리 자국 내 업체인 NEC 사를 통한 국외 기 개발 업체(Raytheon)를 활용하여 시스템 구축 및 개발을 진행하였다. 기 개발되어 인증이 완료된 시스템을 바탕으로 현지화를 수행하여 일정, 예산과 관련한 위험성을 최소화하였고, 기존 시스템을 바탕으로 수정 사항에 대해서만 추가 인증을 하면 된다는 장점을 적극 활용한 바 있다. 그러나 항공/항행안전/위성항법 시스템 개발과 관련된 경험 및 자체 기술력 향상 자체에는 어려움이 있었다.

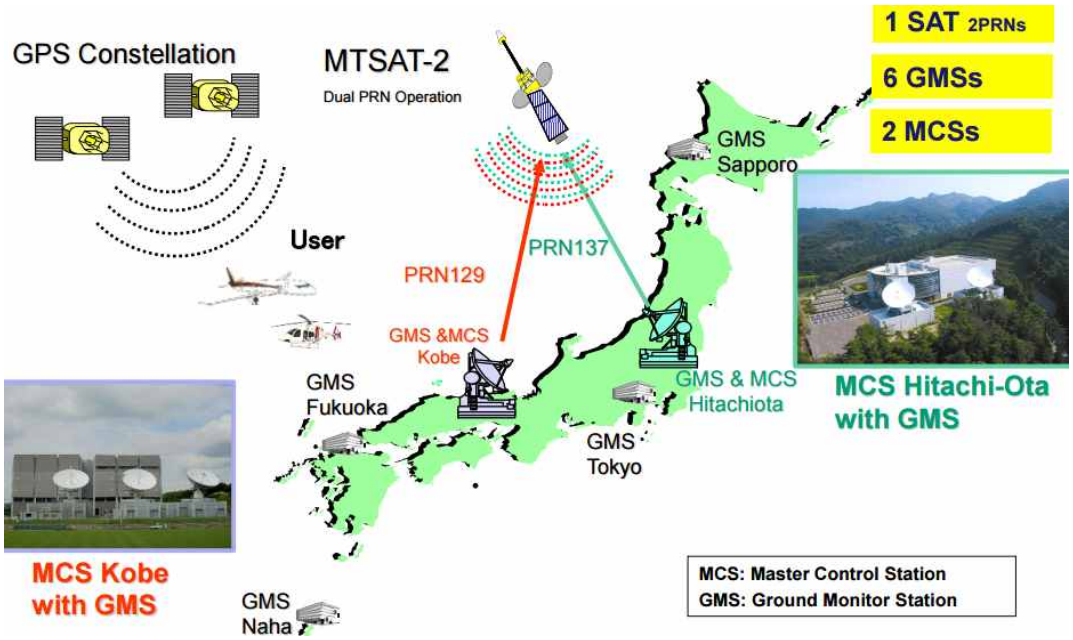


그림 13 일본 MSAS 시스템 구성도

MSAS는 GPS와 SBAS 위성 신호의 데이터를 수집하고 비정상적인 데이터 차단 기능을 수행하는 지상 감시국 (Ground Monitor Station, GMS) 6곳, 지상 감시국들의 제공 데이터 분석, 차분 보정 및 위성 궤도와 전리층 지연에 따른 보정정보 생성기능을 수행하는 중앙처리국 (Master Control Station, MCS) 2곳, MTSAT 위성 궤도결정, 신호감시 및 레인징을 담당하는 감시 및 레인징국 (Monitor and Ranging Station, MRS) 2곳으로 구성되어 있다. 시스템 구성도는 아래와 같다. 정지궤도위성은 초기 MTSAT-1R (PRN 129)과 MTSAT-2 (PRN 137) 2기의 위성을 활용하였다. 이 중 MTSAT-1R은 연료 소모가 완료되어 2015년 12월 8일 사용을 중단하였으며, MTSAT-2는 당초 예상에 비해 4년을 추가로 사용할 수 있을 것으로 예상되어 2019년 까지 MTSAT-2 만을 운영할 계획이다. 이 때 MTSAT-1R에서 이용하던 PRN 129는 MTSAT-2에서 Dual PRN 방식으로 방송되고 있다.

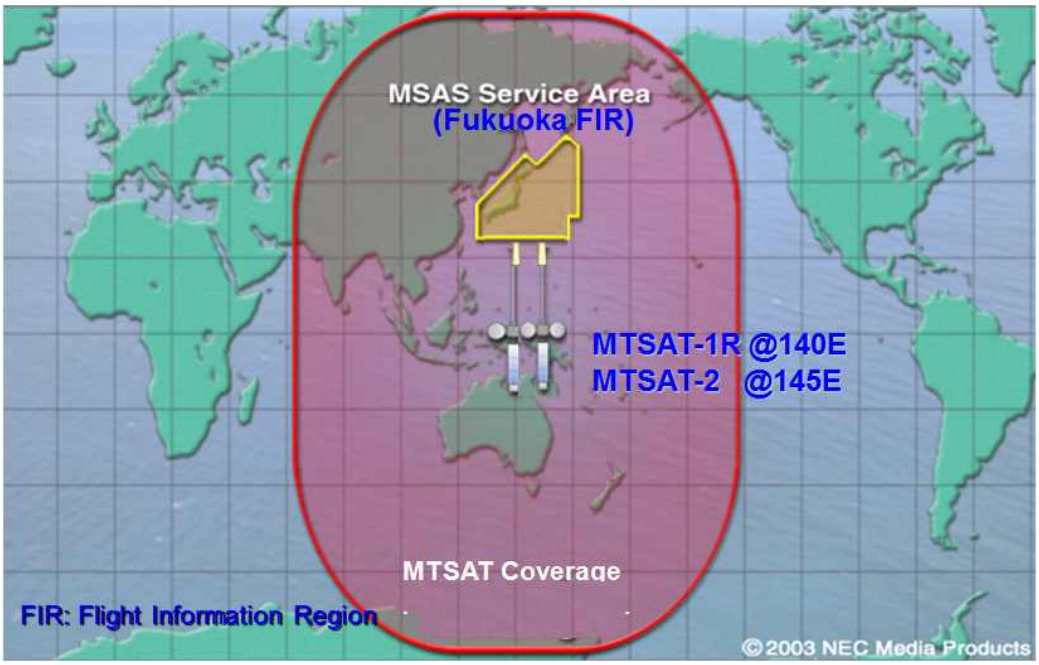


그림 14 MSAS GEO Coverage

MSAS는 기준국 망 내 전리층 활동이 활발한 자기적도가 지나고 있어 시스템 성능이 WAAS봐 비교하였을 때 저하되었으며, 현재 Fukuoka FIR 내 RNP0.3 급의 NPA 서비스 제공만 가능한 상태이다. NPA 서비스는 수평 guidance 만을 제공하여 공항 정밀 접근 등이 불가능하다. 따라서 MSAS는 기준국 수 확대 및 새로운 전리층 추정 알고리즘의 도입, 그리고 자국 지역 위성항법시스템인 QZSS (Quasi-Zenith Satellite System)의 시설물 공동활용을 바탕으로 MSAS 성능 개선을 계획 중에 있다. 2020년 이후 2기의 QZSS 위성 활용 및 기준국 13기 확장을 통한 APV-I 서비스 제공 및 커버리지 확장을 목표로 하고 있다.

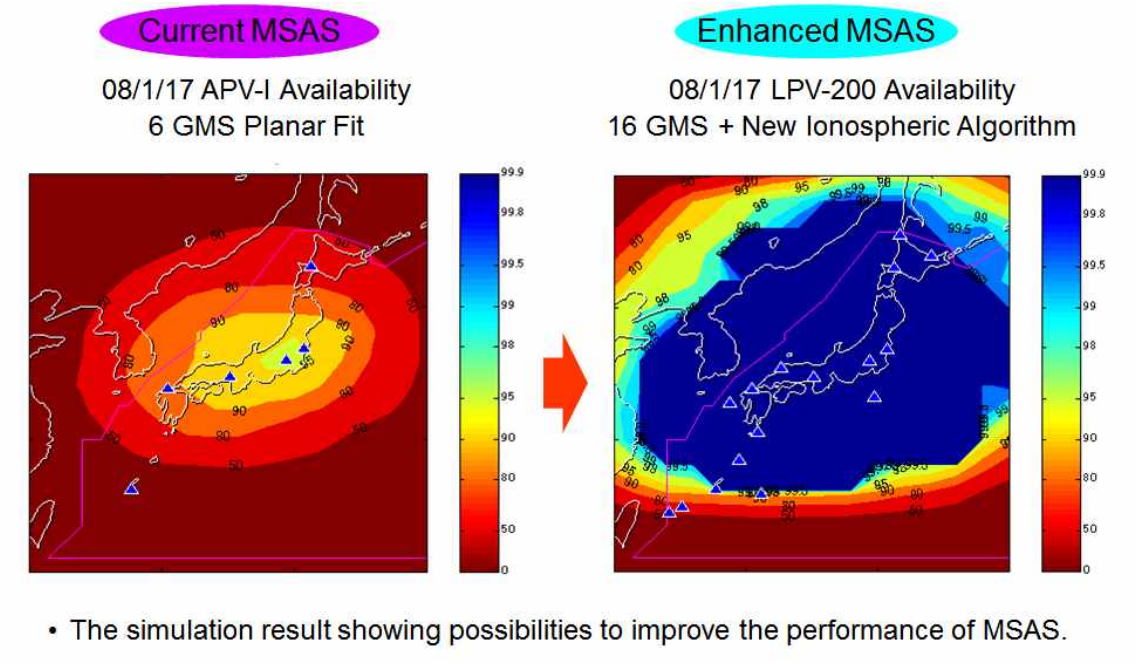


그림 15 MSAS Coverage 성능 예측

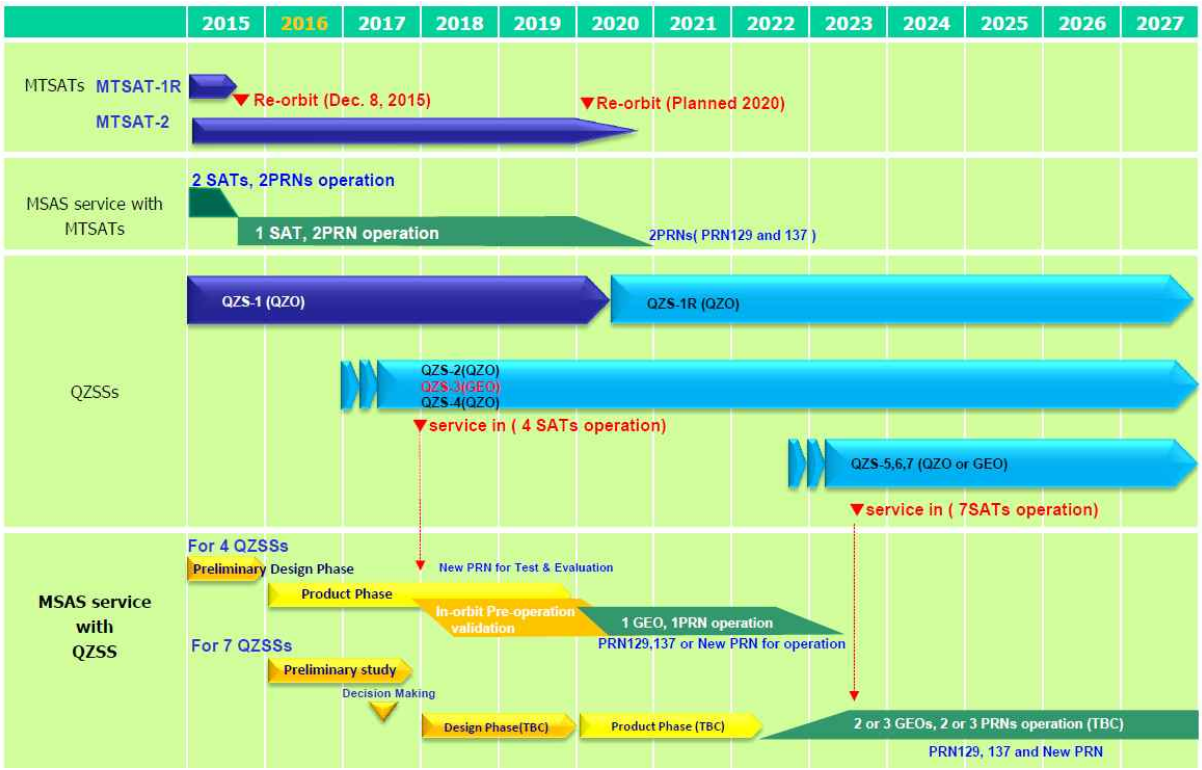


그림 16 MSAS 향후 운영 로드맵

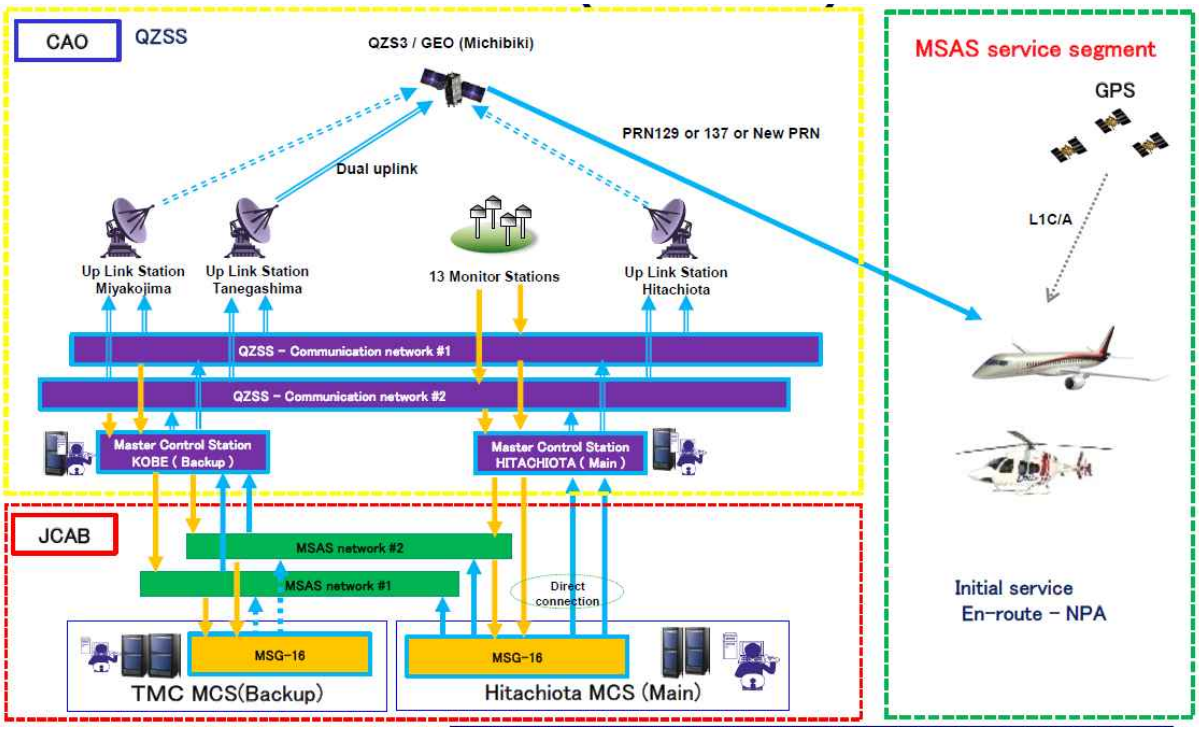


그림 17 MSAS System Diagram with QZSS (2020년 이후)

4) 인도 (GAGAN) 기술 동향 및 발전 추세

인도의 GAGAN은 인도 우주연구기구 (Indian Space Research Organization, ISRO)에서 개발을 주관하고, 미국 Raytheon 사가 개발 시스템이다. 일본 MSAS와 마찬가지로 SBAS를 직접 개발하지 않고, 인도 정부가 직접 국외 기 개발 업체와 계약하여 GAGAN 시스템을 구축하였다. 인도 정부는 2004년 GAGAN 기술검증 시스템 개발을 착수해, 2007년 Inmarsat-4FI 위성을 임차를 통해 구축 완료하였다. 2009년 GAGAN 완전 운영단계 (Full Operation Phase, FOP) 개발에 착수하였으며, 2011년 GSAT-8 위성, 2012년 GSAT-10 위성을 각각 발사하여 GAGAN 시스템 구축을 완료하였다. 2015년 3번째 정지궤도 위성인 GSAT-15 발사를 성공으로 현재 3기의 SBAS 위성을 확보한 상태이다. 2013년 12월 Indian FIR 전역에 RNP0.1 급 성능 인증을 확보하였고, 2015년 4월 APV-I 급 서비스 인증을 받고 운용 중에 있다.

GAGAN은 기준국 (Indian Reference Station, INRES) 15곳, 중앙제어국 (Indian Master Control Center, INMCC) 2곳, 위성통신국 (Indian Land Uplink Station, INLUS) 3곳으로 구성되어 있다.

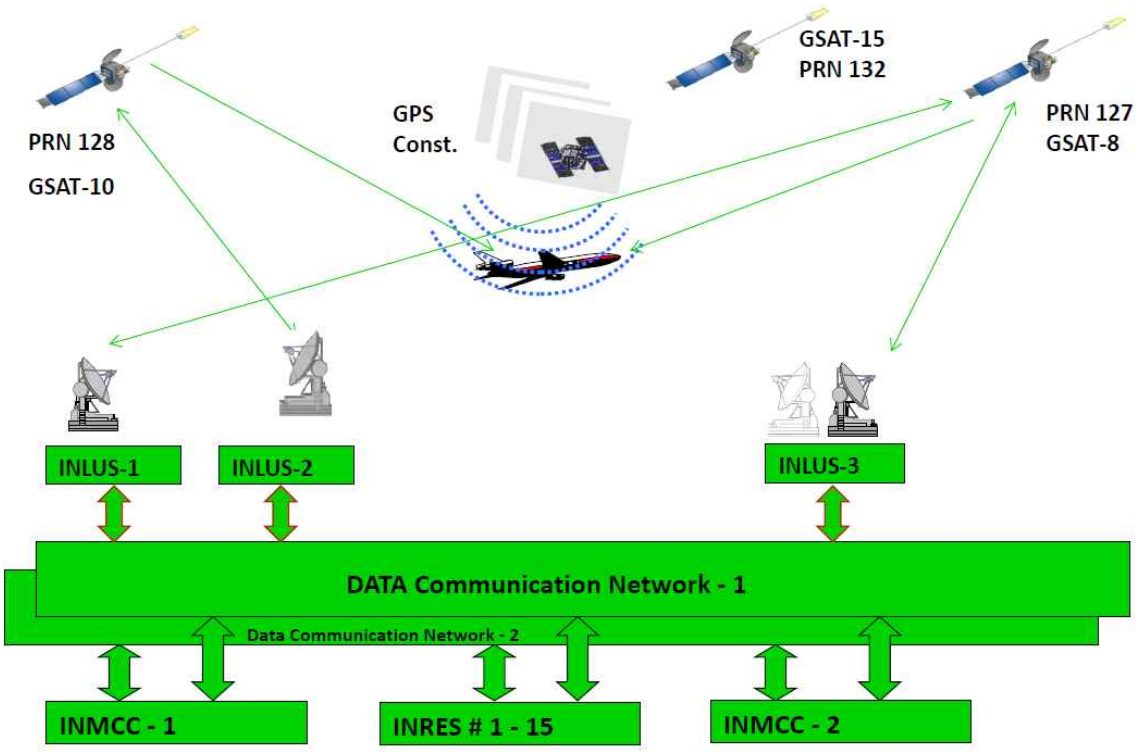


그림 18 인도 GAGAN 시스템 구성도

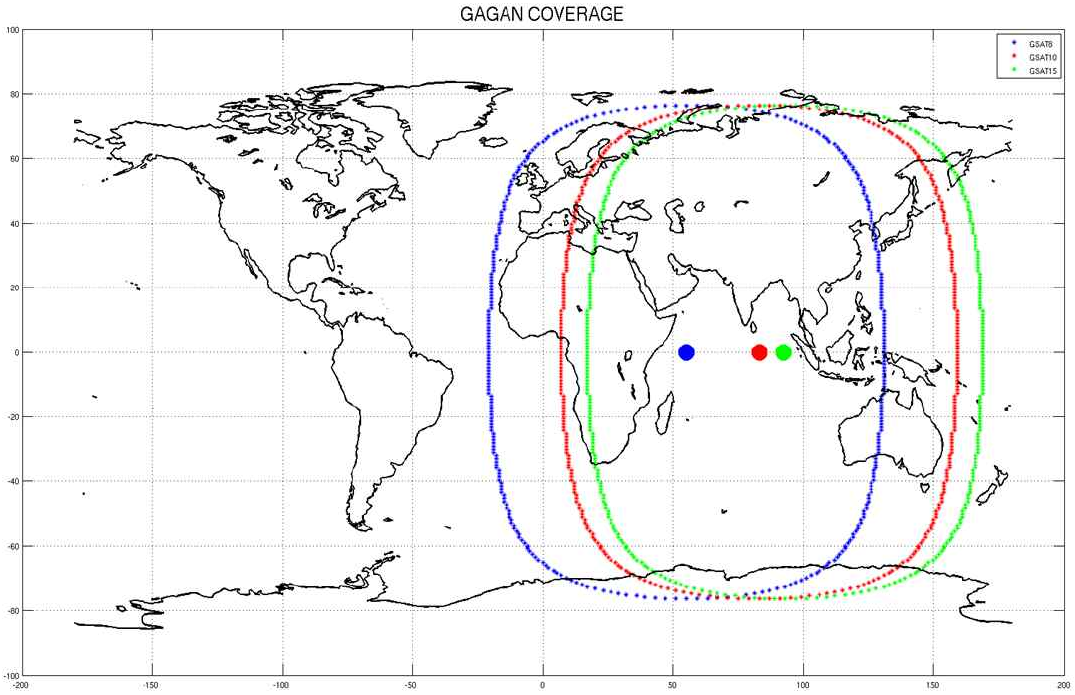


그림 19 GAGAN GEO Coverage

인도의 GAGAN은 적도 지역에서 최초로 서비스 되는 SBAS로 세계에서 3번째로 APV-I 급 성능을 달성하였다. SBAS에서 가장 중요한 이슈는 전리층에 관한 것으로 특히 적도부근에 위치한 인도는 중위도의 WAAS, EGNOS, MSAS와 달리 전리층의 지자기 이상, 플라즈마 거품, 신틸레이션 (Scintillation) 현상 등에 의해 SBAS의 성능 요구사항을 만족시키기 까다로운 부분이 존재하였다. 특히 Macroscopic 효과 (적도 이상현상)은 현재 SBAS 표준에 명시된 5 x 5 도 격자 thin shell model로는 추정되지 않는다는 문제도 있었다. GAGAN에서는 이러한 적도 지역에서 문제들을 해결하기 위해 많은 연구를 진행하고 있다.

GAGAN은 SBAS 성능 요구조건 만족을 위해 기존 SBAS 메시지 구조를 변경시키지 않으면서 지역 특화 모델로 최적의 전리층 모델 개발에 주력하고 있다. 이에 제안된 모델이 ISRO GIVE Model - Multi Layer Data Fusion (IGM-MLDF) 이다. 기존 전리층 thin shell 모델은 모든 전리층이 대략적인 최대전자밀도 고도인 350 km에서 압축된 것으로 가정한다. 하지만 인도의 경우 최대전자밀도의 고도가 300~500 km로 다양하게 나타나므로 단일 쉘 가정이 적합하지 않다. 따라서 아래 그림과 같이 300, 500 km에서 이중 쉘 모델을 가정하였다.

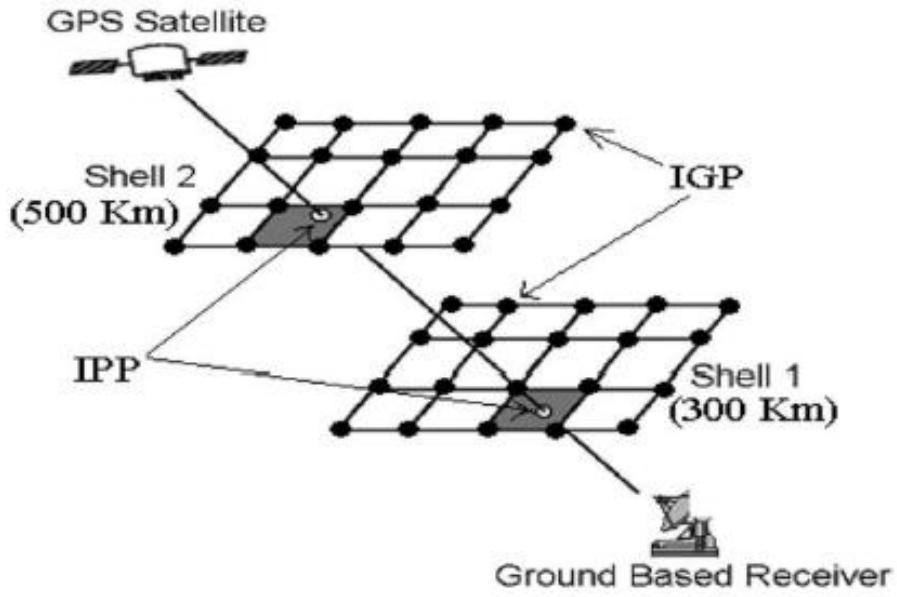


그림 20 GAGAN 전리층 지연 이중쉘 모델

GAGAN은 이중 쉘 모델을 가정하여 IGM-MLDF 모델을 개발하였다. 이 모델은 전자 함유량 수직분포의 시간적 변동을 설명하기 위해 ionosonde 측정치로부터 인도 전 지역에서의 최대 수직 전자밀도 분포의 변동을 포착하고 최종적으로 두 개의 쉘에서 TEC (Total Electron Conten) 값에 가중치를 할당하여 350 km 높이에서의 값을 사용자에게 제공한다. 이러한 알고리즘을 통해 GAGAN은 SBAS 메시지 포맷을 변경하지 않으면서도 APV-I 급 요구사항 만족시키는 데 성공하였다. 현재까지도 GAGAN 전리층 추정 연구는 성능 개선을 위해 지속적으로 수행되고 있으며, 서비스 영역 확장을 위해 미얀마, 태국, 네팔, 인도네시아 등 동남아시아 지역에 추가적인 기준국 구축을 계획 중에 있다.

5) 러시아 (SDCM) 기술 동향 및 발전 추세

러시아의 SDCM은 러시아 연방에서 개발하고 있는 SBAS 이다. 23기의 기준국 (Reference Station, RS), 3기의 위성통신국 (Uplink Station, US), 1기의 중앙처리국 (Center of Global Monitoring, CGM), 3기의 정지궤도위성으로 시스템을 구축하고 있다. 현재 23개의 기준국 중 19개는 러시아 영토 내에 설치되어 있으며, 3개는 남극대륙, 1개는 브라질에 설치되어 있다. SDCM 용 정지궤도 위성은 2011년 12월 Luch-5A 발사 이후, 2012년 11월 Luch-5B, 2014년 4월 Luch-5V를 발사하여 운영중이다. 현재 각 위성은 L1 주파수 신호만을 송출하고 있다. SDCM은 다른 SBAS와 달리 자국의 위성항법시스템인 GLONASS를 사용하여 GPS/GLONASS 결합 SBAS 제공을 목표로 하고 있다.



그림 21 러시아 SDCM 시스템 구성도

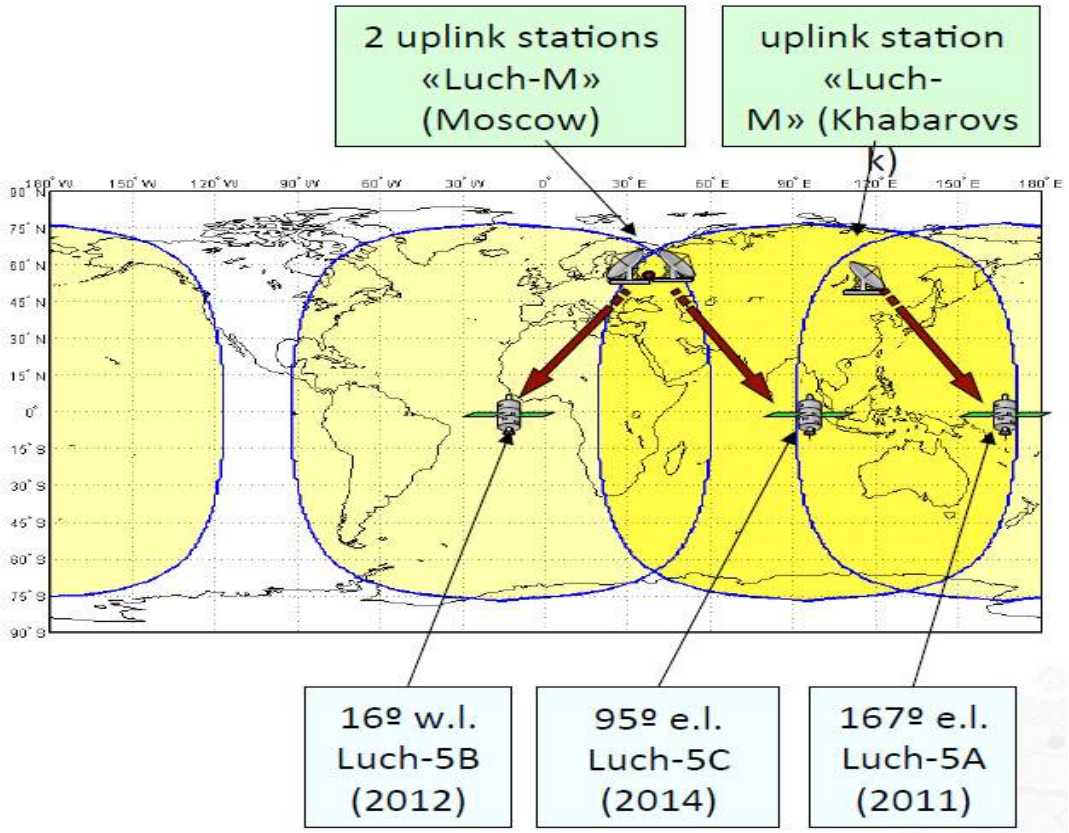


그림 22 SDCM GEO Coverage

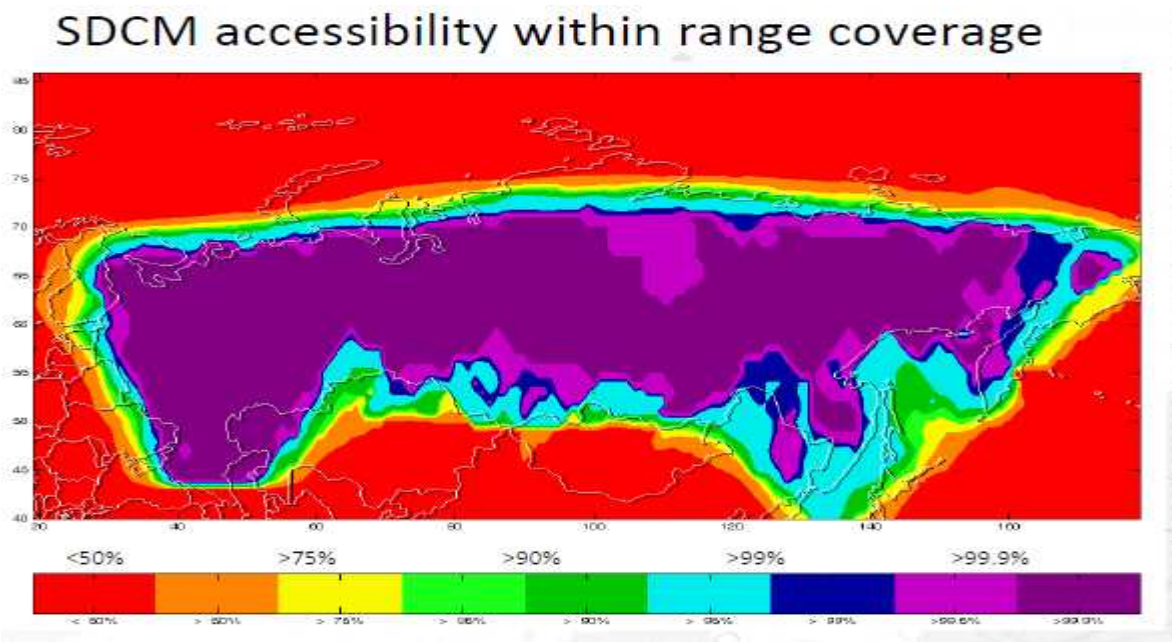


그림 23 SDCM 예상 Coverage 분석

6) 중국 (BDSBAS) 기술 동향 및 발전 추세

중국에서는 자국 위성항법시스템인 BDS (BeiDou Satellite System) 개발과 함께 SBAS 서비스가 동시에 개발되도록 개발되고 있다. 과거 2003년에는 SBAS 시험을 위해 20개의 지상국을 구축하여 광역 보정서비스의 성능을 시험한 바 있으며, 2012년부터는 BDS를 위한 BDSBAS 개발 및 시험, 검증을 위해 B1I 신호에 대한 보정정보를 송출 중이다. 중국은 BDSBAS 구축을 위해 총 3기의 정지궤도 위성을 이용하여 BDS B1C (1575 MHz)와 B2a (1176 MHz) 신호 그리고 타 위성항법시스템에 대한 보정정보 제공을 목표로 하고 있다. 이를 위해 BDS, GPS, GLONASS, Galileo 신호를 처리할 수 있는 감시국을 중국 내 30개 구축하고, 주변국에 20개를 구축할 계획을 가지고 있다. SBAS 개발의 후발주자인 중국은 다른 국가의 SBAS 서비스 수준보다 한 단계 높은 CAT-I 급 서비스를 목표로 개발되고 있으며, 따라서 다중 위성항법 다중 코드 기반 알고리즘을 중심으로 연구가 진행되고 있다. 중국은 2016년까지 단일 주파수 서비스에 대한 시험을 완료하고, 내년부터 다중 위성항법 다중 주파 개념의 서비스 개발에 전념할 예정이다. 2020년 공개서비스를 목표로 하며, 2025년까지 서비스 안정화 및 품질 개선을 마무리할 계획이다.

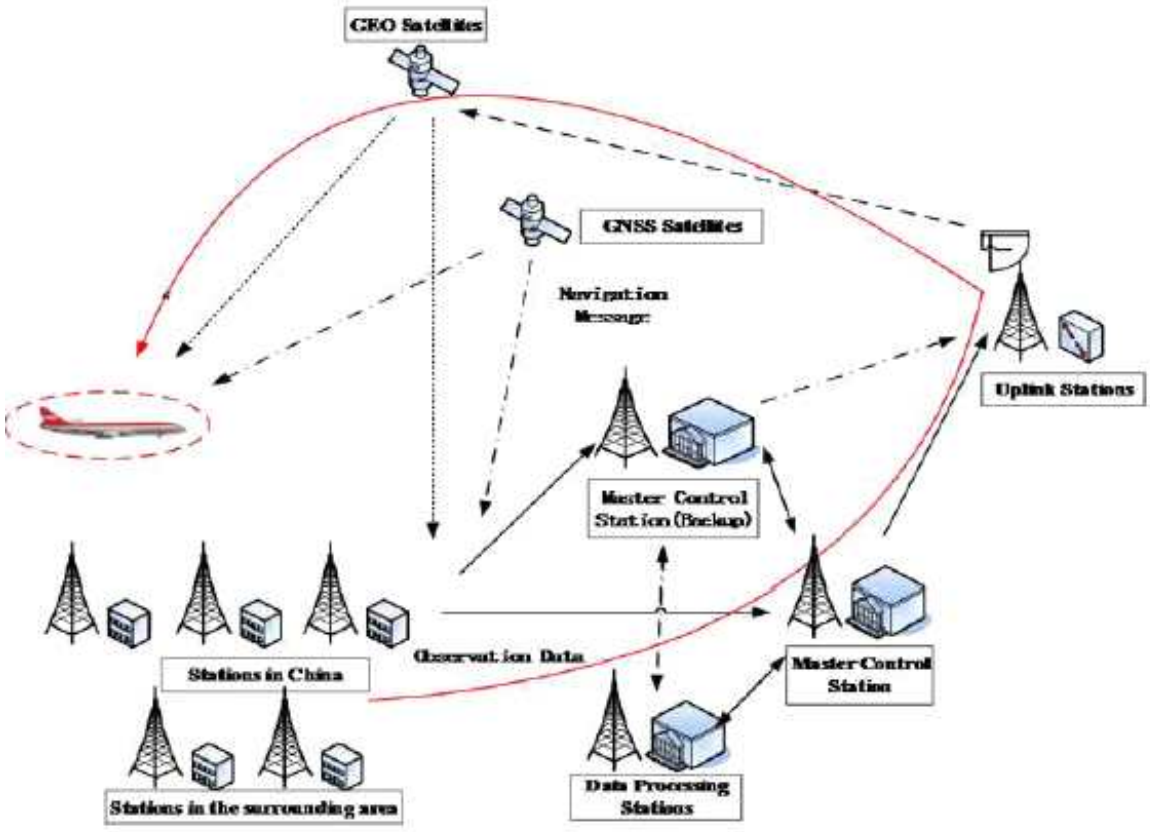


그림 24 중국 BDSBAS 시스템 구성도

7) 한국 (KASS) 기술 동향 및 발전 추세

국내 WADGPS 연구는 2003년 12월 광역보정시스템 구축 타당성 연구를 시작으로 현재까지 지속적으로 진행되고 있다. WADGPS 기준국 및 중앙처리국 기초 알고리즘 개발을 시작으로 2007년 한국형 광역보강시스템 실시간 테스트 베드 구축에 성공한 바 있다. 이후 2010년부터 2014년까지 국토해양부 주관으로 “광역보정시스템 (WA-DGNSS) 구축기술개발” 과제가 진행되었다. 해당 과제에서는 광역보정시스템의 오차 추정 알고리즘에 대해 연구하고, 이를 실시간 소프트웨어로 구현하였다. 그리고 실측 데이터 기반의 테스트를 통하여 알고리즘과 소프트웨어를 검증하였으며, 최종적으로 의사위성을 이용한 데모 시스템을 구축하여 성능을 확인하였다. 이후 2013년 12월부터 SBAS 개발 구축을 위한 기반조성 연구를 착수하여 2014년 타당성 검토를 통과하고, 국토교통부를 주관으로 “초정밀 GPS 보정시스템(SBAS) 개발, 구축” 사업이 시작되었다. 한국형 SBAS의 명칭은 KASS (Korea Augmentation Satellite System)으로 결정되었으며 2022년부터 인천 비행정보구역 내에서 (Flight Information Region, FIR) NPA 급 서비스와 대한민국 본토에서 APV-I 급 서비스 제공을 목표로 하고 있다. KASS 사업 1단계 (2014.10 ~ 2017.02) 에서는 KASS 임무 및 규격 정의를 하고, 2단계 (2017.03 ~ 2019.02) 에서는 시스템 설계 및 통합을 거쳐, 3단계 (2019.03 ~ 2022.10) 에서는 시험 및 인증을 통해 SoL 서비스를 하게 된다. KASS는 유럽 EGNOS 개발 업체인 Thales Alenia Space (TAS)와 공동 개발을 진행 중이며, KASS 시스템 개발과 함께 성능 감시 및 운용 시험 평가를 위한 상세 알고리즘 설계 연구가 함께 진행 중이다.



그림 25 KASS 사업 추진 일정 (KARI, 2016)

KASS는 중앙처리국 (KPS, KASS Processing Station) 2기, 위성통신국 (KUS, KASS Uplink Station) 4기, 기준국 (KRS, KASS Reference Station) 7기, 통합운영국 (KCS, KASS Control Station) 2기로 지상 시스템을 구축 계획하고 있다.

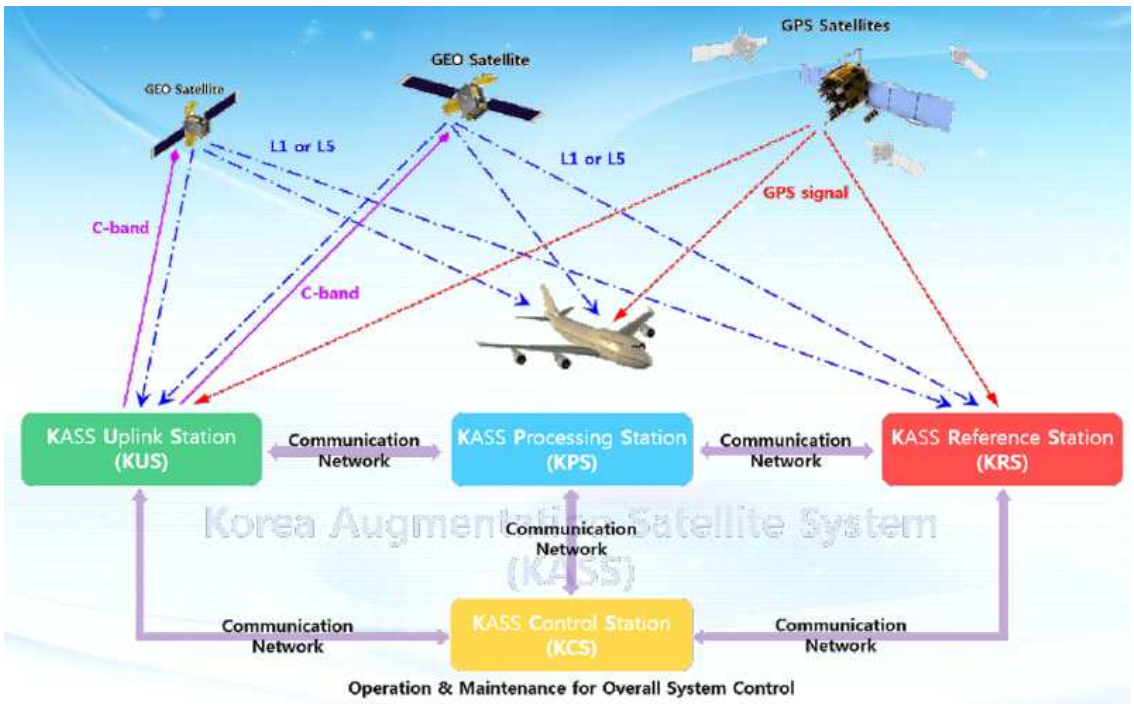


그림 26 KASS 시스템 구조



그림 27 KASS 시스템 구성 (안)

8) SBAS 응용 연구 동향 및 발전 추세

SBAS는 ICAO에서 이미 표준화를 완료하여 각 국에 적용을 권고할 수준으로 대부분의 알고리즘이 연구 완료되어 상용화된 상태이다. 하지만 여전히 표준화된 SBAS 메시지 포맷은 수정하지 않으면서도 SBAS 성능 향상을 위한 연구는 꾸준히 진행되고 있다. 그 중에서도 GPS 오차 중 가장 큰 요인인 전리층 지연 오차 추정과 관련해서는 지속적으로 알고리즘 개발이 이루어지고 있다. 과거 격자 기반 가중치 보간법을 시작으로, Planar fit 모델, WAAS가 사용하고 있는 Kriging 모델 등이 개발되었으며, 최근에는 EGNOS의 TRIN 모델도 제안된 바 있다. 그 외에도 각 국 전리층 특성에 맞는 다양한 알고리즘 연구를 통해 전리층 보정정보 및 무결성 정보 향상에 기여하고 있다.

최근 미국에서는 SBAS 정확성, 무결성 성능에 가장 문제가 되는 전리층 지연 오차를 이중 주파수를 통해 완전히 배제하는 방향을 고려중에 있다. 이에 L1/L5 SBAS를 위한 MOPS 및 보정 메시지 표준화 연구를 지속적으로 수행하고 있으며, 다른 나라 역시 이러한 추세 맞춰 이중 주파수 도입을 위한 연구를 수행 중이다.

또한 가용할 수 있는 위성항법시스템 및 SBAS 보강 시스템이 전 세계적으로 확장됨에 따라 이들을 공유하여 성능을 향상시키기 위한 연구도 함께 진행 중이다. GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou 위성 군을 모두 통합한 다중 위성항법 기반 SBAS를 각 국에서 추진 중이며, WAAS, EGNOS, MSAS, GAGAN의 SBAS 메시지 정보를 모두 활용하여 전 세계 어느 위치에서나 SBAS 서비스 제공이 가능하도록 커버리지 확장 연구에도 주력하고 있다.

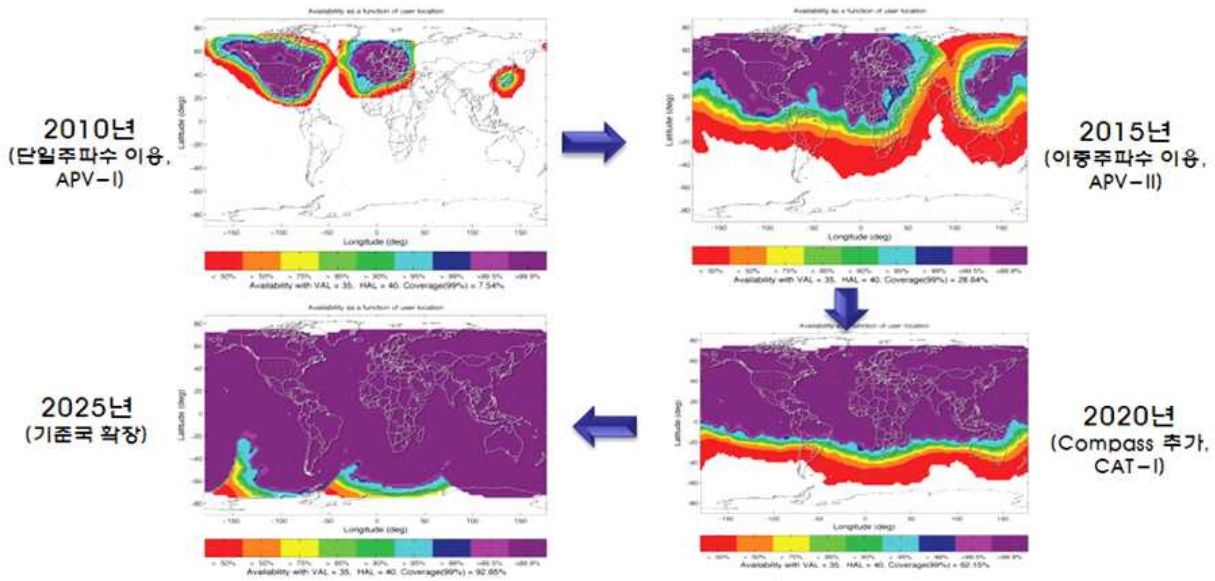


그림 28 SBAS 서비스 확장 계획

나. RAIM/ARAIM 알고리즘 연구의 국내외 환경 변화 및 동향 분석

GNSS 무결성 관련 연구는 수신기 자체 무결성 감시(RAIM, Receiver Autonomous Integrity Monitoring)에서부터 시작되었다. 1980년대 중반에 미국 항공청(FAA, Federal Aviation Administration)과 미국 항공 무선 기술 위원회 (RTCA, Radio Technical Commission for Aeronautics)의 특별 위원회 (Special Committee) 159는 항공기가 GPS를 안전하게 이용할 수 있도록 하는 방법을 찾기 위한 노력을 시작했다. 시스템의 이상은 매우 드문 일이긴 하지만 한 번 발생했을 때는 수많은 항공기를 비롯한 사용자들이 위험을 가질 수도 있기 때문에 이를 검출하고 제거하기 위한 방법의 필요성이 제기되었다. 사용자 수신기 내부에서 여분의 측정치(redundant measurement)를 사용하여 사용 된 측정치들에 이상이 있는지를 판단하는 방법을 RAIM이라 하고 대표적인 방법으로 Y. Lee의 거리 및 위치 비교 기법, B.W. Parkinson과 P. Axelrad의 거리 잔차를 이용한 최소 자승 잔차 기법, M. Sturza의 패리티(parity) 기법 이 있다. 이 방법들은 한 epoch의 측정치만을 사용하는 방법으로 G. Brown 에 의해 수학적으로 동일함이 증명되었다.

다중 시간의 측정치들을 이용하는 방법으로는 칼만 필터(KF, Kalman filter)를 이용한 방법, CUSUM(Cumulative Sum)을 이용한 방법 등이 있다. 이 방법들은 모두 정규 분포를 따르는 측정치 오차를 고려하였다.

다른 연구들에서는 GNSS의 오차 분포가 정확하게 정규 분포를 따르지 않는 것을 확인하였고 이를 위해 두꺼운 꼬리 분포를 고려하는 오차 분포 모델을 사용하였다. 하지만 결국 최종적으로는 이러한 모델을 사용하여 그에 맞는 정규 분포 모델을 결정함으로써 사용자가 정규 분포 모델을 사용하도록 하였다. 칼만 필터와 달리 측정치 잡음이 비정규 분포를 이룰 때에도 활용 가능한 Gaussian Sum Filter (GSF), Particle Filter (PF) 등을 활용하여 검출 성능과 가용성을 높이는 방안을 제시한 연구들도 존재한다. 또한 GNSS 수신기만을 활용한 방식에서 확장하여 INS (Inertial Navigation Sensor)나 고도계와 같은 다양한 센서와 융합한 형태의 고장 검출 방법에 대한 연구들도 진행되고 있다.

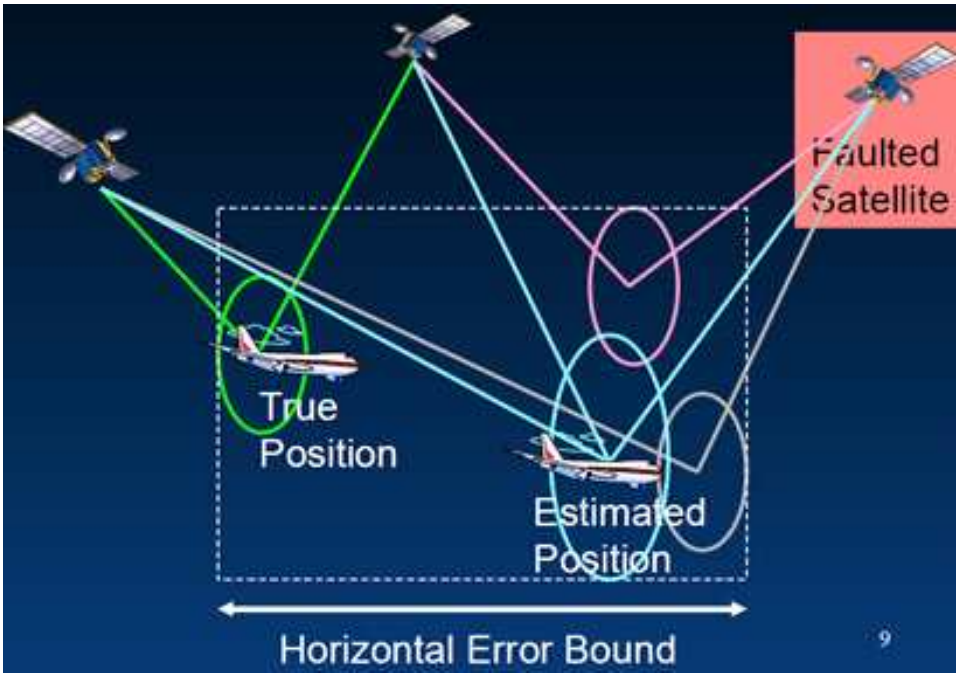


그림 29 RAIM 기반 수평 위치에 대한 무결성 감시

하지만 이러한 방법들은 동시에 하나의 위성에서만 고장이 발생한다는 단일 가설하에 설계된 방법으로 동시에 두 개 이상의 위성에서 고장이 발생한다면 사용자의 무결성을 보장할 수 없다는 문제점이 있다. 또한 위의 그림과 같이 RAIM은 수평에 대한 무결성 감시만을 제공할 수 있다. 따라서 기존의 RAIM에서 벗어나, 개선된 형태의 ARAIM 연구에 많은 노력을 하고있는 것이 현재 국내외 연구단체들의 추세이다.

미국 GPS의 현대화와 유럽의 Galileo와 중국의 Beidou의 출현, 러시아의 GLONASS의 재개발이 진행됨에 따라 GNSS 사용자는 현재 보다 더 많은 수의 가시위성을 활용할 수 있을 것으로 예상되며 이는 사용자 무결성 감시 기법(RAIM)을 통해 보다 높은 수준의 항법성능을 가질 수 있을 것으로 기대되고 있다.

기존의 RAIM은 수직 방향의 성능 요구 조건이 없는 항행 응용 분야에서 556m 이상의 수평 위치 오차까지 허용하는 무결성 성능 요구조건을 만족시키는 기법으로 단일 위성 고장과 같은 가정이 존재하였다. 하지만 수직 유도를 포함한 좀 더 높은 수준의 무결성 성능을 요구하는 항행 단계에서는 단일 위성고장 가정에 기반한 RAIM 기법으로써는 한계가 있다. 따라서 두 개 이상의 고장이 발생할 수 있다는 다중 위성 고장 가정을 기반으로 하여 수직 방향의 무결성 감시뿐만 아니라 높은 수준의 항행 단계의 요구조건을 만족할 수 있는 ARAIM의 연구가 선진국 주도하에 활발히 이루어지고 있다.

ARAIM은 현재 GPS 현대화와 유럽의 Galileo가 목표하여 구축하고 있는 L1, L5 이중 주파수 신호를 기반으로 전리층에 대한 오차가 없는 것을 가정하여 연구 중이다. 따라서 ARAIM은 RAIM이 GPS 위성군만을 사용하는 것에서 확장하여 이중주파수 신호 방송이 가능한 다중 위성군을 기반으로 수행되는 것을 가정하여 아래의 그림과 같이 전세계 LPV-200의 항행 단계가 가능할 수 있도록 연구가 진행 중이다.

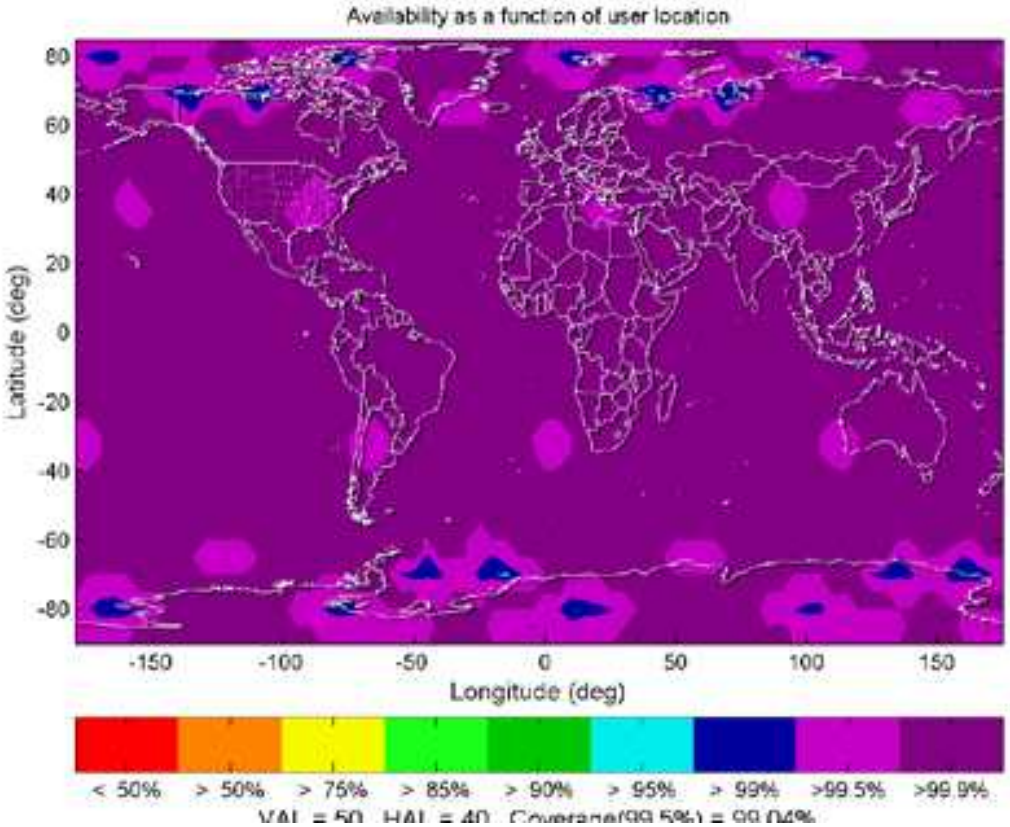


그림 30 ARAIM을 통한 LPV-200 커버리지 영역

ARAIM의 경우, 'Solution Separation Method'를 통한 보호수준 계산 시에 무결성과 연속성 확률 배분을 통해 보호수준의 값이 결정된다. 따라서 이들의 확률을 어떻게 경우마다 배분하는 것이 중요한 부분이며, 어떻게 최적의 확률 배분을 통하여 보다 작게 계산된 보호수준이 무결성 확률 이하로 위치오차가 벗어나지 않게 하며 가용성도 만족하게끔 하느냐의 연구가 주를 이루고 있다.

또한 이중 주파수 신호를 통해 전리층 오차를 제거할 수 있는 GNSS 측정치를 활용하는 ARAIM에서의 가장 큰 비중의 오차는 위성에 관련된 오차이다. 따라서 아래으 그림과 같은 ISM 메시지를 통하여 위성관련 오차를 방송할 예정이며, 추가적으로 통계적인 자료를 바탕으로 하여 위성 및 위성군에 대한 고장 확률 또한 방송할 예정이다. 현재 어떤 정보를 어떻게 메시지에 담아 방송할지에 대한 것은 지속적으로 선진국 주도하에 연구 중이다. 주로 메시지에 어떤 인자들에 대해 얼마만큼의 크기(Bit)를 할당해줄 것인지에 대한 토론이 활발히 이루어지고 있으며, 미국과 유럽 단체인 Working Group C에서 이에 대한 내용을 매년 학회에서 발표하고 있다.

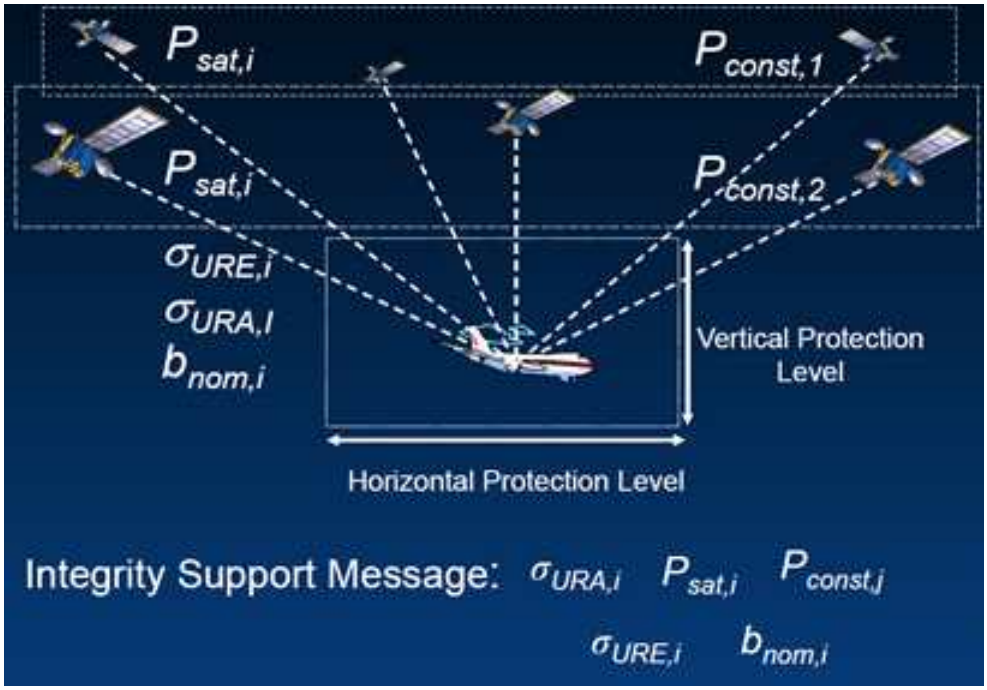


그림 31 ISM을 통한 ARAIM의 무결성 감시

ARAIM의 경우, 발생할 수 있는 모든 경우의 수를 고려하기 때문에 연산량이 많은 것이 단점으로 알려져 있다. 따라서 이러한 연산량을 줄일 수 있는 방법을 제시하는 연구들이 있으며, 또한 Machine Leaning과 같은 컴퓨터 기술을 접목시키려 하는 연구도 제시되고 있다.

ARAIM과 SBAS가 가지는 이점을 융합하는 방식의 연구들도 많이 진행되고 있는 추세이다. SBAS의 경우, 가시위성이 부족한 경우에도 충분한 성능을 보이지만 ARAIM은 가시위성이 부족한 경우에서 성능이 떨어진다. 따라서 상황에 맞게 SBAS와 ARAIM을 사용하는 방식도 고려되고 있으며 ARAIM의 목표는 전세계 LPV-200 서비스이지만 현재까지의 수준으로는 수평서비스 만이 가능할 것으로 판단되고 있으며 수직서비스에 대해서는 제공비용과 커버영역에 따라 변경이 가능하다고 알려진 바 있다. 또한 SBAS와 ARAIM 중 어떤 것이 수직 서비스에 장점이 있을지에 대해서 현재 많은 논의 중에 있는 것으로 알려져 있다.

이 면은 공백임

3. 연구 수행 내용 및 성과

가. 연구개발 추진전략 및 방법

1) 전체 연구 개발 흐름도

아래 그림은 본 연구개발 과제의 전체 연구 개발 연차별 구성과 흐름도를 나타낸 것이다. 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계에서는 SBAS 보정정보의 적용 알고리즘 및 이를 바탕으로 한 사용자의 정확성, 무결성, 가용성, 연속성 성능을 평가하는 알고리즘을 설계하였다. 그리고 최종 도출되는 알고리즘에 실제 상용 SBAS 사용자 알고리즘과 동일하게 RAIM 기반의 보호수준 산출 알고리즘도 포함시키기 위하여 RAIM 및 ARAIM 기법에 대한 연구를 수행하였다. RAIM 알고리즘 설계 및 SBAS 사용자의 적용방안에 대하여 연구를 수행하고 이를 포함한 SBAS 성능 평가 알고리즘을 설계하였으며, 최종적으로는 실제와 유사한 시뮬레이션 환경을 구성하고 설계한 알고리즘을 구현하여 시뮬레이션을 수행하는 MATLAB GUI 기반 소프트웨어를 개발하였다.

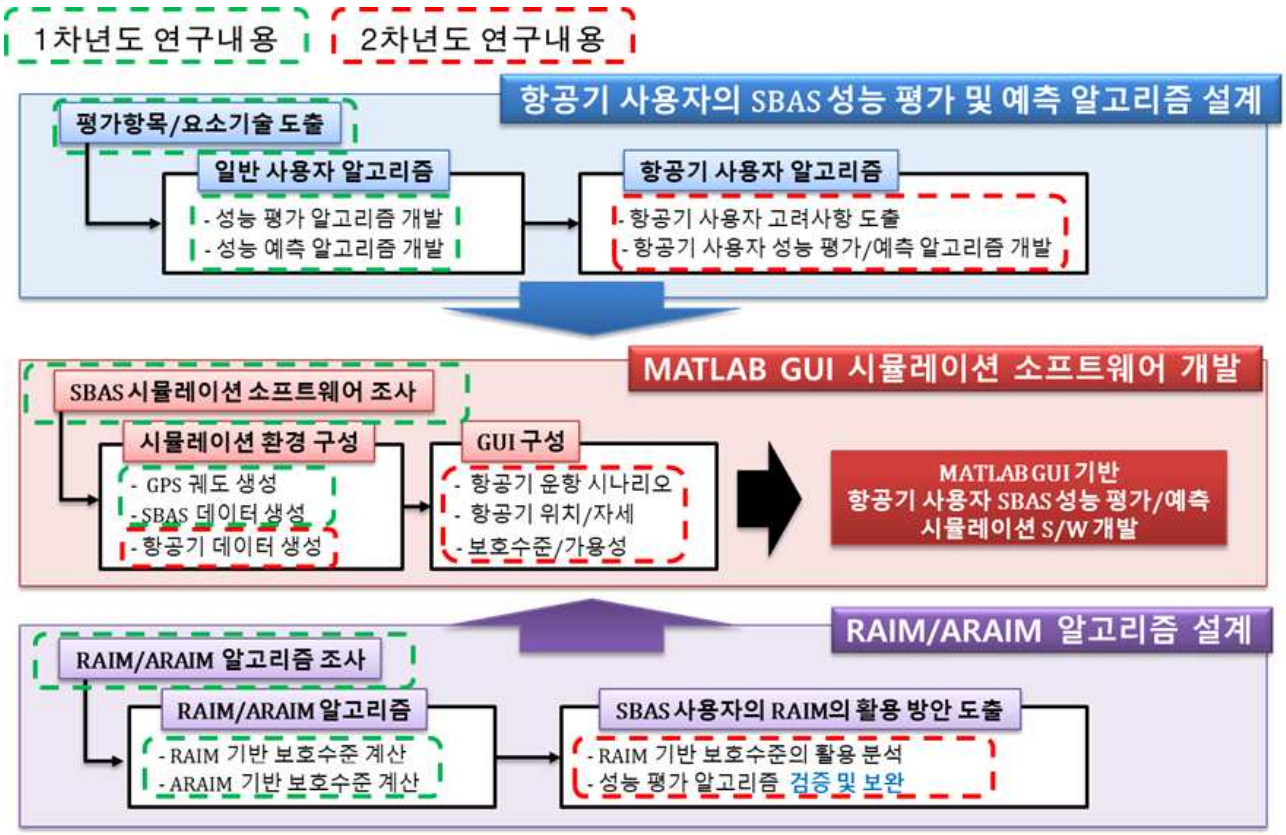


그림 32 전체 연구 개발 구성 및 흐름도

2) 핵심 성과별 연구 개발 추진 전략 및 방법

가) 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계

SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계를 위하여 먼저 국외 SBAS에서 수행된 성능 평가 및 예측 사례를 조사하였다. SBAS 성능 평가 항목 별로 어떠한 요구조건을 적용하고 어떻게 평가를 하고 있는지 조사를 하였으며, 조사 결과를 바탕으로 성능 평가를 위한 요소기술 기능 도출 및 알고리즘을 설계 하였다. 항공기 사용자의 성능 평가 및 예측 이전에 지상의 일반 사용자를 대상으로 알고리즘을 우선적으로 설계한 후, 항공기 사용자의 운항 경로 및 자세 기동 등 항행 환경을 고려한 알고리즘으로 확장시켰다. 1차 년도에서는 지상사용자의 알고리즘 설계를 수행하였고, 2차 년도에서는 항공기 사용자의 일반적인 지상의 사용자 대비 나타날 수 있는 차이점들을 조사하여 항공기 사용자의 성능 분석을 위한 고려사항을 도출하였다. 이 중에서 특히 항공기의 자세 및 구조적인 특성으로 인해 나타나는 GPS 위성의 가시성 변화를 중점적으로 분석하였다. 위성 가시성 변화에 영향을 줄 수 있는 항공기의 이착륙 접근 절차 및 각 항행 단계별 기동 특성, 구조적 특성을 조사하였으며, 이러한 조사 결과들을 바탕으로 위성 가시성 변화를 고려한 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘을 설계하였다. 현재 공개된 자료가 많지 않은 SBAS의 성능 예측 알고리즘에 대해서는 유럽 EGNOS 관련 기관인 CNES (Centre National D'Etudes Spatiales)를 방문하여 알고리즘에 대한 자문과 질의응답을 통한 알고리즘 보완을 수행하였다.



그림 33 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계 흐름도

나) RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계

RAIM 기반 알고리즘 연구는 기존의 RAIM과 현재 국외에서 활발히 연구 중인 ARAIM으로 나뉜다. 1차 년도에서는 ARAIM 연구를 선도하는 해외 선진국의 문헌을 기반으로 RAIM 및 ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘을 설계하였다. 2차 년도에서는 도출된 알고리즘을 바탕으로 SBAS 사용자의 RAIM 및 ARAIM 활용 방안을 도출하고, 이를 기반으로 사용자 성능 평가 알고리즘을 보완하였다.



그림 34 RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 연구 흐름도

다) 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작

본 연구개발과제의 최종 성과물인 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작을 위하여 우선 국외 선진국이 개발한 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어를 조사하였다. 조사 결과를 기반으로 소프트웨어의 필요 기능 목록 및 GUI 구성 등을 도출하였으며, 앞선 핵심 성과에서 설계된 알고리즘을 테스트하기 위한 시뮬레이션 환경을 구성하였다. GPS 궤도력, SBAS 무결성 보정정보, 항공기 운항 데이터 각각에 대해 실제 환경과 유사한 시뮬레이션 데이터를 생성하였으며, 설계된 알고리즘을 MATLAB GUI 기반으로 분석 결과를 가시화 시켜 소프트웨어로 개발하였다.

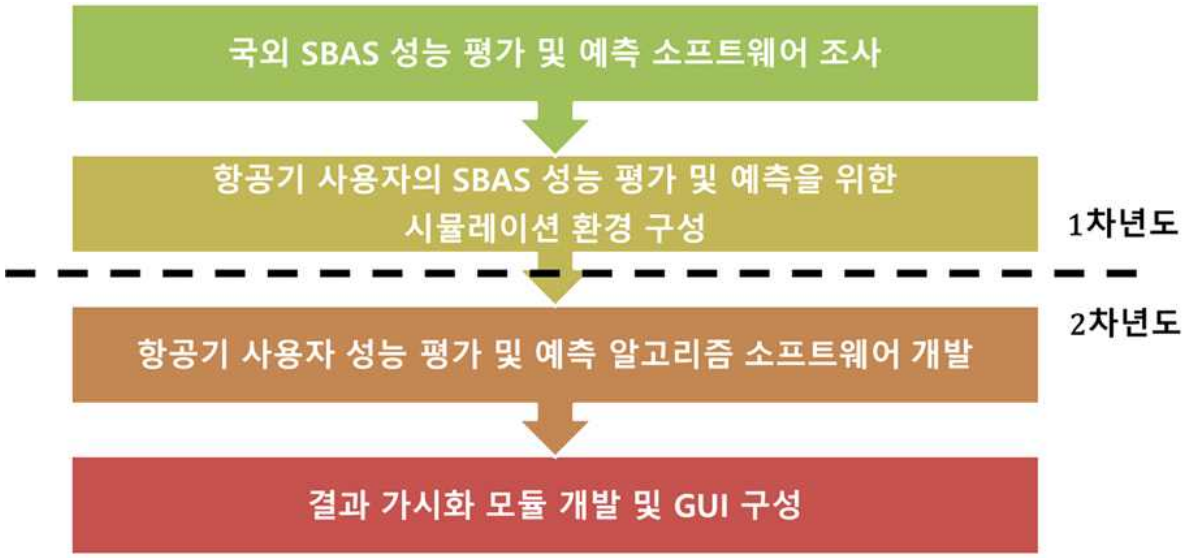
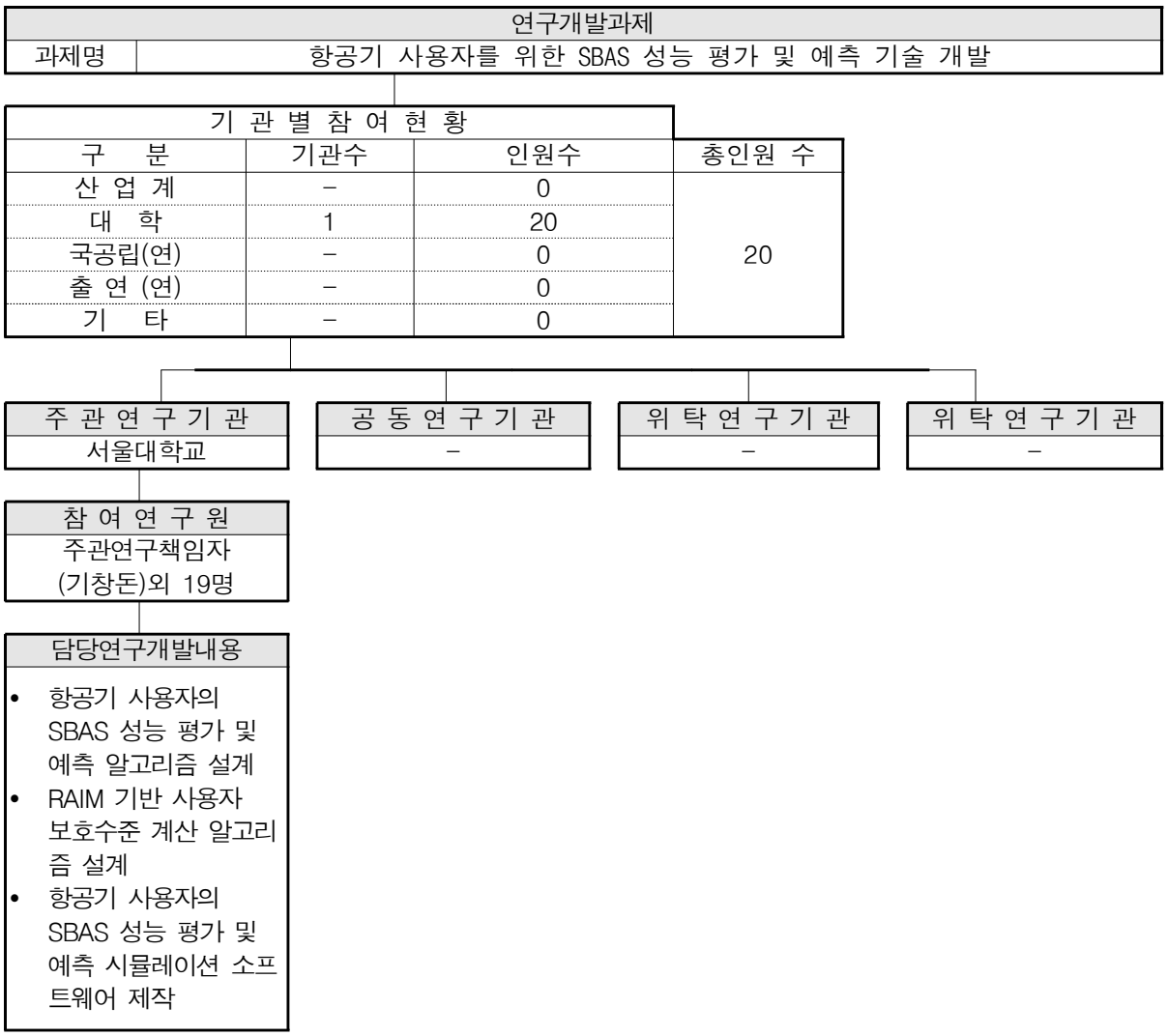


그림 35 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작 연구 흐름도

3) 연구 추진 체계 및 추진 일정

가) 연구 개발 추진 체계

표 3 연구 수행 체계도



나) 연구 개발 추진 일정

표 4 연구 개발 추진 일정

구분	연구과제명 (연구 수행기관)	관련 성과목표/지표			세부추진내용 (연구수행 Activity)	Activity별 산출물	소요 연구비 (백만원)	1차년도				2차년도			
		핵심성과	단위성과	질적 성과지표				1/4	2/4	3/4	4/4	1/4	2/4	3/4	4/4
총괄	**서울대학교**														
주관	서울대학교	1	1-1	1-1-①	SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측을 위한 요소기술 기능 도출	요소기술 도출 결과	10								
주관	서울대학교				일반 지상 사용자의 SBAS 성능 평가 알고리즘 설계	알고리즘 설계 결과	27								
주관	서울대학교	1	1-2	1-2-①	일반 지상 사용자의 SBAS 성능 예측 알고리즘 설계	알고리즘 설계 결과	37								
주관	서울대학교	1	1-3	1-3-①	항공기 사용자의 성능 분석을 위한 고려사항 도출	고려사항 도출 결과	15.5								
주관	서울대학교				항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계	알고리즘 설계 결과	40								
주관	서울대학교	2	2-1	2-1-①	RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계	알고리즘 설계 결과	37								
주관	서울대학교	2	2-2	2-2-①	ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계	알고리즘 설계 결과	40.5								
주관	서울대학교				SBAS 사용자의 RAIM, ARAIM 활용 방안 도출 및 성능 평가 알고리즘 보완	알고리즘 설계 결과	15								
주관	서울대학교	3	3-1	3-1-① 3-1-② 3-1-③	국외 SBAS 성능 평가 및 예측 소프트웨어 조사	조사 결과	5								
주관	서울대학교				항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 환경 구성	시뮬레이션 데이터	50.5								
주관	서울대학교	3	3-2	3-2-①	항공기 사용자의 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 개발	시뮬레이션 소프트웨어	92.5								

나. SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측을 위한 요소기술 분석

1) 국외 SBAS 성능 평가 및 예측 사례

국외의 SBAS로는 미국의 경우 WAAS (Wide Area Augmentation System)가 있고 유럽의 경우는 EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service)가 있다. 미국의 WAAS와 유럽의 EGNOS는 모두 주기적인 성능 평가 결과를 산출하고 있다. WAAS의 경우 미국 FAA (Federal Aviation Administrator) 에서 2001년부터 분기별로 성능 평가를 수행하고 결과를 보고서 (Performance Analysis Report) 형태로 공개하고 있다. 주요 성능 분석 요소로는 사용자 항법 성능 지표인 정확성 (Accuracy), 무결성 (Integrity), 가용성 (Availability), 연속성 (Continuity) 이 있으며 추가적으로 거리 영역 (Range domain) 분석 결과 등도 분석 보고서에 포함하고 있다. 유럽의 ESSP (European Satellite Service Provider)에서는 EGNOS에 대하여 2011년 5월부터 월별로 성능 평가를 수행하고 있으며 이에 대한 결과를 보고서 (Monthly Performance Report) 형태로 공개하고 있음. EGNOS 역시 WAAS와 마찬가지로 EGNOS 서비스를 제공하고 있는 지역에 대하여 정확성, 무결성, 가용성, 연속성 성능을 분석하고 결과를 제시하고 있다. 아래 그림들은 각각 WAAS와 EGNOS가 제공하고 있는 가용성에 대한 성능 분석 결과를 나타낸 그래프 들이다.

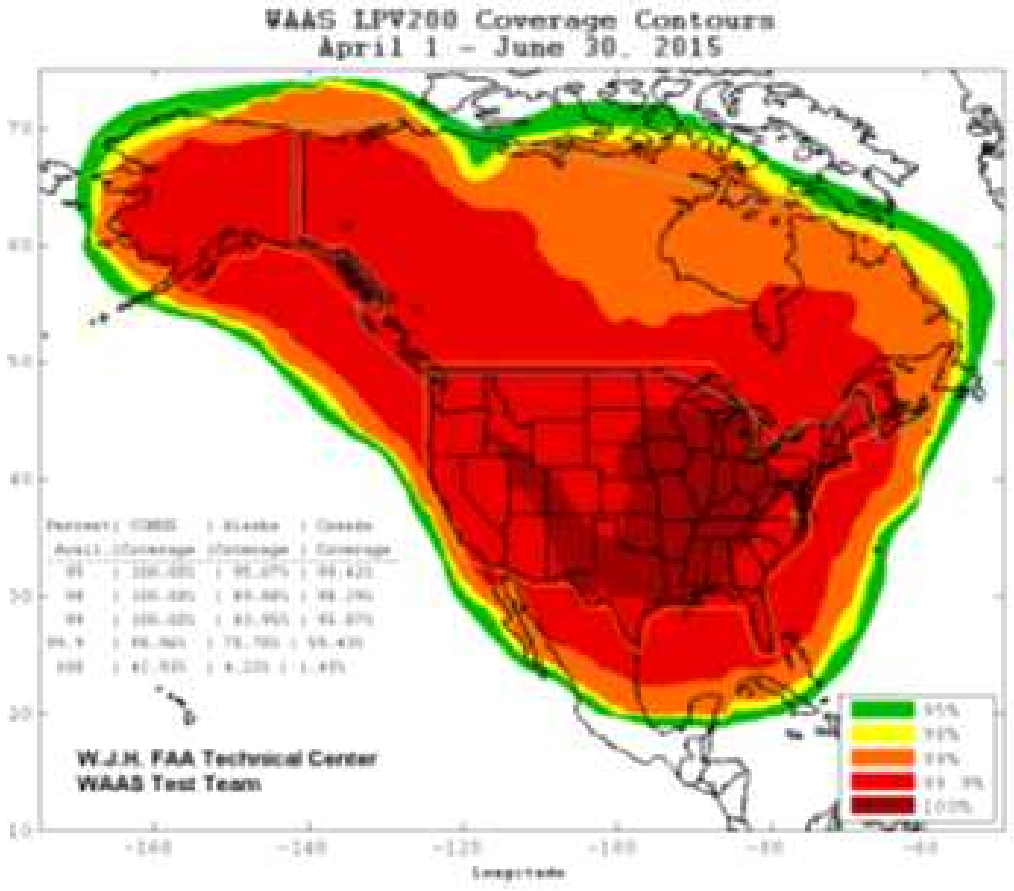


그림 36 WAAS Performance Analysis Report 가용성 커버리지 분석 결과 예시

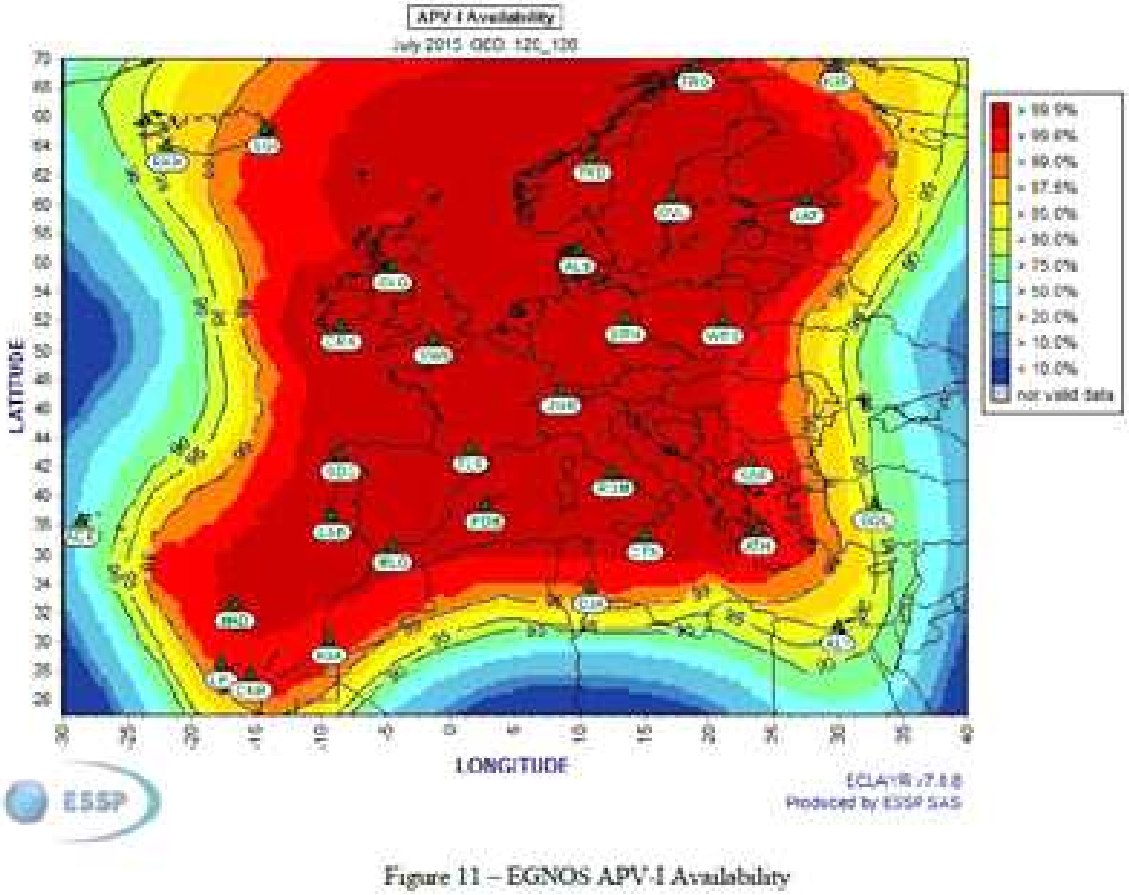


Figure 11 – EGNOS APV-I Availability

그림 37 EGNOS Monthly Performance Report 가용성 커버리지 분석 결과 예시

WAAS와 EGNOS는 시스템의 성능 분석 결과 뿐만 아니라 각각의 시스템 성능에 대한 예측 또한 수행하며 그 결과를 웹사이트에서 제공하고 있다. WAAS의 경우 FAA의 NSTB (National Satellite Test Bed) 웹사이트에서 현재 시간 기준으로 미래의 시스템 성능을 분석하여 각 공항마다 시스템이 요구 성능을 만족하지 못하는 시간대 등을 제시하고 있다. 유럽의 EGNOS의 경우, ESSP User Support 웹페이지에서 일주일마다 다음 일주일의 예측 데이터를 제공하고 있다. 제공하는 예측 데이터로는 Availability Map, Delta Map, HPL Map, VPL Map이 있다. WAAS와 EGNOS가 제공하는 시스템 예측 결과에 대한 그래프들은 다음에 나타나 있다.

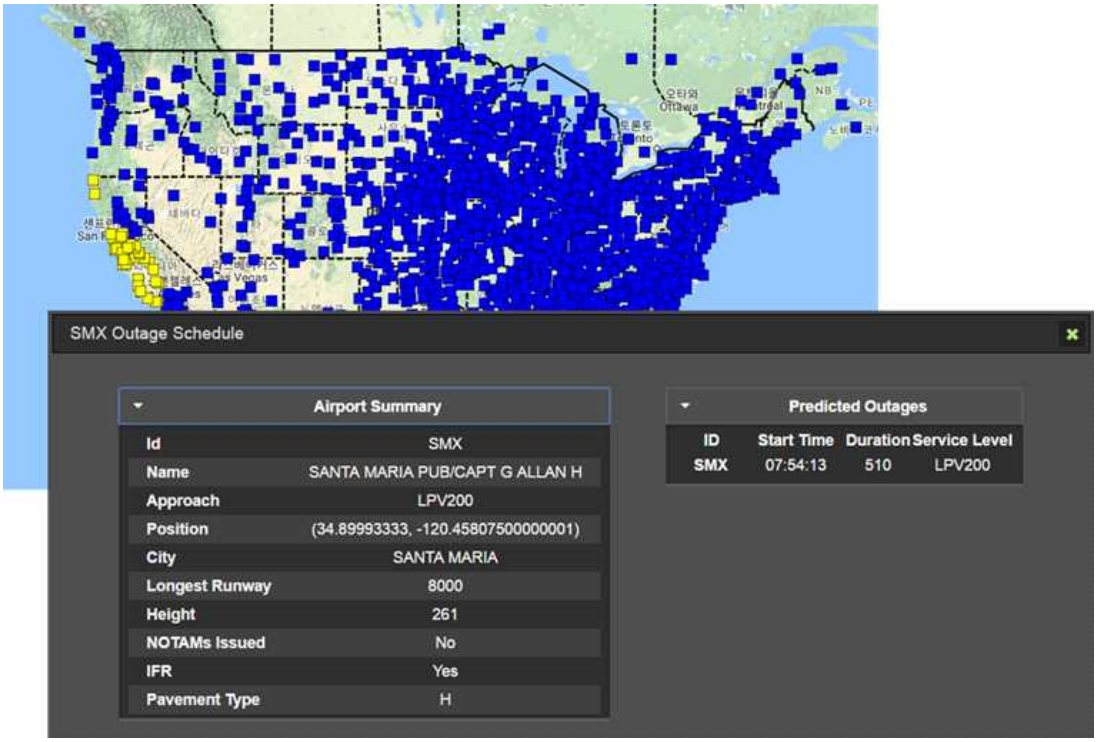


그림 38 WAAS FAA NSTB 웹사이트 성능 예측 예시

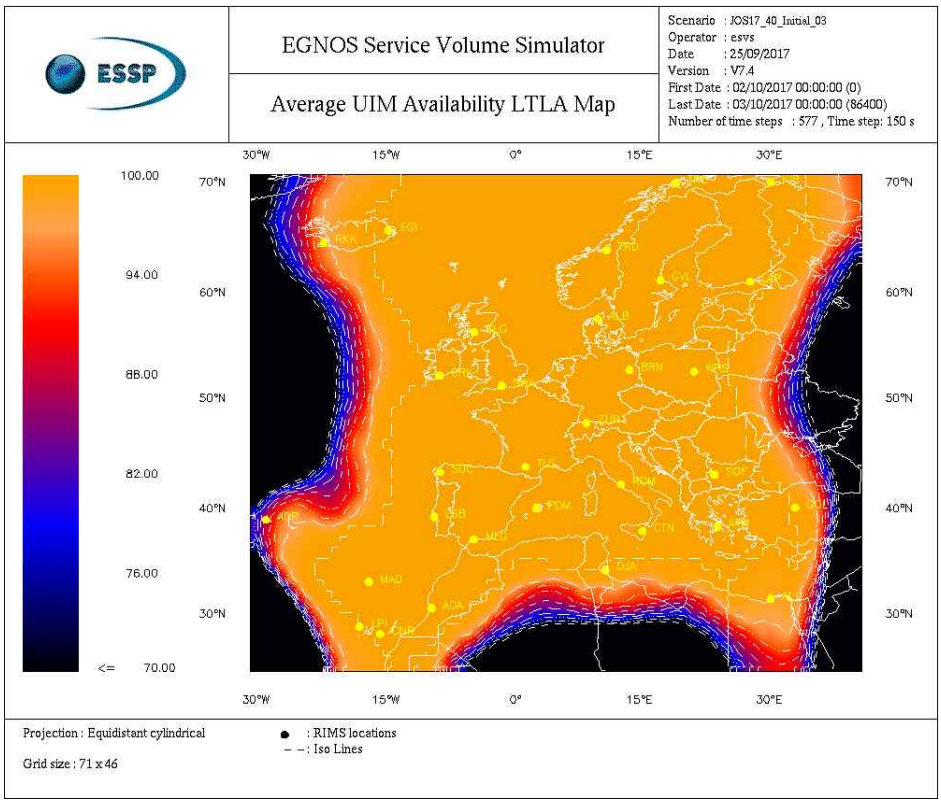


그림 39 ESSP User Support 웹사이트 성능 예측 자료 예시 (Availability Map)

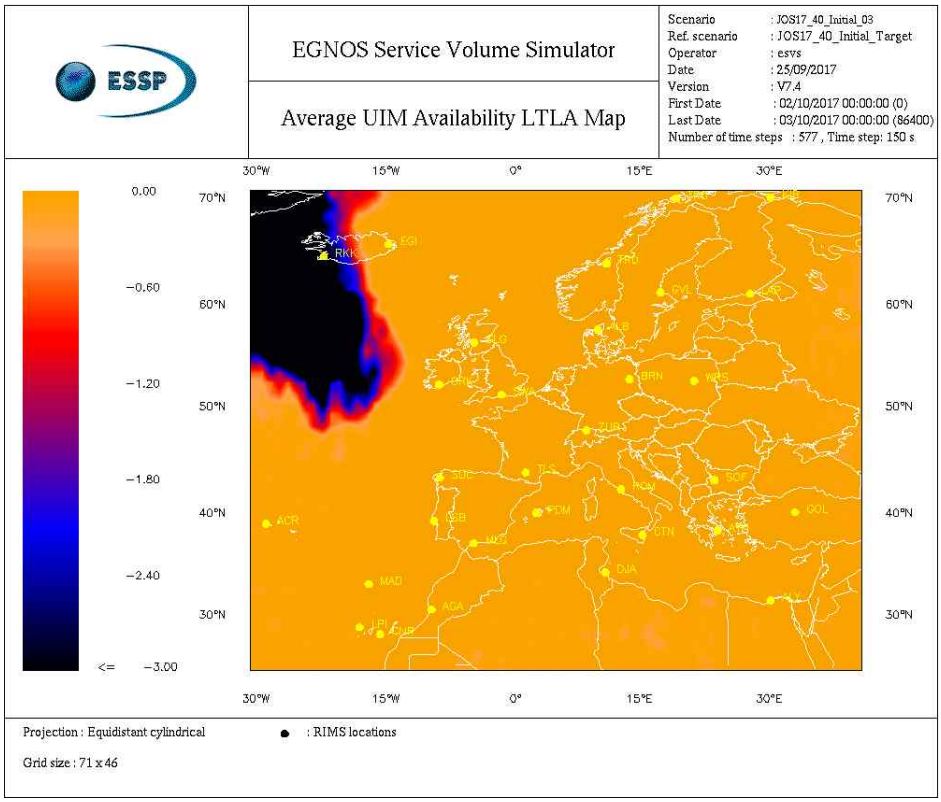


그림 40 ESSP User Support 웹사이트 성능 예측 자료 예시 (Delta Map)

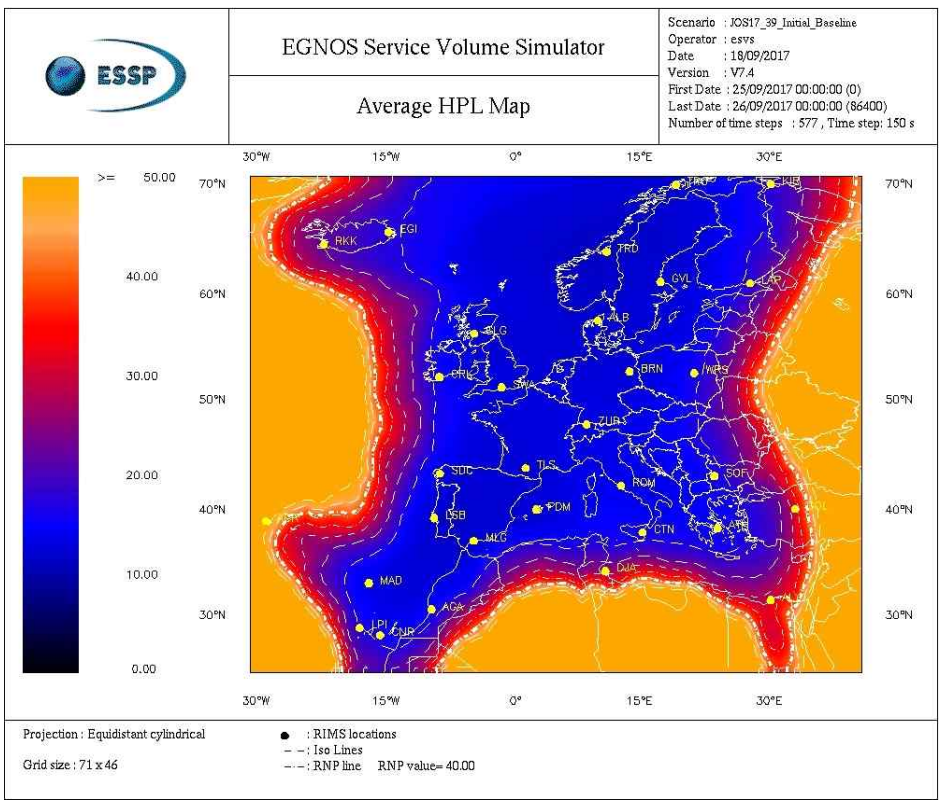


그림 41 ESSP User Support 웹사이트 성능 예측 자료 예시 (HPL Map)

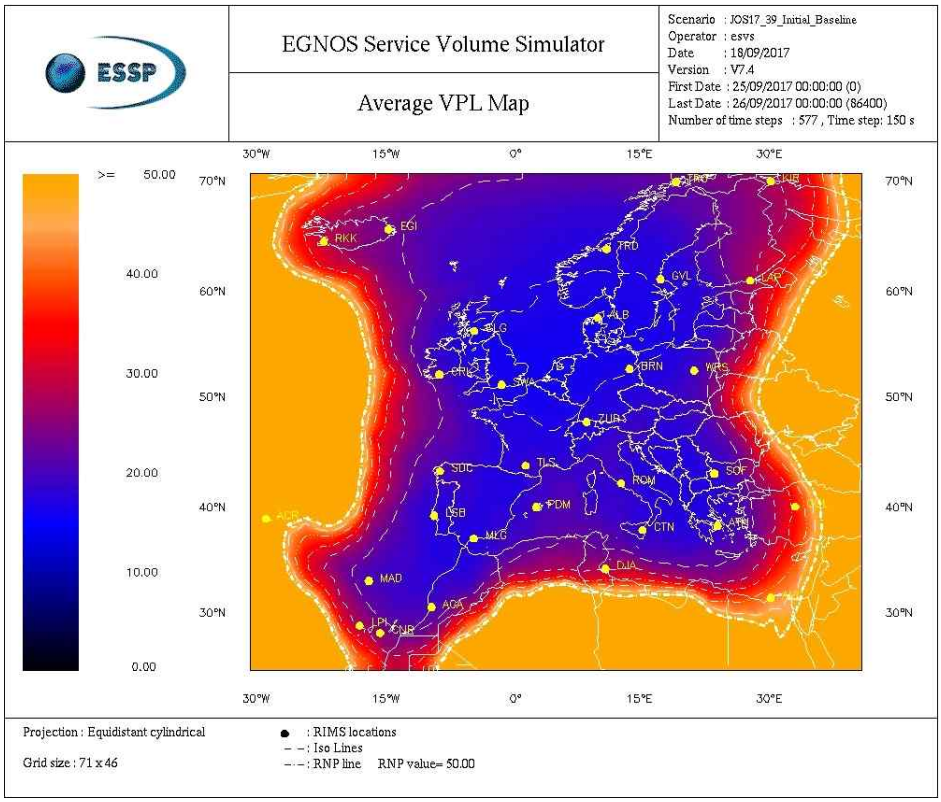


그림 42 ESSP User Support 웹사이트 성능 예측 자료 예시 (VPL Map)

유럽 CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) 자문 결과 Delta Map은 nominal 환경에서 요구되는 가용성 정도와 예측한 결과 얻은 가용성 정도의 차이를 나타낸 것이다. 요구되는 가용성 정도는 EGNOS 설계를 할 때 정해진 값이며 Delta Map 이 노란색을 띌수록 요구 성능을 만족하게 예측 결과가 나온다는 것을 의미한다. 각 격자점에 대한 정확한 데이터는 제공하지 않고 있었다. 보호수준에 대해서도 Availability Map과 유사하게 지도 형식으로 예측된 정보를 제공하고 있었다. 하지만 보호수준의 결과 역시 각 격자점에 대해서 정확한 값은 제공하고 있지 않았다.

SBAS 성능 예측 정보는 SBAS 사용자를 사용하여 운항하고자 하는 항공기 조종사에게 출발 48시간 이전에 NANU (Notice Advisories to NAVSTAR Users) 혹은 NOTAM (NOtice To AirMen) 등을 통해서 공지함으로서 항공기 조종사가 운항 경로 수정을 하거나 또는 출발 시간 조정을 하는 등 SBAS를 이용해 예측할 수 있는 위험에 대비할 수 있도록 한다. 국외 SBAS의 성능 예측 사례 조사 결과 관련 정보를 제공하고 있다는 것을 확인할 수는 있지만, 어떠한 방식으로 예측이 되는지에 대해서는 공개된 바가 없었다. 따라서 본 연구과제에서는 SBAS 성능 예측에 필요한 요소기술 기능들을 도출하여 성능 예측 알고리즘을 설계하였다.

2) SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측을 위한 요소기술 기능 도출

국외 성능 평가 사례를 봤을 때, 주요 분석해야 할 항목은 RNP (Required Navigation Performance) 성능 요구조건에 명시된 사용자 위치 영역에서의 정확성(Accuracy), 무결성(Integrity), 연속성(Continuity), 가용성(Availability) 성능이며 각각의 성능을 평가하기 위한 요소기술 기능 도출이 요구된다. RNP란 지정 공역에서 항공기를 운항하고자 하는 항공기 비행사 또는 항공사가 준수해야 하는 PBN (Performance Based Navigation) 기준을 의미한다. ICAO (International Civil Aviation Organization)는 SBAS와 RNP 관련 표준 문서인 SARPs (International Standards and Recommended Practices)를 발표한 바 있다. ICAO SARPs에 따르면 아래 표와 같이 항공기의 운항 단계에 따라 정확성(Accuracy), 무결성(Integrity), 연속성(Continuity), 가용성(Availability) 항목에 대한 요구 성능을 명시하고 있으며 이중 SBAS는 항공기 이착륙이 가능한 APV-I급 이상 성능 요구조건을 만족하도록 명시하고 있다.

표 5 ICAO RNP 요구조건

Operation	Horizontal Accuracy (95%)	Vertical Accuracy (95%)	HAL (Horizontal Alert Limit)	VAL (Vertical Alert Limit)	TTA (Time-to-Alert)	Integrity	Continuity	Availability
En-route (Oceanic/ Continental)	3.7 km (2.0 NM)	N/A	7.4 km (4.0 NM)	N/A	5 min			
En-route (Continental)	3.7 km (2.0 NM)	N/A	3.7 km (2.0 NM)	N/A	5 min	$1\text{-}1x10^{-7}/h$	$1\text{-}1x10^{-4}/h$ to $1\text{-}1x10^{-8}/h$	
En-route, Terminal	0.74 km (0.4 NM)	N/A	1.85 km (1 NM)	N/A	15 s			
NPA	220 m	N/A	556 m (0.3 NM)	N/A	10 s			0.99 to 0.99999
APV-I	16 m	20 m	40 m	50 m	10 s			
APV-II	16 m	8 m	40 m	20 m	6 s	$1\text{-}2x10^{-7}$ per approach (150 s)	$1\text{-}8x10^{-6}$ per any 15 s	
CAT-I	16 m	4-6 m	40 m	10-15 m	6 s			

위의 표에서 볼 수 있듯이 항행 단계에 따라서 각 성능별 요구조건이 달라지며, 특히 항공기 이착륙 단계인 APV-I, APV-II, CAT-I 에서는 높은 항법 성능을 요구하고 있다. 따라서 성능 평가 시에는 목표로 하는 서비스 단계에 대하여 각각의 성능이 요구조건을 만족하는지 확인하는 것이 필요하다.

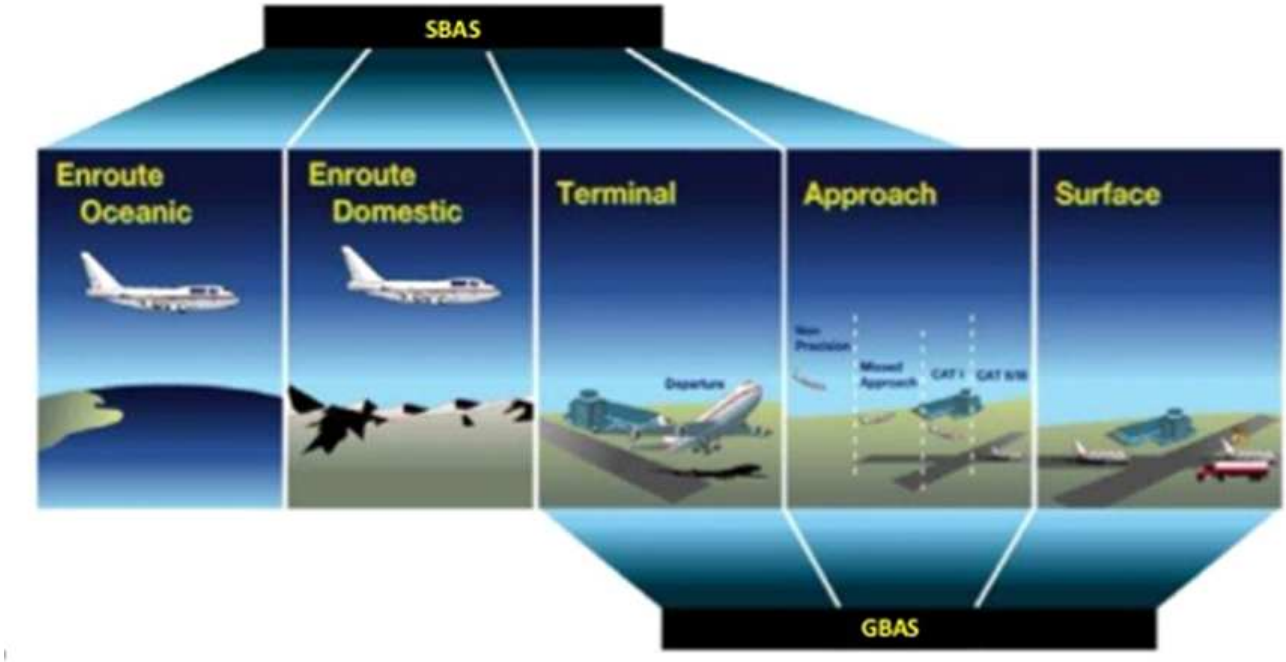


그림 43 항공기 RNP 운항 단계

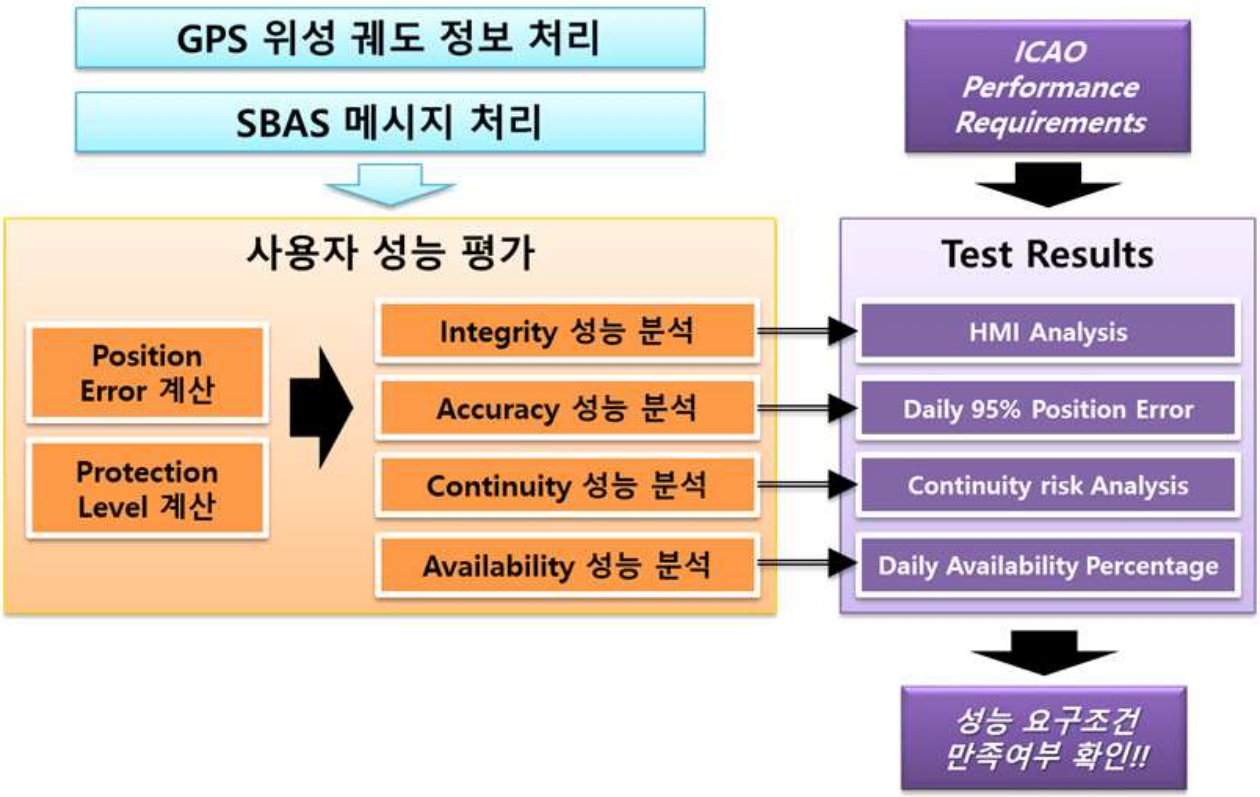


그림 44 SBAS 사용자의 성능 평가 과정

SBAS 사용자의 위치 영역 성능을 평가하기 위해서는 사용자의 SBAS 항법해, 보호수준이 요구된다. 이러한 정보는 사용자 수신기의 GPS 측정치, GPS 궤도 정보 (방송궤도력), 방송된 SBAS 메시지를 가지고 있을 때 계산이 가능하다. 사용자 측정치, GPS 궤도, SBAS 메시지가 존재한다고 할 때, 사용자의 위치오차, 보호수준 계산과 정확성, 무결성, 연속성, 가용성 평가를 수행하는 전체 흐름도를 나타낸 것이 위의 그림이다.

정확성 (Accuracy) 이란 SBAS 항법해 위치와 실제 위치와의 차이인 항법 시스템의 오차를 의미한다. 그렇기 때문에 정확성 성능 평가를 위해서는 SBAS 메시지로부터 사용자 의사거리 보정정보를 계산하는 기능이 필요하다. 이를 수행하기 위해서는 위성 관련 보정정보 계산 기능과 전리층 보정정보 계산 기능이 필요하며, 모델을 활용한 대류층 보정정보 계산 기능 역시 필요하다. 다음으로는 계산된 보정정보를 사용자 의사거리에 적용하고, 보정된 의사거리와 GPS 궤도로부터 사용자의 SBAS 항법해 계산을 하는 기능이 필요하다. 최종적으로는 계산된 SBAS 항법해와 측량된 위치의 차이로부터 오차를 계산하고, 통계치를 계산하는 기능이 필요하다. 주요 통계치로는 위치 오차의 평균, 표준편차, RMS 오차, 95% 누적 위치오차, 99% 누적 위치오차, 최대 오차 등이 있으며, 이중 95% 누적 위치오차가 정확성 성능 평가 지표로 사용된다.

무결성 (Integrity) 이란 항법 시스템이 제공하는 정보가 올바른지에 대한 신뢰성을 의미한다. 무결성은 항법 시스템이 신뢰할 수 없는 상황에서 이를 요구되는 시간 이내에 사용자에게 경고해줄 수 있는 능력을 포함한다. 무결성 성능은 계산된 위치 오차 (Position Error, PE) 와 보호수준 (Protection Level, PL) 을 바탕으로 평가한다. 위치 오차가 실제 위치와 SBAS 항법해와의 차이를 의미한다면, 보호수준은 위치 오차의 신뢰 수준을 나타내는 통계적인 범위를 의미한다. 실제 상황에서 SBAS 사용자는 자기 자신의 실제 위치를 모르기 때문에 위치 오차를 계산하는 것이 불가능하다. 항행안전시스템인 SBAS는 보호수준이라는 위치오차의 신뢰 수준 정보를 제공하여 위치 오차의 범위를 한정할 수 있다. 특정 운항 조건에 대해 요구되는 최대 위치 오차 허용 값을 경보한계 (Alert Limit, AL) 라고 하는데 이러한 경보한계와 보호수준의 대소 관계 비교를 통해 시스템 가용성을 판단한다. 경보한계보다 보호수준이 작은 경우 시스템이 가용하다고 판단하며, 경보한계보다 보호수준이 큰 경우는 시스템의 비가용 상황으로 판단한다. 특히 실제 위치오차가 보호수준을 넘어가버리는 상황은 Out of Tolerance 혹은 Misleading Information (MI) 상황이라고 한다. 보호수준은 사용자의 위치오차를 보수적으로 bounding 하고 있는 신뢰 수준인데, 만약 위치오차가 보호수준을 초과한다면 이는 SBAS 시스템의 무결성에 심각한 영향을 줄 수 있기 때문에 앞서 언급한 MI 상황에 대한 특별한 조치가 필요하다. SBAS 시스템은 이러한 MI 상황, 즉 시스템 무결성 문제 발생 시 사용자에게 Time-To-Alert (TTA) 라는 요구시간 이내에 해당 무결성 문제 해결을 위한 경고 메시지를 방송해야 한다. 만약 MI 상황 시, TTA 이내 경보가 발생하지 않은 경우 SBAS 시스템은 이를 무결성 사건 (Integrity Event) 으로 판단한다. 만약 위치오차가 보호수준을 넘어 경보한계까지 초과하는 HMI (Harzardously Misleading Information) 상황이 발생했을 때, TTA 이내 경보가 발생하지 않은 경우에 이러한 상황을 무결성 위협 (Integrity Risk) 으로 판단한다. 항행안전시스템인 SBAS는 무결성 위협에 대해 통계적 확률이 2x10-7을 초과하지 않도록, 즉 안전성을 위해 매우 작은 확

률을 요구조건으로 규정하였다. 이러한 무결성 성능을 평가하기 위해서는 위치 오차와 보호수준을 비교하여 무결성 성능을 평가하고, 통계치를 산출하는 기능이 필요하다.

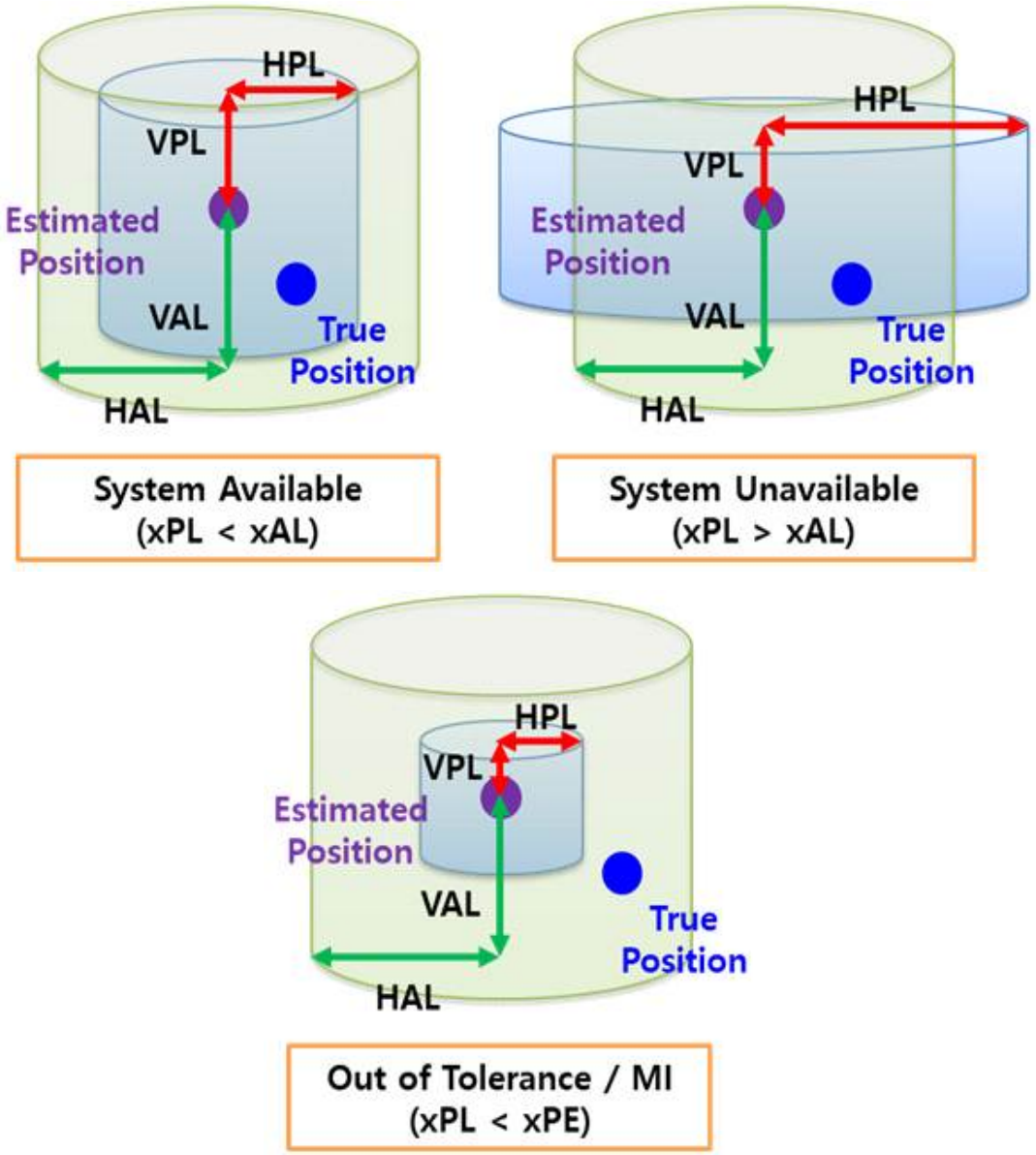


그림 45 위치오차, 보호수준, 경보한계 간의 관계의 따른 시스템 상황

가용성 (Availability) 이란 정확성, 무결성, 연속성에 대한 요구조건을 모두 만족하여 전체 항법 시간 중 항법 시스템이 가용한 시간의 비율을 의미한다. 관습적으로는 보호수준의 값이 경보한계 값보다 작은 시간의 비율로 평가한다. 가용성 성능 평가를 위해서는 SBAS 메시지로부터 사용자 의사거리 보정정보의 오차수준인 분산 값을 계산하는 기능이 필요하다. 이는 무결성 메시지로부터 계산이 가능하며, 이를 모든 가시 위성에 대하여 계산해야 한다. 또한 위성 관련 무결성정보 계산 기능과 전리층 무결성정보 계산 기능이 필요하며, 모델을

활용한 대류층 무결성정보 계산 기능 역시 필요하다. 이후 계산된 의사거리 분산 값과 GPS 궤도로부터 사용자의 보호수준을 계산을 하는 기능이 필요하다. 최종적으로는 계산된 보호수준 값을 경보 한계 값과 비교를 수행하여 가용성을 평가하고, 이에 대한 통계치를 계산하는 기능이 필요하다. 가용성은 24시간 데이터를 기준으로 통계를 산출한다.

연속성 (Continuity) 이란 시스템이 운용을 시작한 이후 예기치 못한 중단 없이 연속적인 서비스 제공이 가능한지에 대한 능력을 의미한다. 연속성 성능은 앞서 계산된 보호수준을 바탕으로 평가한다. 보호수준을 경보한계 값과 비교하여 연속적으로 SBAS를 이용할 수 있는지 sliding window 기법으로 평가한다. 가용성 분석은 매 순간 마다 보호수준이 경보 한계를 초과하는지 확인하는 분석인 반면에, sliding window 기법은 주어진 기간을 window로 설정하고 해당 시점을 기준으로 window 크기만큼 전/후로 가용성이 상실되는 epoch이 있는지 확인하는 분석이다. 이 때 하나의 epoch이라도 가용성을 상실하면 그 시점은 연속성을 상실하게 되었다고 판단한다. 따라서 연속성을 판단하기 위해서는 sliding window 기법으로 전체 시간에 대하여 연속성 상실구간을 확인한 뒤 통계치를 산출하는 기능이 요구된다. 이 때 연속성을 판단하기 위해 최소 1달 이상의 데이터를 이용해 통계를 산출한다.



그림 46 항법 성능 요구조건간의 상관관계

성능 예측을 위해서는 앞서 기술한 성능 평가 알고리즘에서는 이미 가지고 있다고 가정한 GPS 궤도 정보와 SBAS 메시지를 예측하여 생성하는 알고리즘이 필요하다. 따라서 SBAS 메시지 중 위성, 전리층에 대한 보정정보 값을 계산하고, 그에 대한 오차 수준인 무결성 정보를 계산하는 기능이 추가로 요구된다.

다. 일반 지상 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계

1) 일반 지상 사용자의 SBAS 성능 평가 알고리즘 설계

앞서 기술한 성능 평가에 대한 기능을 수행하기 위해서는 사용자의 SBAS 항법해 계산과 보호수준 계산 기능이 최우선으로 필요하다. 따라서 본 과제에서는 SBAS 사용자의 표준 문서인 MOPS (Minimum Operational Performance Standards) DO-229D 문서를 기반으로 SBAS 사용자의 성능 평가를 위한 알고리즘을 아래와 같이 설계하였다. 사용자는 위성, 전리층 오차에 대한 보정정보와 무결성 정보를 이용하여 항법해와 보호수준을 계산한다.

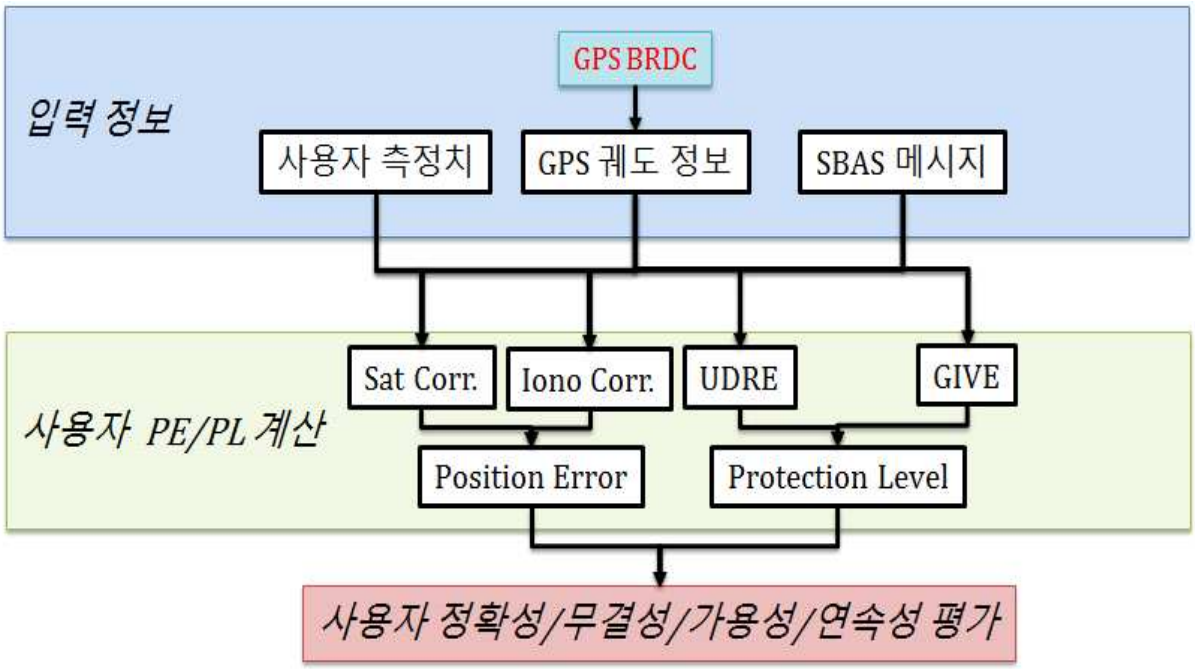


그림 47 SBAS 사용자의 성능 평가 알고리즘 전체 흐름도

다음의 그림은 SBAS의 메시지 기본 구조를 나타낸 것이다. 메시지 1개당 250bit로 구성되어 있으며 메시지 전송속도는 250 bps로 1초에 1개의 메시지가 사용자에게 전달되는 형식이다.

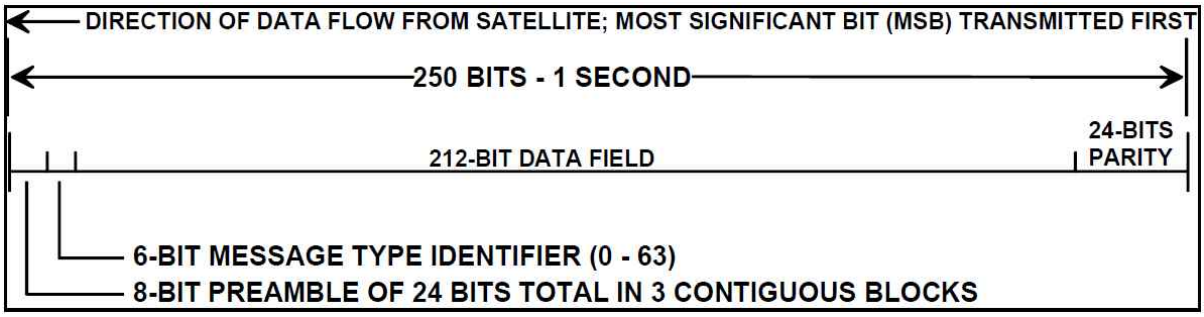


그림 48 SBAS 메시지 기본 구조

표 6 SBAS 메시지 종류 및 업데이트 주기

Type	Contents	Max. Update Interval(s)
0	Don't use for safety application	
1	PRN Mask assignments	120
2–5	Fast Correction	6
6	Integrity information	6
7	Fast Correction degradation factor	120
8	Reserved for future message	
9	GEO navigation message	120
10	degradation parameters	120
11	Reserved for future message	
12	SBAS Network Time/UTC offset parameters	300
13–16	Reserved for future message	
17	GEO satellite almanacs	300
18	Ionospheric grid point masks	300
19–23	Reserved for future message	
24	Mixed fast correction/long term satellite error corrections	120
25	Long term satellite error correction	120
26	Ionospheric delay correction	300
27	SBAS Service Message	300
28	Clock-Ephemeris Covariance Matrix Message	120
29–61	Reserved for future message	
62	Internal Test Message	
63	Null Message	

위의 표와 같이 SBAS 메시지는 아래와 같은 여러 가지 메시지 타입으로 구성되며 메시지 타입 별로 오차의 변화량 등에 따라서 업데이트 주기의 차이가 존재한다. SBAS 메시지들은 아래 그림과 같이 서로 연관성을 가지고 있다. 특정 하나의 메시지만을 받아서는 제공하는 위성, 전리층 오차에 대한 보정정보, 무결성 정보를 계산할 수 없으며 연관되는 모든 메시지를 받은 이후에야 위의 정보들에 대한 계산이 가능하다.

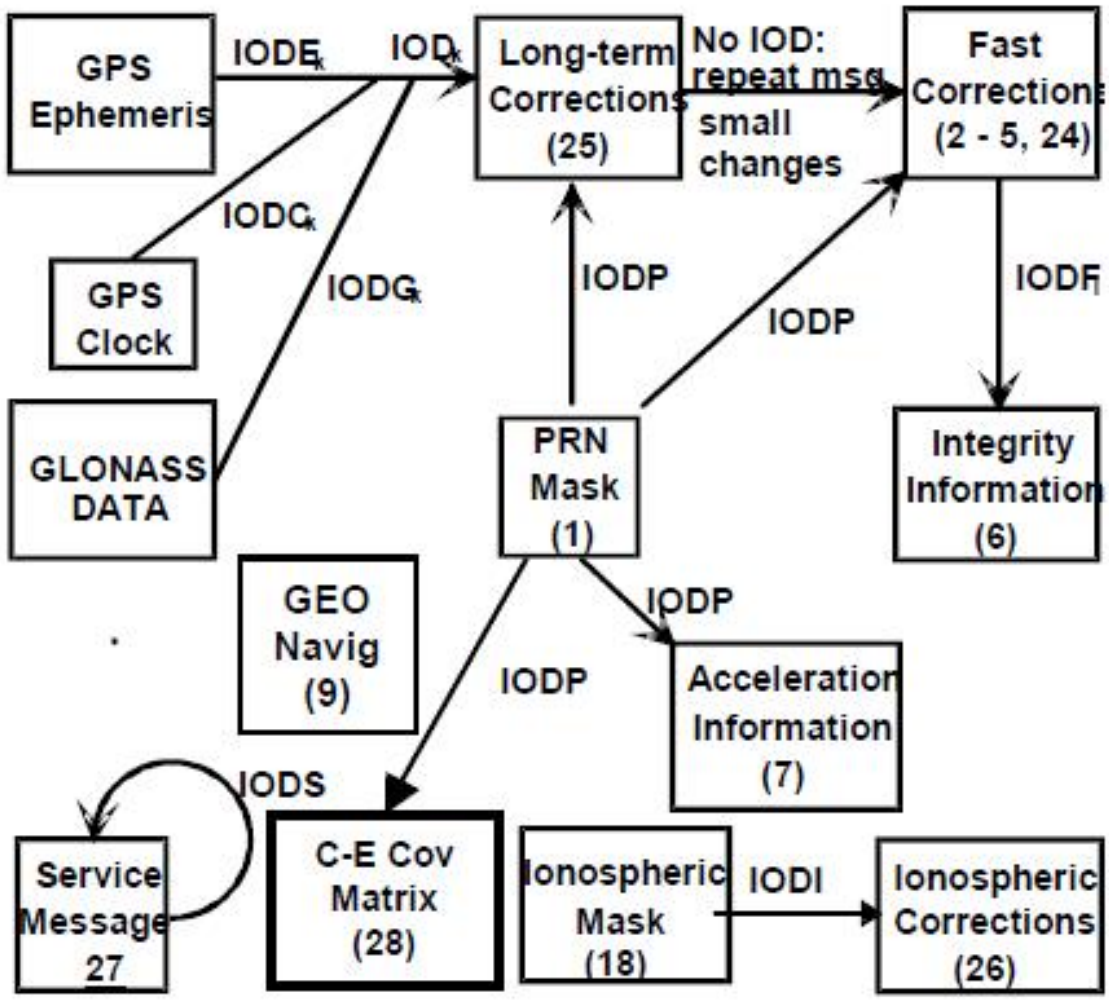


그림 49 SBAS 메시지 타입 간 연관도

위성의 보정정보는 PRN Mask(1번 메시지), fast correction (2~5번 메시지), longterm correction (25번 메시지)으로 분류된다. PRN Mask는 전체 위성 중에서 현재 시스템에서 보정정보를 제공하는 위성들이 어떤 위성인지 알려주는 메시지이다. Fast correction의 경우 최대 6초마다 빠르게 업데이트 되는 위성별 스칼라 보정 값이며, longterm correction은 최대 120초 마다 업데이트 되는 벡터 보정 값을 의미한다. Longterm correction을 사용자 의사거리에서의 보정 값으로 변환하기 위해서는 사용자와 위성간의 시선 벡터와 내적을 수행해야한다. 이후 두 보정 값을 더하여 위성 오차에 대한 사용자의 의사거리 보정정보를

계산하게 된다. 위성의 무결성 정보인 UDRE는 fast correction에 보정정보와 함께 포함되어 있다. 그리고 추가적으로 degradation factor, dUDRE가 메시지 타입 7, 10, 27, 28번에 포함되어 있다. 보정정보 및 무결성 정보를 계산하는 과정을 요약하면 아래와 같다.

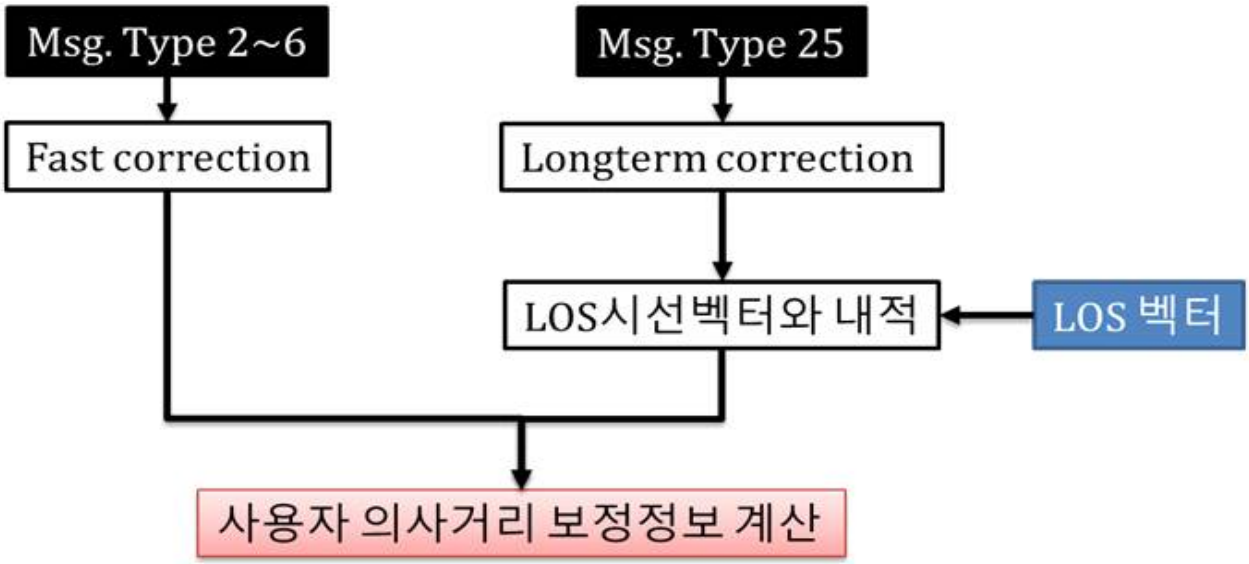


그림 50 위성 보정정보 계산 알고리즘

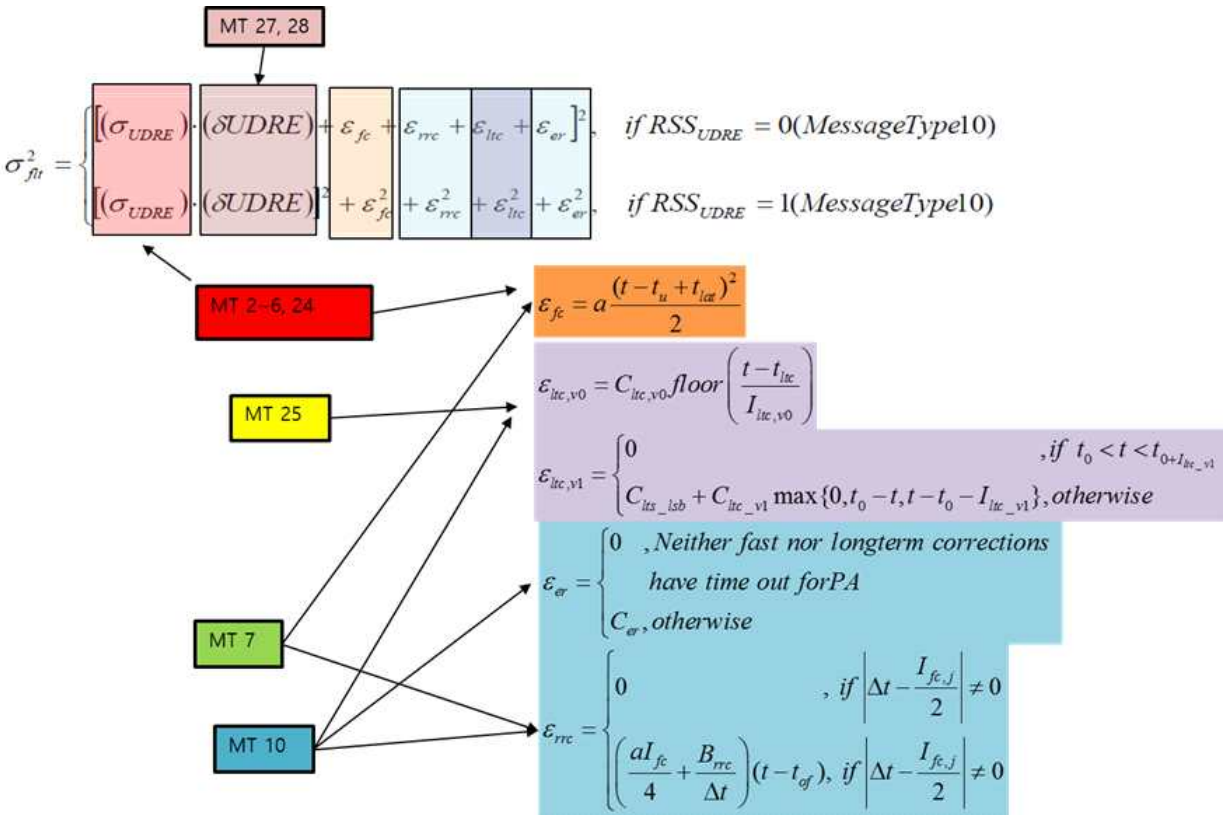


그림 51 위성 무결성 정보 계산 알고리즘

전리층의 보정정보와 무결성 정보는 18번, 26번 메시지로부터 얻을 수 있다. 18번 메시지는 전 세계에 정의된 격자점 중에서 시스템에서 제공하는 격자점이 어떤 점들인지 알려주는 메시지이다. 26번 메시지는 각 격자점에 대한 보정 정보 값과 무결성 정보 값을 알려주는 메시지로 실질적인 보정정보의 계산은 26번에서 받는 값들로부터 이루어진다. 사용자는 먼저 자신이 수신하는 위성에 대하여 각각 전리층 통과 점을 계산한다. 이후 각각의 위성에 대하여 전리층 통과점 주변의 격자점을 찾고, 그 격자점들이 유효한 값을 갖는지 확인하는 것이 필요하다. 유효한 격자점이 4개인 경우 기본적인 계산이 가능하며 3개인 경우에도 격자점 3개로 이루어지는 삼각형 안에 사용자 IPP가 있을 경우 계산이 가능하다. 다음은 전리층 보정 정보, 무결성 정보의 계산 흐름도와 보간 알고리즘을 나타낸 것이다.

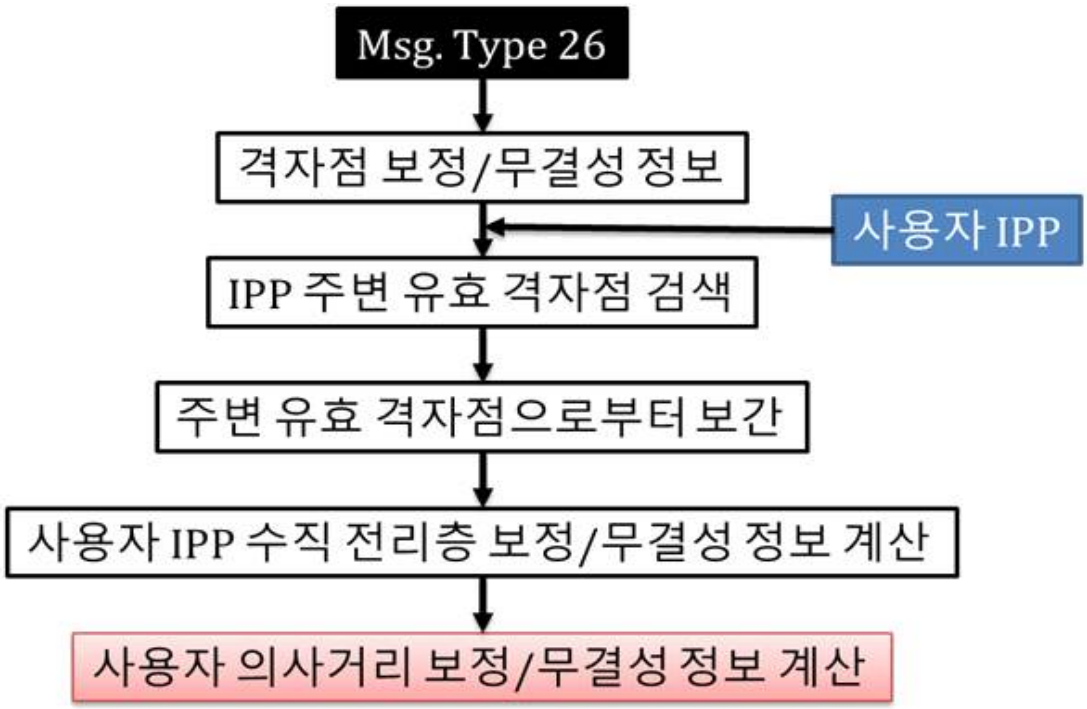


그림 52 전리층 보정정보/무결성 정보 계산 알고리즘

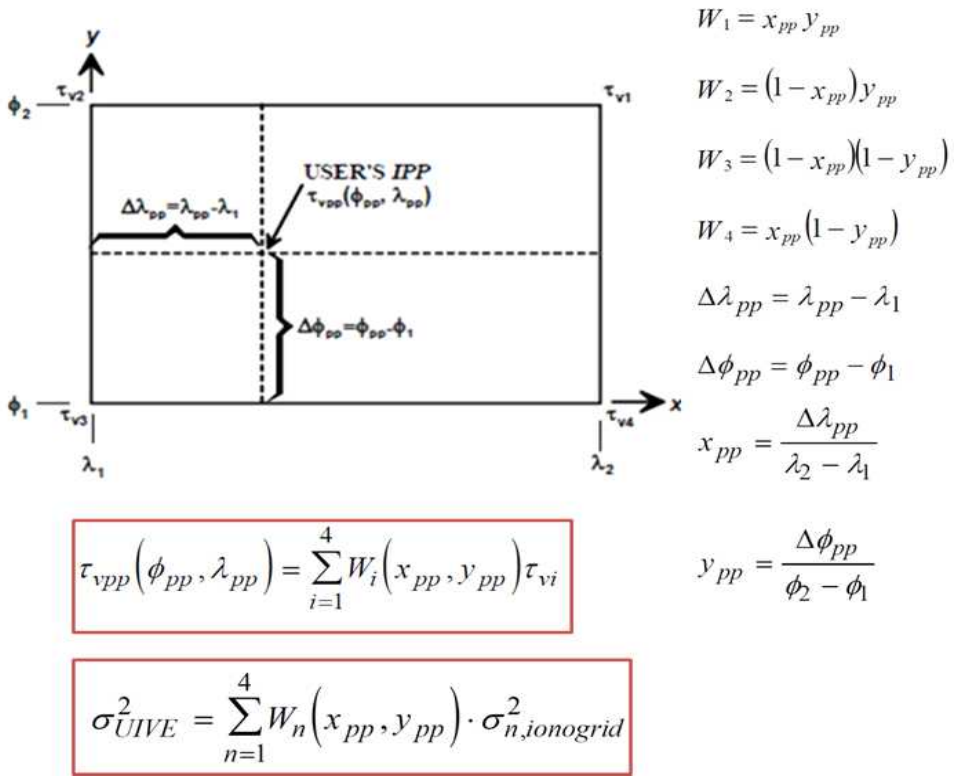


그림 53 사용자 전리층 보정정보/무결성 정보 보간 알고리즘

보정정보로부터 위성, 전리층 지연 오차를 보상하고 대류층 지연 오차까지 모델로 제거하고 나면 항법해 및 보호수준 계산을 수행한다. 사용자의 SBAS 항법해 및 보호수준 계산 과정을 나타내면 아래와 같다.

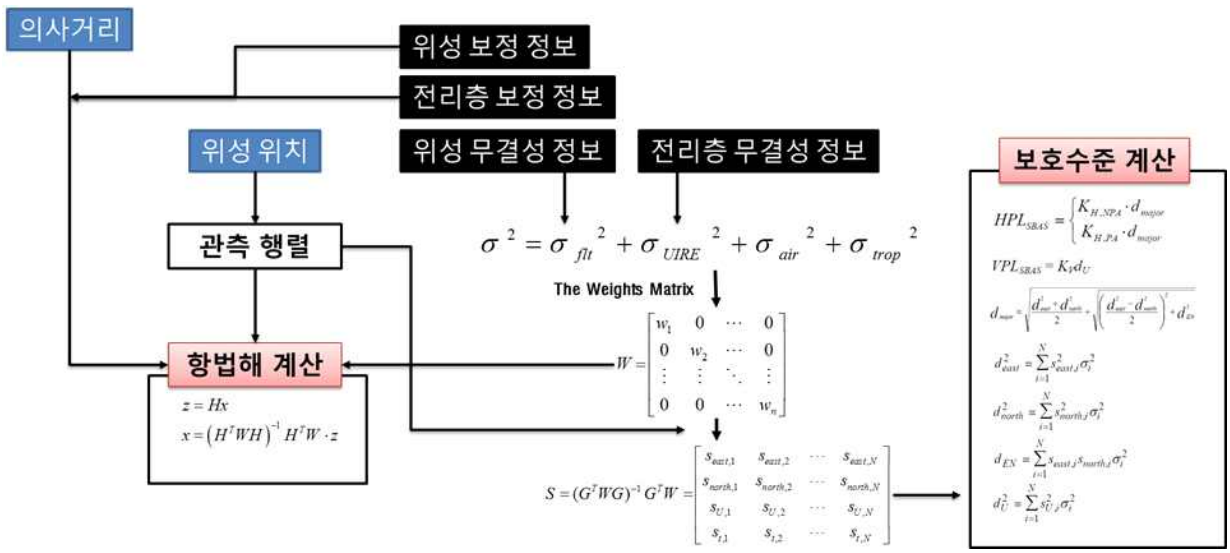


그림 54 SBAS 항법해 및 보호수준 계산 알고리즘

정확성 성능 요구조건은 95% 누적 위치오차 값으로 정의된다. 즉, 계산된 사용자 항법해를 측량된 정밀 위치와 비교하여 위치 오차를 계산하고 95% 누적 위치오차 통계치 산출을 해야 한다. 성능을 검증하기 위해서는 계산된 95% 수평 위치오차와 95% 수직 위치오차 통계치가 요구조건을 만족하는지 확인한다. 정확성 성능 평가의 경우 24시간 데이터를 기준으로 통계를 산출한다. 성능 요구조건 지표는 아니지만, 정확성 성능에 대한 분석을 위해 평균, 표준편차, RMS 오차, 99% 누적 위치오차, 최대 오차도 함께 산출하여 제공한다.

무결성 요구조건은 확률로 정의된다. 위치오차가 보호수준을 넘어가는 상황을 MI (Misleading Information), 경보한계까지 초과하는 HMI (Hazardously Misleading Information) 라고 한다. 특정 항행 단계에서의 무결성 요구조건은 경보한계 값을 초과하는 HMI에 대하여 정의된 값이다. 전체 시간에 대하여 계산된 위치오차, 보호수준과 함께 경보한계 값을 비교하여 MI와 HMI 상황이 나오는지 체크하고, 요구조건과 비교하여 성능을 검증한다. 만약 MI나 HMI 상황이 발생했다면 무결성 경고 메시지가 TTA 시간 이내 방송되어 해당 무결성 문제를 해결하였는지 판단이 필요하다. 무결성 성능은 안전과 직결되므로 매우 작은 확률 요구조건을 가진다. 실제 데이터 샘플로는 완벽한 검증은 불가능하기 때문에, 만약 문제가 발생한다면 해당 사례를 면밀하게 검토하여 문제의 원인을 분석해야함.

무결성 성능을 쉽게 확인하기 위해 도시하는 대표적인 그림이 Stanford Plot 이다. Stanford Plot은 x축을 위치 오차, y축을 보호수준으로 하여 해당 지점의 Epoch 수를 색으로 표현한다. 보호수준이 경보한계를 넘어가는 경우 시스템은 비가용하다고 판단한다. Stanford Plot에서는 대각선을 기준으로 보호수준과 위치오차의 대소 관계 파악이 가능하며, 대각선 아래 영역은 무결성 성능에 영향을 주는 MI 및 HMI 발생 상황을 의미한다. Stanford Plot을 도시하였을 때 MI와 HMI 상황 영역에 점이 찍혀 있다면 Alert 메시지 분석을 통해 TTA이내 경보 발생을 하였는지 추가적인 분석이 필요하다.

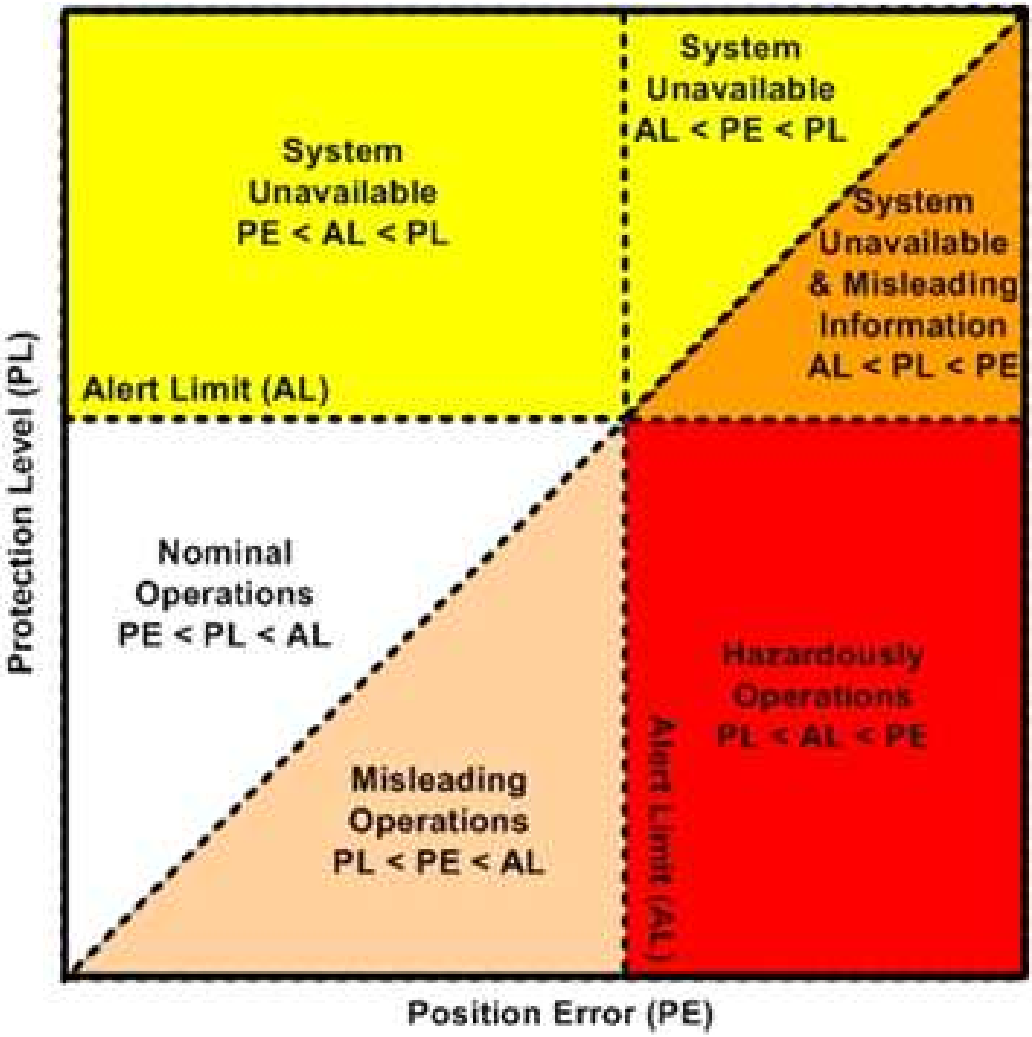


그림 55 무결성 성능 분석을 위한 Stanford Plot

연속성 요구조건은 확률로 정의된다. 연속성을 검증할 때는 전체 시간에 대하여 sliding window 기법을 활용하여 매 epoch 연속성을 만족하는지 테스트하고, 통계치를 산출하여 요구조건을 만족하는지 확인하는 방식을 사용한다. 연속성을 검증할 때는 최소 1달 이상의 데이터를 기준으로 통계를 산출한다.

가용성 요구조건은 확률로 정의된다. 가용성의 정확한 정의는 위 세 가지 성능이 모두 만족되는 시간의 비율이다. 그러나 실질적인 평가에서는 세 가지를 모두 평가하기 어려운 점이 존재한다. 예를 들어 정확성, 무결성의 경우 실제 사용자의 측정치가 필요한데, 모든 서비스 영역에 대하여 측정치를 받을 수는 없다. 따라서 WAAS, EGNOS 는 모두 보호 수준과 경보한계 값을 비교하여 보호수준이 경보한계를 넘지 않는 시간의 비율로 가용성 요구조건을 검증하고 있다. 본 연구에서도 가용성 평가 시 보호수준이 경보한계를 넘지 않는 시간의 비율로 가용성 통계치를 계산하여 검증하기로 한다. 가용성을 검증할 때는 24시간의 데이터를 기준으로 통계를 산출한다.

다음은 앞서 기술한 사용자 알고리즘을 적용하여 특정 기준국에서 실제 EGNOS 메시지를 처리한 결과이다. 결과의 검증은 유럽의 검증된 SBAS 상용 프로그램인 PEGASUS와 비교하여 수행되었으며 동일한 EGNOS 메시지를 PEGASUS 소프트웨어로 처리했을 때의 결과와 비교하였다. 계산된 사용자의 수평/수직 오차, 보호수준에 대하여 각각 검증을 수행하였으며 그 결과는 다음과 같았다. PEGASUS와 본 연구의 계산결과를 각각 그리고 그 차이를 표시하였다.

표 7 PEGASUS와 개발 알고리즘의 차이 통계

보호수준 값 차이	평균 (m)	최대 차이 (m)
HPE 차이	-5.87e-4	0.003
VPE 차이	5.78e-5	0.002
HPL 차이	1.45e-6	0.013
VPL 차이	2.14e-6	0.008

상용 프로그램인 PEGASUS와 비교했을 때 본 연구의 계산 결과는 거의 일치하였으며 차이 값의 평균, 최대 값을 나타내면 다음과 같았다. 최대 차이가 cm 수준으로 평균적인 차이는 수평, 수직 오차가 각각 0.8%, 0.08% 의 값을 보였다. 보호수준의 경우에는 수평, 수직 모두 평균적으로 10^{-3}% 이하의 차이를 보였다. 이는 성능 목표치로 잡았던 10%보다 훨씬 작은 수준으로 목표치를 만족하는 것을 확인하였다.

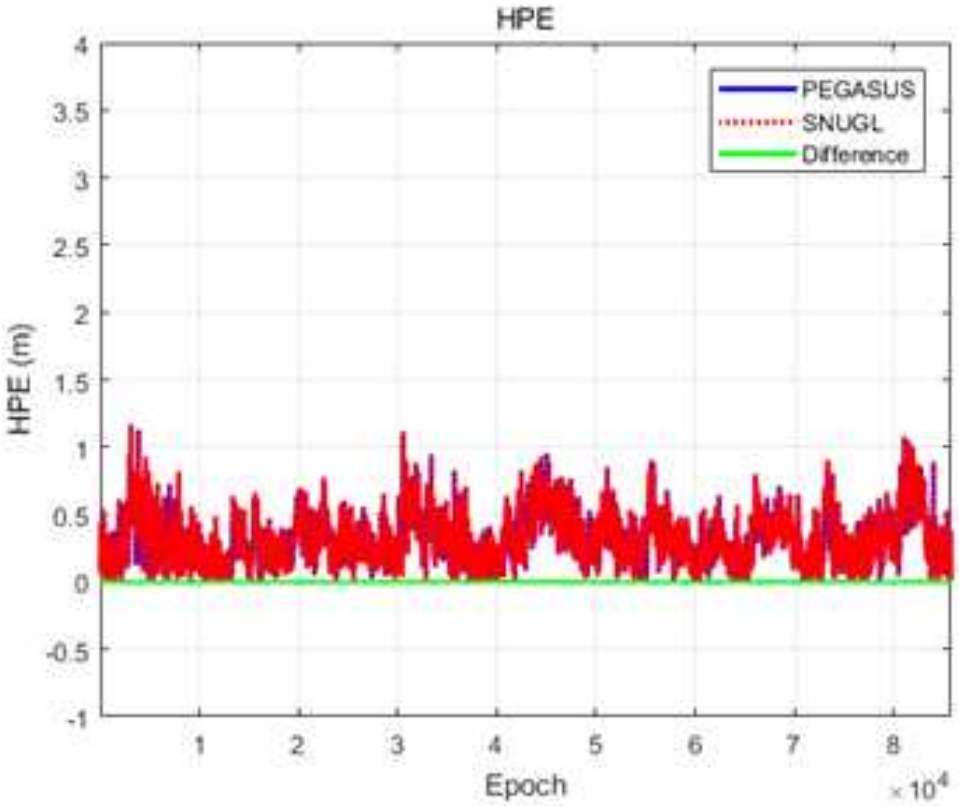


그림 56 사용자 수평 위치 오차 (HPE) 검증 결과

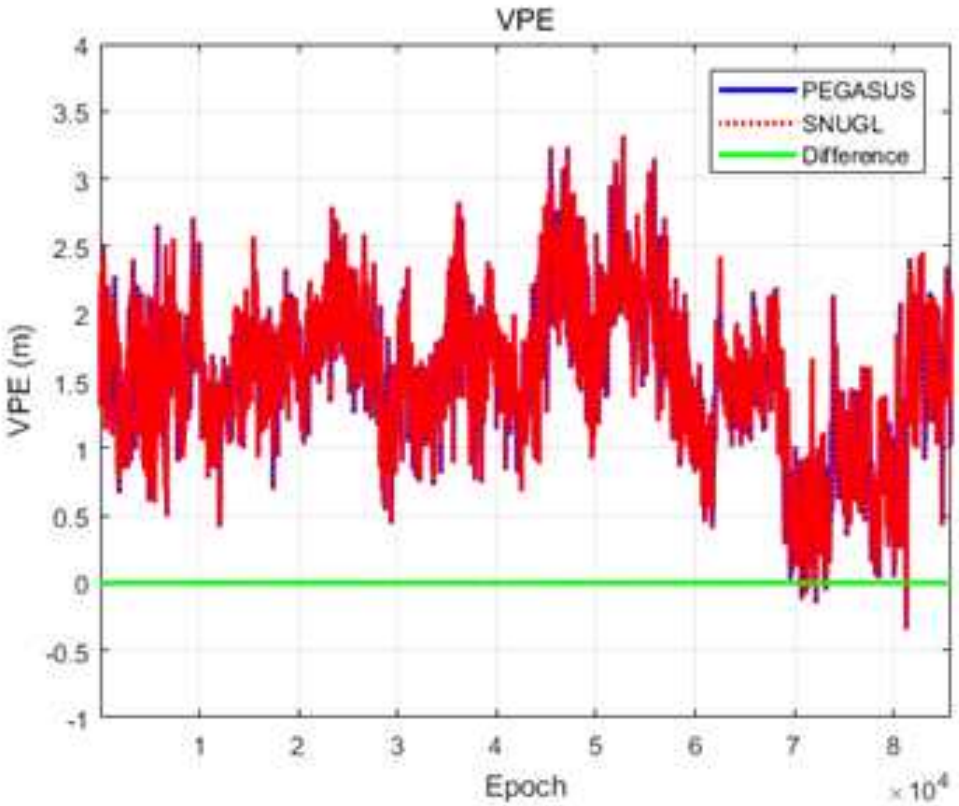


그림 57 사용자 수직 위치 오차 (VPE) 검증 결과

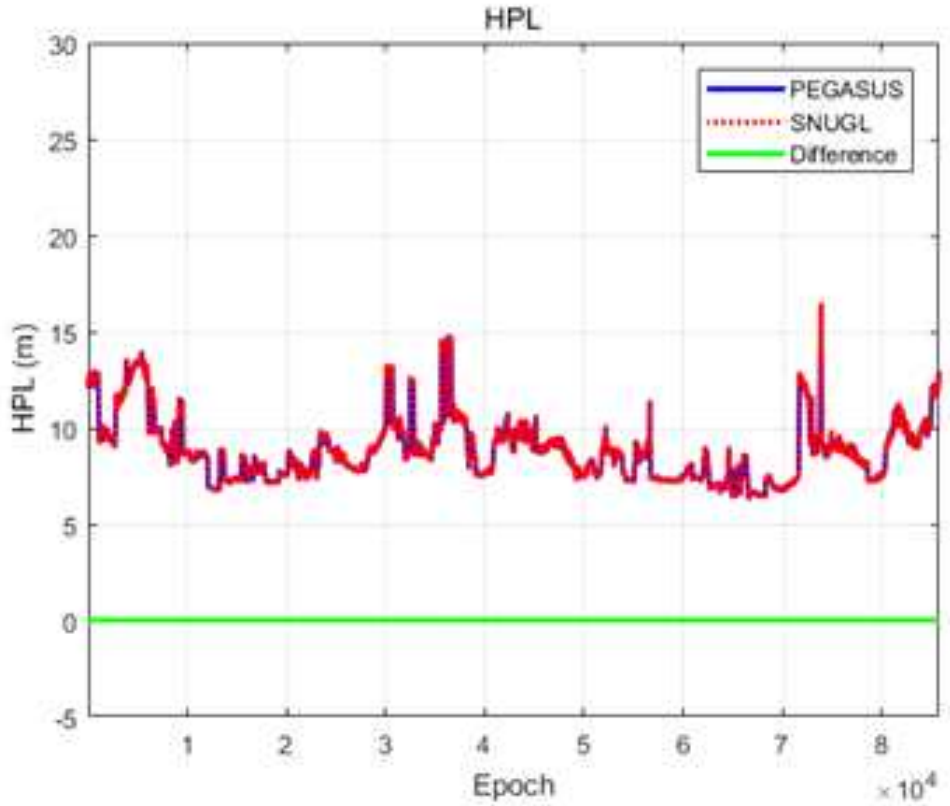


그림 58 사용자 수평 보호수준 (VPL) 검증 결과

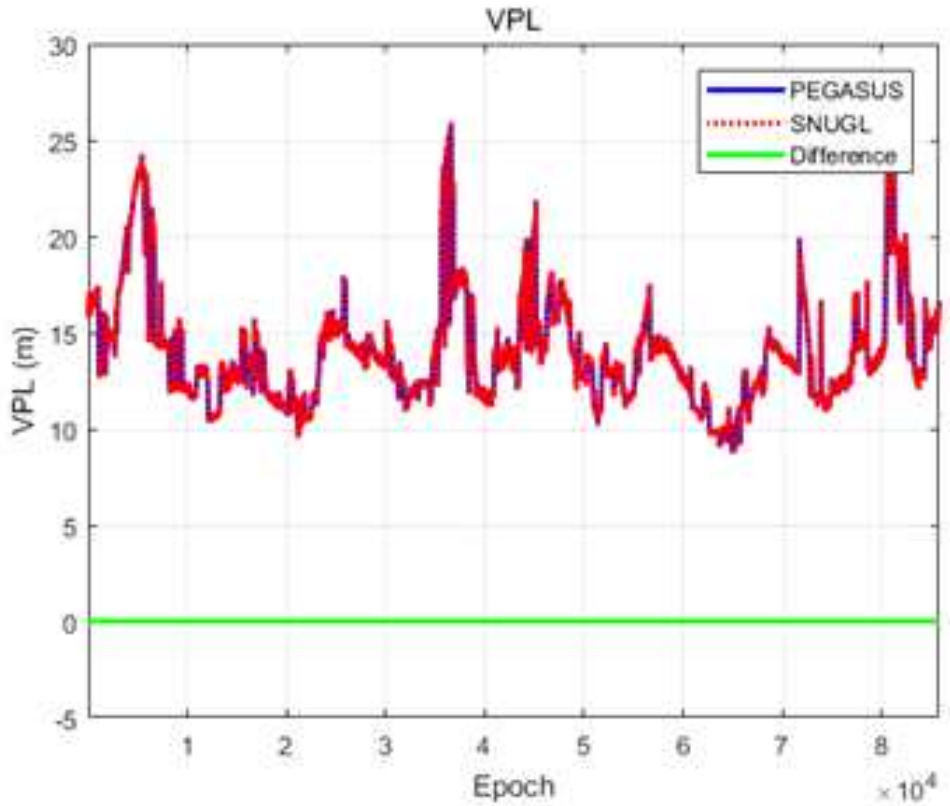


그림 59 사용자 수직 보호수준 (VPL) 검증 결과

항법해, 보호수준의 계산 알고리즘을 위와 같이 검증하였고, 실제 EGNOS 사용자에게 나타나는 정확성, 무결성, 연속성, 가용성 성능을 평가하였다. 다음은 성능 지표들을 확인하기 위하여 위치오차, 보호수준, 경보 한계 값을 다 같이 나타낸 그림이다. 첫 번째로 시간축에 대해서 결과를 도시하였으며, 두 번째로 세 가지 값을 효율적으로 도시하기 위하여 고안된 stanford plot으로 나타내었다. Stanford plot은 stanford 대학에서 개발한 그래프 도시 방법으로, SBAS 항법 성능을 확인하는데 활용되는 대표적인 plot이다. 각각의 그림을 수평, 수직에 대하여 나타내었다.

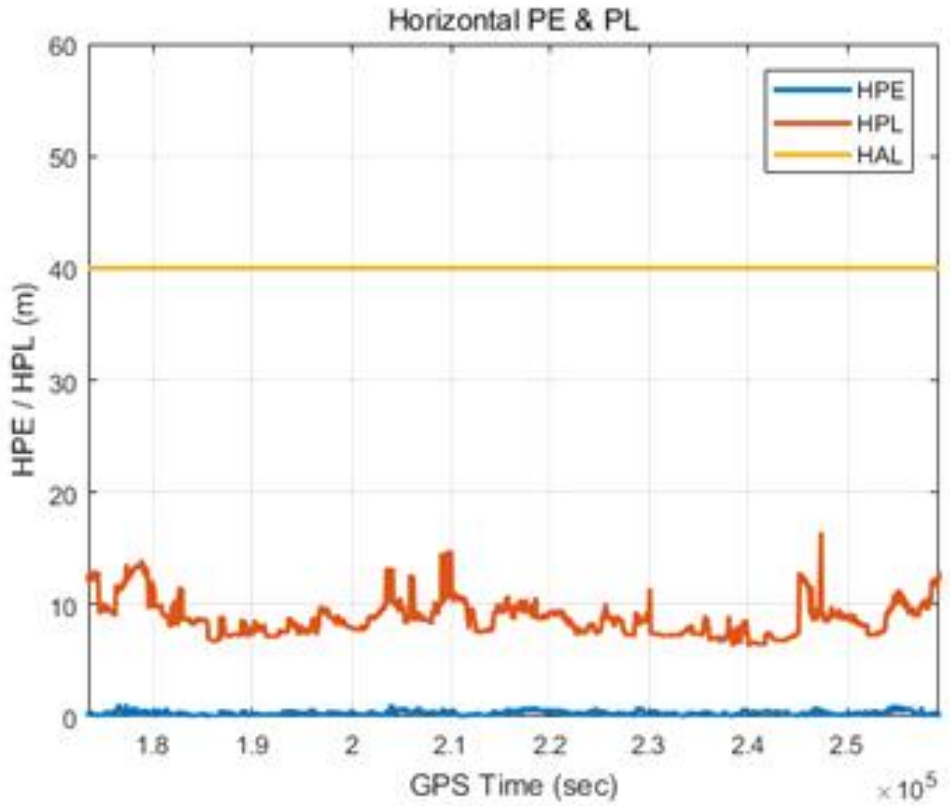


그림 60 수평 위치오차, 보호수준, 경보한계 결과

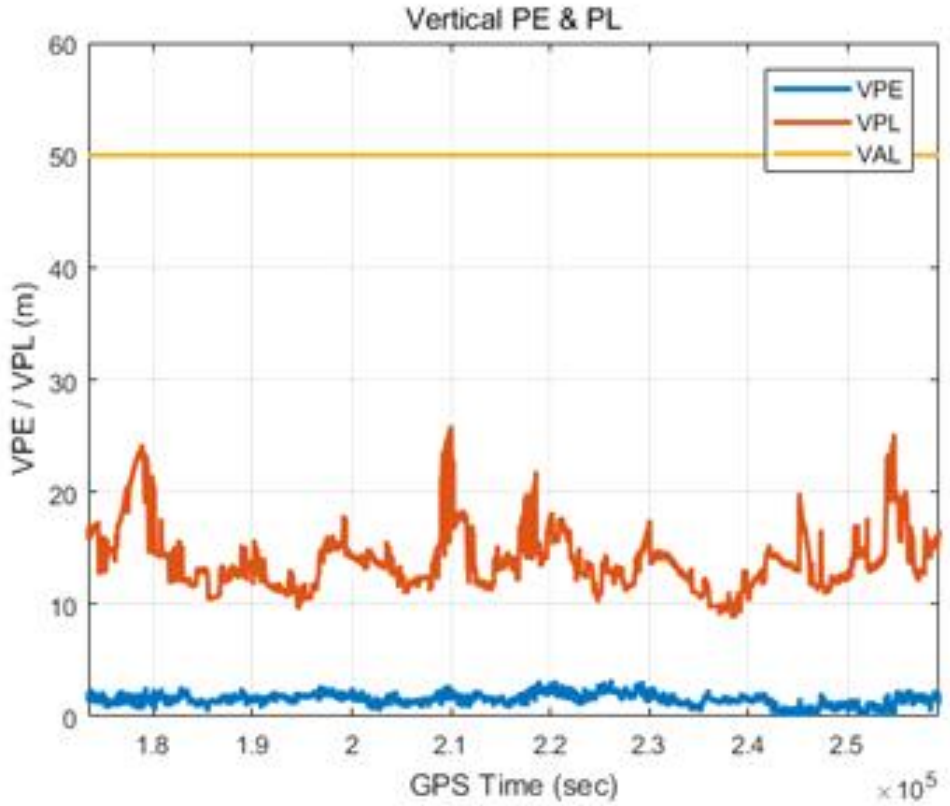


그림 61 수직 위치오차, 보호수준, 경보한계 결과

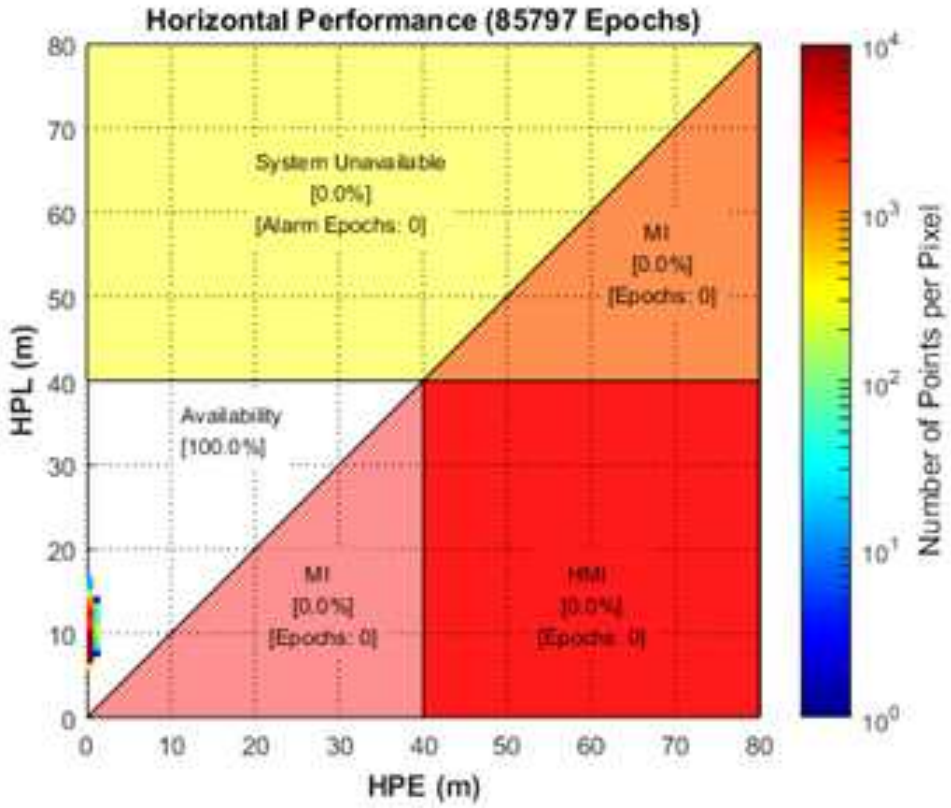


그림 62 Stanford Plot (수평 성능)

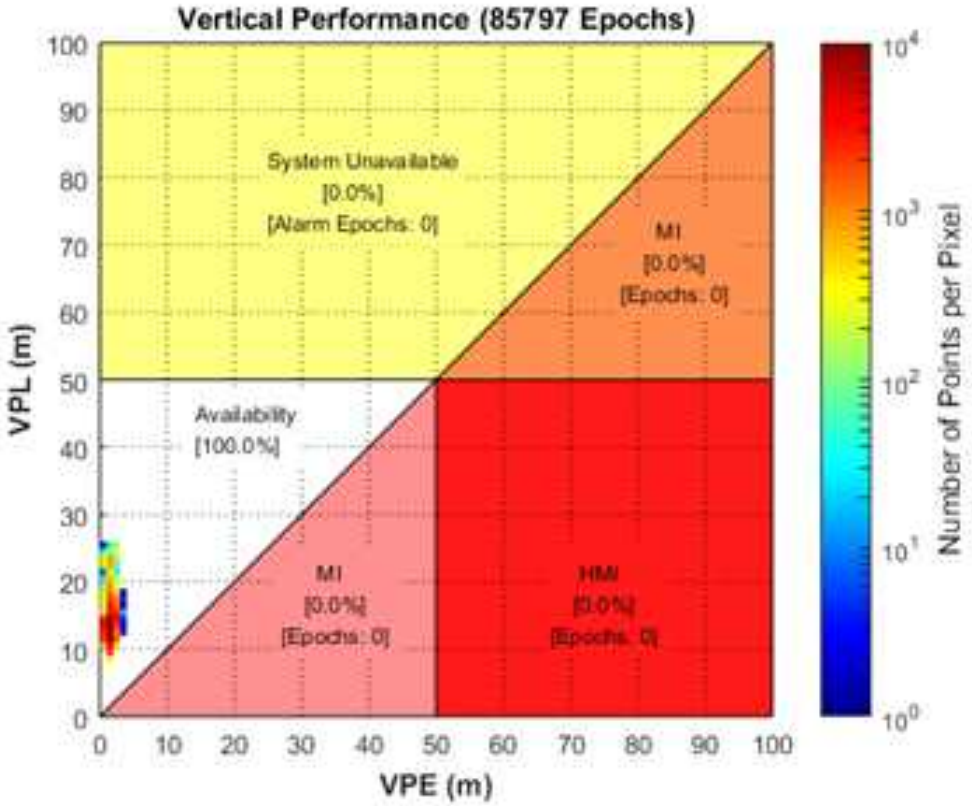


그림 63 Stanford Plot (수직 성능)

위 결과들로부터 앞서 설명한 방법으로 정확성, 무결성, 연속성, 가용성 성능 지표를 계산했으며, 이를 요약하면 다음 표와 같다. 테스트 날짜에서 정확성은 95% 오차가 수평 0.64 m, 수직 2.31 m로 나타났으며, 오차가 보호수준을 초과하는 무결성 문제는 나타나지 않았다. 또한 보호수준이 경보 한계를 초과하는 epoch이 존재하지 않아 무결성, 연속성의 위협은 한 번도 발생하지 않았다.

표 8 사용자 정확성, 무결성, 연속성, 연속성 성능 평가 결과

95% HPE (m)	95% VPE (m)	Integrity Risk	Continuity Risk	Availability (APV-I)
0.64	2.31	0.00	0.00	100%

2) 일반 지상 사용자의 SBAS 성능 예측 알고리즘 설계

일반 지상 사용자의 SBAS 성능 예측을 위해서는 아직 실제로 일어나지 않은 날에 대해 분석해야하므로 앞으로 GPS 위성의 궤도 데이터, SBAS 보정/무결성 정보를 예측하여 생성해야한다. 실제 사용자의 측정치는 정확히 예측하기가 매우 어려우므로 정확성, 무결성에 대한 예측은 어렵다. 실제 EGNOS, WAAS에서도 사용자 위치 영역에서 정확성, 무결성에 대한 예측은 수행하지 않으며 예측되는 보호수준으로부터 가용성 결과만 예측하고 있다. 따라서 본 연구에서도 예측되는 궤도로부터 SBAS 무결성 정보를 생성하고 사용자의 보호수준을 예측하는 데 중점을 두었다. 즉, 성능 평가 알고리즘과 대비했을 때 GPS 궤도 정보와 SBAS 무결성 정보(위성 및 전리층)를 예측하는 알고리즘이 추가되었다.

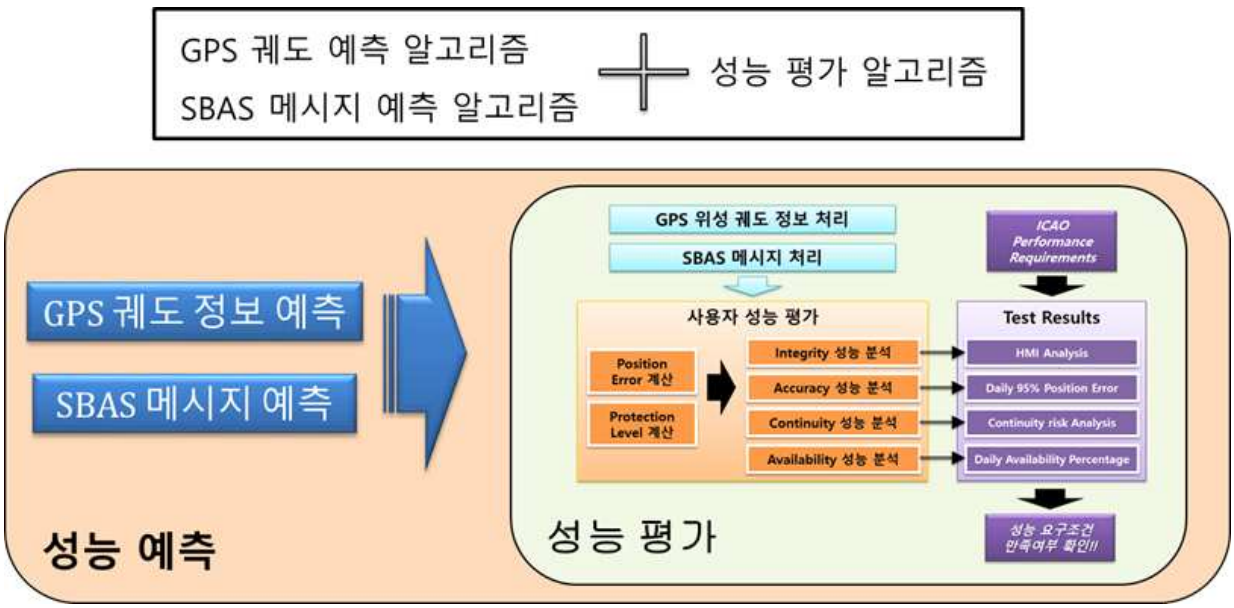


그림 64 SBAS 사용자의 성능 예측 과정

유럽 CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) 자문 결과 GPS 위성의 outage 및 healthy 정보에 대한 예측 데이터인 NANU (Notice Advisory to NAVSTAR User) 정보가 SBAS 성능 예측 시 반영된다는 답을 얻었다. 성능 평가의 경우 위성 방송 궤도력에 포함된 위성의 outage 와 healthy 정보를 활용면 되지만, 성능 예측은 실시간으로 제공되는 방송궤도력 정보를 활용 불가하다. 따라서 NANU 메시지에는 향후 5일 동안의 GPS 위성의 Scheduled Outage 에 대한 사전정보가 포함되어 있고 이를 이용해 성능 예측 시 GPS 위성에 발생 가능한 문제를 미리 제거할 수 있다. 따라서 성능 평가 알고리즘과 대비했을 때 성능 예측 시에는 예측된 GPS 위성의 outage 정보인 NANU 메시지를 받아오는 알고리즘이 추가된다.

개략 궤도력으로부터 예측되는 GPS 궤도, SBAS 기준국 배치, 측정치 오차 모델로부터 무결성 정보를 생성하고 생성한 무결성 정보를 이용해 최종적으로 사용자 보호수준 계산과 가용성, 연속성 성능을 예측하는 것이 전체적인 흐름이다 이를 그림으로 나타내면 다음과 같다.

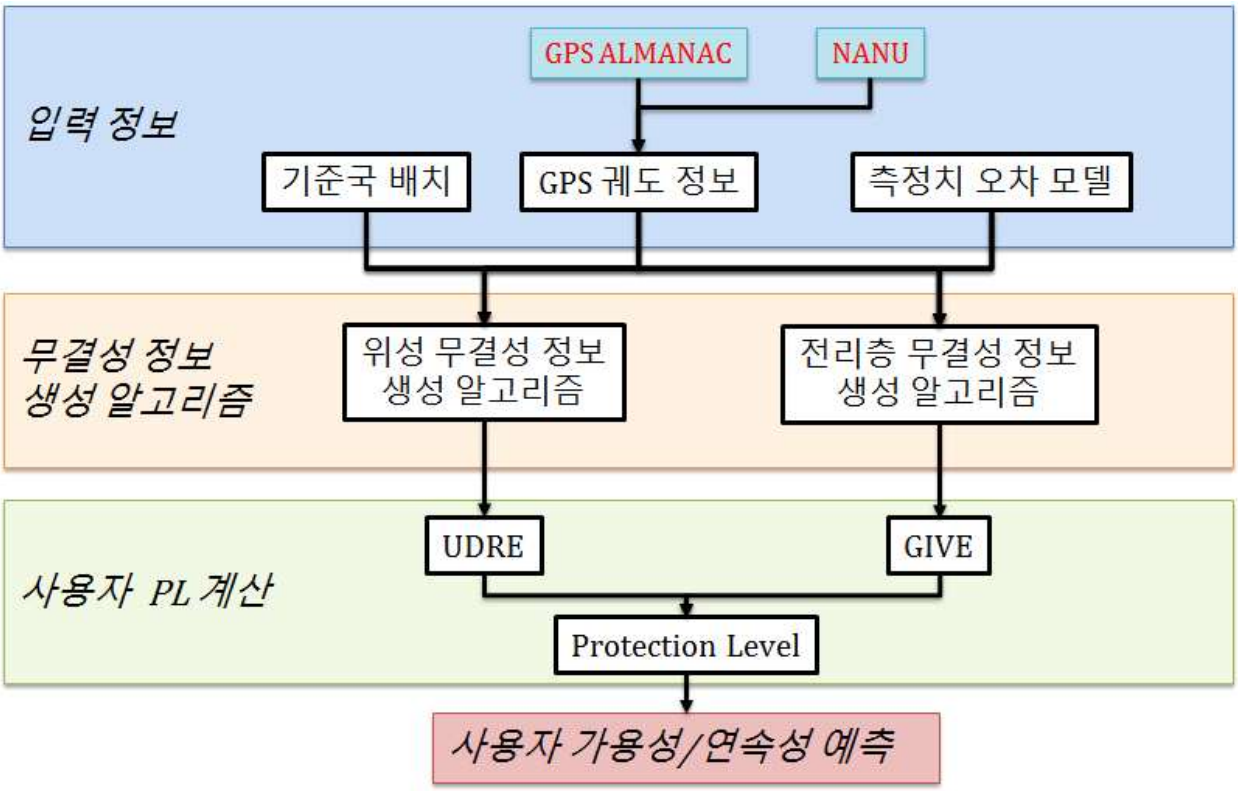


그림 65 SBAS 사용자 성능 예측 알고리즘 전체 흐름도

SBAS 성능 예측을 위한 GPS 위성의 궤도 데이터의 경우 실시간으로 제공되는 방송 궤도력 정보로는 생성이 불가능하다. 따라서 개략 궤도력(Almanac)을 이용하기로 하였다. 개략 궤도력은 생성된 시간으로부터 약 3일간의 위성 궤도 정보를 담고 있는 정보이다. 개략 궤도력은 방송 궤도력에 비해 적은 정보를 담고 있으며 정확성 면에서도 개략 궤도력의 오차는 1~3 km 수준이므로 방송 궤도력에 비해 떨어지는 면이 있다. 하지만 미래 궤도를 예측할 수 있다는 점에서 방송 궤도력과는 다르게 개략 궤도력을 이용한다면 SBAS성능 예측을 실시할 수 있다. 아래 표는 방송 궤도력과 개략 궤도력을 비교한 것이다.

표 9 개략 궤도력과 방송 궤도력 비교

궤도력	파라미터 수	정확도	비고
개략 궤도력(almanac)	10	수 km	3일간 사용 가능
방송 궤도력	21	수 m	2시간 이후 오차 급격히 증가

개략 궤도력을 사용자 보호수준 예측에 활용 가능한지에 대해서는 DOP 결과를 분석해봄으로써 확인할 수 있다. 보호수준은 무결성 정보로부터 계산되는 의사거리 영역에서의 오차 수준에 DOP 값이 곱해지는 형태로 계산이 된다. 개략 궤도력으로 예측된 궤도와 실제 그날의 방송 궤도력으로 계산된 궤도를 각각 이용했을 때 DOP 결과의 차이는 0.02 이하로 나타났다. 이를 통하여 SBAS 성능 예측에 개략 궤도력을 활용 가능한 것을 확인하였다. 방송 궤도력과 개략 궤도력의 구체적인 비교 결과는 이후 시뮬레이션 환경 구성에서 상세히 설명할 것이다.

SBAS에서 생성하는 무결성 정보로는 UDRE (User Differential Range Error)와 GIVE (Grid Ionospheric Vertical Error)가 있다. 사용자 보호수준 예측을 위해서 가장 중요한 것은 UDRE, GIVE를 실제와 유사하게 생성하는 것이다. 하지만 기존 EGNOS의 SBAS simulator에서는 UDRE, GIVE 값을 생성할 때, 단순 측정치 수만을 고려하고 있었다. 따라서 본 연구에서는 실제와 유사한 결과를 출력할 수 있는 시뮬레이션 소프트웨어를 개발하기 위하여 심화된 알고리즘으로 설계하는 연구를 수행하였다.

UDRE 값은 사용자가 SBAS 위성 보정정보를 적용하고 난 후, 의사거리에 남는 잔여 오차 수준이 어느 정도인지 사용자가 계산할 수 있도록 제공되는 정보이다. UDRE 값의 계산은 SBAS의 핵심인 중앙처리국에서 수행된다. UDRE 값의 계산을 위해서는 중앙처리국의 위성 오차 및 공분산 추정 알고리즘이 요구된다. 다음은 위성 오차, 공분산 추정과 UDRE 생성 과정을 간략하게 도시한 그림이다.

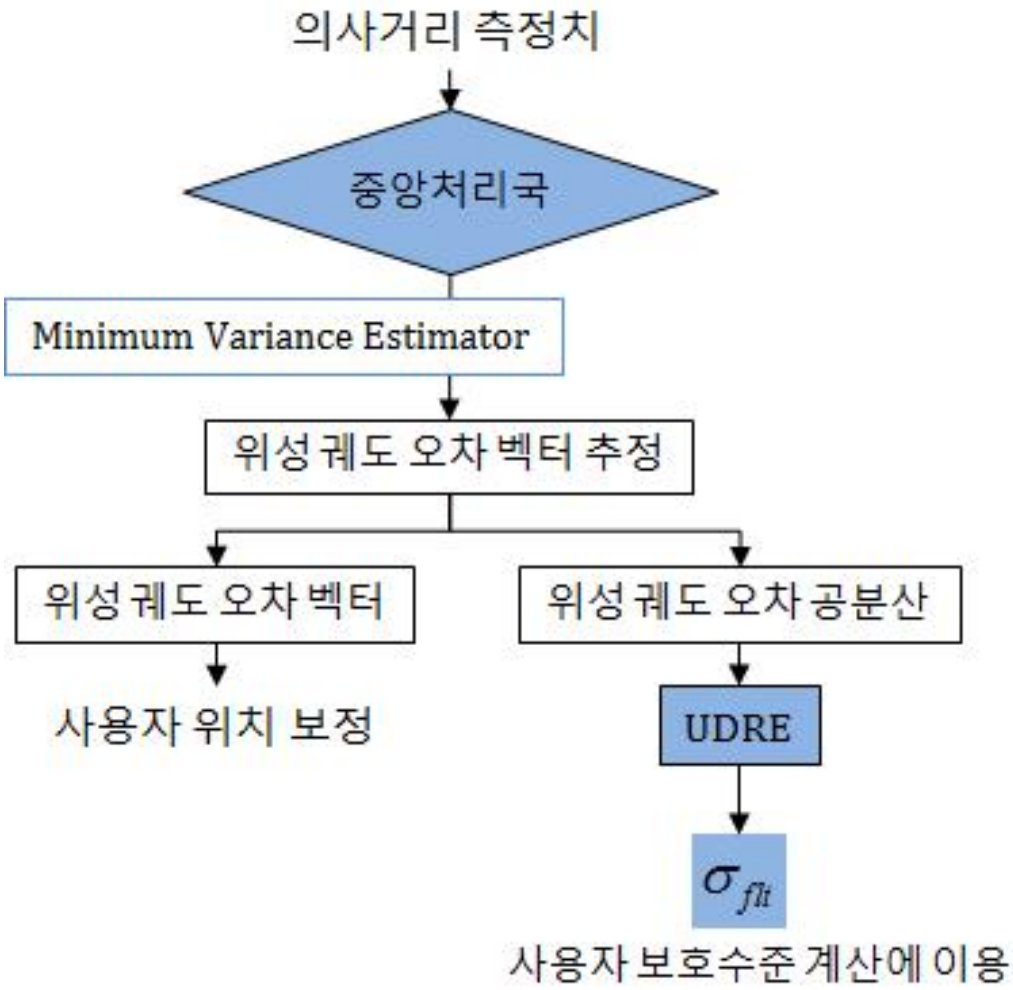


그림 66 UDRE 생성 알고리즘

사용자가 4개 이상의 위성으로부터 측정한 의사거리로부터 자신의 위치와 시계 오차를 계산하는 항법해 추정의 기본적인 원리를 역으로 이용하여, 같은 위성을 바라보는 위치가 정밀하게 측량된 다수의 기준국으로부터 위성의 궤도와 시계 오차를 추정할 수 있다. 위성 관련 오차와 공분산을 추정할 때는 여러 오차가 제거되고 위성 관련 오차만 남게 한 의사거리 잔차를 이용한다. 전리층 지연 오차는 이중 주파수 측정치를 활용하여 측정치 조합을 통해 제거가 가능하며, 대류층 지연 오차는 적절한 모델링을 통해 대부분 제거가 가능하다. 다음은 전리층, 대류층 지연 오차가 제거된 의사거리 측정치 식을 나타낸 것이다.

$$\begin{aligned}\rho_i^j &= \mathbf{D}_i^j \cdot \mathbf{e}_i^j - b^j + B_i + \varepsilon_i^j \\ &= \left[\left(\mathbf{R}^j - \delta\mathbf{R}^j\right) - \mathbf{R}_i\right] \cdot \mathbf{e}_i^j - b^j + B_i + \varepsilon_i^j\end{aligned}$$

ρ_i^j : i번째 기준국에서 측정된 j번째 위성의 의사거리

$\mathbf{D}_i^j$: i번째 기준국에서 j번째 위성까지의 거리 벡터

$\mathbf{e}_i^j$: i번째 기준국에서 j번째 위성까지의 방향 벡터

$\mathbf{R}^j$: 위성 항법메시지로 계산한 j번째 위성의 위치 벡터

$\delta\mathbf{R}^j$: j번째 위성의 궤도 오차 벡터

$\mathbf{R}_i$: 측정을 통해 알고 있는 i번째 기준국의 위치 벡터

b^j : j번째 위성의 시계 오차 (m 단위)

B_i : i번째 기준국 수신기의 시계 오차 (m 단위)

ε_i^j : 의사거리 측정치 잡음

위 식을 추정하고자 하는 미지수인 위성 궤도 오차, 위성 시계 오차 그리고 수신기 시계 오차와 알고 있는 값과 분리하여 다시 쓰면 아래와 같다.

$$\delta\rho_i^j \triangleq \rho_i^j - \left(\mathbf{R}^j - \mathbf{R}_i\right)\cdot\mathbf{e}_i^j = \delta\mathbf{R}^j\cdot\mathbf{e}_i^j - b^j + B_i + \varepsilon_i^j$$

SBAS는 모든 SBAS 기준국들로부터 측정치를 수집하여 관측식을 구성하고 위성 관련 오차와 그에 대한 분산 값을 추정한다. 추정해야하는 미지수인 위성 궤도 오차, 위성 시계 오차, 수신기 시계오차를 상태변수 $\mathbf{x}$로 정의하고, n개의 기준국($i=1,2,\cdots n$)과 m개의 GPS 위성($j=1,2,\cdots m$)에 대한 모든 측정치를 모으면 아래와 같은 행렬식으로 표현이 가능하다. 이때 $\mathbf{I}_i$는 i번째 열이 모두 1이고 나머지는 모두 0인 형태의 행렬이다. 단, 모든 수신기 시계오차는 상대적이므로 n번째 기준국을 기준시각으로 삼았기 때문에 $\mathbf{I}_n$은 영행렬이 된다. $\mathbf{v}$는 zero-mean이고 공분산 행렬은 $\mathbf{W}$인 측정치 잡음 행렬을 의미한다.

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \delta\mathbf{R}^T & \mathbf{b}^T & \mathbf{B}^T \end{bmatrix}^T$$

$$where\ \ \delta\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \delta\mathbf{R}^{1T} & \delta\mathbf{R}^{2T} & \cdots & \delta\mathbf{R}^{mT} \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{b} = \begin{bmatrix} b^1 & b^2 & \cdots & b^m \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} B_1 & B_2 & \cdots & B_{n-1} \end{bmatrix}^T$$

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta\rho}_1 \\ \boldsymbol{\delta\rho}_2 \\ \vdots \\ \boldsymbol{\delta\rho}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{E}_1 & -\mathbf{I} & \mathbf{I}_1 \\ \mathbf{E}_2 & -\mathbf{I} & \mathbf{I}_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{E}_n & -\mathbf{I} & \mathbf{I}_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{R} \\ \mathbf{b} \\ \mathbf{B} \end{bmatrix} + \mathbf{v} \qquad \Rightarrow \qquad \mathbf{z} = \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{v}$$

where

$$\boldsymbol{\delta\rho}_i = \begin{bmatrix} \delta\rho_i^1 & \delta\rho_i^2 & \cdots & \delta\rho_i^m \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{E}_i = \begin{bmatrix} \mathbf{e}_i^{1T} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{e}_i^{2T} & \cdots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{e}_i^{mT} \end{bmatrix} \qquad (m \times 3m)$$

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \qquad (m \times m)$$

$$\mathbf{I}_i = \begin{bmatrix} 0 & \cdots & 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \cdots & 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} \qquad i = 1, 2, \cdots n-1 \qquad (m \times n-1)$$

$$\mathbf{I}_n = \mathbf{0} \qquad (m \times n-1)$$

관측식을 풀기 위한 방법으로는 Least Square, Weighted Least Square 등 여러 가지가 존재한다. SBAS의 기준국 배치는 위성과 기준국 간의 거리를 고려하면 한 곳에 집중된 것처럼 분포하고 있다. 따라서 큰 DOP 값을 갖게 되어 추정 시 측정치 오차에 큰 영향을 받고, 추정되는 값의 크기가 실제와 달리 매우 커지는 문제가 발생한다. 이러한 SBAS 위성 오차 및 공분산 추정에서 발생하는 문제를 해결하기 위하여 MV (Minimum Variance) estimator가 제안된바 있다. MV Estimator는 이미 알고 있는 정보를 이용해 방정식을 풀 때 나오는 공분산 행렬을 제한하는 효과를 줌으로써 보다 타당한 결과를 얻을 수 있는 장점이 있다. 이 MV Estimator를 이용해서 방정식을 푸는 과정에서 위성 보정정보의 값과 그에 해당하는 공분산 행렬이 결정된다. 본 연구에서도 MV Estimator를 사용하였으며, 추정식은 아래와 같다. $\mathbf{\Lambda}$는 추정 오차에 대한 a priori 공분산 행렬로 알고 있는 값이다.

$$\hat{\mathbf{x}}_{MV} = \left(\mathbf{\Lambda}^{-1} + \mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{W}^{-1}\mathbf{H}\right)^{-1}\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{W}^{-1}\mathbf{z}$$

$$\hat{\mathbf{P}}_{MV} = \left(\mathbf{\Lambda}^{-1} + \mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{W}^{-1}\mathbf{H}\right)^{-1}$$

$\hat{x}$: 추정된 위성 오차 벡터

$\hat{P}$: 추정된 공분산 행렬

W : 측정치 잡음의 공분산 행렬($=E[vv^T]$).

Λ : 오차의 공분산 행렬($=E[xx^T]$).

UDRE 값은 추정된 위성 보정정보의 오차수준을 의미하는 값이므로 추정된 공분산 행렬로부터 계산할 수 있다. 추정된 공분산 행렬은 위성의 궤도 벡터에 대한 값이므로 이를 사용자의 의사거리 영역의 값으로 변환을 해주는 것이 필요하다. 여기서 R은 측정치의 공분산 행렬, H는 각 기준국에서 위성까지의 시선벡터로 구성된 관측 행렬, P는 위성 궤도 및 시계 오차 추정 과정에서 계산된 공분산 행렬을 의미한다. 이렇게 계산된 σ_{UDRE}는 99.9%의 유의 수준을 갖는 오차 범위인 UDRE 값으로 환산되어 사용자에게 전달된다.

$$P_{UDRE} = R + H\hat{P}H^T$$

$$\sigma^2_{UDRE} = \left(\sum_{i=1}^{M}\frac{1}{P_{UDRE,i}}\right)^{-1}$$

$$UDRE = \sigma_{UDRE} \times 3.29$$

표 10 UDRE Index 에 따른 UDRE 값

$UDREI_i$	$UDRE_i$ Meters	$\sigma^2_{i,UDRE}$ Meters^2
0	0.75	0.0520
1	1.0	0.0924
2	1.25	0.1444
3	1.75	0.2830
4	2.25	0.4678
5	3.0	0.8315
6	3.75	1.2992
7	4.5	1.8709
8	5.25	2.5465
9	6.0	3.3260
10	7.5	5.1968
11	15.0	20.7870
12	50.0	230.9661
13	150.0	2078.695
14	Not Monitored	Not Monitored
15	Do Not Use	Do Not Use

SBAS 중앙처리국에서는 여러 개의 기준국으로부터 수집한 각 전리층 통과점 (Ionospheric Pierce Point, IPP)의 수직 전리층 지연 측정치를 보간 알고리즘을 통해 미리 정의된 전리층 격자점 (Ionospheric Grid Point, IGP)의 수직 전리층 지연을 추정한다. 전리층 격자점의 수직 전리층 지연을 추정하기 위해서 전리층 격자점 주변 제한된 반경 이내에 있는 전리층 통과점 측정치만을 활용한다. 만약 반경을 크게 하면 많은 수의 측정치를 사용할 수 있으므로 전체 격자점 분포가 완만해지지만, 너무 멀리 있는 측정치까지 추정에 사용되어 왜곡된 분포가 나타날 수 있다. 반경을 작게 하면 가까운 측정치 사용으로 보다 정확한 추정을 할 수 있지만, 측정치 수의 부족으로 추정 불가 격자점이 늘어날 수 있다. 전리층의 공간적 변화에 대한 특성을 고려하면 제한 반경은 보통 1,000 km로 설정한다.

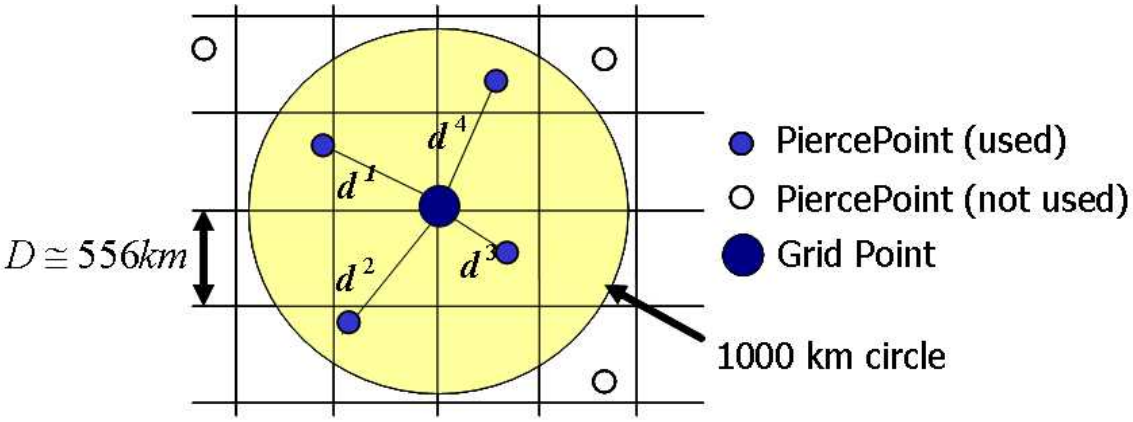


그림 67 전리층 격자점과 전리층 통과점의 개념도

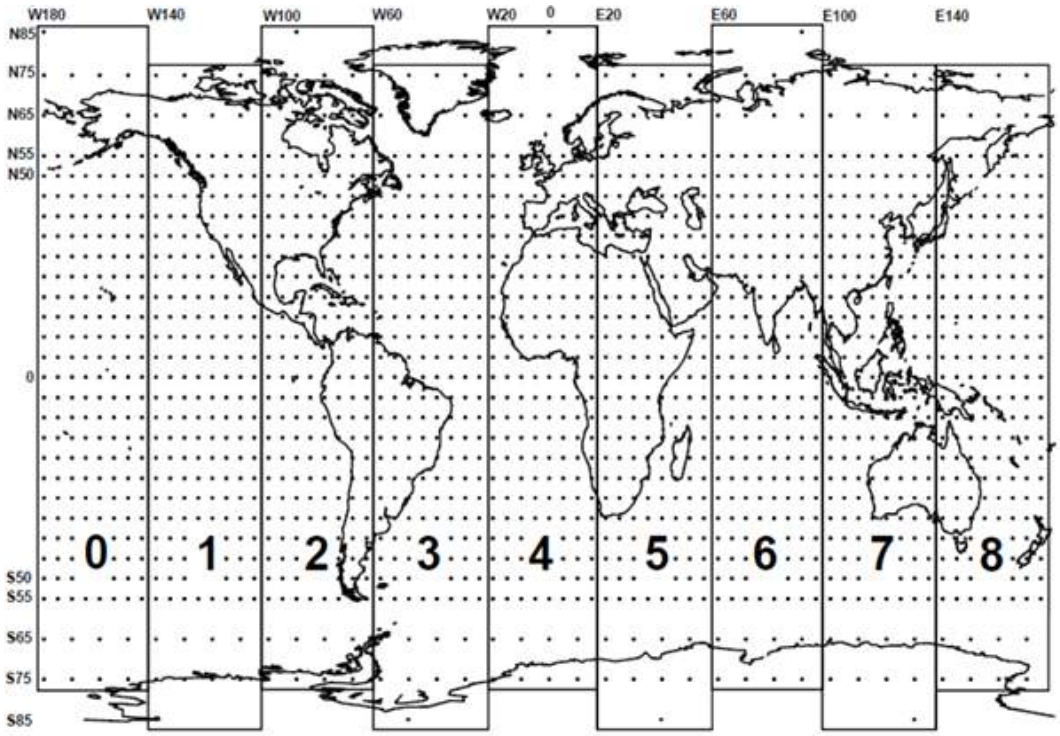


그림 68 SBAS 전세계 전리층 격자점 정의

GIVE 값은 추정된 격자 전리층 지연값에 대한 오차 한계에 대한 무결성 정보이다. 전리층 격자점의 격자 수직 전리층 지연값과 GIVE 값을 추정하기 위해서는 중앙처리국의 격자 전리층 지연 추정 알고리즘이 요구된다. 대표적인 알고리즘으로 IDW (Inverse Distance Weighted), Planar Fit, Kriging, TRIN (TRiagular INterpolation) 등 여러 가지가 존재한다. IDW 알고리즘은 각각의 측정치에 거리와 측정치 분산에 반비례한 가중치를 두어 보간하는 방법으로 계산이나 그 방법에 있어 단순하기 때문에 정확성이 떨어지는 측면이 있다. Planar Fit 모델은 전리층 통과점의 수직 전리층 지연값을 전리층 격자점을 중심으로 평면으로 모델링하여 추정하는 방식이다. 반면 Kriging 알고리즘은 어떤 공간상의 데이터들로부

터 각 데이터의 공간상의 관련성(Variogram)을 이용하여 특정 지점의 데이터 값을 예측하는 방법이다. Bias를 0으로 하고, 추정 분산 값을 최소화 할 수 있도록 Lagrangian Multiplier 방법을 이용하여 가중치를 선정하게 된다. WAAS에서 현재 Kriging 기법을 사용하여 전리층 보정정보를 생성하며, Planar Fit 모델과 유사하게 1차원 평면을 Trend 로 하여 추정한다. EGNOS에서는 TRIN 방법을 사용하고 있다. TRIN 방법은 일정한 삼각형 모양의 TRIN mesh를 생성하고 각 꼭지점에 대하여 수직 전리층 지연 값을 Kalman Filter로 추정하여, IGP에 인접한 TRIN mesh로부터 가중치를 고려한 보간을 통해 IGP에서의 전리층 보정정보를 계산하게 된다. 하지만 TRIN 알고리즘은 공개된 문헌이 부족하여 알고리즘 구현이 어렵다는 단점이 있다. 본 시뮬레이터에서는 미국의 WAAS 에서 사용 중인 Kriging을 이용해 전리층 격자점의 수직 지연 값 및 GIVE를 추정하기로 한다. Stanford 대학에서 개발한 시뮬레이션 소프트웨어인 MAAST에서도 시뮬레이션에 Kriging 알고리즘을 사용한다고 알려져 있다. 다음은 격자 수직 전리층 지연 추정과 GIVE 생성 과정을 간략하게 도시한 그림이다.

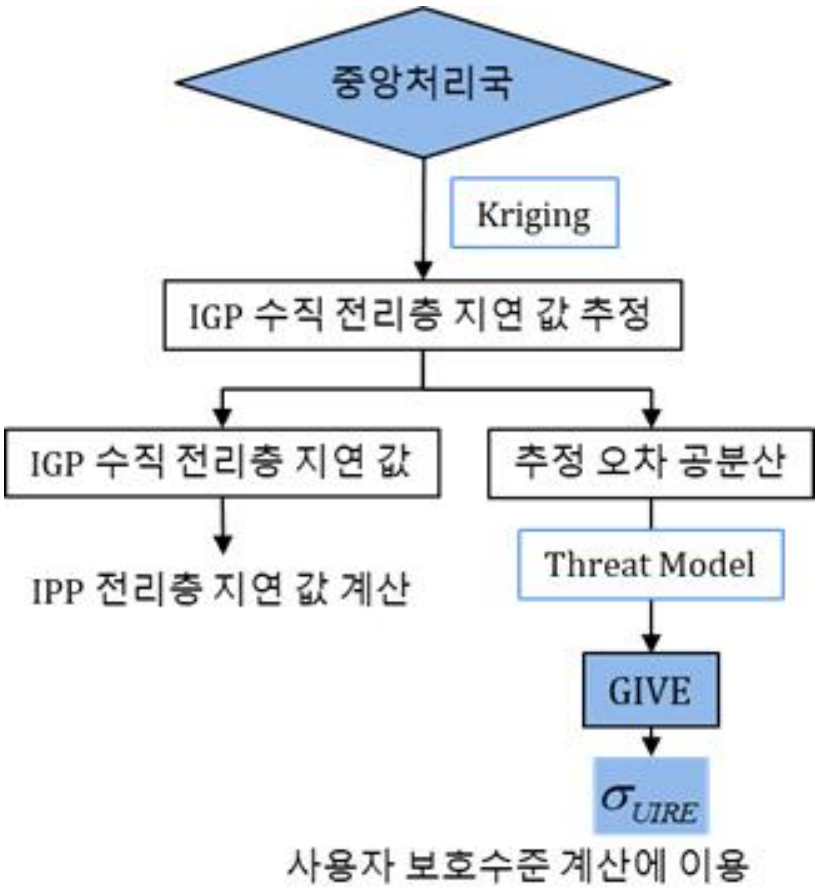


그림 69 GIVE 생성 알고리즘

Kriging 알고리즘은 공간에 분포한 데이터들의 통계적인 상관관계를 이용하여 보간을 하는 알고리즘이다. Kriging에서 공간에 분포한 랜덤 필드의 데이터 $z(u)$는 Trend 요소인 $m(u)$와 Residual 요소인 $r(u)$로 구분된다. Trend 요소는 관측 데이터의 평균을 의미하며, Residual 요소는 관측 데이터와 Trend 요소와의 차이로 Stationary mean 값이 0이며, Stationary covariance가 데이터 간의 공간적인 거리 h에 의한 함수로 표현된다. Variogram은 Residual 요소의 covariance 함수를 데이터 간의 거리에 따라 나타낸 함수로 랜덤 필드에서 데이터 간의 공간적 의존성을 의미한다. Kriging 알고리즘을 적용하기 위해서 공간 데이터들의 통계적인 variogram을 구축하여 모델을 구성할 필요가 있다.

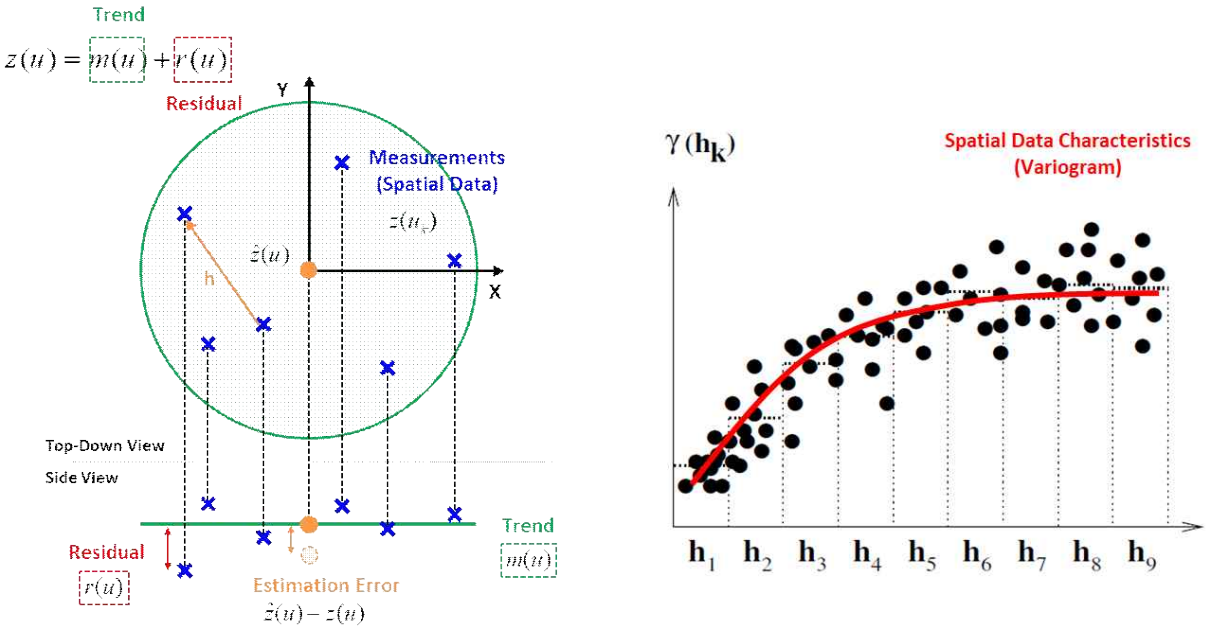


그림 70 Kriging 알고리즘과 Variogram의 개념도

- Kriging Interpolation ($\overline{w}$ 는 Kriging 가중치 벡터)

$$\hat{z}(u) = \sum_{k=1}^{n} z(u_k) \cdot w_k = \overline{w}^T \overline{z} \qquad where \quad z(u) = m(u) + r(u)$$

- Residual Component $r(u)$

$$E[r(u)] \triangleq \langle r(u) \rangle = 0$$

$$Cov\{r(u), r(u+h)\} = E[r(u)r(u+h)] \triangleq C_R(h)$$

- Variogram $\gamma(h)$

$$\gamma(h) = C_R(0) - C_R(h)$$

Kriging 알고리즘에서 수직 전리층 지연의 분포는 아래 식과 같이 전리층 격자점을 원점으로 하는 1차원 평면으로 가정된다. x축은 격자점으로부터 East 방향, y축은 격자점으로부터 North 방향을 의미한다.

$$\therefore I_V(x,y) = a_0 + a_E x + a_N y + r(x,y)$$
$$= m(x,y) + r(x,y)$$

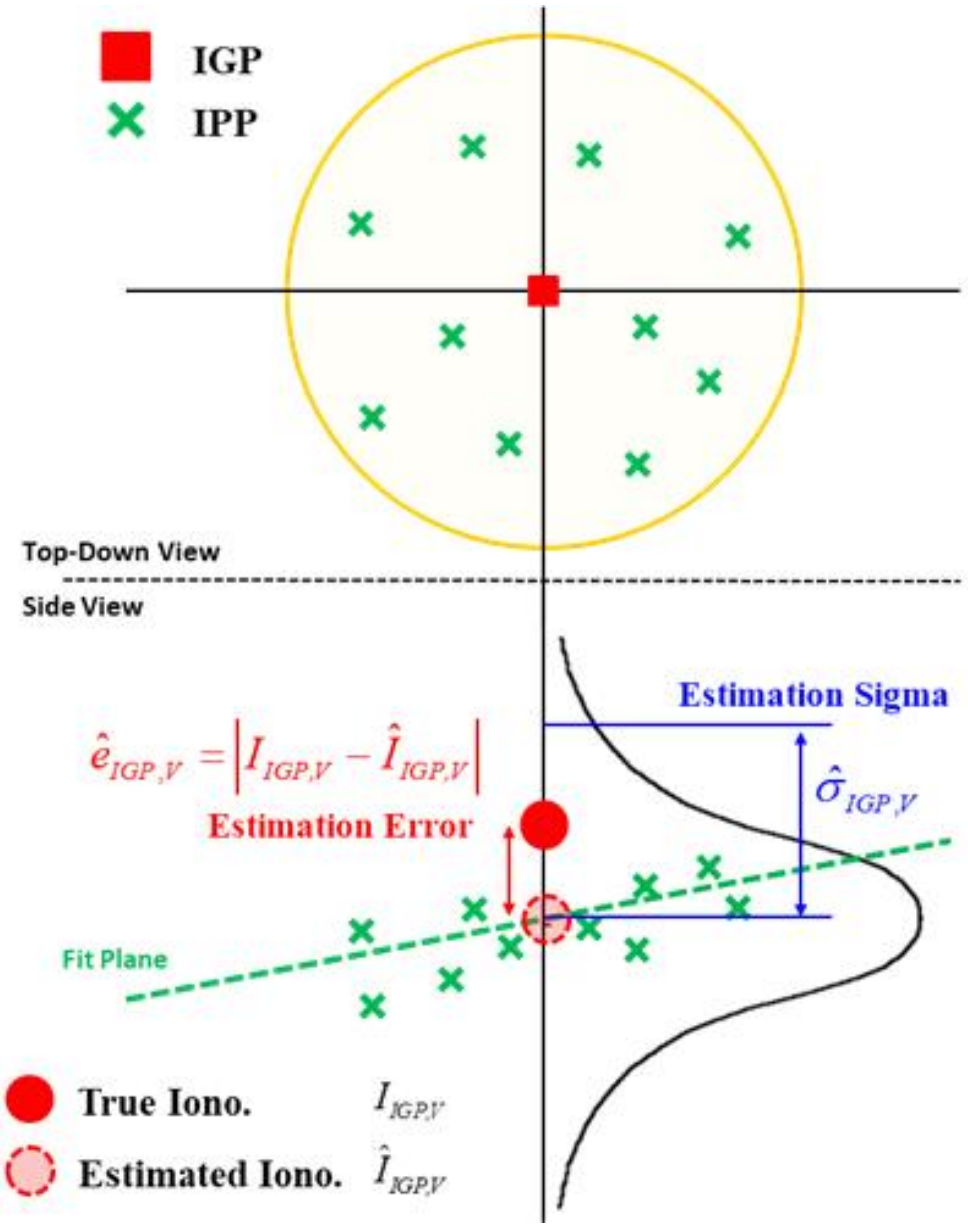


그림 71 격자 전리층 보정정보 추정 알고리즘 개념도 (Kriging)

Kriging 알고리즘으로 격자 전리층 보정정보 추정을 위한 가중치와 공분산은 아래와 같다. G와 $\overline{s}$는 1차원 평면 모델링에 대한 constraint과 관련된 항이다. C, $\overline{c}$, c_0는 Residual covariance 즉 variogram에 의해 결정되는 값이다. M은 측정치의 covariance를 의미한다.

- Kriging Interpolation

$$\hat{I}_{V,IGP} = \sum_{k=1}^{n} I_{V,IPP} \cdot w_k = \overline{w} \cdot \overline{I}_{V,IPP}$$

- Kriging Weighting

$$\therefore \overline{w} = \left[W - WG(G^T WG)^{-1} G^T W \right] \overline{c} + \left[WG(G^T WG)^{-1} \right] \overline{s}$$

- Kriging Variance

$$\therefore \sigma^2_{V,IGP}(\overline{w}) = \overline{w}^T C \overline{w} + c_0 - 2\overline{w}^T \overline{c} + \overline{w}^T M \overline{w}$$

$$where \quad W = \left(C + M \right)^{-1}$$

$$G = \begin{bmatrix} 1 & x_1 & y_1 \\ 1 & x_2 & y_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & x_n & y_n \end{bmatrix}$$

$$\overline{s} = \begin{bmatrix} 1 & x_0 & y_0 \end{bmatrix}^T$$

$$C = \left\langle \overline{r} \overline{r}^T \right\rangle = \begin{bmatrix} C_R(0) & C_R(u_1 - u_2) & \cdots & C_R(u_1 - u_n) \\ C_R(u_2 - u_1) & C_R(0) & \cdots & C_R(u_2 - u_n) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ C_R(u_n - u_1) & C_R(u_n - u_2) & \cdots & C_R(0) \end{bmatrix}$$

$$\overline{c} = \left\langle \overline{r} r(u) \right\rangle = \begin{bmatrix} C_R(u_1 - u) \\ C_R(u_2 - u) \\ \vdots \\ C_R(u_n - u) \end{bmatrix}$$

$$c_0 = \left\langle r(u) r(u) \right\rangle = \left\langle r(u_n) r(u_n) \right\rangle = C_R(0)$$

$$M = \left\langle \overline{vv}^T \right\rangle = \begin{bmatrix} \langle v_1 v_1 \rangle & \langle v_1 v_2 \rangle & \cdots & \langle v_1 v_{n-1} \rangle \\ \langle v_2 v_1 \rangle & \langle v_2 v_2 \rangle & \cdots & \langle v_2 v_{n-1} \rangle \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \langle v_{n-1} v_1 \rangle & \langle v_{n-1} v_2 \rangle & \cdots & \langle v_{n-1} v_{n-1} \rangle \end{bmatrix}$$

미국의 WAAS는 수집된 전리층 측정치로부터 아래와 같이 Variogram 모델을 구성한다. Variogram 모델은 무결성을 고려하여 Empirical variogram이 overbounding 되도록 Fitting 한다.

GIVE 값은 추정된 전리층 보정정보의 오차수준을 의미하는 값이므로 추정된 Kriging variance로부터 계산할 수 있다. Kriging 알고리즘으로부터 결정되는 수직 전리층 지연의 추정 오차 분산 값을 Formal Estimation Error 라고 하며, 실제 무결성을 보장할 수 있는 GIVE값 결정을 위해서는 Formal Error 에 추가적으로 Undersampled Threat Model을 고려할 필요가 있다. Undersampled Threat Model은 SBAS 기준국에 의해 관측되지 않은 (Undersampled) 전리층 지연의 불균질 위협으로부터 사용자를 보호하기 위한 모델로 과거의 전리층 폭풍 데이터를 기반으로 구축되는 경험적 모델이다.

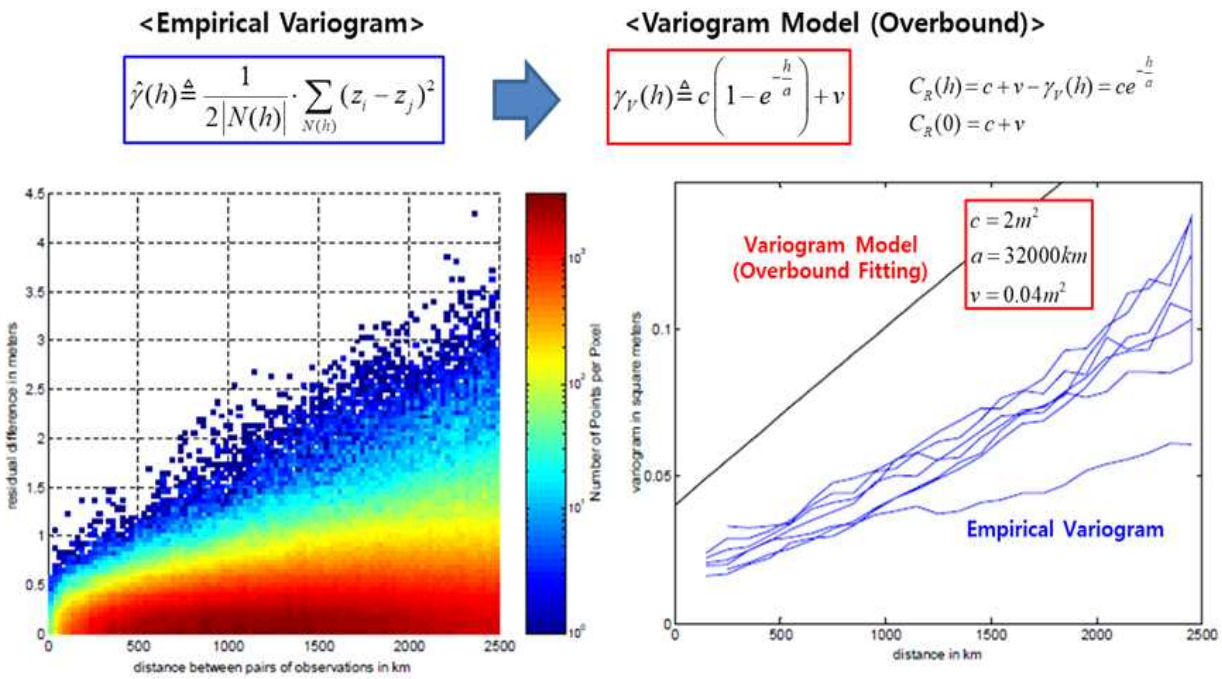


그림 72 WAAS의 전리층 추정을 위한 Variogram 모델

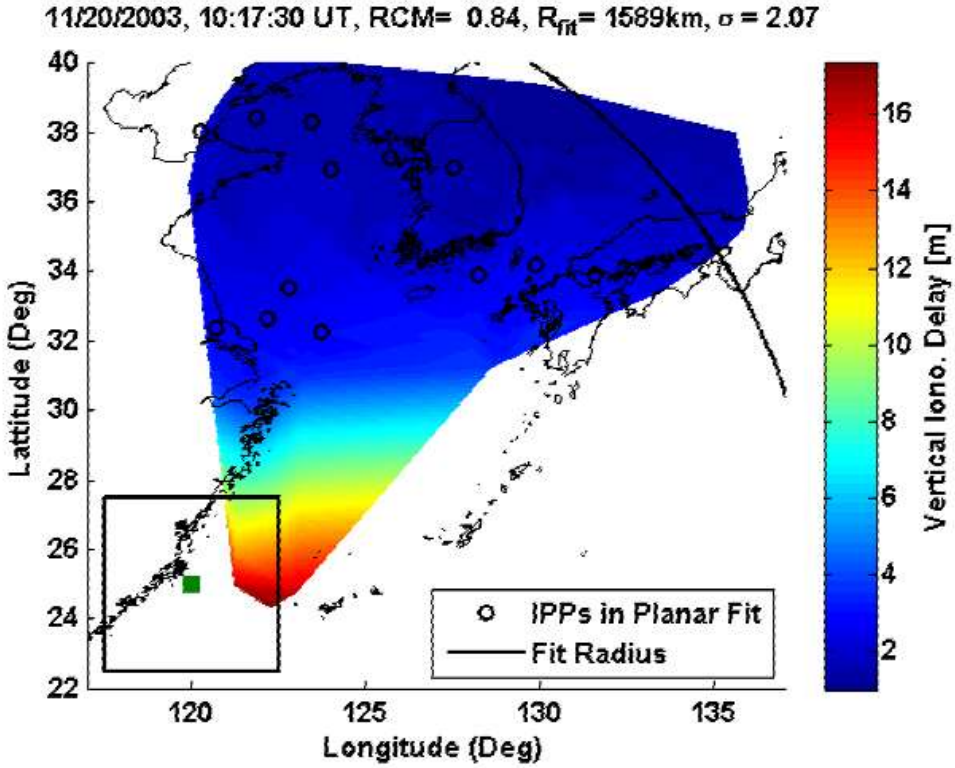


Figure 4. The worst undersampled ionospheric threat was observed during the November 20, 2003 storm.

그림 73 Undersampled Threat Model의 개념

특정 전리층 격자점의 보정정보 추정 시 IPP의 분포가 특정 방향으로 밀집되어 있다면 미관측된 전리층 위협에 의해 보정정보와 실제 전리층 구배가 상당히 다를 가능성이 존재한다. Threat Model은 이러한 미관측된 전리층 구배에 대한 불확실성을 고려하는 것으로 Kriging 으로 추정된 Formal Error Variance를 미리 구축된 Threat Model을 사용하여 전리층 오차 한계를 증가시킨다.

$$\sigma^2_{GIVE} = \sigma^2_{V,IGP} + \sigma^2_{undersampled}$$

본 연구에서는 문헌조사를 통해 이미 구축된 전리층 Threat Model 결과를 시뮬레이션에 활용하였다.

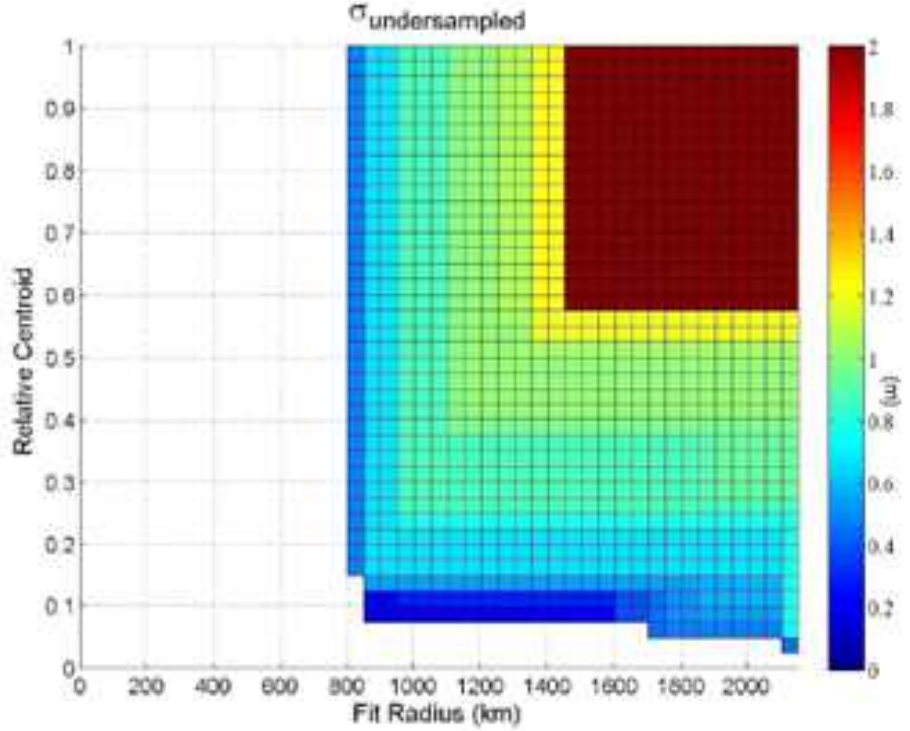


그림 74 WAAS의 전리층 위협 모델 (N.Pandya, 2007)

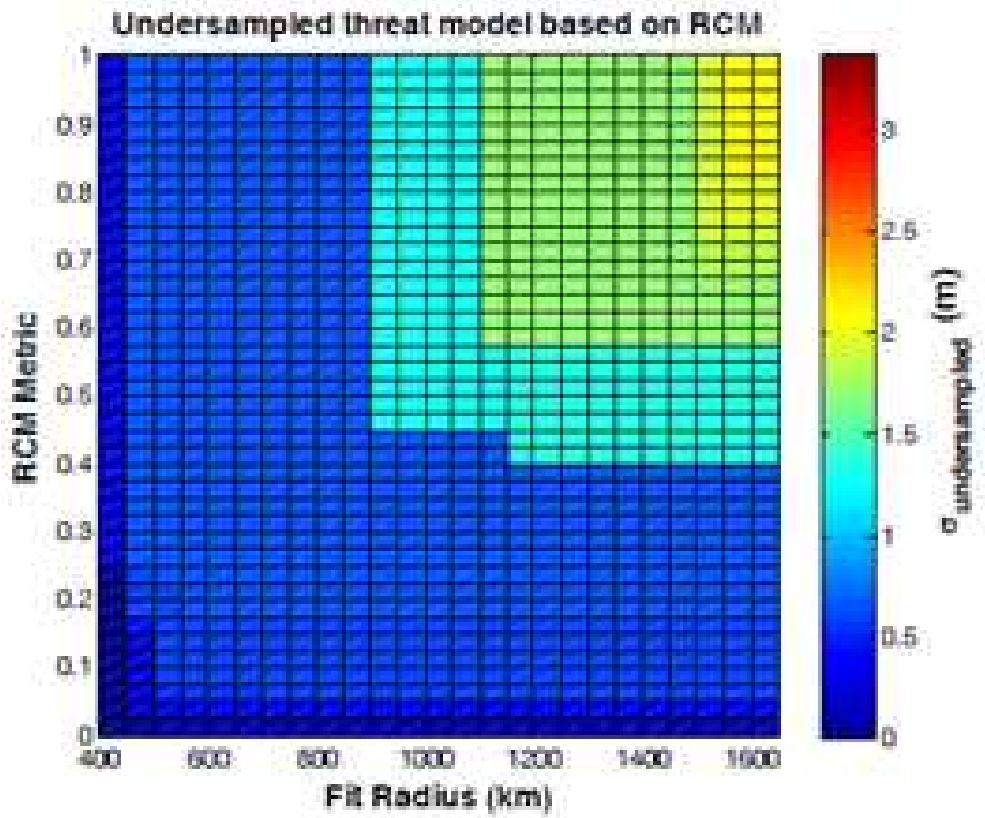


그림 75 한반도 지역에서 구축된 전리층 위협 모델 (E.Bang, 2013)

이렇게 계산된 σ_{GIVE}는 99.9%의 유의 수준을 갖는 오차 범위인 GIVE 값으로 환산되어 사용자에게 전달된다.

표 11 GIVE Index 에 따른 GIVE 값

$GIVEI_i$	$GIVE_i$ Meters	$\sigma^2_{i,GIVE}$ $Meters^2$
0	0.3	0.0084
1	0.6	0.0333
2	0.9	0.0749
3	1.20	0.1331
4	1.5	0.2079
5	1.8	0.2994
6	2.1	0.4075
7	2.4	0.5322
8	2.7	0.6735
9	3.0	0.8315
10	3.6	1.1974
11	4.5	1.8709
12	6.0	3.3260
13	15.0	20.7870
14	45.0	187.0826
15	Not Monitored	Not Monitored

전리층 분포 데이터는 실제 IONEX 데이터를 기반으로 임의의 오차를 생성하여 더해 실제 전리층 모델을 만들어 생성한다. 이 때 이용하는 IONEX 데이터는 IGS (International GNSS Service)에서 제공하는 IGR (IGS Rapid)데이터를 이용한다. 이는 정밀한 IONEX 데이터는 생성되는데 약 15일이 걸리는 반면 IGR은 생성되는데 3일이 걸리기 때문이다. 예를 들어 2017년 10월 30일의 데이터를 예측한다고 하였을 때 2017년 10월 15일의 정밀한 IONEX 데이터 대신 2017년 10월 27일의 데이터를 씀으로써 2017년 10월 30일의 전리층 모델을 실제와 유사하게 생성할 수 있다.

위에서 설명한 알고리즘 설계 내용을 바탕으로 이후 소프트웨어 환경 구성에서 GPS 궤도, 시각 정보와 SBAS 무결성 정보를 생성하였음. 소프트웨어 환경 구성 항목에서 생성 결과에 대하여 기술하였으며, 각각에 대한 검증 결과도 제시하였다. 여기에서는 설계된 알고리즘으로 궤도 정보, SBAS 무결성 정보를 생성하였을 때 최종적으로 나타나는 사용자 보호수준을 검증한다. 특정 날짜를 기준으로 2일 후의 사용자 보호수준을 예측하고 실제 2일 후의 결과와 비교함으로써 알고리즘을 검증하였다. 특정 날짜에 대하여 확보되는 개략

궤도력 데이터를 바탕으로 앞서 2일 후의 궤도 정보를 생성한다. 또한 앞서 기술된 무결성 정보 생성 알고리즘을 통해 2일 후의 SBAS 무결성 정보를 생성한다. 사용자 성능 평가 알고리즘에 따라서 보호수준을 계산하였고, 그 결과를 2일 후의 실제 EGNOS 메시지를 PEGASUS로 처리한 결과와 비교하였다. 특정 기준국 위치를 기준으로 생성되는 보호수준을 비교한 결과는 다음과 같았다. 파란 실선이 PEGASUS 데이터, 빨간 실선이 본 연구에서 개발한 SBAS 성능 예측 시뮬레이터, 초록 실선이 PEGASUS와의 차이를 의미한다.

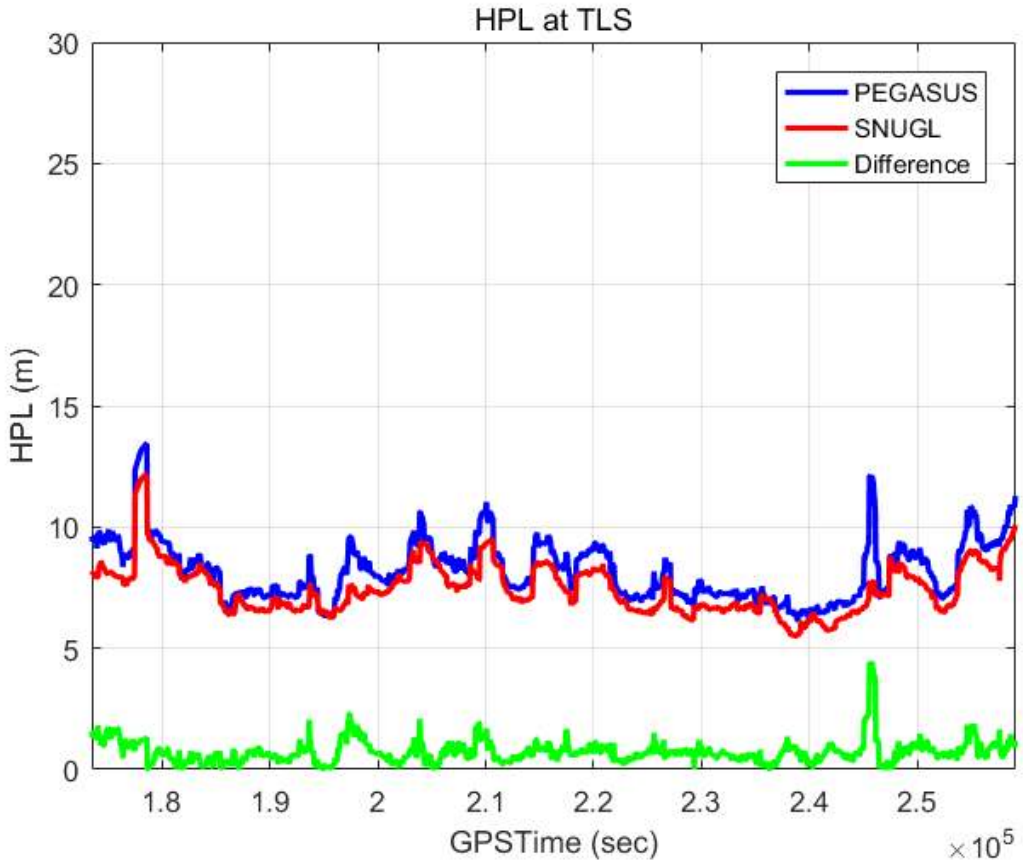


그림 76 2일 후 예측된 수평 보호수준 (HPL) 비교

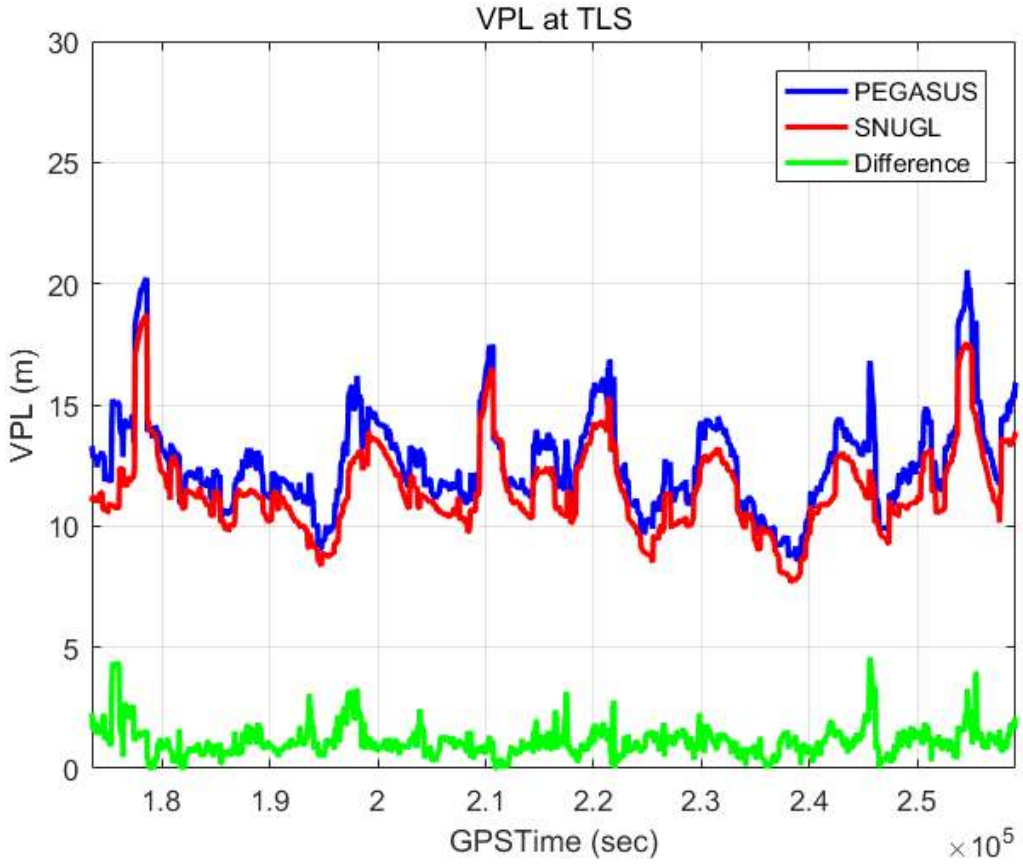


그림 77 2일 후 예측된 수직 보호수준 (VPL) 비교

실제 2일 후의 EGNOS 메시지를 상용 소프트웨어인 PEGASUS로 처리한 결과와 본 연구에서 설계한 예측 알고리즘으로 생성된 결과가 매우 유사한 경향을 보이는 것을 확인할 수 있다. HPL과 VPL의 경우 모두 실제 데이터 대비 8.9%의 오차 수준을 보였고 이는 48시간 예측 데이터 보호수준이 실제 데이터 대비 30%이내라는 목표를 만족하는 결과이다. 두 데이터 값의 차이의 평균과 표준편차는 다음 표와 같다.

표 12 보호수준 데이터 값 차이의 평균 및 표준편차

보호수준 값 차이	평균 (m)	표준편차 (m)
HPL	0.7325	0.4892
VPL	1.1271	0.6479

EGNOS의 성능 예측 사례와 유사하게 전체 격자 사용자에 대해 가용성 및 연속성 성능을 예측한 결과는 다음과 같았다. 격자 사용자에 대해 보호 수준을 매 epoch 예측하고, 예측된 보호 수준 데이터를 통해 가용성과 앞서 설명한 sliding window 기법을 통해 연속성 성능을 최종적으로 예측하였다. ESSP에서 제공하는 가용성 정보에는 각 격자점에 대한 값이 없으므로 정확한 비교는 불가하나 전체적인 경향을 봤을 때 예측 정보와 실제 데이터가 비슷한 것을 확인하였다. 또한 ESSP는 연속성 성능 예측 그래프를 제공하지 않아 비교가 불가능하지만 APV-1 가용성이 99.9%인 지역에 대하여 continuity risk가 0인 것을 알 수 있다.

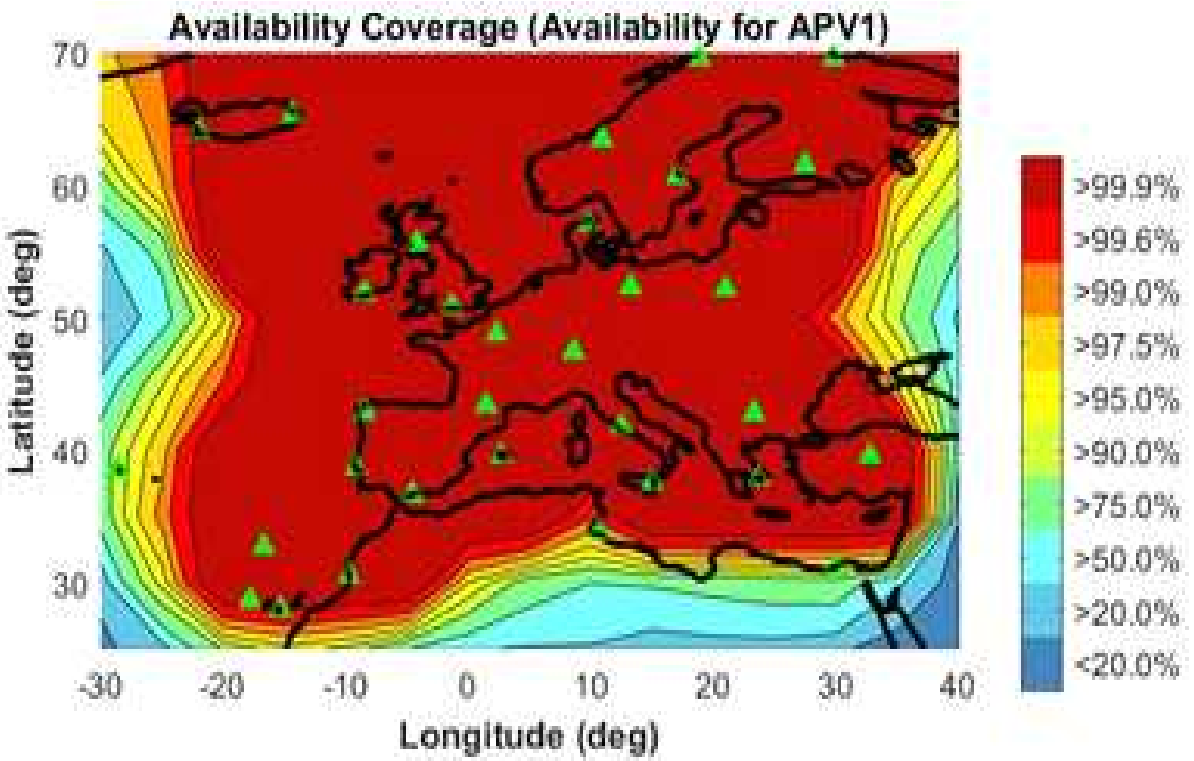


그림 78 Availability Coverage (APV-I) 예측 결과

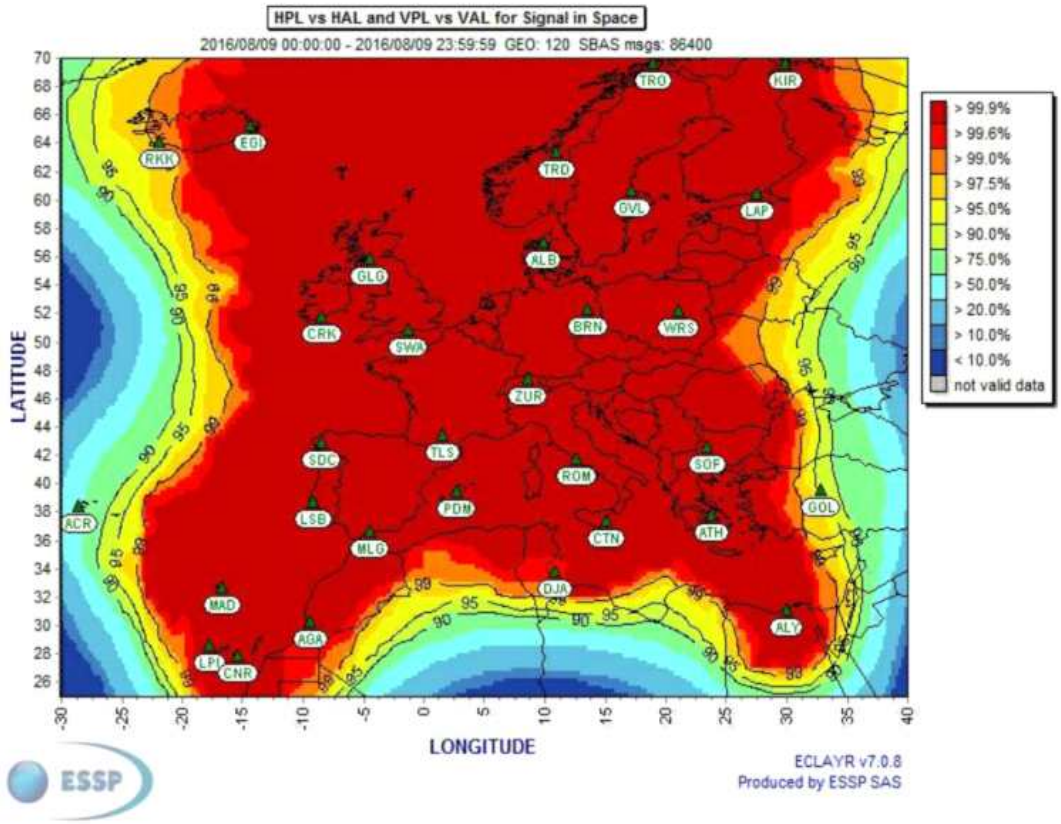


그림 79 ESSP에서 제공하는 해당 날짜의 실제 EGNOS Availability Map

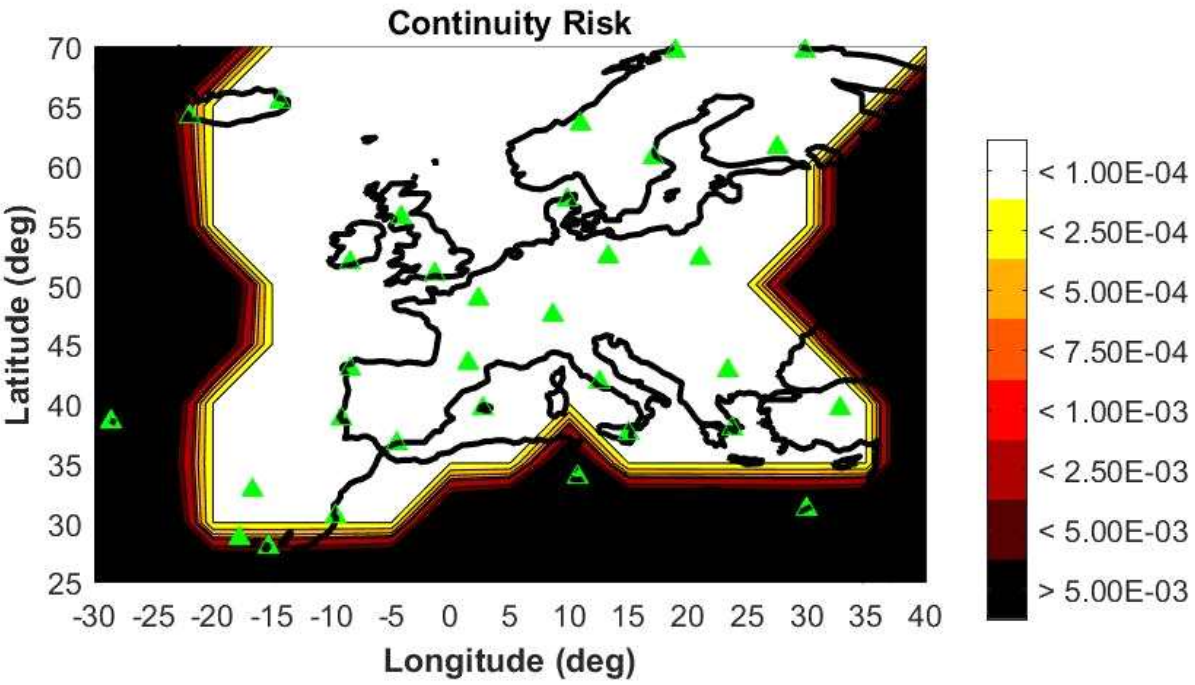


그림 80 Continuity Risk Coverage (APV-I) 예측 결과

라. 항공기 사용자의 SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계

1) 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 고려사항

항공기 사용자에 대한 정확한 성능 분석을 위하여 먼저 항공기 사용자에 대한 고려사항을 도출하였다. 일반적인 사용자 대비 예상되는 주요 차이점으로는 항공기 운항 단계 및 자세에 따른 기동특성, 다중경로 오차, GPS 위성 가시성이 있었다. 국외 성능 평가의 결과의 경우는 일반적으로 기준국 수신기를 바탕으로 수행되었다. 하지만 기준국 수신기의 경우 지상의 개활지에 고정되어 설치되어 있으므로 신호 차단으로 인한 가시성 변화가 거의 없으며 반사되어 들어오는 신호에 의한 다중경로 오차도 상당히 작다. 반면 항공기의 경우 속도가 빠르고, 항공기 자세에 따른 신호 차단 및 반사로 인해 기준국 수신기와는 GPS 위성 가시성 및 발생되는 다중경로 오차 등 신호 수신 환경이 상당히 차이가 있다.

이 때 다중경로 오차는 시시각각 변하는 항공기의 기하학적 조건 및 수신기 기종에 따라 양상이 상당히 달라지는 특성이 있으므로 다중경로 오차에 대한 영향을 모두 분석하기는 상당히 어려운 면이 있었다. 반면에 GPS 위성의 가시성에 따른 효과는 상대적으로 분석이 용이하였다. 따라서 본 연구에서는 다중경로 오차, 위성 가시성을 포함한 항공기 사용자의 성능에 영향을 미칠 수 있는 차이점들에 대하여 조사를 수행하였고, 구체적인 분석은 GPS 위성 가시성에 대한 부분에 집중하였다. GPS 가시 위성이 감소하는 경우 나타나는 효과는 해당 시간에서의 위성들의 배치에 따라 달라지지만 기본적으로 보호수준 및 위치오차를 증가시키는 결과를 보일 것이라고 예측하였다. 특히 항공기의 경우 동체 및 날개에 의하여 GPS 위성 신호의 차단 가능성이 있다. 항공기는 운항과정에서 수시로 자세가 변화하게 되며 이러한 자세의 변화 또한 신호 수신 변화를 발생 시킬 수 있다. 다음 그림은 기동에 따라서 나타날 수 있는 GPS 위성 가시성 변화를 나타낸 것이다.

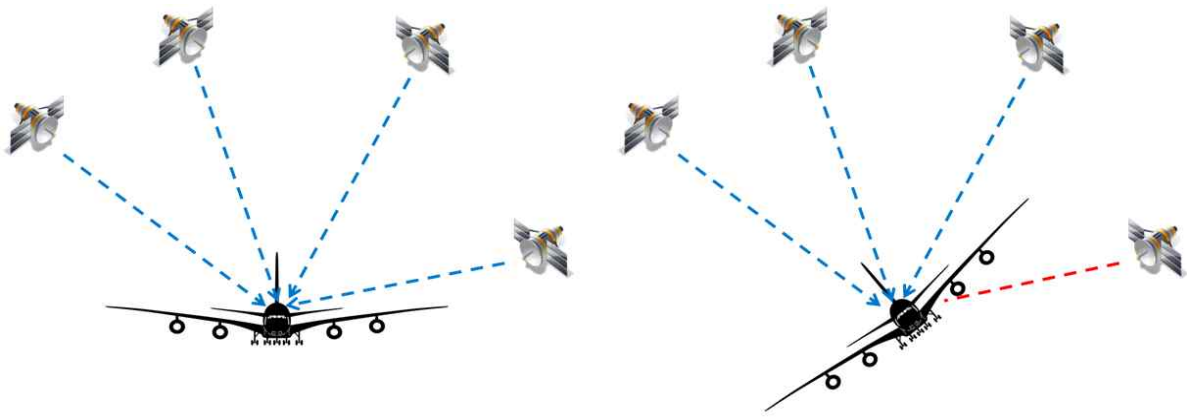


그림 81 항공기 자세에 따른 GPS 위성 가시성 변화

항공기의 동체 및 날개에 의해 GPS 수신기가 가려질 수 있기 때문에 각 항공기 마다 수신기가 어디 위치해 있는지는 중요한 요소이다. 다음 그림은 jet blue 320 항공기의 안테나 위치에 대한 그림을 예시로 나타낸 것이다.



그림 82 jet blue 320 항공기의 GPS 안테나 위치

이외에도 항공기의 경우 가시성에 크게 영향을 줄 수 있는 요소로 항공기의 기동 특성이 있다. 항공기의 경우 운항 시나리오에서 각 운항 단계별로 나타나는 기동 특성이 다르므로 이에 대한 분석도 필요했다.

위와 같은 배경지식을 가지고 유럽의 EGNOS에 대한 문서인 EGNOS OPERATIONAL TEST AND VALIDATION FOR CIVIL AVIATION PROGRAMME OUTLINE에 대한 문헌조사를 실시하였다. 해당 문서는 EUROCONTROL에서 발표한 것이다. 이 문서에는 항공기 사용자에 대해 EGNOS의 성능이 어떻게 변할 수 있는지 기술되어 있었다. 다음은 이 문서에 대해 조사한 결과를 기술할 것이다.

우선 항공기의 Dynamics가 EGNOS의 성능에 영향일 미칠 수 있다. 비행 동작의 특성이 EGNOS 수신기의 성능에 많은 영향을 끼치며 특히 이착륙 시의 강한 수직 가속도가 수신기의 성능을 감소시킨다. 수신기의 성능에 영향을 끼치는 비행기의 요소들은 다음과 같다.

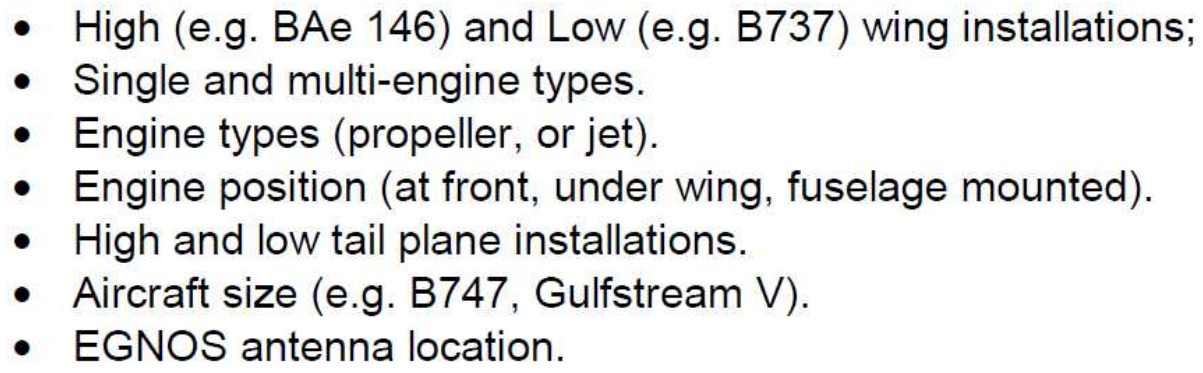


그림 83 수신기의 성능에 영향을 끼치는 비행기의 요소들 (Eurocontrol, 1999)

문서에 기술되어 있듯이 항공기 날개의 위치, 엔진의 개수와 위치, 항공기의 크기, 수신기의 위치와 같이 다양한 비행기의 요소들이 수신기의 성능에 영향을 끼치고 있음을 확인하였다. 하지만 해당 문서에는 위와 같이 다양한 요소들이 수신기의 성능에 영향을 끼치는 주된 원인은 masking과 multipath라고 기술되어 있었다. 항공기의 Dynamics가 수신기에 미치는 영향으로는 우선 항공기의 Roll각이나 Pitch각의 변화량이 클 때 EGNOS의 정지궤도 위성이나 GPS, GLONASS 위성을 차폐하는 효과를 불러일으키는 것이 있다. 특히 난류나 control surface failure 때문에 일어나는 의도치 않은 항공기의 섭동이 일어난 상황에서 앞서 언급한 항공기의 Roll각이나 Pitch각의 변화량이 큰 상황이 일어날 수 있다. 난류의 경우는 어느 비행 상태에서나 발생이 가능하다. En-route 비행 상황에서 Clear air turbulence가 Roll각이나 Pitch각의 변화량이 큰 상황을 야기할 수 있으며 항공기의 approach phase에서는 지형이나 건물 때문에 난류의 영향이 증가한다. Dynamics가 심하지 않을 때에도 북반구에서 북쪽을 향해 비행할 때 EGNOS의 정지궤도 위성이 차폐될 확률이 높은데 이는 EGNOS antenna와 비행기 꼬리, 그리고 정지궤도 위성이 일직선 상에 놓이기 때문이다. 해당 문서에서 고려하고 있는 항공기의 Dynamics를 설명하기 위해 다음 그림이 있다.

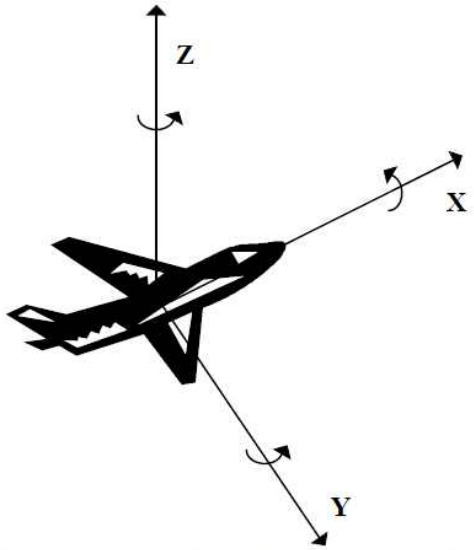


Figure A.4-3: Aircraft Axes of Motion

그림 84 항공기 Dynamics axes

문서에서 고려하고 있는 항공기의 Dynamics는 다음과 같다. 항공기의 가속도의 경우 영향이 적으므로 고려하지 않고 있었다.

표 13 Eurocontrol 문서에서 고려하고 있는 항공기의 Dynamics

Dynamics Axes	고려하고 있는 사항
x	Ground speed, Roll (degrees)
y	Pitch (degrees)
z	Turn rate (degree/minute), Altitude

또한 해당 문서에는 항공기의 각 동적 특성 별로 발생할 수 있는 최악의 상황이 정리되어있었다. 내용은 다음과 같다.

표 14 항공기의 Initial Climb and Departure 상황

Ground Speed	Roll	Pitch	Turn Rate	Altitude
250 kts	20°	30°	180°/min	5000 ft
300 kts	30°	40°	270°/min	5000 ft

표 15 항공기의 Cruise climb 상황

Ground Speed	Roll	Pitch	Turn Rate	Altitude
400 kts	10°	30°	180°/min	41000 ft
500 kts	20°	40°	270°/min	41000 ft

표 16 항공기의 Cruise 상황

Ground Speed	Roll	Pitch	Turn Rate	Altitude
400 kts	10°	±10°	180°/min	41000 ft
500 kts	20°	±20°	270°/min	41000 ft

표 17 항공기의 Descent 상황

Ground Speed	Roll	Pitch	Turn Rate	Altitude
400 kts	10°	-20°	180°/min	41000 ft
500 kts	20°	-30°	270°/min	41000 ft

표 18 항공기의 Stack Hold 상황

Ground Speed	Roll	Pitch	Turn Rate	Altitude
250 kts	30°	0°	180°/min	10000 ft
300 kts	45°	±10°	360°/min	20000 ft

표 19 항공기의 Approach 상황

Ground Speed	Roll	Pitch	Turn Rate	Altitude
150 kts	30°	-20°	180°/min	<3000 ft
250 kts	40°	-30°	360°/min	<3000 ft

차폐는 수신기와 위성 사이의 Line of Sight를 막음으로써 가시위성의 수를 줄인다. 항공기 사용자의 경우 차폐는 항공기 표면에 의해 일어날 수 있지만 지형과 같은 외적인 요인 때문에도 발생한다. 하지만 이렇게 자연적으로 일어나는 차폐 뿐만 아니라 의도적인 차폐 역시 존재한다. 특히 저앙각 위성의 경우 GPS 신호의 품질이 좋지 않기 때문에 고의적인 차폐가 필요한다. 하지만 해당 문서에서는 이런 고의적인 차폐를 제외한 자연적인 차폐만을 고려하고 있었다. 항공기가 Roll 각이나 Pitch 각이 큰 동작을 할 때 항공기 표면에 의해 차폐가 일어날 가능성이 가장 높다. 예를 들면 상승이나 하강을 할 때 항공기 몸통에 의해 차폐가 일어나며 항공기의 날개에 의해서도 차폐가 일어날 수 있다. T자 모양의 꼬리는 항공기의 Dynamics와 관계없이 차폐를 일으킨다. Roll이나 Pitch 동작을 할 때 차폐의 정도에 영향을 주는 요소로는 항공기의 종류, 수신기의 위치 등이 있다. 예를 들이 Roll axis의 경우 항공기 날개의 크기와 길이가 영향을 주며 Pitch axis의 경우 수신기의 위치와 항공기의 길이가 영향을 준다. 이 외에는 GPS위성이 어떻게 분포되어 있는지에 따라 DOP가 달라지기 때문에 발생하는 영향이 있다.

앞서 문헌에서 조사하였듯이 항공기 사용자의 경우 수신기에 영향을 미치는 요소들이 다양하였다. 하지만 이 요소들이 영향을 미치는 주된 요소는 masking과 multipath에 의한 영향이라고 기술되어있다. 선진국 시뮬레이션 툴인 SBASimulator#2에서는 항공기 사용자에 대해 SBAS 성능을 평가할 수 있는 기능을 다음과 같이 제공하고 있었다.



그림 85 항공기 Dynamics 고려한 보호수준 설정 window
(SBASimulator#2)

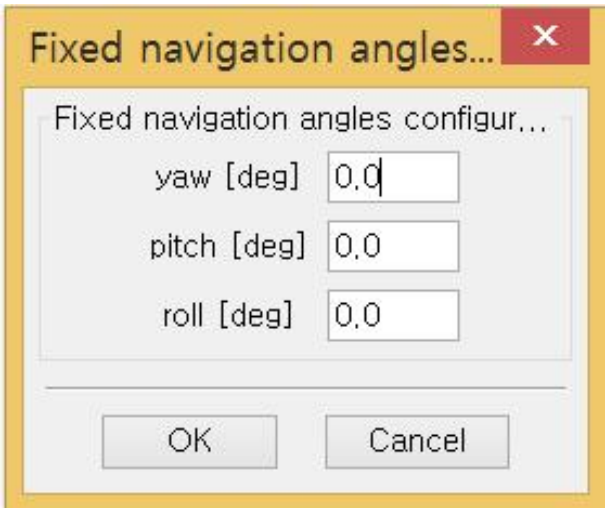


그림 86 Fixed dynamic conditions의 configure window

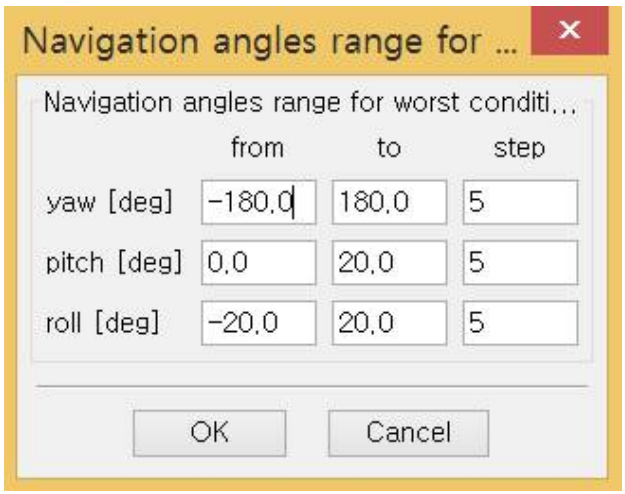


그림 87 Worst dynamic conditions의 configure window

SBASimulator#2는 사용자 매뉴얼을 제공하고 있었으며 해당 문서에서 고정된 항공기 자세에 대해 보호수준을 어떻게 계산하는지에 대해 나타나 있었다. 기술되어 있는 내용에 따르면 SBASimulator#2에서는 수신기에 영향을 미치는 다양한 요소 중 항공기의 몸통과 날개에 의한 차폐 현상만을 고려하고 있었다. Eurocontrol에서 EGNOS에 관해 제공한 문서에서 차폐가 항공기의 SBAS 성능에 미치는 가장 큰 요소라고 기술하였는데 SBASimulator#2가 EGNOS의 시뮬레이터임을 미루어 봤을 때 이를 고려하였을 것이라고 생각된다. 하지만 그림에서 볼 수 있듯이 SBASimulator#2 에서는 고정된 항공기 자세에 대해서만 보호수준, 즉 SBAS의 성능을 평가할 수 있는 기능을 제공하고 있었다. Worst dynamics condition의 경우는 설정한 yaw, pitch, roll각에 대해 매 에폭마다 보호수준을 모두 계산한 후 그 중 가장 보호수준이 가장 큰 경우에 대해 값을 저장하는 방식이다. 따라서 이 역시 실시간으로 변하는 항공기 자세에 대해서는 SBAS의 성능을 평가하는 것이 불가능하다.

2) 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 알고리즘 설계

본 연구에서는 앞선 문헌 조사와 선진국 시뮬레이터인 SBASimulator#2 조사를 통해 본 연구에서는 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 알고리즘을 구현하였다. 앞선 조사를 바탕으로 항공기 사용자의 SBAS 성능을 평가하기 위한 알고리즘을 설계하였다. 결과적으로는 항공기 사용자의 수신기에 영향을 주로 미치는 요소인 차폐를 고려하기 위해 항공기 자세변화를 고려하였으며 항공기의 실시간 자세변화를 고려할 수 있도록 알고리즘을 구현하였다.



그림 88 항공기 사용자 SBAS 성능 평가 알고리즘 요소 도출 과정

항공기 사용자의 자세변화가 차폐를 판단하는 데에 있어 중요한 이유는 항공기의 날개면 아래로부터 오는 GPS의 신호는 항공기의 수신기에서 받을 수 없기 때문이다. 이는 지상 사용자가 지표면 아래에 있는 위성으로부터 신호를 받을 수 없는 이유와 같다. 즉 항공기의 자세변화는 가시위성을 판단하는 데에 중요한 요소이며 가시위성의 개수나 분포에 따라 SBAS의 성능이 크게 좌우되기 때문에 이를 판단하는 알고리즘은 매우 중요하다.

자세 변화가 없을 시에 항공기의 가시위성을 판단하는 알고리즘은 지상 사용자와 유사하다. 하지만 지상 사용자와 항공기 사용자 사이의 가장 큰 차이점은 항공기 사용자의 경우 지상으로부터 멀리 떨어져 있다는 점이다. 일반 지상 사용자의 경우 지표면에 붙어있기 때문에 일반적으로 지표면 아래에 있는 위성으로부터 신호를 받을 수 없고 따라서 주변 사물이 없다고 가정했을 때 mask angle을 0도로 설정하면 된다. 하지만 항공기 사용자의 경우는 지표면으로부터 떨어져 있기 때문에 주변에 신호를 막을만한 물체가 없다고 가정한다면 지상 사용자와는 달리 항공기를 기준으로 0도 아래에 있는 위성으로부터 신호를 받는 것이 가능하다. 다음은 이에 대해 개념도를 나타낸 것이다.

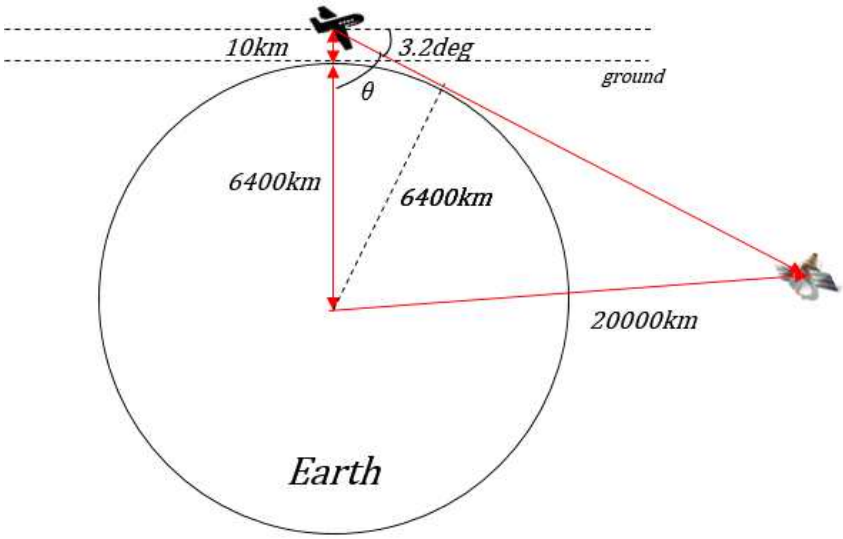


그림 89 이상적인 상황에서 항공기 가시위성 판단 개념도

일반적으로 순항하는 항공기의 고도는 10km이며 지구를 원으로 가정했을 때 GPS의 궤도가 20000km임을 생각하면 다음과 같이 삼각함수를 이용하여 이상적인 mask angle을 구할 수 있다.

$$\sin\theta = \frac{6400km}{6410km}$$

$$\theta \approx 86.7992°$$

따라서 항공기 사용자는 일반 지상 사용자와 달리 3.2도 아래에 있는 위성까지 관측이 가능하다는 계산이 가능하다.

하지만 위에서 계산한 상황은 매우 이상적인 상황이기 때문에 적용하는 데에는 한계가 존재한다. 가령 저앙각 위성으로부터 오는 신호는 전리층과 대류층에 의한 오차요소가 고앙각 위성에서 오는 신호에 비해 많이 포함되어 있다. 항공기의 자세가 바뀌어서 저앙각이었던 위성이 고앙각 위성으로 바뀌더라도 해당 위성으로부터 오는 신호의 경로는 같기 때문에 오차의 정도는 변하지 않는다. 따라서 일반적으로는 정확하지 않은 신호를 제거하기 위해 고의적으로 mask angle을 5도로 설정한다. mask angle을 5도로 설정하는 이유는 일반적으로 지형지물을 고려한 이유도 있지만 위와 같은 이유도 존재한다. SBAS 사용자의 표준 문서인 MOPS (Minimum Operational Performance Standards) DO-229D 문서를 참조해 보아도 항공기 사용자에 대해 역시 mask angle을 5도로 적용한다고 쓰여져 있다. 그렇기 때문에 MOPS에 나와 있는 앙각에 대해서 나타낸 대류층 모델 역시 앙각이 2도보다 작은 경우에 대하여는 정의가 되어 있지 않다. 따라서 본 논문에서 역시 지표면에 대해 고려하지 않고

항공기의 자세의 변화가 없을 때 mask angle을 5도로 적용하기로 하였으며 이를 통해 저앙각 위성을 제거한 뒤에 항공기의 자세를 고려해 가시위성을 판단하기로 하였다.

우선 항공기 자세를 고려하기 위해서는 항공기의 body horizon과 body frame을 정의하여야한다. 항공기의 body horizon과 body frame은 다음과 같다.

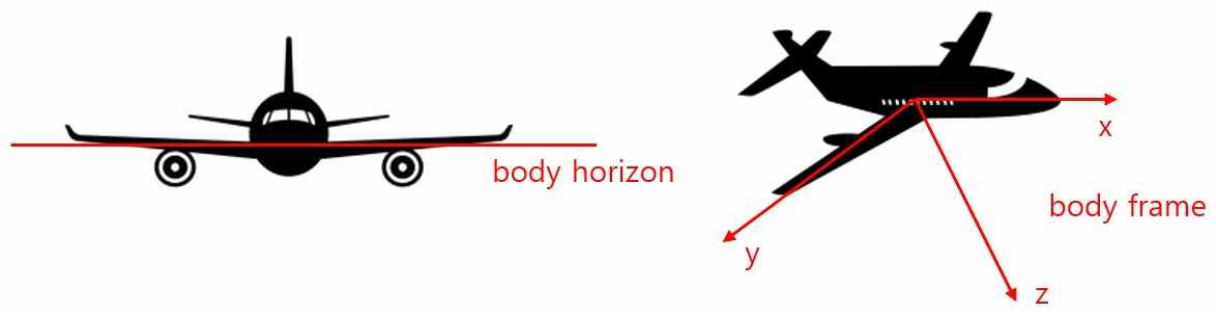


그림 90 항공기의 body horizon과 body frame

항공기의 body horizon은 항공기의 날개면을 기준으로 정할 수 있다. 항공기의 body frame이 중요한 이유는 GPS 위성의 좌표를 항공기의 body frame에 대해 나타냈을 때 좌표 값을 이용하여 가시위성을 판단할 수 있기 때문이다. 항공기의 body frame을 기준으로 body horizon보다 위성이 위에 존재하여야 항공기의 날개 면에 해당 위성의 신호가 차폐되지 않을 수 있으며 따라서 body frame보다 위에 있는 위성들을 가시위성이라고 판단하였다. 결과적으로는 위성과 항공기 사이의 Line of Sight 벡터를 항공기의 body frame에 대하여 나타냈을 때 z의 값이 음수인 경우에 해당 위성를 가시위성으로 판단한다.

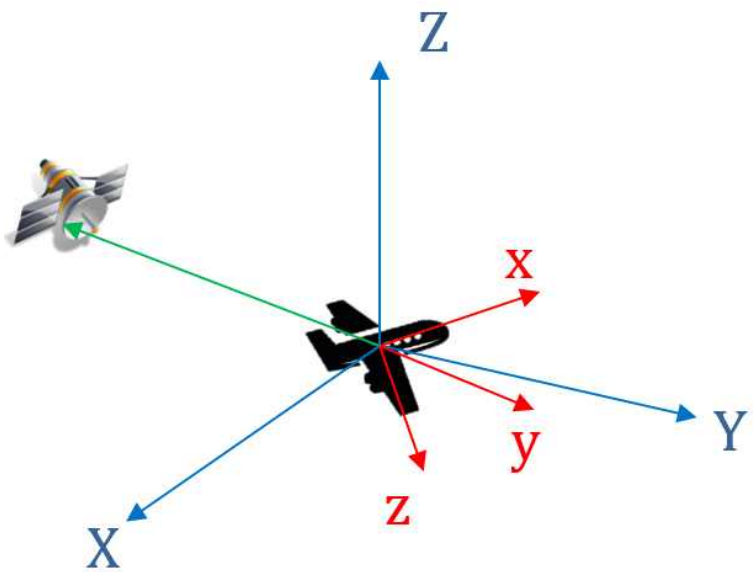


그림 91 ECEF 좌표계와 항공기의 body frame
(XYZ : ECEF, xyz : body frame)

앞서 기술한 것과 같이 항공기 사용자에 대해 가시위성을 판단하기 위해서는 ECEF좌표계에 대해 표현된 위성과 항공기 사이의 Line of Sight 벡터를 항공기의 body frame으로 나타내는 과정이 필요하다. 그러기 위해서 먼저 항공기의 위도와 경도에 대해 ECEF로 표현된 Line of Sight 벡터를 항공기의 ENU 좌표계에 대해 표현하였다. 그러기 위해서는 항공기의 위도와 경도를 이용해 다음과 같은 관계식을 이용하였다. 아래의 식에서 λ는 경도를 의미하고 ϕ는 위도를 의미한다.

$$\begin{bmatrix}\Delta e\\ \Delta n\\ \Delta u\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \sin\phi & \cos\phi\\ 0 & -\cos\phi & \sin\phi\end{bmatrix}\begin{bmatrix}-\sin\lambda & \cos\lambda & 0\\ -\cos\lambda & -\sin\lambda & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta X\\ \Delta Y\\ \Delta Z\end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix}\Delta e\\ \Delta n\\ \Delta u\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\sin\lambda & \cos\lambda & 0\\ -\sin\phi\cos\phi & -\sin\phi\sin\lambda & \cos\phi\\ \cos\phi\cos\lambda & \cos\phi\sin\lambda & \sin\phi\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta X\\ \Delta Y\\ \Delta Z\end{bmatrix}$$

위의 관계식을 이용하여 ENU 좌표로 표현한 항공기와 위성 사이의 Line of Sight 벡터를 항공기의 body frame에 대해 표현하는 과정은 다음과 같다.

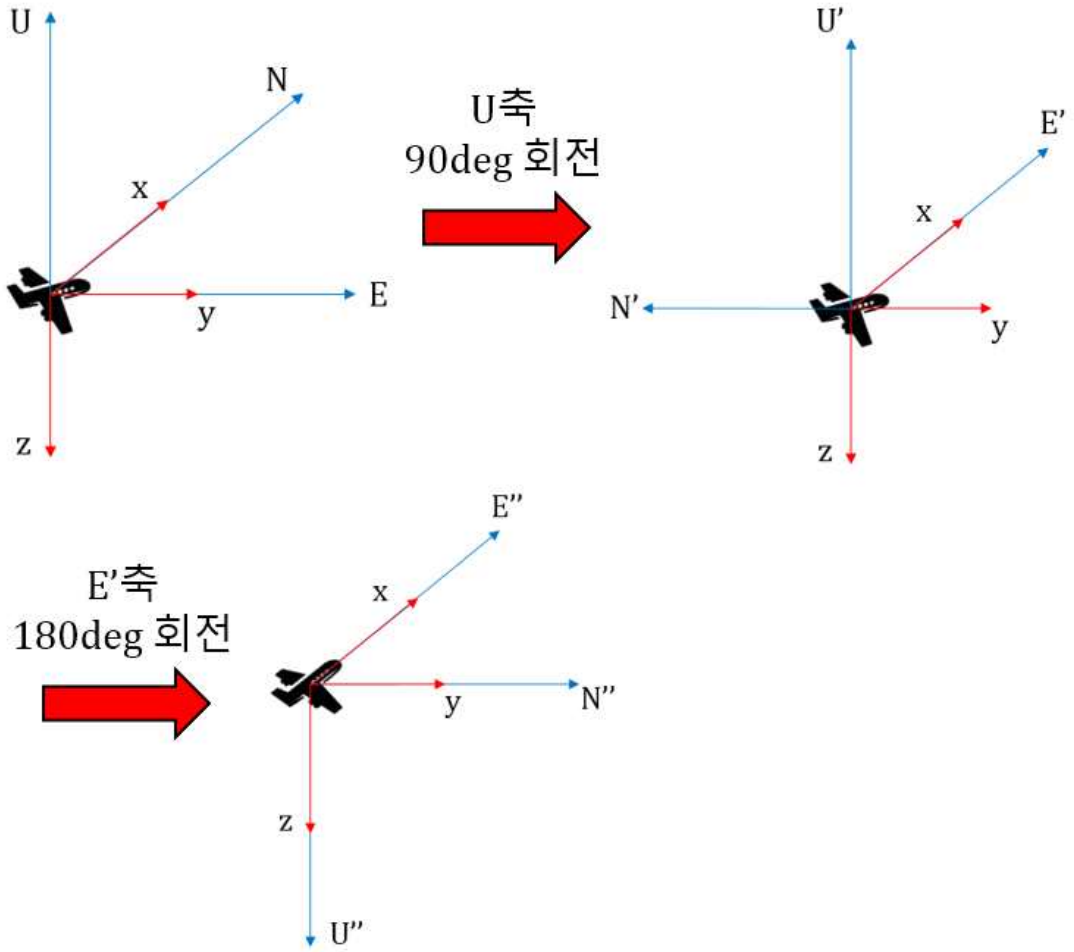


그림 92 Line of Sight 벡터를 ENU 좌표계로부터 NED 좌표계로 변환하는 과정

일반적으로 자세 변환이 없는 항공기의 body frame은 NED 좌표와 같다고 가정하기 때문에 본 연구에서도 그렇게 가정하였으며 따라서 ENU 좌표계로 표현된 Line of Sight 벡터를 NED좌표계로 표현하였다. 이렇게 변환된 벡터에 대해서 마지막으로 항공기의 좌표를 고려하여 body frame에 대해 표현한다. 이 변환과정은 Euler 321 변환을 이용하며 해당 개념도와 식은 다음과 같다.

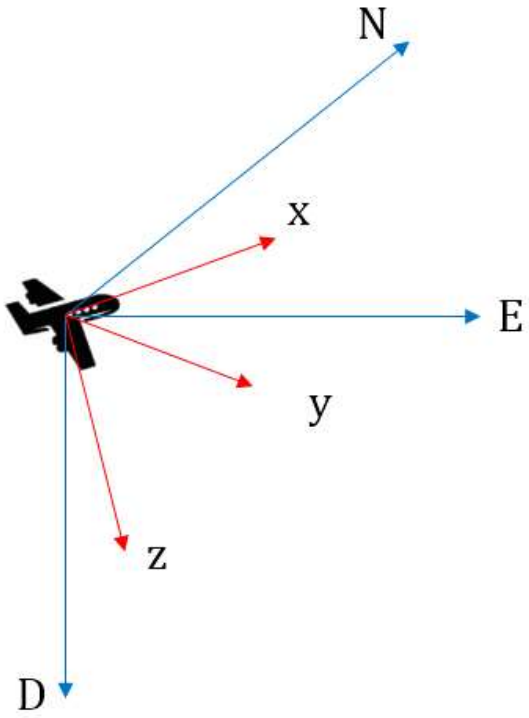


그림 93 NED 좌표계 (파란색) 와 항공기의 body frame (빨간색)

$$\mathbf{R}_x \cdot \mathbf{R}_y \cdot \mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_x & s_x \\ 0 & -s_x & c_x \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} c_y & 0 & -s_y \\ 0 & 1 & 0 \\ s_y & 0 & c_y \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} c_z & s_z & 0 \\ -s_z & c_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} c_y c_z & c_y s_z & -s_y \\ s_x s_y c_z - c_x s_z & s_x s_y s_z + c_x c_z & s_x c_y \\ c_x s_y c_z + s_x s_z & c_x s_y s_z - s_x c_z & c_x c_y \end{bmatrix}$$

그림 94 Euler 321 변환에 관한 식

항공기의 roll, pitch, yaw 각을 이용하여 위와 같이 오일러 변환행렬을 계산할 수 있다. 즉 ECEF 좌표계에서 NED좌표계로 표현한 LOS벡터에 대해 오일러 변환행렬을 곱하여 최종적으로 항공기의 body frame에 대해 Line of Sight 벡터를 표현하는 것이다. 그리고 body frame에 대해 표현한 Line of Sight 벡터의 z 값이 음수일 때 해당 위성을 가시위성이라고 판단한다.

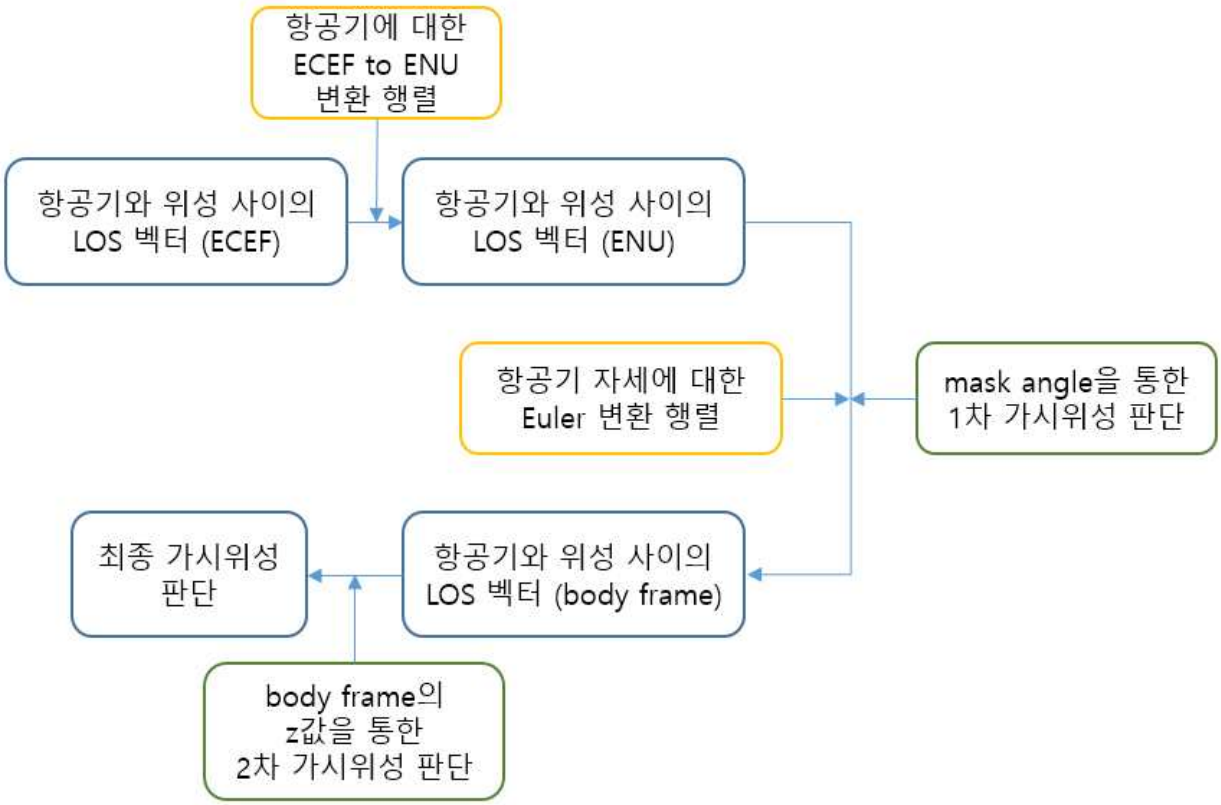


그림 95 Line of Sight 벡터를 항공기의 body frame에 대해 표현하는 과정을 나타낸 순서도

위와 같이 항공기 사용자에 대해 가시위성 판단 알고리즘을 설계하였고 이를 이용하면 항공기 사용자에 대해 SBAS의 성능평가를 할 수 있다. 설계한 알고리즘을 검증하기 위해 선진국 시뮬레이터인 EGNOS의 SBASimulator#2의 결과와 보호수준 값을 비교하였다. 보호수준 값을 계산할 때, SBASimultor#2의 경우 SBAS의 무결성 정보인 UDRE와 GIVE를 계산할 때 단순화된 알고리즘을 쓰고 있었기 때문에 해당 알고리즘을 구현한 후 설계한 알고리즘을 검증하였다. 보호수준에 필요한 분산 값들은 다음과 같다.

$$\sigma_{i,sf}^2 = \sigma_{i,flt}^2 + \sigma_{i,UIRE}^2 + \sigma_{i,air,sf}^2 + \sigma_{i,tropo}^2 + \sigma_{i,RIMS}^2 + \sigma_{system}^2$$

위의 식에서 sigma_flt 값과 sigma_UIRE의 경우 SBASimulator#의 단순화 된 알고리즘을 그대로 구현하여 해당 값을 대입해주었다. sigma_air는 다음과 같은 관계식을 만족한다.

$$\sigma^2_{i,air,sf} = \sigma^2_{i,noise,sum} + \sigma^2_{i,multipath}$$
$$\sigma^2_{i,noise,sum} = \sigma^2_{i,noise} + \sigma^2_{i,clock} + \sigma^2_{i,orbit}$$

sigma_noise의 경우 MOPS에 나와있는 값 중 GPS 신호가 minimum level인 경우데 대해 0.36이라고 명시되어 있기 때문에 해당 값을 사용하였다. sigma_multipath값을 계산할 때는 MOPS에 나와 있는 앙각에 따른 모델링 식을 이용하였다. 마지막으로 sigma_tropo값 역시 MOPS에 나와 있는 위성의 앙각에 따른 모델링 식을 이용하였다. 나머지 sigma_RIMS와 sigma_system 값에 대해서는 SBASimulator#2에서 값을 설정할 수 있으므로 해당 값을 이용하였다.

시뮬레이션은 2016년 8월 9일에 대해 프랑스의 툴루즈 지역에 대해서 수행하였다. 시뮬레이션 시간 간격은 600초 간격으로 수행하였으며 SBASimultor#2와 동일한 조건을 갖추기 위하여 자세가 고정되어있는 항공기에 대해 테스트를 수행하였다. 다양한 항공기 자세에 대해 결과를 비교하기 위해 항공기가 Roll 30deg일 때, Pitch 30deg일 때, Yaw 30deg일 때, Roll 30deg, Pitch 30deg일 때에 대해 검증하였으며 그 결과는 다음과 같다.

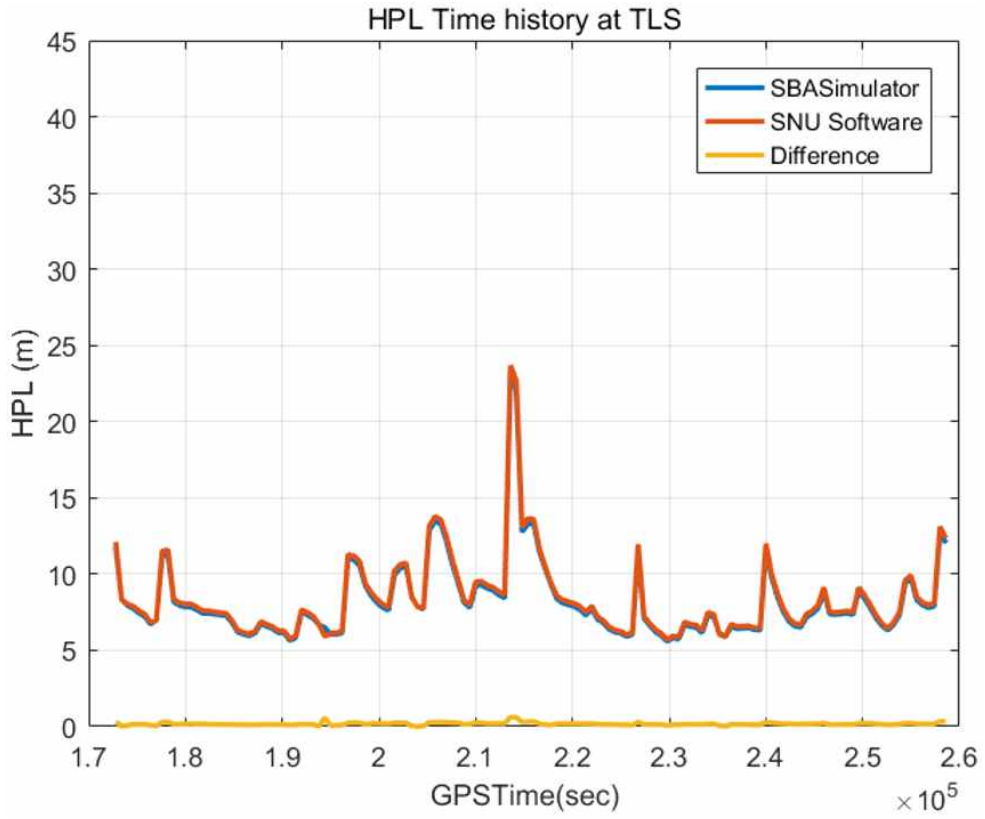


그림 96 항공기 자세에 따른 수평 보호수준 결과 비교 (Roll 30deg)

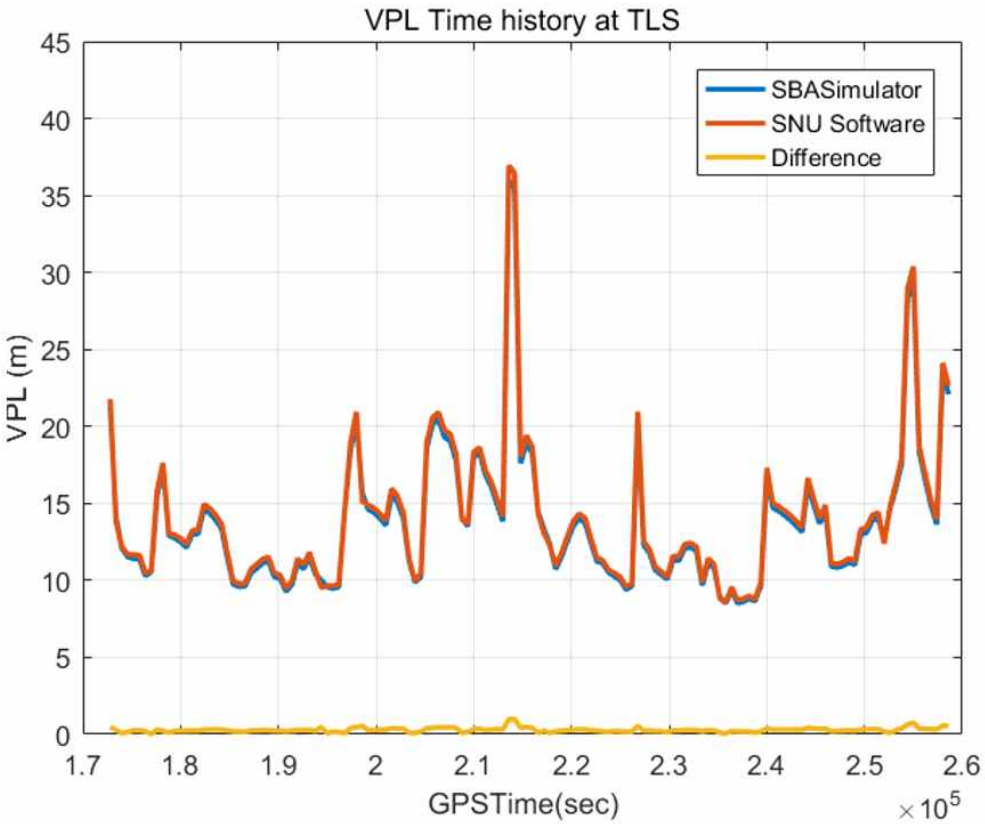


그림 97 항공기 자세에 따른 수직 보호수준 결과 비교 (Roll 30deg)

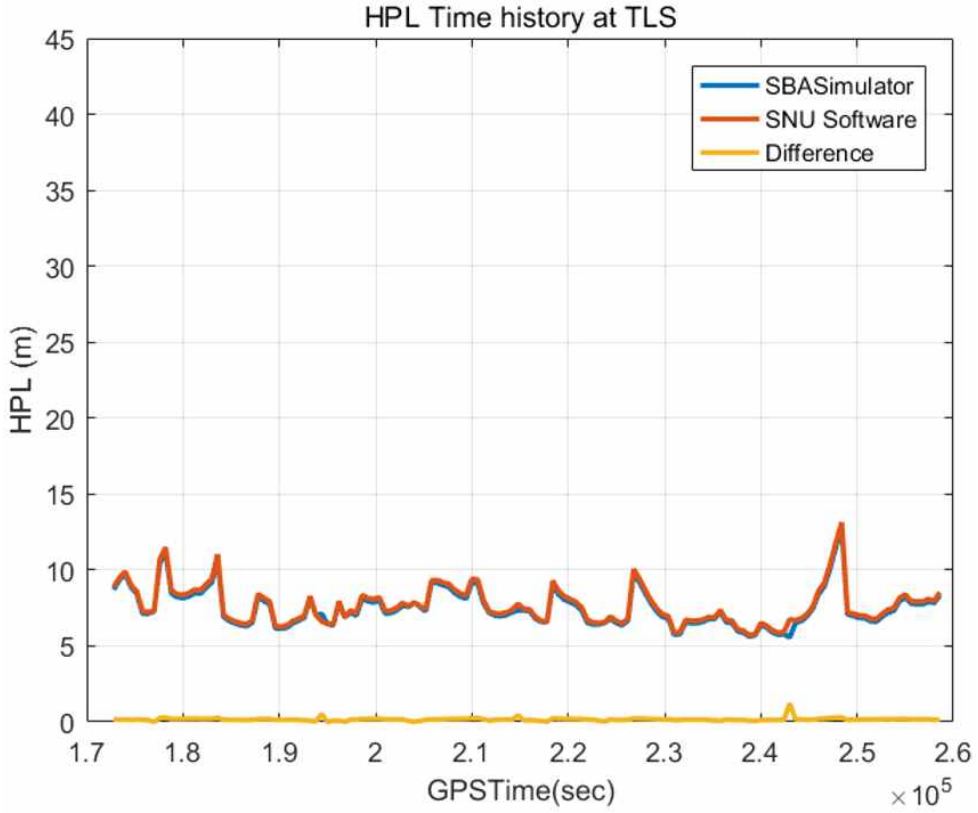


그림 98 항공기 자세에 따른 수평 보호수준 결과 비교 (Pitch 30deg)

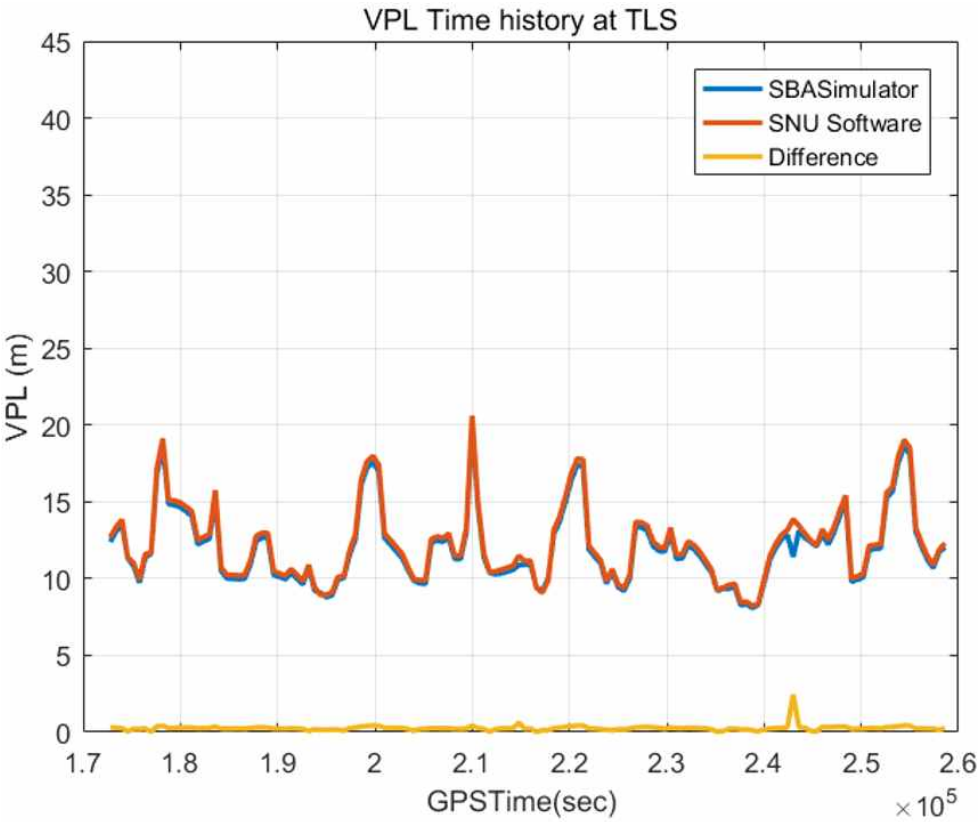


그림 99 항공기 자세에 따른 수직 보호수준 결과 비교 (Pitch 30deg)

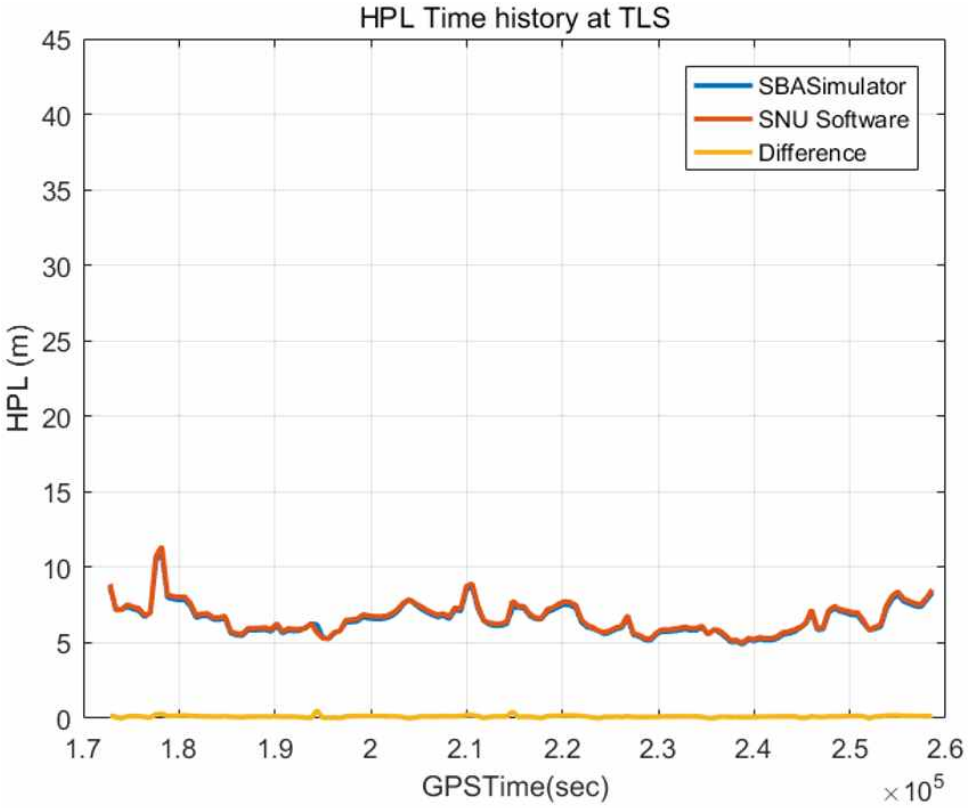


그림 100 항공기 자세에 따른 수평 보호수준 결과 비교 (Yaw 30deg)

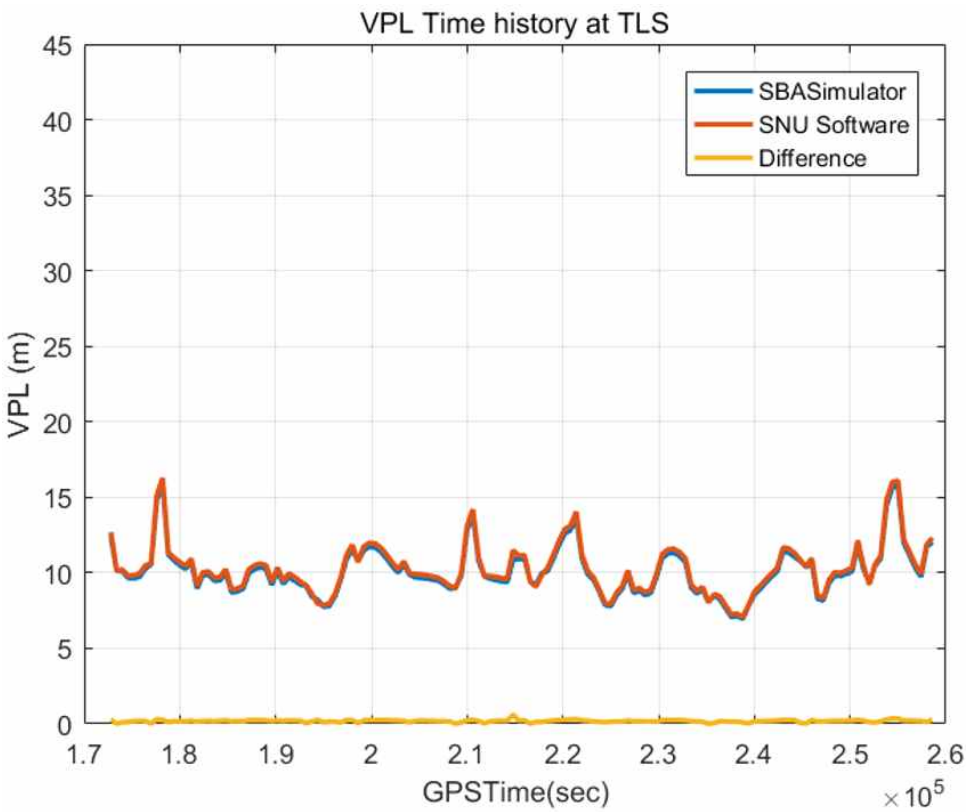


그림 101 항공기 자세에 따른 수직 보호수준 결과 비교 (Yaw 30deg)

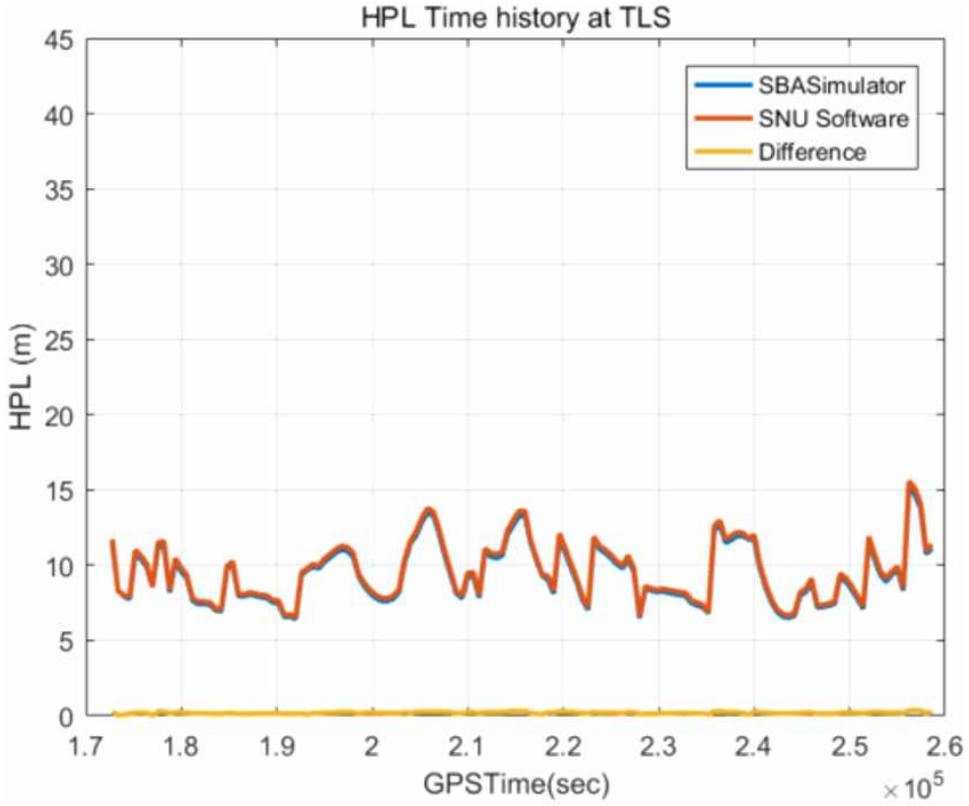


그림 102 항공기 자세에 따른 수평 보호수준 결과 비교 (Roll 30deg, Pitch 30deg)

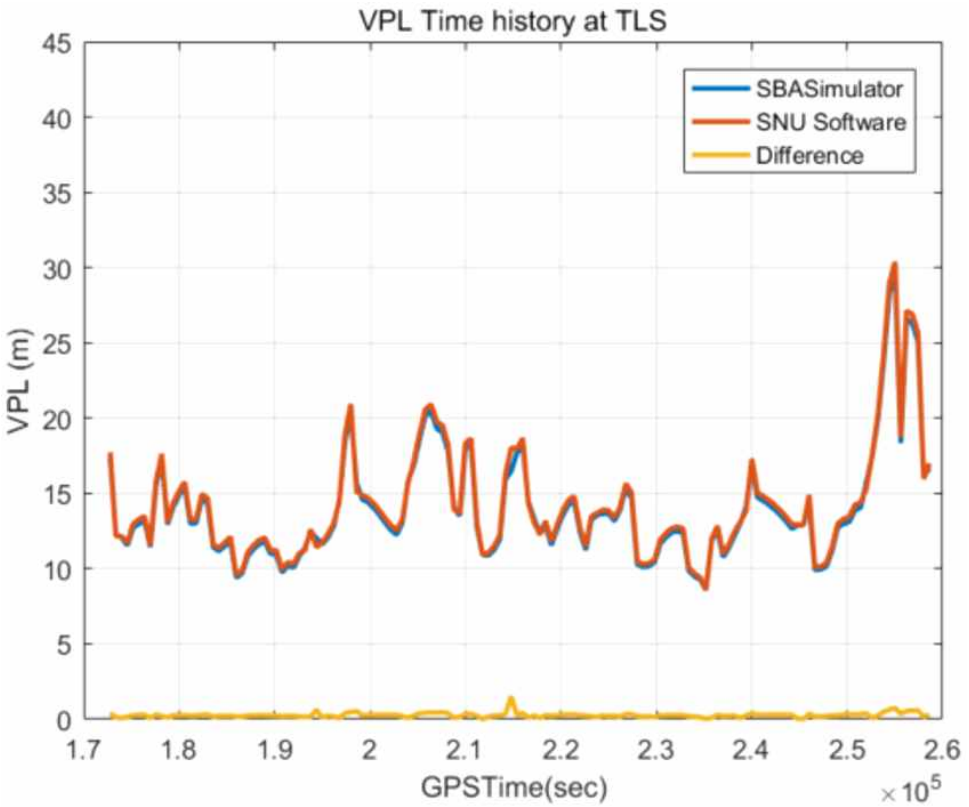


그림 103 항공기 자세에 따른 수직 보호수준 결과 비교 (Roll 30deg, Pitch 30deg)

앞선 그래프들로부터 확인할 수 있듯이 SBASimulator#2의 결과와 본 연구에서 개발한 소프트웨어의 결과가 거의 겹쳐 차이가 나지 않는 것을 알 수 있다. 각 결과를 수치적으로 정리한 결과는 다음 표에 나타나있다.

표 20 항공기 자세 별 보호수준 차이의 수치적 결과

자세	수평보호수준 오차 평균 (m)	수평보호수준 오차 표준편차 (m)	수직보호수준 오차 평균 (m)	수직보호수준 오차 표준편차 (m)
Roll 30deg	0.18	0.09	0.29	0.14
Pitch 30deg	0.17	0.11	0.26	0.20
Yaw 30deg	0.12	0.06	0.19	0.07
Roll 30deg Pitch 30deg	0.20	0.06	0.28	0.16

본 연구에서는 목표치를 선진국 상용 소프트웨어와의 보호수준 차이 30%이내로 설정하였다. 따라서 각 항공기 자세별로 SBASimulator#2의 결과와 본 연구에서 설계한 항공기 사용자 SBAS 성능 평가 알고리즘을 이용한 결과의 보호수준 차이를 계산하였고 그 결과는 다음 표와 같다. 목표한 수치를 모두 만족하는 것을 확인하였다.

표 21 항공기 자세 별 SBASimulator#2 대비 보호수준 차이 비율

자세	수평보호수준 결과 차이 (%)	수직보호수준 결과 차이 (%)
Roll 30deg	2.15	2.04
Pitch 30deg	2.24	2.16
Yaw 30deg	1.86	1.86
Roll 30deg Pitch 30deg	2.15	1.93

3) 항공기 사용자의 SBAS 성능 예측 알고리즘 설계

항공기 사용자의 SBAS 성능 예측 알고리즘은 기본적으로 일반 지상 사용자의 SBAS 성능 예측 알고리즘을 기반으로 한다. 성능 예측을 위해서는 위성 가시성 판단을 위한 GPS 위성 궤도력, SBAS 성능 분석을 위한 무결성 정보 데이터, 그리고 항공기 사용자의 운항 데이터가 필요하다. GPS 위성 궤도력으로는 정확성이 비교적 떨어지지만 3일 정도 GPS 위성의 궤도를 예측할 수 있는 개략궤도력을 이용하여야 한다. 또한 전리층 정보를 생성할 때는 IGS(International GNSS Service)에서 제공하는 IGR(IGS Rapid)정보를 이용한다. IGR은 정밀한 전리층 정보인 IONEX(IONosphere map EXchange)에 비해서는 역시 정확도가 떨어진다. 하지만 IONEX 데이터는 생성되는데 약 15일이 걸리는 반면 IGR은 생성되는데 3일이 걸리기 때문에 예측할 때 있어서 IONEX에 비해 IGR이 더 적합하다. 이를 이용하여 SBAS의 성능을 예측할 수 있는 시뮬레이션 환경을 구성할 수 있으며 해당 환경에서는 앞서 기술한 무결성 정보 생성 알고리즘을 이용하여 무결성 정보 데이터를 생성할 수 있다. 항공기 사용자의 운항 데이터는 실제 항공기 데이터를 기반으로 생성할 수 있으며 자세한 과정은 뒤에 기술할 것이다.

SBAS 성능 예측 정보는 SBAS 사용자를 사용하여 운항하고자 하는 항공기 조종사에게 출발 48시간 이전에 공지함으로서 항공기 조종사가 운항 경로 수정을 하거나 또는 출발 시간 조정을 하는 등 SBAS를 이용해 예측할 수 있는 위험에 대비할 수 있도록 해야 한다. 이러한 점이 지상 사용자와 항공기 사용자의 SBAS 성능 예측에 있어서 가장 큰 차이점이라고 할 수 있다. 국외 SBAS의 성능 예측 사례 조사 결과 관련 정보를 NANU (Notice Advisories to NAVSTAR Users) 혹은 NOTAM (NOtice To AirMen) 등을 통해 제공하고 있는 것을 확인할 수 있었다.

예정 및 예정되지 않은 GPS 위성 작동 중단과 일반적인 GPS 정보를 사용자에게 공지하는 GPS NANU 메시지에 대한 정보는 GPS ICD-240B (2018) 문서에서 자세하게 확인할 수 있다. NANU 메시지는 예정된 중단 (Scheduled outages), 예정되지 않은 중단 (Unscheduled outage), 일반 텍스트 메시지 (General text message), 기타 메시지 (Others) 4가지로 구분된다.

NANU scheduled outages 메시지는 가까운 미래에 계획된 GPS 위성 중단에 대한 정보를 포함한다. 아래 표는 NANU scheduled outage 그룹에 속한 메시지를 나타낸 것이다. 이 그룹에 포함된 메시지는 “forecast (예측)”를 의미하는 약어 “FCST”로 시작한다.

표 22 NANU Scheduled Outages

NANU ACRONYM	NAME	DESCRIPTION
FCSTDV	Forecast Delta-V	Scheduled outage times for Delta-V maneuvers.
FCSTMX	Forecast Maintenance	Scheduled outage times for non-Delta-V maintenance.
FCSTEXTD	Forecast Extension	Extends the scheduled outage time "Until Further Notice"; references the original forecast NANU.
FCSTSUMM	Forecast Summary	Exact outage times for the scheduled outage. This is sent after the maintenance is complete and the satellite is set healthy. It references the original forecast NANU. If a FCSTEXTD or a FCSTRESCD were required the FCSTSUMM will reference these.
FCSTCANC	Forecast Cancellation	Cancels a scheduled outage when a new maintenance time is not yet determined. It references the original forecast NANU message. May be issued after the start time of the referenced NANU.
FCSTRESCD	Forecast rescheduled	Reschedules a scheduled outage referencing the original-FCST NANU message.
FCSTUUFN	Forecast Unusable Until Further Notice	Scheduled outage of indefinite duration not necessarily related to Delta-V or maintenance activities.

아래 그림은 실제 2009년 9월 28일 발생한 PRN26 위성의 NANU scheduled outage 메시지 예시를 나타낸 것이다.

```
NOTICE ADVISORY TO NAVSTAR USERS (NANU) 2009070
SUBJ: SVN26 (PRN26) FORECAST OUTAGE JDAY 271/0930 - JDAY 271/2130
1.      NANU TYPE: FCSTMX
        NANU NUMBER: 2009070
        NANU DTG: 162050Z SEP 2009
        REFERENCE NANU: N/A
        REF NANU DTG: N/A
        SVN: 26
        PRN: 26
        START JDAY: 271
        START TIME ZULU: 0930
        START CALENDAR DATE: 28 SEP 2009
        STOP JDAY: 271
        STOP TIME ZULU: 2130
        STOP CALENDAR DATE: 28 SEP 2009
```

그림 104 NANU Forecast Outage Example (Outage for PRN26 from 09:30 to 21:30 on 28th September 2009)

NANU unscheduled outage 메시지는 현재 진행 중이거나, 이미 발생한 계획되지 않은 중단을 포함한다. 아래 표는 NANU unscheduled outage 그룹에 속한 메시지를 나타낸 것이다. 이 그룹에 포함된 메시지는 “unusable (사용할 수 없음)”를 의미하는 “UNU”로 시작한다.

표 23 NANU Unscheduled Outages

NANU ACRONYM	NAME	DESCRIPTION
UNUSUFN	Unusable Until Further Notice	Notifies users that a satellite will be unusable to all users until further notice.
UNUSABLE	Unusable with reference NANU	Closes out an UNUSUFN NANU and gives the exact outage times; references the UNUSUFN NANU
UNUNOREF	Unusable with no reference	Gives times for outages that were resolved before an UNUSUFN NANU could be sent.

아래 그림은 실제 2009년 9월 25일 발생한 PRN25 위성의 NANU unscheduled outage 메시지 예시를 나타낸 것이다.

```
NOTICE ADVISORY TO NAVSTAR USERS (NANU) 2009052
SUBJ: SVN25 (PRN25) UNUSABLE JDAY 232/1500 - UNTIL FURTHER NOTICE
1.      NANU TYPE: UNUSUFN
        NANU NUMBER: 2009052
        NANU DTG: 181200Z AUG 2009
        REFERENCE NANU: N/A
        REF NANU DTG: N/A
        SVN: 25
        PRN: 25
        START JDAY: 232
        START TIME ZULU: 1500
        START CALENDAR DATE: 20 AUG 2009
        STOP JDAY: UFN
        STOP TIME ZULU: N/A
        STOP CALENDAR DATE: N/A
```

그림 105 NANU Unscheduled Outage Example (Outage for PRN25 from 15:00 on 20th August 2009)

General NANU 메시지는 GPS 사용자에게 주목할만한 GPS 문제 또는 이벤트에 대한 정보를 제공한다. 다른 NANU 메시지 포맷으로 전달할 수 없는 Space segment의 문제, 인공위성 (space vehicle, SV) 처분 공지 등이 “general (일반)” 메시지로 식별된다. 아래 그림은 general 메시지 형식을 나타낸 것이다.

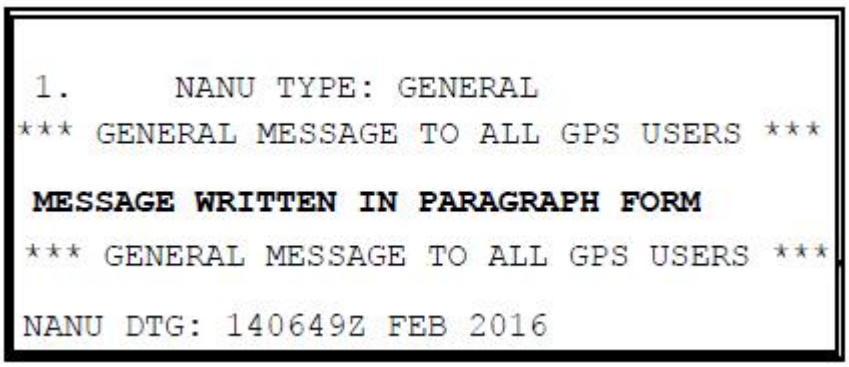


그림 106 NANU General Message Format

아래 그림은 실제 2009년 9월 25일 발생한 PRN25 위성의 NANU general outage 메시지 예시를 나타낸 것이다. PRN25 위성은 unscheduled outage 메시지 방송 이후 general outage 메시지를 통해 이후 Almanac에서 제거되었다.

```
NOTICE ADVISORY TO NAVSTAR USERS (NANU) 2009052 NANU TYPE: GENERAL
*** GENERAL MESSAGE TO ALL GPS USERS ***
SVN25 (PRN25) FORECAST OUTAGE ON JDAY 232/1500Z UNTIL FURTHER NOTICE.
GPS SATELLITE SVN 25 (PRN25) WILL BE UNUSABLE NO EARLIER THAN JDAY 232
(20 AUG 2009) BEGINNING 1500Z UNTIL FURTHER NOTICE.
*** GENERAL MESSAGE TO ALL GPS USERS ***
```

그림 107 NANU General Outage Example (Outage for PRN25 from 15:00 on 20th August 2009)

NANU other message 그룹은 드물게 발생하는 이벤트를 나타낸다. 아래 표는 NANU other outage 그룹에 속한 메시지를 나타낸 것이다.

표 24 Other types of NANU messages

NANU ACRONYM	NAME	DESCRIPTION
USABINIT	Initially Usable	Notifies users that an SV is set healthy for the first time.
LEAPSEC	Leap second	Notifies users of an impending leap second.
LAUNCH	Launch	Notifies users after the launch of a satellite.
DECOM	Decommission	Notifies users that an SV has been removed from the current constellation identified within the broadcast almanac, but does not necessarily signify permanent disposal.

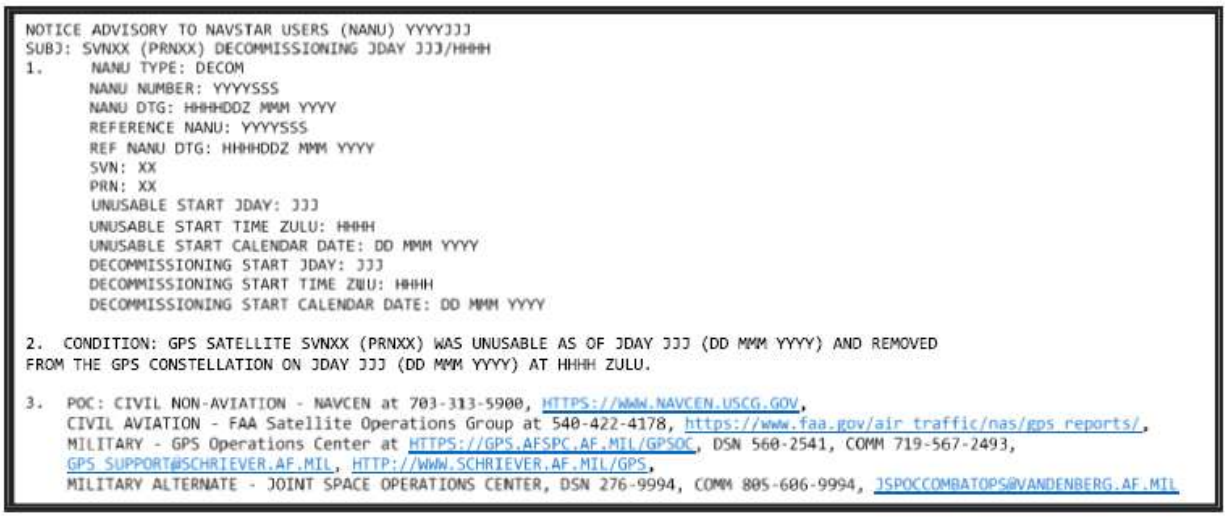
LAUNCH 메시지와 DECOM 메시지 형식은 각각 아래 그림과 같다.

```
NOTICE ADVISORY TO NAVSTAR USERS (NANU) YYYYSSS
SUBJ: SVN XX (PRN XX) LAUNCH JDAY JJJ
1.      NANU TYPE: LAUNCH
        NANU NUMBER: YYYYSSS
        NANU DTG: HHHHDDZ MMM 2007
        SVN: XX
        PRN: XX
        LAUNCH JDAY: JJJ
        LAUNCH TIME ZULU: HHHH

2.  GPS SATELLITE SVN XX (PRN XX) WAS LAUNCHED ON JDAY JJJ A USABINIT NANU WILL BE SENT WHEN THE SATELITTE IS SET ACTIVE
    TO SERVICE.

3.  POC: CIVIL NON-AVIATION - NAVCEN at 703-313-5900, HTTPS://WWW.NAVCEN.USCG.GOV,
    CIVIL AVIATION - FAA Satellite Operations Group at 540-422-4178, https://www.faa.gov/air_traffic/nas/gps_reports/,
    MILITARY - GPS Operations Center at HTTPS://GPS.AFSPC.AF.MIL/GPSOC, DSN 560-2541, COMM 719-567-2493,
    GPS_SUPPORT@SCHRIEVER.AF.MIL, HTTP://WWW.SCHRIEVER.AF.MIL/GPS,
    MILITARY ALTERNATE - JOINT SPACE OPERATIONS CENTER, DSN 276-9994, COMM 805-606-9994, JSPOCCOMBATOPS@VANDENBERG.AF.MIL
```

그림 108 LAUNCH NANU Message Template



```
NOTICE ADVISORY TO NAVSTAR USERS (NANU) YYYYJJJ
SUBJ: SVNXX (PRNXX) DECOMMISSIONING JDAY JJJ/HHHH
1.     NANU TYPE: DECOM
       NANU NUMBER: YYYYSSS
       NANU DTG: HHHHDDZ MMM YYYY
       REFERENCE NANU: YYYYSSS
       REF NANU DTG: HHHHDDZ MMM YYYY
       SVN: XX
       PRN: XX
       UNUSABLE START JDAY: JJJ
       UNUSABLE START TIME ZULU: HHHH
       UNUSABLE START CALENDAR DATE: DD MMM YYYY
       DECOMMISSIONING START JDAY: JJJ
       DECOMMISSIONING START TIME ZULU: HHHH
       DECOMMISSIONING START CALENDAR DATE: DD MMM YYYY

2.  CONDITION: GPS SATELLITE SVNXX (PRNXX) WAS UNUSABLE AS OF JDAY JJJ (DD MMM YYYY) AND REMOVED
FROM THE GPS CONSTELLATION ON JDAY JJJ (DD MMM YYYY) AT HHHH ZULU.

3.  POC: CIVIL NON-AVIATION - NAVCEN at 703-313-5900, HTTPS://WWW.NAVCEN.USCG.GOV,
    CIVIL AVIATION - FAA Satellite Operations Group at 540-422-4178, https://www.faa.gov/air_traffic/nas/gps_reports/,
    MILITARY - GPS Operations Center at HTTPS://GPS.AFSPC.AF.MIL/GPSOC, DSN 560-2541, COMM 719-567-2493,
    GPS.SUPPORT@SCHRIEVER.AF.MIL, HTTP://WWW.SCHRIEVER.AF.MIL/GPS,
    MILITARY ALTERNATE - JOINT SPACE OPERATIONS CENTER, DSN 276-9994, COMM 805-606-9994, JSPOCCOMBATOPS@VANDENBERG.AF.MIL
```

그림 109 DECOM NANU Message Template

NANU scheduled event는 일반적으로 해당 event 이전에 GPS 사용자 커뮤니티에 배포된다. NANU unscheduled event는 해당 event 이후 가능한 빠르게 GPS 사용자 커뮤니티에 공지된다. 하지만 GPS 임무에 심각한 문제를 발생시킬 수 있는 event는 우선적으로 알림 어 정상적인 NANU 배포가 지연될 수 있다. 각 그룹별 NANU 알림 시간은 아래 표에 정리되어 있다.

표 25 NANU Notification Times

NANU Group	Nominal Notification Times	Threshold
Scheduled	96 hours prior to outage start	NLT 48 hours prior to outage start (see note #1)
Unscheduled	15 minutes after outage start	Less than 1 hour after outage start
General	None – Timing determined on a case-by-case basis	
Other	None – Timing determined on a case-by-case basis	
NOTE 1: If the need for a planned outage is determined less than 48 hours prior to the start time of the outage, the associated Forecast NANU will not meet the Scheduled outage Threshold.		

마. RAIM/ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계

1) RAIM/ARAIM 알고리즘 문헌 조사

RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring)이란 수신기 단독의 무결성 감시 방법을 뜻하며, SBAS 서비스 영역 외에서 무결성 정보를 받을 수 없는 상황이거나 SBAS 무결성 정보가 가용한 위성이 충분하지 않을 때에도 수신기 단독으로 무결성을 감시할 수 있도록 하는 것을 말한다. RAIM은 미국의 GPS 단일 위성군만이 있을 때 개발된 방식으로 부족한 가시위성 수와 함께 불안정한 위성 신호, 전리층 위협과 같은 문제로 인하여 하나의 위성만이 고장 날 경우를 고려하며 비정밀 접근에 해당하는 낮은 수준의 서비스밖에 제공할 수 없었다. RAIM의 대표적인 방식으로는 GPS의 원시 측정치를 직접 이용한 'Range Comparison Method', 'Least Square Residual Method', 'Parity Space Method' 3가지가 있다. 이들이 근본적으로 동일함이 이후에 증명되었지만, 3가지 중 가장 보편적으로 사용하는 것은 'Least Square Residual Method'이며 이후 본 연구에서의 RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘을 다음 방식을 이용하여 설계하였다.

ARAIM (Advanced RAIM)은 미국의 GPS 현대화와 유럽의 Galileo, 중국의 Beidou 등 여러 위성 군들이 늘어남에 따라 가시위성이 증가하고 L1, L5 이중 주파수 신호를 기반으로 전리층에 대한 오차를 제거할 수 있다는 이점을 활용하는 개선된 RAIM 방식이다. 또한 전리층 오차 이외에 가장 주요한 오차 원인인 위성 관련 오차를 ISM (Integrity Support Message)를 통하여 적절한 바운드를 가능하게 함으로써 전세계 LPV-200 항행 서비스를 목표로 알고리즘 개발 연구가 수행 중인 방식이다. ARAIM의 ISM 메시지는 아래의 그림과 같이 URA (User Range Accuracy), b_{max} (Bias Parameter), P_{sat} (Fault State Probability), P_{const} (Probability of Constellation Wide Fault) 총 4개의 Parameter들을 방송한다. 이들은 각각 위성관련오차의 표준편차, 위성관련오차의 바이어스 형태의 오차, 위성의 고장확률, 위성군 고장확률을 뜻한다.

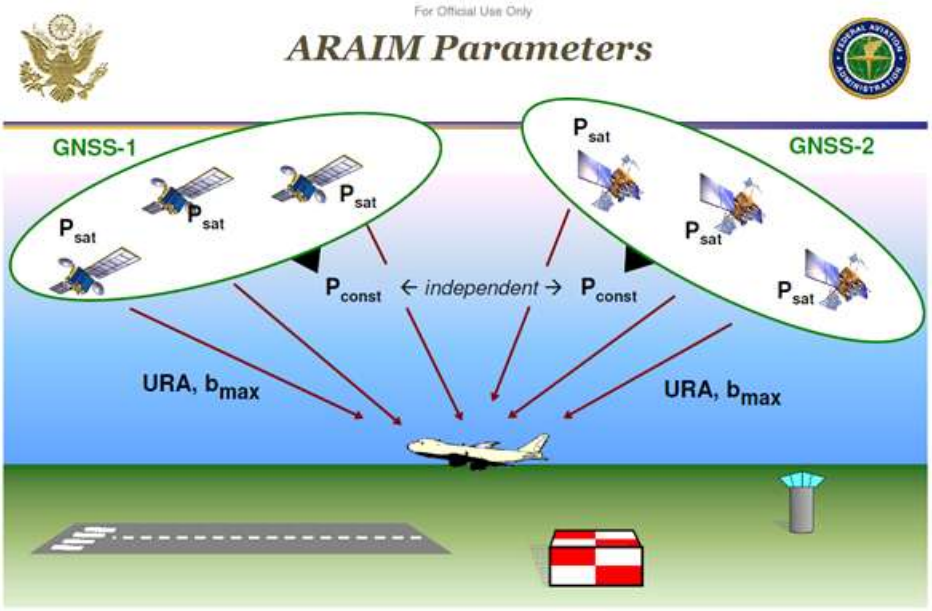


그림 110 ARAIM의 ISM 방송 메시지 Parameter (FAA, 2008)

ARAIM의 ISM 중 URA와 bmax가 의미 하는 바를 RAIM에서도 사용하는 현재 GPS 방송 메시지 내의 URA와 비교하면 아래의 그림으로 설명할 수 있다. GPS 방송 메시지 내의 URA는 아래의 그림에서 붉은색과 같이 위성관련 바이어스 오차를 이용한 모델링 없이 충분히 큰 표준편차를 가정하여 바운드 될 수 있도록 계산된다. 반면 ISM의 경우, 아래의 초록색과 같이 위성관련 바이어스 오차를 bmax로 모델링하고 나머지 표준편차를 URA로 바운드 될 수 있도록 계산하여 기존의 GPS 방송 메시지보다 작은 URA값을 전달해 줄 수 있도록 한다 (Milner, 2015). 이를 통해 보다 작은 수준의 보호수준 계산이 가능하게 되며 보다 높은 성능의 항법 서비스를 제공할 수 있다.

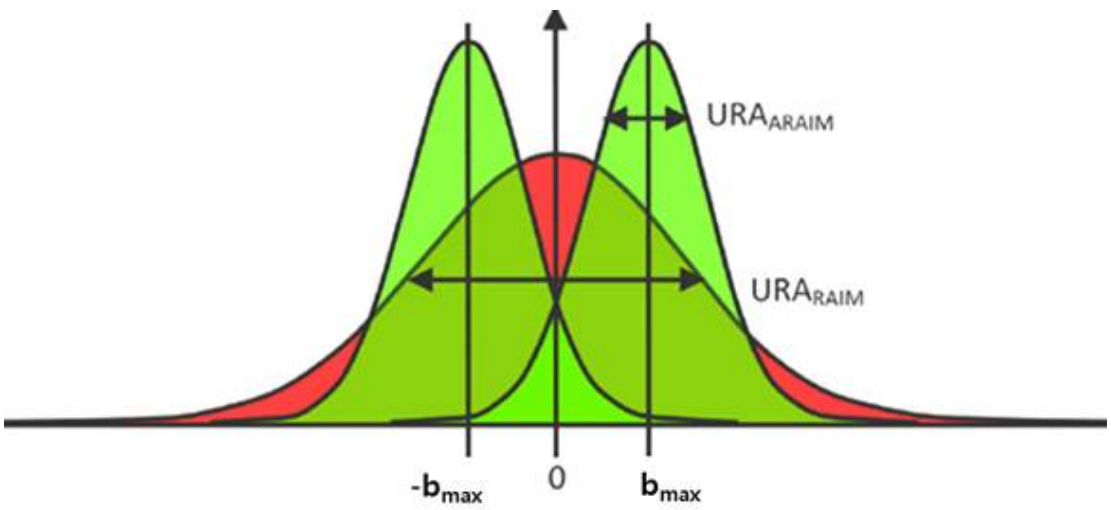


그림 111 ARAIM ISM 메시지 위성관련오차 방송 정보

요약하면 다중 위성군을 활용한 충분한 위성 수의 확보, 이중 주파수 신호를 통한 전리층 오차 제거, ISM 메시지를 통한 위성 관련 오차의 표준편차 감소를 통해 전 지구에서 LPV-200 서비스를 목표로 현재 EU-US Working Group C를 통해 주도적으로 활발히 ARAIM이 연구되고 있으며 아래의 표는 RAIM과 ARAIM의 차이를 정리한 표로 다중 위성군, 이중주파수, 그리고 위성 관련 오차들이 가우시안과 바이어스 형태의 오차를 가지는 것으로 모델링 됨에 따라 보다 높은 수준의 항법 서비스까지 가능함을 확인할 수 있다.

표 26 RAIM과 ARAIM 비교 (Alexander, 2013)

AIM and Advanced RAIM Comparison

	RAIM	ARAIM
Operations	Down to RNP 0.1	LPV200
Hazard category	Major	Hazardous
Signals	L1CA	L1CA/E1-L5/E5a
Threat model	Single fault only	Multiple faults
Nominal error model	Gaussian Uses bound broadcast by GPS	Gaussian + nominal/max bias validated by independent ground monitoring
Constellations	GPS	Multi-constellation

2) RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계

RAIM은 수신기 단독의 무결성 감시를 뜻하며, 미국의 GPS 단일 위성군을 활용하여 단일 고장 가정 하에 수평에 대한 무결성을 보장하고자 하는 방식이다. RAIM을 통해 만족할 수 있는 항행 서비스 수준은 RNP 0.1까지가 한계인 것으로 알려져 있다. 본 연구과제의 목표 수준도 RNP 0.1로 설정하여 만족하고자 하였다. 항행서비스 수준에 따라 주어진 무결성 확률을 통해 계산되는 보호수준이 사용자 실제 위치오차를 바운드 하여야 하며, 가용성을 만족하기 위하여 일정 경보한계 이하의 값을 가져야 한다. 따라서 무결성을 위하여 무조건 보수적으로 보호수준이 큰 값으로 계산되도록 한다면, 경보한계를 넘는 경우가 생길 확률이 높아지게 되어 가용성이 떨어질 수 있는 Trade off 관계를 가진다.

본 연구에서는 RAIM의 대표적인 방식인 'Least Square Residual Method'를 이용하여 사용자 보호수준 계산 알고리즘을 설계하였다. 보호수준 계산 방법은 아래의 그림들을 통해 설명 할 수 있다. 첫째로 고장이 발생하지 않은 정상상태에서 보호수준의 경우는 고장이 없는 경우의 위치해가 가질 수 있는 표준편차의 5.33배로 계산된다. 둘째로 고장이 있는 경우에서 계산되는 보호수준은 고장이 발생할 시에 가장 오차를 크게 만들 수 있는 경우를 가정하고 또한 위치해가 가질 수 있는 표준편차의 3.29배를 합하여 계산된다. 최종적인 보호수준은 위의 두 가지 중 보다 큰 값으로 최종 선정된다 (Walter, 1995).

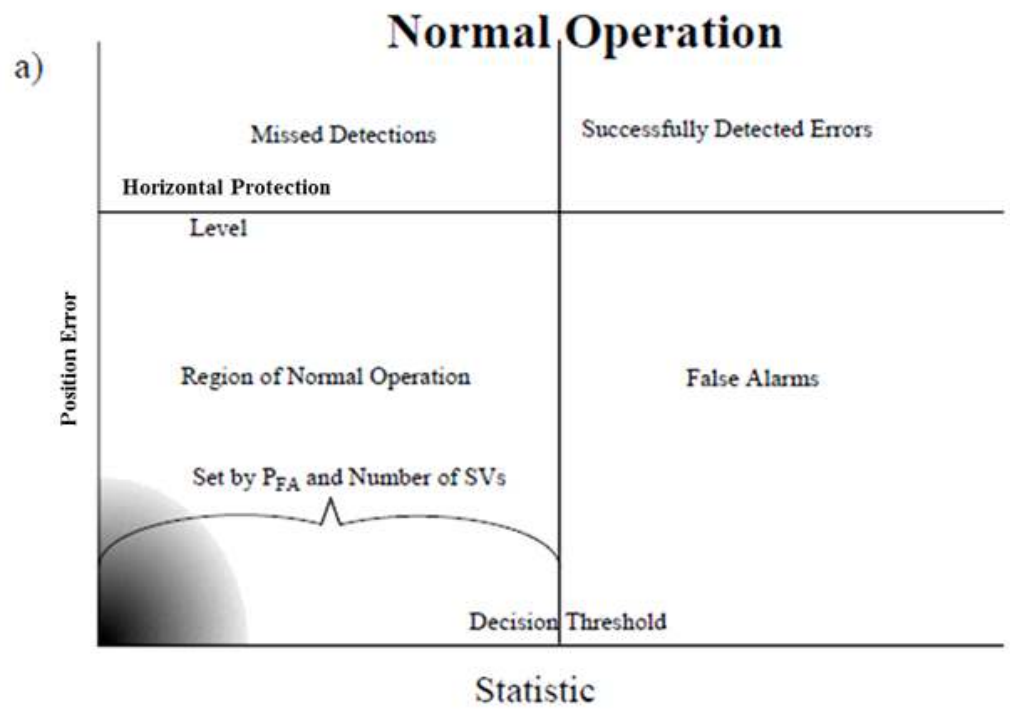


그림 112 정상상태의 보호수준 계산 방법 (RAIM)

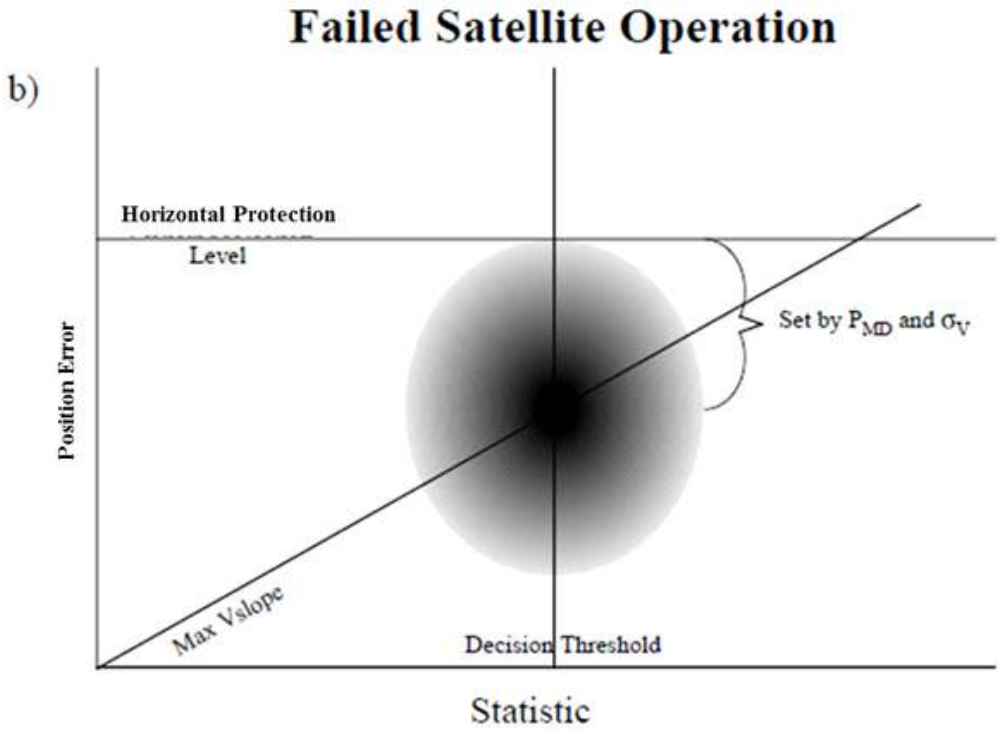


그림 113 고장상태의 보호수준 계산 방법 (RAIM)

위에서 설명한 정상상태와 고장상태의 보호수준 계산 방법을 수식적으로 나타내면 아래와 같이 표현할 수 있다. 여기서 사용된 무결성, 연속성, Miss Detection 확률은 RNP 0.1의 성능요구조건을 반영하여 설정된 값이다.

먼저 정상상태에서의 보호수준 계산은 아래의 수식을 따른다.

$$\therefore PL_0 = k_0\sigma$$
$$where\ k_0\ is\ inflation\ factor$$
$$(\approx 5.33\ for\ 1-10^{-7})$$
$$Prob(|\hat{x}\ | > k_0\sigma\ ) = P_{INT} = 1-10^{-7}$$

또한 고장상태에서의 보호수준 계산은 아래의 수식을 따르며 최종적으로 산출되는 보호수준은 위에서 계산한 정상상태 값과 비교하여 큰 값으로 결정된다.

$$\therefore PL_1 = T \cdot \max X_{slope} + k_{md}\sigma$$
$$where\ k_{md}\ is\ inflation\ \ factor$$
$$(\approx 3.29\ \ for\ 1-10^{-3})$$

RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘은 위의 방법을 사용하여 설계되며 이를 블록 선도로 정리하면 아래의 그림과 같이 표현 할 수 있다.

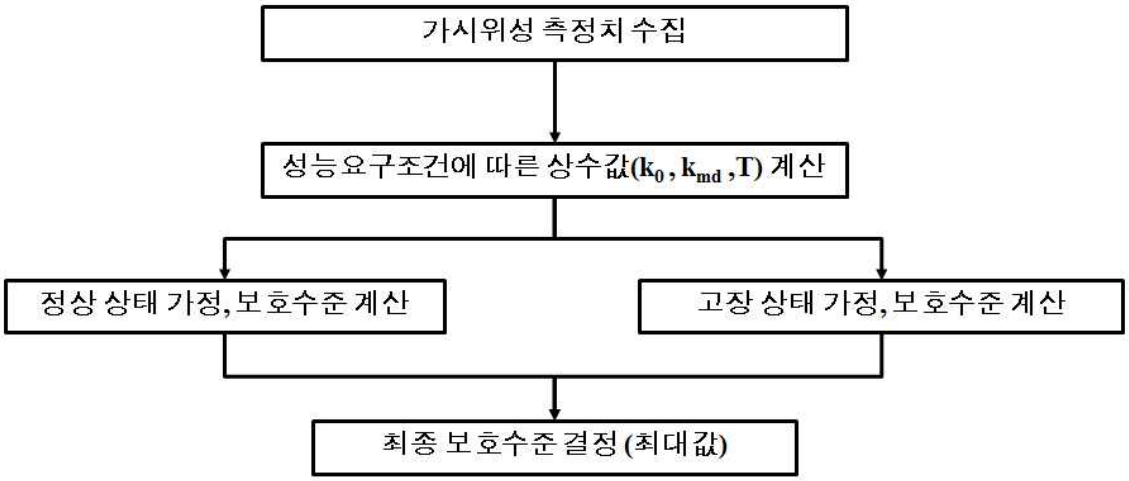


그림 114 RAIM 보호수준 계산 알고리즘 블록선도

위와 같은 RAIM 알고리즘을 통해 과제 목표 수준을 확인하기 위하여 시뮬레이션을 진행하였다. 시뮬레이션은 수원 기준국 위치에서의 2014년 9월 1일 24시간 1초 간격 GPS 데이터를 생성하여 활용하였으며 아래의 표는 사용자가 활용한 측정치 분산 모델을 명시하고 있다. 여기서 전리층, 대류층, 위성관련 오차의 참값 생성은 각각 IONEX, WAAS모델, SP3 데이터를 활용하였다.

표 27 RAIM 사용자의 측정치 분산 모델

항목	모델
URA	방송 궤도력 데이터
전리층	Klobuchar 모델
대류층	WAAS 모델
수신기 잡음	$0.13+0.53\exp\left(\frac{-el}{10}\right)m$
멀티패스	$0.15+0.43\exp\left(\frac{-el}{6.9}\right)m$

아래의 그림은 24시간동안의 Skyplot과 가시위성 개수를 도시화한 그림이며 시뮬레이션 환경에서 최소 7개에서 최대 12개의 가시위성이 존재하는 것을 확인할 수 있다.

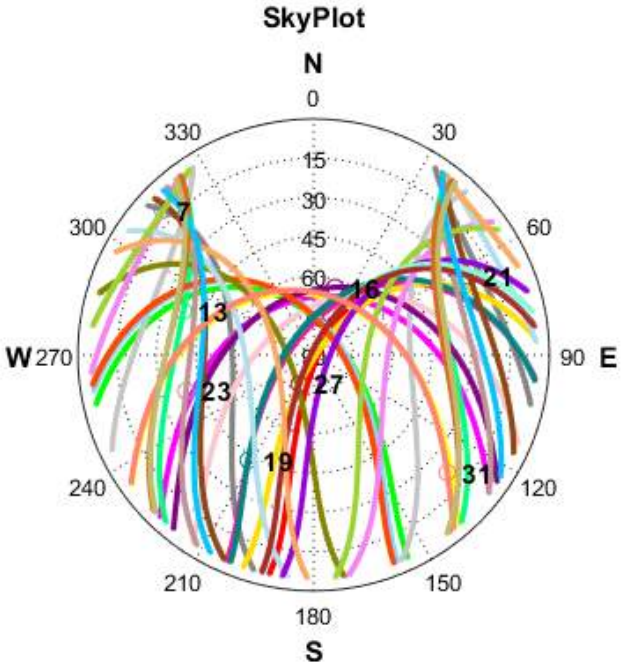


그림 115 시뮬레이션 환경 (Skyplot)

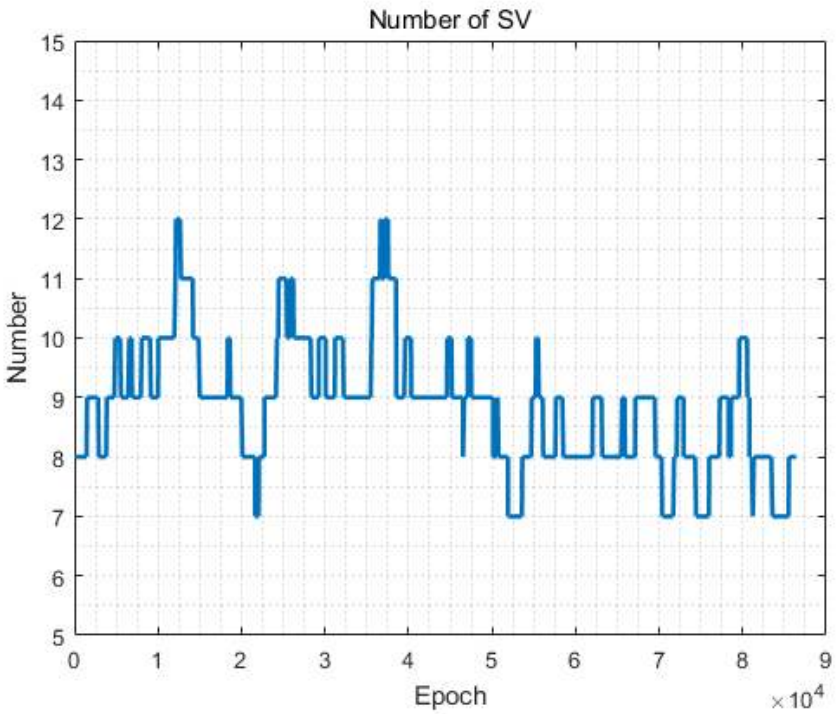


그림 116 시뮬레이션 환경 (가시위성 수)

본 연구의 목표는 RNP 0.1 수준의 가용성을 만족하는 것이다. RNP 0.1의 경우, 수평에 대한 성능만을 보장하며 경보한계가 0.2NM로 370.4m이다. 또한 목표하는 가용성 성능 99%로 설정하였으며 아래의 그림은 설계한 RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 통해 얻어낸 시뮬레이션 결과이다.

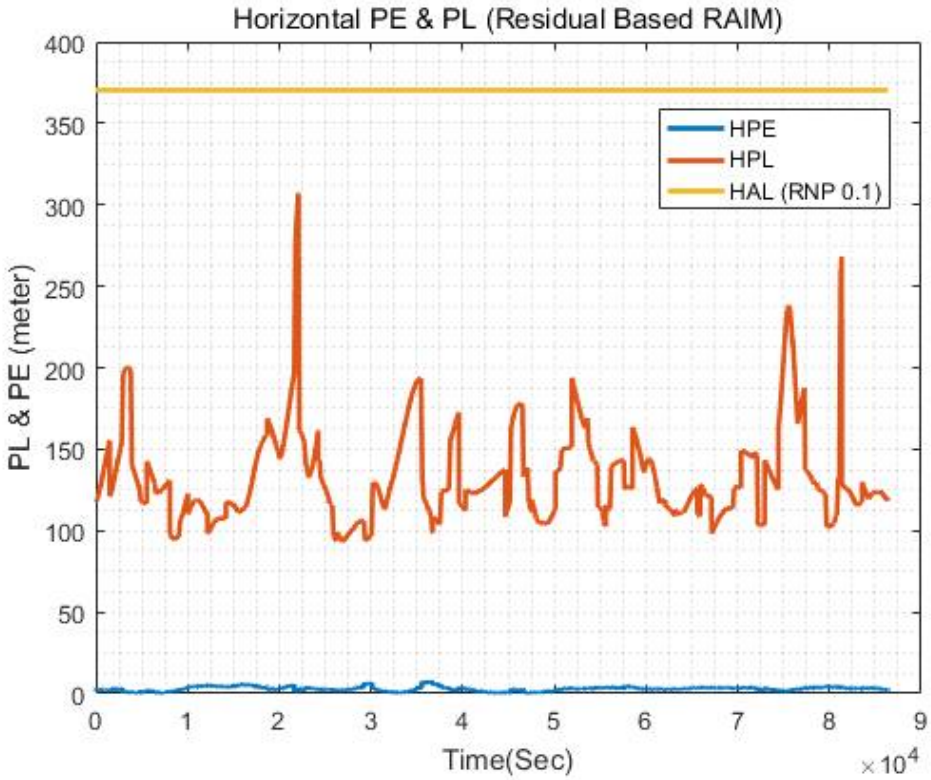


그림 117 RAIM 시뮬레이션 결과 (사용자 위치 오차 및 보호수준 시경향성)

위의 그림은 사용자 위치오차와 보호수준을 경보한계와 함께 나타낸 결과이다. 주황색으로 표현된 보호수준이 파란색으로 표현된 위치오차를 잘 바운드 하고 있으며, 목표하는 RNP 0.1의 경보한계 370.4m보다 24시간 동안 작게 계산된 것을 확인할 수 있다.

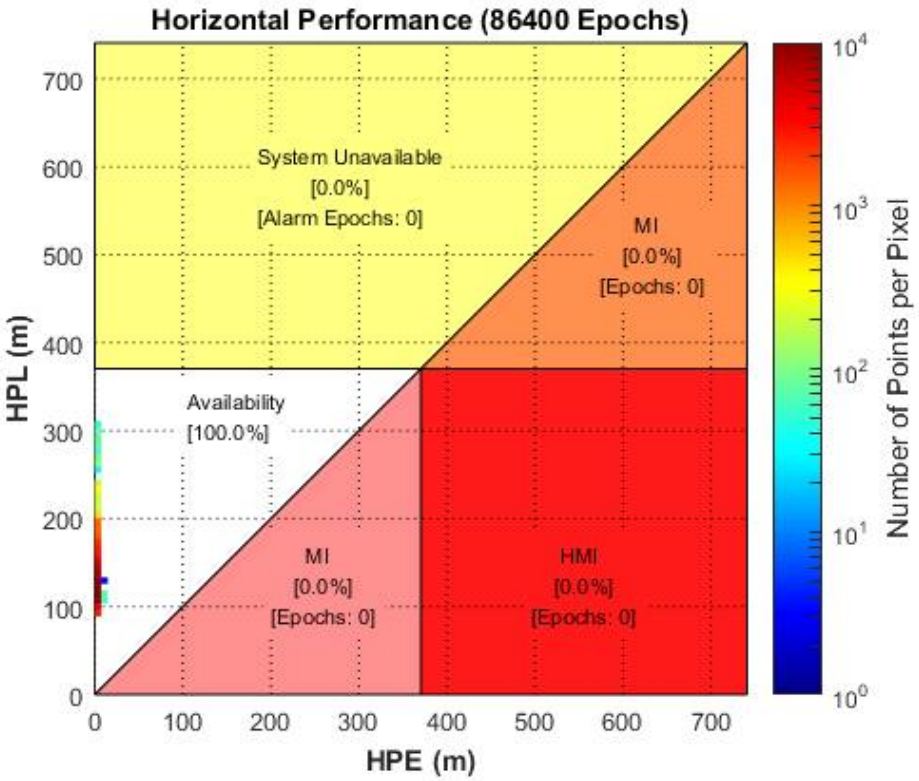


그림 118 RAIM 시뮬레이션 결과 (Stanford Diagram)

위의 Stanford Diagram은 GPS 항법 성능을 표현하는데 가장 대표적으로 쓰이는 그림이다. 수평축은 위치오차, 수직축은 보호수준을 나타내며 흰색 영역에 찍히는 샘플들이 보호수준보다 위치오차가 작은 경우로 무결성이 유지되었다고 판단할 수 있다. 본 시뮬레이션에서는 모든 시간에 대해 보호수준이 위치오차보다 크고 경보한계보다 작은 가용한 상황으로 생각할 수 있다. 따라서 RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계관련 과제 목표 RNP 0.1을 만족하는 것을 확인하였다.

3) ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계

가) ARAIM 알고리즘 설계

ARAIM은 수신기 단독의 무결성 감시인 RAIM의 발전된 형태로 Advanced RAIM의 약어이다. 미국의 GPS 단일 위성군 뿐만 아니라 아래의 그림과 같이 일반적으로 L1, L5와 같이 동일한 주파수 영역을 공유하는 Galileo를 함께하여 다중위성군 활용 ARAIM 연구가 전 세계적으로 활발히 진행되고 있다. 본 연구에서도 GPS와 Galileo 2가지 위성군을 활용하여 알고리즘 설계를 진행하였다.

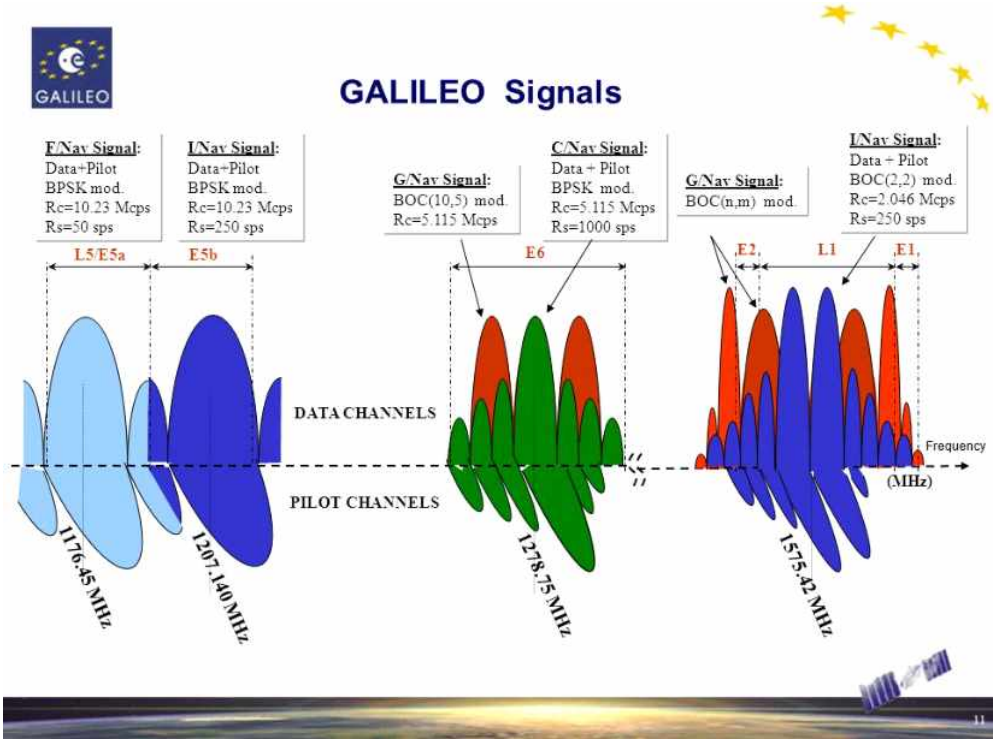


그림 119 GPS와 Galileo 신호 주파수 영역 (Steciw, 2004)

앞서 ARAIM 알고리즘 문헌 조사 결과에서 정리하였듯이 ARAIM은 L1, L5의 이중 주파수를 활용하므로 전리층 오차를 제거할 수 있으며, 위성관련오차의 경우도 ISM 메시지를 통해 더욱 작게 모델링 할 수 있어 전체 측정치에 대한 표준편차를 작게 구할 수 있다. 또한 다중 위성군을 활용하여 전 세계 지역에서 가시위성이 일정 수 이상이 확보됨에 따라 작은 DOP를 통해 전 세계 LPV-200 항행 서비스를 목표로 개발 중인 알고리즘이다. ARAIM의 보호수준 계산 알고리즘은 여러 논문에 의해 발표되었지만, 정상 및 고장상황들에 대한 핵심적인 무결성 및 연속성 확률에 대한 최적 배분은 연구단체들의 노하우로 전체가 공개되어 있지 않다. 따라서 본 과제에서는 간단하게 모든 상황들에 대한 공통적인 확률 배분을 사용함으로써 LPV-200보다 한 단계 낮은 APV-I을 목표로 ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘을 설계하였다.

ARAIM은 RAIM의 대표적인 방식인 'Least Square Residual Method'에서 벗어나 위치영역 기반의 'Solution Separation Method'를 사용한다. RAIM에서는 단순히 고장이 있거나 없는 고장상태와 정상상태와 같이 2가지 경우만을 고려하여 보호수준을 계산하였다면, ARAIM에서는 발생할 수 있는 모든 경우를 가정하여 보호수준을 계산한다. 발생할 수 있는 모든 경우를 크게 5가지로 구분할 수 있으며, 5가지 내에도 위성별로 많은 경우가 존재하며 아래와 같은 수식으로 정리할 수 있다.

$$PL_{ND,0} = k_{ND,0}\sigma_0$$
$$PL_{ND,i} = k_{ND,i}\sigma_i + T_i$$
$$PL_{CE,i} = k_{CE,i}\sigma_i$$
$$PL_{WE,j} = k_{WE,0j}\sigma_j$$
$$PL_{WE,j,i} = k_{WE,j,i}\sigma_{j,i} + T_{j,i}$$

먼저 첫 번째 PLND,0의 경우는 정상상태에서 고장 감지를 하지 못한 경우를 말한다. 또한 PLND,i는 고장상태에서 고장 감지를 하지 못한 경우, PLCE,i는 고장상태에서 고장감지를 하고 고장위성을 잘 제거한 경우를 말한다. PLWE,j는 정상상태에서 고장감지를 하였고 정상위성을 제거한 경우를 말하며, PLWE,j,i는 고장상태에서 고장감지를 잘하였지만 정상위성을 제거한 경우를 의미한다. 수식에서의 k와 T는 무결성 및 연속성 확률에 대한 배분을 통해 계산되는 값으로 APV-I의 무결성, 연속성 성능요구조건은 각각 $1-2\times10^{-7}/approach$, $1-8\times10^{-6}/15\mathrm{sec}$이다. 본 연구에서는 이를 모든 경우에 대해 동일한 확률 배분을 통하여 각각의 경우에 대해 k와 T를 계산하고 위의 표에 정리된 것과 같이 각 경우별, 보호수준 계산을 수행하였으며 최종적인 보호수준은 이러한 모든 경우의 보호수준 중 가장 큰 값으로 결정된다 (Joerger, 2013).

ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘은 위의 방법을 사용하여 설계됨. 블록선도로 정리하면 아래의 그림과 같다.

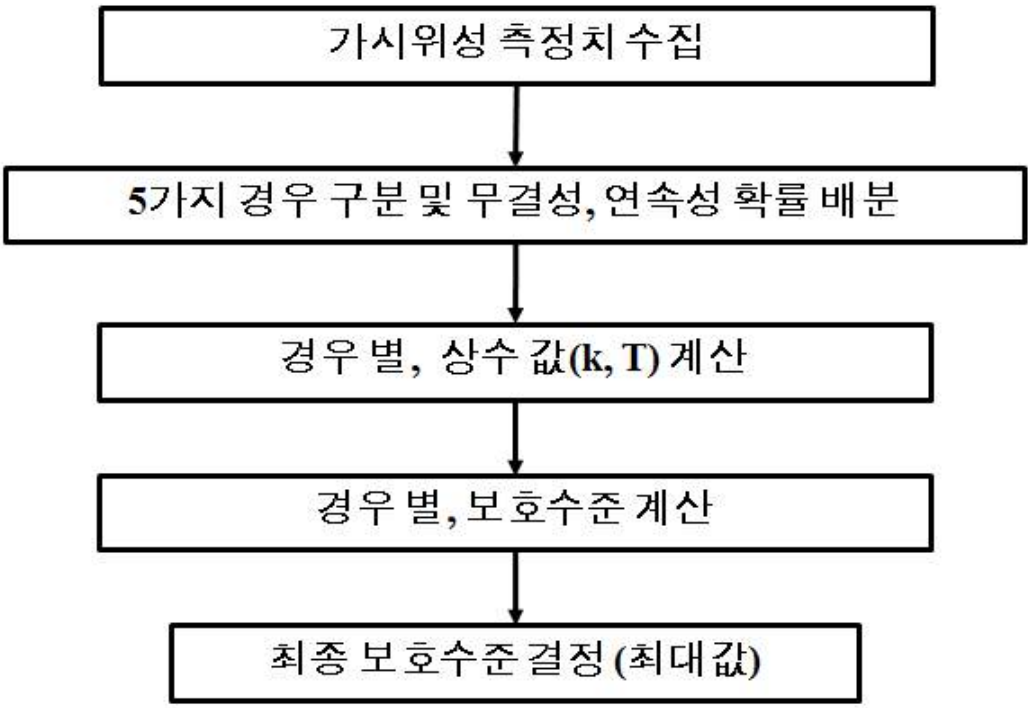


그림 120 ARAIM 보호수준 계산 알고리즘 블록선도

1차년도 연차실적계획서의 '7. 연구 수행에 따른 문제점 및 개선 방향'과 '8. 주요 연구변경 사항'에 작성한 것과 같이 ARAIM 연구 내용을 제안할 시에 GPS 단일 위성군 만을 활용하여 다중고장을 고려한 ARAIM 기반 사용자 보호수준 알고리즘 설계를 제안하였다. 하지만 ARAIM은 기존 GPS 단일 위성군과 단일고장 가정 하에 수신기 단독 무결성 감시(RAIM)를 통해 제공할 수 있는 비정밀 접근의 수평 서비스만을 보장하는 수준이 아닌, 그보다 높은 수준의 서비스를 가능하도록 개발된 방법으로 최소 2개 위성군의 결합을 통해 ARAIM이 진행되는 것이 개념상 정확하며, 많은 국외 ARAIM 연구에서는 최소 GPS와 Galileo 위성군을 함께 활용하여 연구를 진행하고 있다. 따라서 본 연구를 진행하면서 연구 제안 내용인 GPS 단일 위성군만을 활용한다는 점에 문제점을 확인하였고 이를 개선하여 Galileo 위성군까지 고려한 ARAIM 사용자 보호수준 계산 알고리즘을 설계하였다.

실제로 앞선 RAIM 시뮬레이션 데이터를 활용하여 제안서 상의 ARAIM 계획의 한계를 확인하기 위해 GPS 단일 위성군만을 활용하였을 때의 ARAIM 결과를 확인해보면 아래와 같다. 이때 ARAIM에서의 다중 위성 고장 가정이 아닌 단일 위성 고장 가정으로 시뮬레이션 환경을 구성하였다.

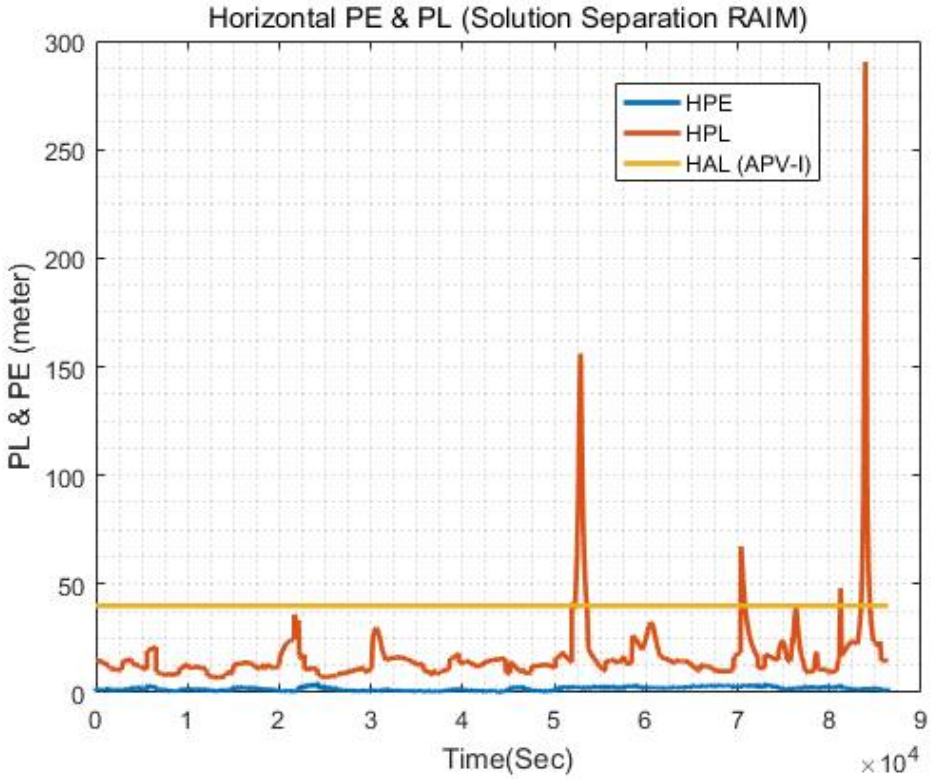


그림 121 단일위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 사용자 위치오차 및 보호수준 시경향성)

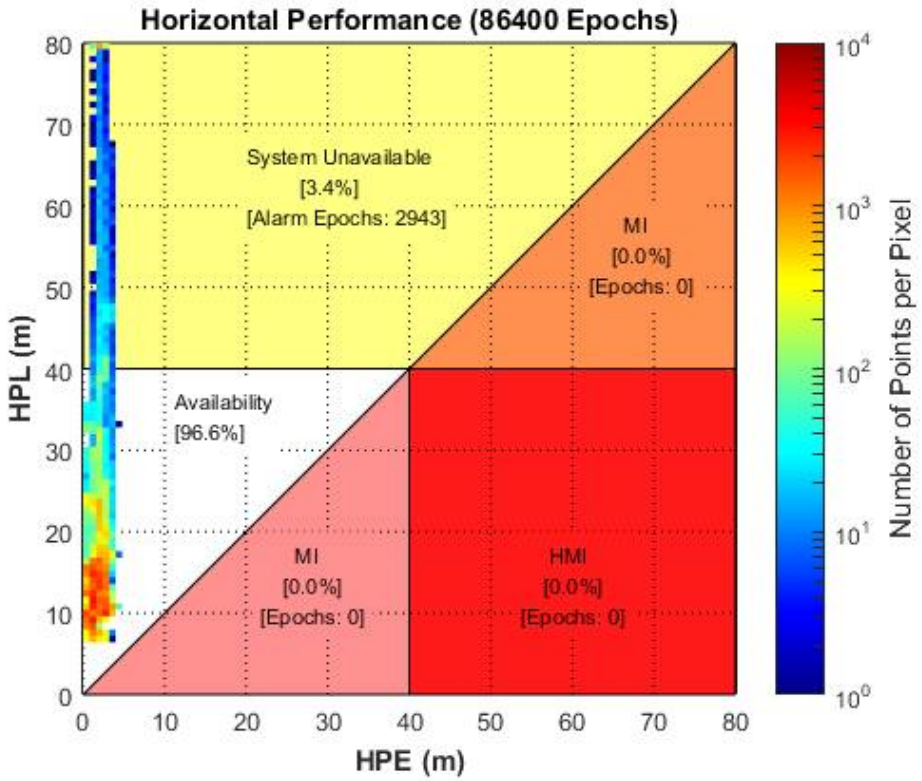


그림 122 단일위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 Stanford Diagram)

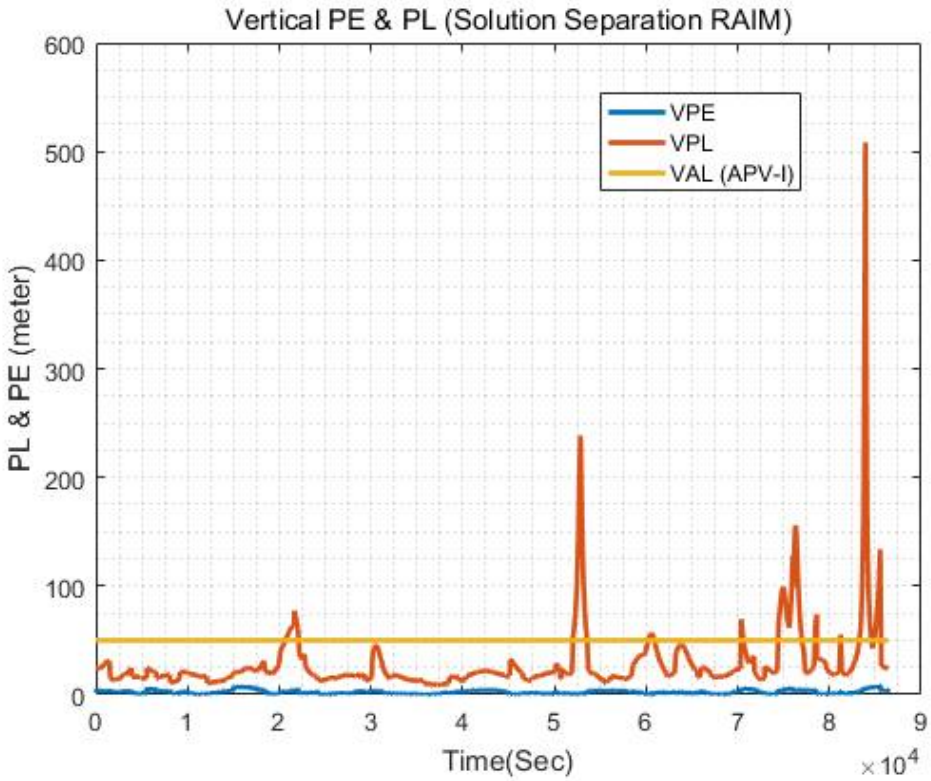


그림 123 단일위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 사용자 위치오차 및 보호수준 시경향성)

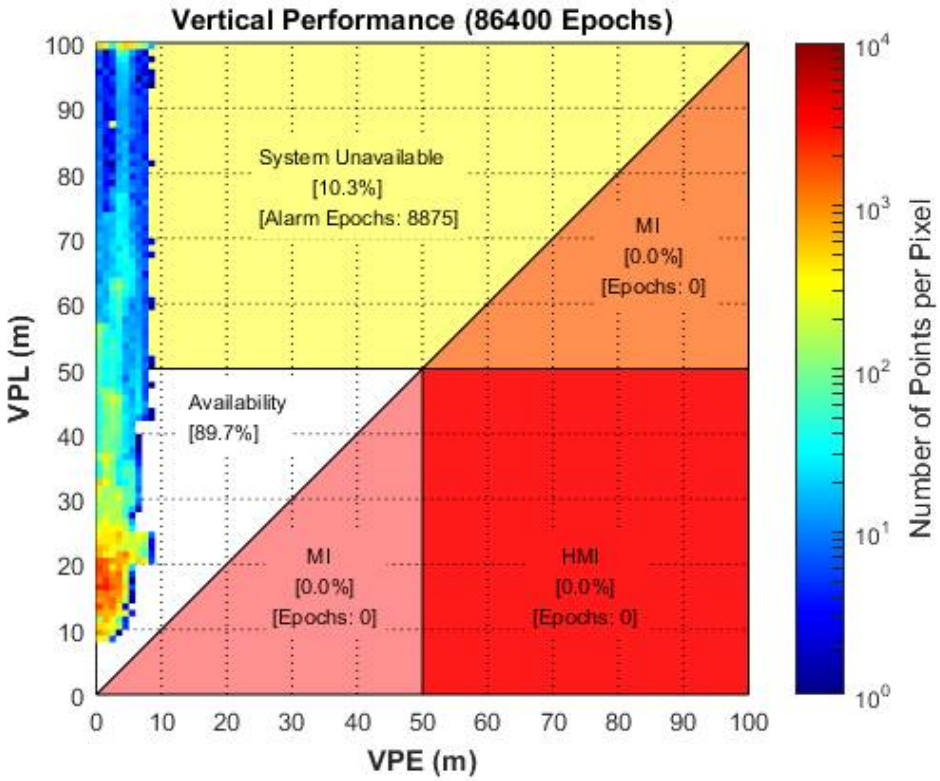


그림 124 단일위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 Stanford Diagram)

위의 사용자 위치오차와 보호수준 시경향성 결과에서 확인 할 수 있듯이 수평, 수직 결과에서 모두 경보한계 이상의 보호수준이 계산되는 구간들이 존재한다. 이는 가용성을 만족하지 못하는 구간들이며 위의 Stanford Diagram에서도 이를 확인할 수 있다. 이는 ARAIM 알고리즘을 통해 계산된 보호수준의 값이 너무 크기 때문에 발생하는 현상으로 보호수준의 계산은 간단히 DOP와 무결성 확률로 계산되는 상수의 값의 곱으로 생각할 수 있다. 따라서 결과적으로 보호수준을 보다 작게 계산하여 경보 한계보다 작은 값으로 계산되기 위해서는 DOP나 무결성 확률로 계산되는 상수값의 크기를 작게 해야 한다. 여기서 무결성 확률은 요구조건의 배분을 통해 결정되는 값으로 크게 변화시킬 수 없는 값이다. 따라서 DOP를 작게 하는 것이 하나의 방법이며 DOP는 위성수가 늘어남에 따라 작아지므로 보다 많은 위성수의 확보를 위하여 다중 위성군의 활용이 필요하다.

RAIM 시뮬레이션 환경 설명에서 가시 위성 수 그래프를 확인하면 위에서 설명한 현상을 보다 이해하기 쉽다. 아래의 그림에서 크게 값이 튀는 구간의 가시 위성 수를 확인해 보면, 전체구간에서 7개에서 12개까지 보이는 가시위성 수에서 7개의 가시위성이 존재하는 구간임을 알 수 있다. 결과적으로 부족한 가시위성 수에 따라 DOP가 크게 증가하며 그에 따라 보호수준이 크게 계산되는 것으로 분석할 수 있다. 또한 본 시뮬레이션에서는 단일 위성 고장만 가정하여 진행하였지만, 만약 다중 위성 고장을 가정한다고 한다면 보다 많은 위성수를 제거하여 보호수준을 계산하게 되고 아래의 결과들 보다 심각한 결과를 가질 것을 예상할 수 있다. 따라서 제안서의 내용을 보다 맞게 수정하여 이후 올바른 방향으로 연구를 수행할 수 있도록 노력하였다.

GPS와 Galileo 다중 위성군을 활용하여 과제 목표수준을 확인하기 위하여 시뮬레이션을 다시 진행하였다. 시뮬레이션은 수원 기준국 위치에서의 2014년 9월 1일 24시간 60초 간격 GPS와 Galileo 데이터를 생성하여 활용하였으며, 아래의 표는 사용자가 활용한 측정치 모델을 명시하고 있다. 여기서 전리층 오차는 없는 것으로 가정하였으며 실제 현재 방송되고 있는 ISM 메시지가 없기 때문에 다른 해외 논문들과 같은 위성관련오차 모델링을 통하여 시뮬레이션을 진행하였다. 또한 수신기 잡음의 경우 이중주파수 측정치를 조합하여 사용하게 되므로, 기존 측정치의 2.6배가 큰 잡음을 가진다고 가정하였다.

표 28 ARAIM 사용자의 측정치 분산 모델

항목	모델
URA (GPS)	0.75 m
URA (Galileo)	0.957 m
B_max	0 m
대류층	WAAS 모델
수신기 잡음	$2.6\left(0.13+0.53\exp\left(\frac{-el}{10}\right)\right)m$
멀티패스	$0.15+0.43\exp\left(\frac{-el}{6.9}\right)m$

아래의 그림들은 24시간동안의 GPS와 Galileo위성에 대한 Skyplot과 가시위성 개수를 도시화한 그림이며, 최소 14개에서 최대 22개의 가시위성이 존재하였다.

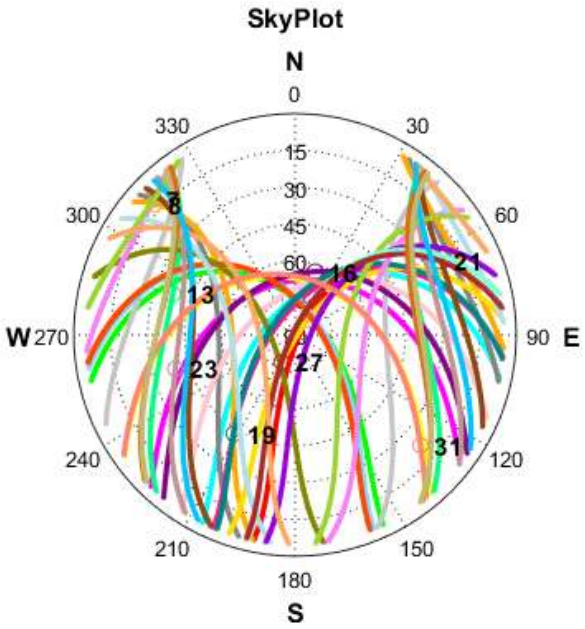


그림 125 시뮬레이션 환경 (GPS 위성군 Skyplot)

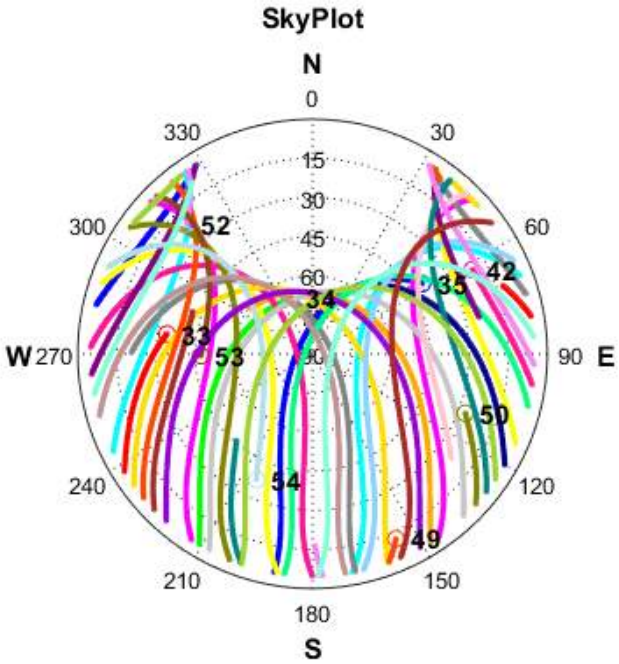


그림 126 시뮬레이션 환경 (Galileo 위성군 Skyplot)

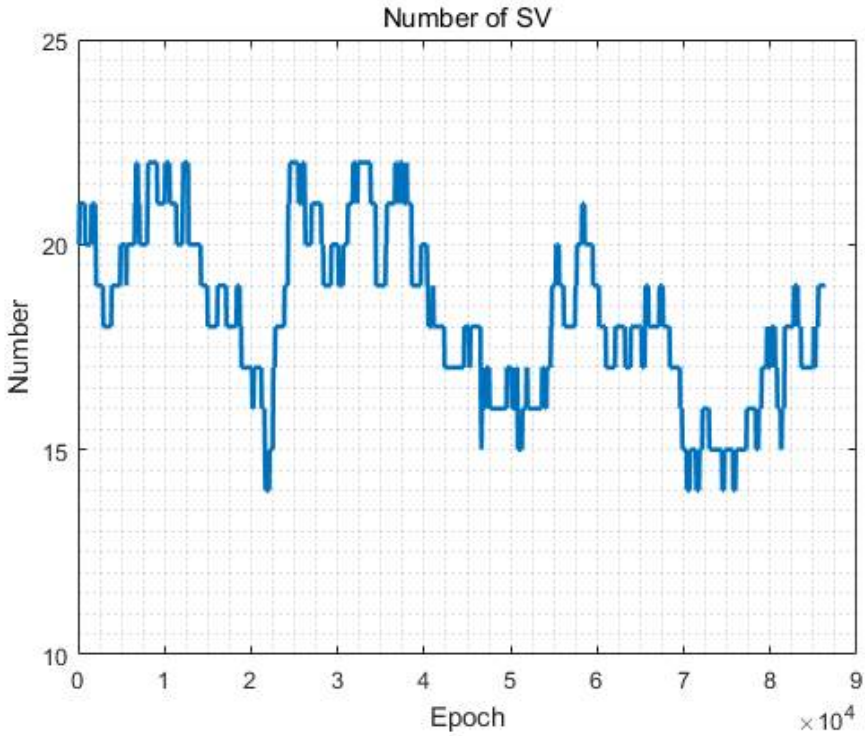


그림 127 시뮬레이션 환경 (총 가시위성 수)

본 연구의 목표는 APV-I 수준의 가용성을 만족하는 것이며, APV-I의 경우 경보한계가 수평의 경우 40m, 수직의 경우 50m이다. 또한 목표하는 가용성 성능 99%로 설정하였으며 아래의 그림은 설계한 ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 통해 얻어낸 시뮬레이션 결과를 나타낸 것이다.

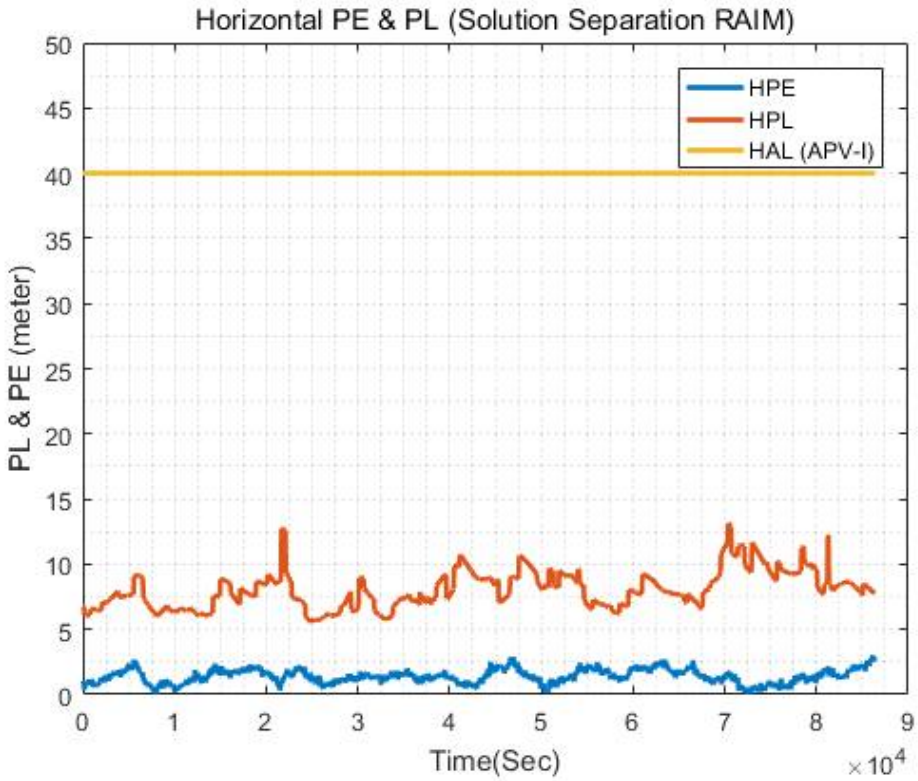


그림 128 다중위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 사용자 위치 및 보호수준 시경향성)

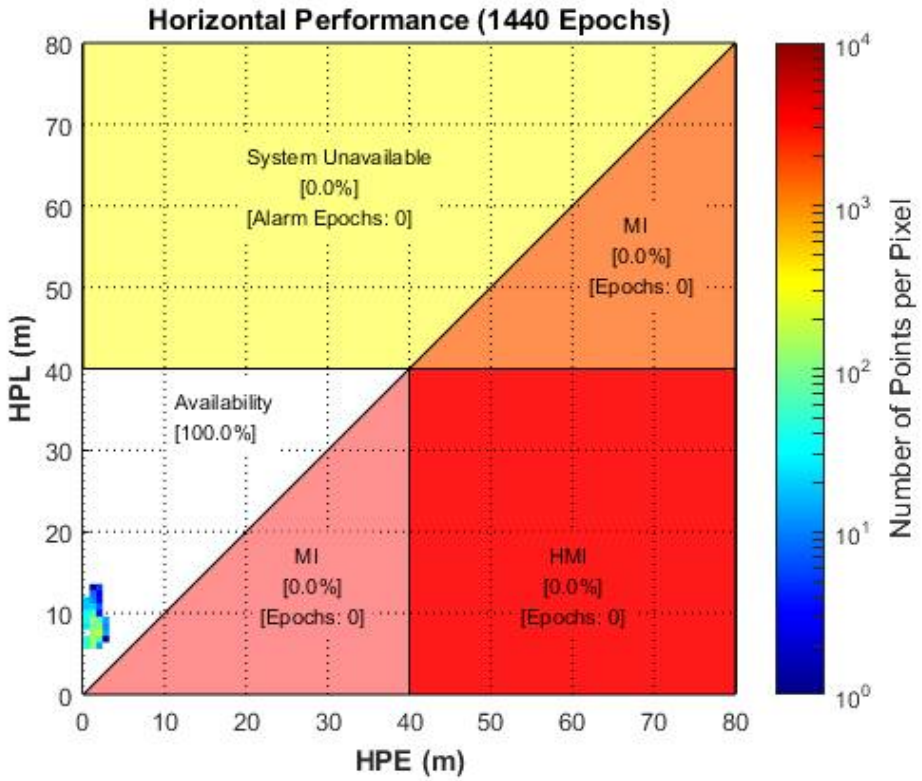


그림 129 다중위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 Stanford Diagram)

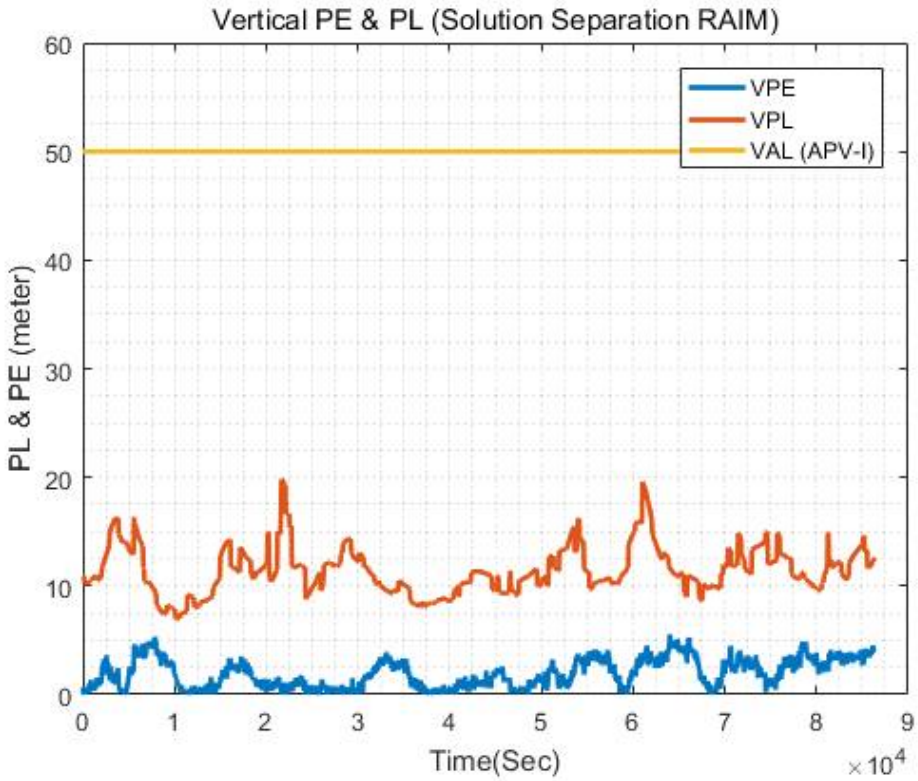


그림 130 다중위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 사용자 위치 및 보호수준 시경향성)

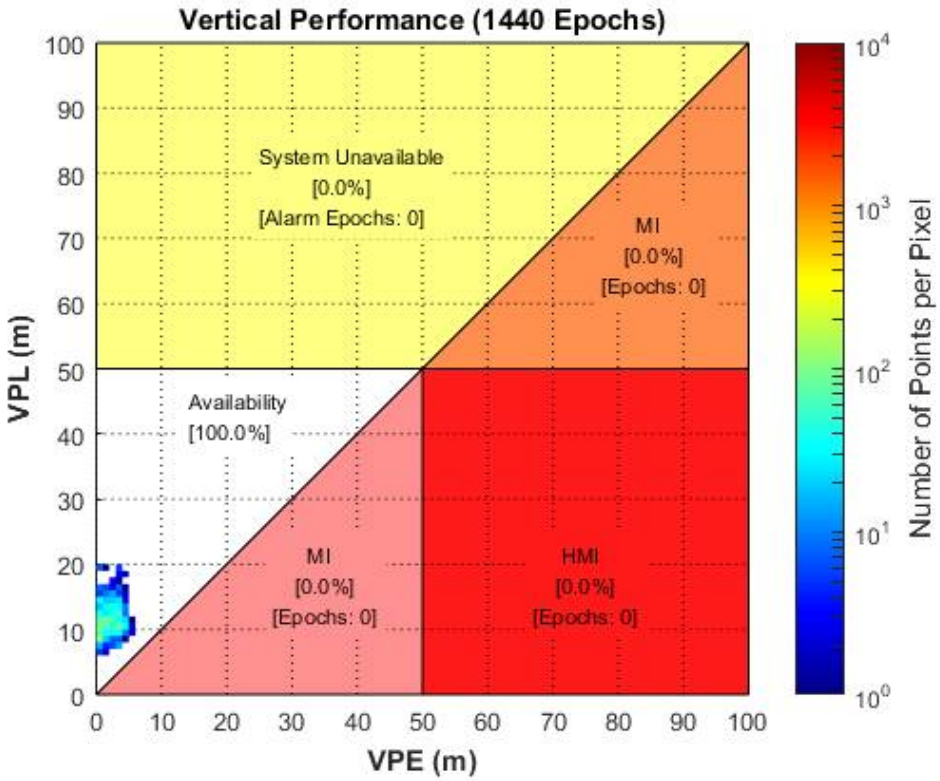


그림 131 다중위성군 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 Stanford Diagram)

위의 그림들에서 사용자 위치오차와 보호수준의 시경향성을 확인해보면 주황색으로 표현된 보호수준이 파란색으로 표현된 위치오차를 잘 바운드 하고 있으며, 목표하는 APV-I의 수평, 수직 경보한계보다 24시간동안 작게 계산된 것을 확인할 수 있다. 또한 Stanford Diagram에서 모든 샘플들이 흰색 영역에 찍힌 것을 확인 가능할 수 있으며 본 시뮬레이션에서는 모든 시간에 대해 위치오차보다 크고 경보한계보다 작은 가용한 상황으로 계산되었다. 따라서 ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계관련 과제 목표 APV-I 을 만족하는 것을 확인할 수 있었다.

나) ARAIM 알고리즘 검증

본 연구에서 수행한 ARAIM 알고리즘 설계가 제대로 이루어졌는지 확인하기 위하여 기존의 공개 되어있는 소프트웨어와의 결과를 비교하였다. 현재 ARAIM 알고리즘 개발을 이끌어 가고 있는 전문 기관 중 대표적인 곳은 미국의 Stanford University의 GPS 관련 연구실이라고 할 수 있다. 현재 Stanford University는 ARAIM과 관련하여 다양한 논문들을 통해 알고리즘을 제시하고 있으며 2012년에 MAAST라는 이름의 프로그램을 공개하여 ARAIM기반 보호수준 계산을 확인해볼 수 있도록 하였다. 따라서 본 연구에서는 MAAST 프로그램에서 구현된 동일 날짜와 동일 위성 데이터를 기반으로 하여 ARAIM 결과를 비교해보았다.

아래의 그림들은 MAAST와 본 연구에서 개발한 알고리즘이 사용한 위성 수와 PRN을 표현하고 있다. 동일한 위성군을 활용할 수 있도록 함으로써 알고리즘 설계에 대한 차이를 명확히 확인할 수 있도록 노력하였다. 아래의 위성 PRN 그래프에서 붉은색이 MAAST에서 이용한 위성번호를 표현한 것이며, 파란색이 본 연구에서 개발한 ARAIM 알고리즘이 활용한 위성번호를 표현한 것이다.

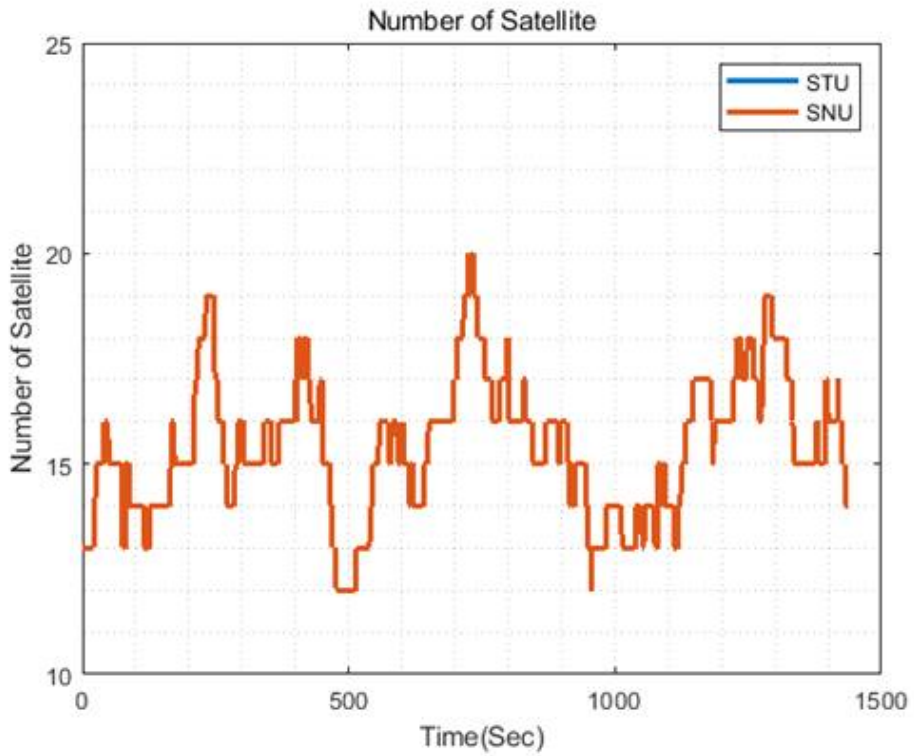


그림 132 가시 위성 수 (MAAST & 본 연구 알고리즘)

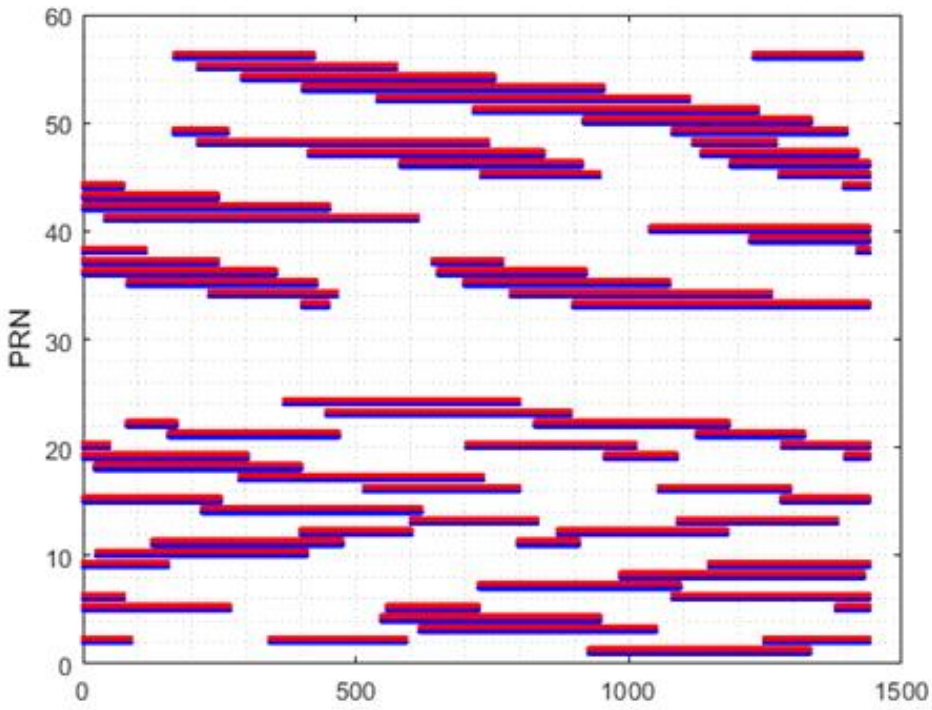


그림 133 가시 위성 PRN (MAAST & 본 연구 알고리즘)

아래의 그림들은 MAAST 프로그램과 본 연구 알고리즘으로 계산된 수평/수직 보호수준을 나타낸 것이다. 계산된 보호수준이 동일한 수준을 가짐을 확인할 수 있다. 하지만 조금씩 차이가 나는 것은 MAAST와 본 연구 알고리즘이 무결성과 연속성을 배분하여 사용하는 방법이 다르기 때문이다. MAAST에서는 무결성과 연속성을 자신들의 방법에 따라 최적의 배분을 사용하고 있다. 또한 본 연구 알고리즘은 복잡성을 최소화하기 위해 모든 경우에 대한 균등한 배분을 사용하고 있음에 따라 차이가 발생했을 것으로 생각된다. 하지만 두 알고리즘 모두 APV-I 성능을 만족하는 동일한 수준의 보호수준의 결과를 가짐으로 본 연구의 알고리즘 설계의 문제가 없음을 생각할 수 있다.

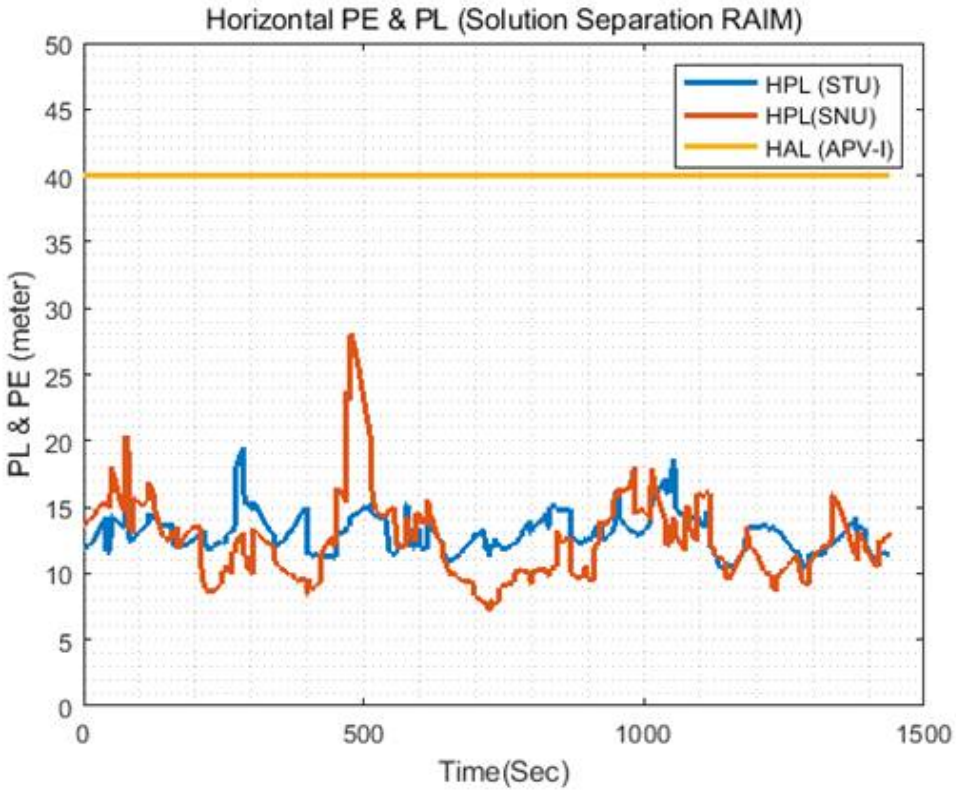


그림 134 ARAIM 수평 보호수준 결과 (MAAST & 본 연구 알고리즘)

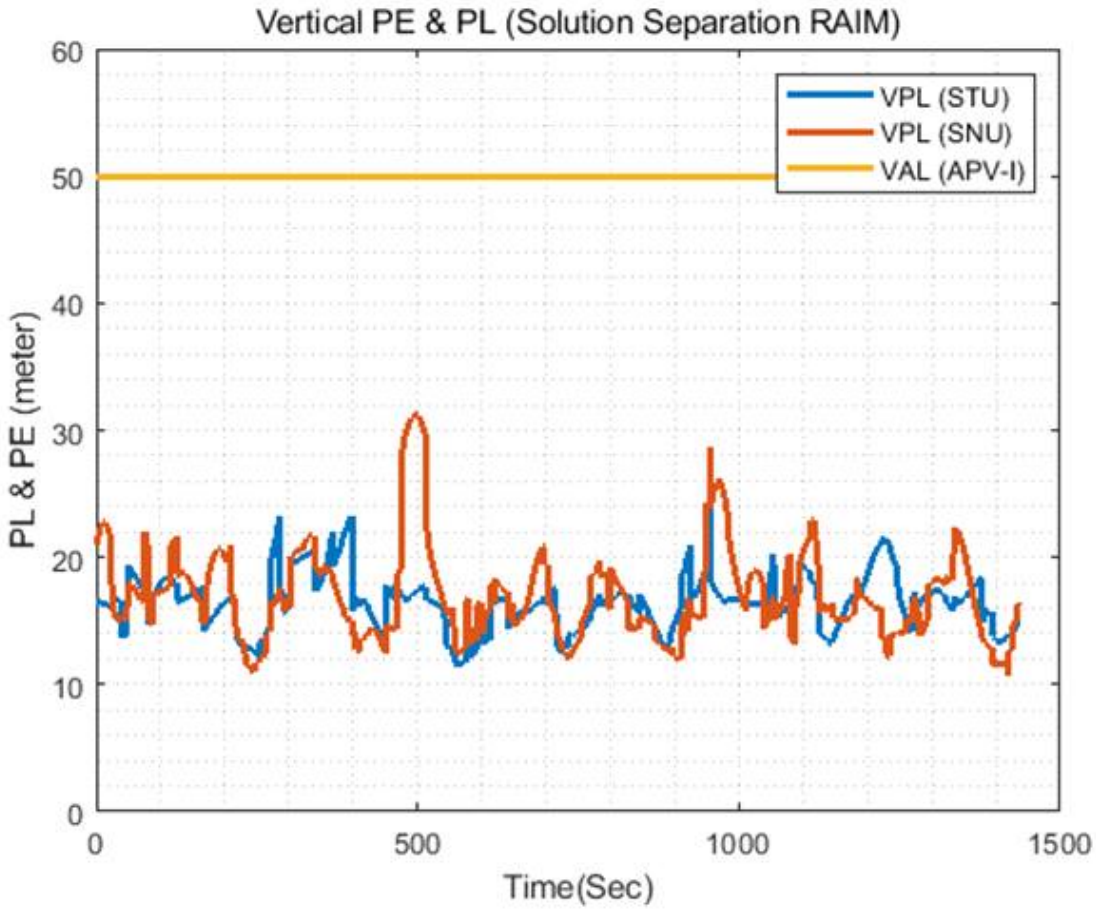


그림 135 ARAIM 수직 보호수준 결과 (MAAST & 본 연구 알고리즘)

4) SBAS 항공기 사용자의 RAIM/ARAIM 활용 방안 및 SBAS 성능 평가 알고리즘 보완 전략

가) SBAS 항공기 사용자의 RAIM/ARAIM 활용 방안

SBAS 사용자가 최적의 SBAS 서비스를 사용할 수 없는 경우에 RAIM/ARAIM을 통해 무결성 모니터링을 반드시 수행해야한다. 여기서 최적의 SBAS 서비스를 사용할 수 없는 경우의 사용자는 SBAS 서비스 영역 외부의 사용자, GEO 위성과의 통신 두절에 의한 SBAS 서비스를 잃은 사용자, SBAS 서비스 이상이 발생한 경우(전리층 위협상황을 감지하여 SBAS 서비스를 사용하지 말 것을 권고 받은 상황에서의 사용자)의 사용자와 같은 경우를 의미한다. SBAS의 경우, 단일주파수를 기반으로 하는 시스템이지만 ARAIM의 경우에는 가까운 미래에 이용할 수 있는 GPS의 L5, Galileo의 E5 신호들을 활용한 다중주파수 기반 시스템이다. 따라서 단일주파수 SBAS 사용자에게는 심각한 성능 저하 문제로 다가올 수 있는 전리층 변화가 심한 상황에서도 이중주파수 신호를 기반으로 정확히 전리층을 추정하고 제거할 수 있으므로 SBAS에 비해 높은 성능을 가질 수 있다. 또한 산악지형이나 도심지의 이용자는 환경에 따라 GEO 위성과의 신호 단절이 빈번히 발생할 수 있으며, 신호 단절에 의해 부분적으로 SBAS 보정정보를 놓치게 되어 최적의 SBAS 성능을 보장 받을 수 없는 상황도 존재할 수 있다. 따라서 최적의 SBAS 서비스가 언제든 중단 될 수 있음을 생각하고 최적의 SBAS 서비스를 사용하고 잇는 경우에도 항시 RAIM/ARAIM을 통한 백업 무결성 모니터링 시스템을 SBAS 항공기 사용자는 가지고 있어야 한다. 이때 RAIM과 ARAIM의 역할은 각각 비정밀 접근 시에 수평에 대한 모니터링 지원, 비정밀/정밀 접근시에 수평/수직에 대한 무결성 모니터링 지원으로 정리할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 SBAS 항공기 사용자가 현재까지 고려한 지상 사용자와의 차이점을 고려하여 몇 가지 추가적인 시뮬레이션을 진행하였다. 항공기 사용자의 경우 지속적으로 운항하며 위치가 변하게 되고 기동에 따라서 자세가 변하게 된다. 이러한 요인들로 인하여 가시위성이 지속적으로 변하게 되고 RAIM/ARAIM 성능에 변화가 있을 수 있음을 예상할 수 있다. 따라서 본 파트에서는 위치와 자세에 따라 RAIM/ARAIM 성능에 어떠한 차이가 생길 수 있는지를 시뮬레이션을 통해 확인해보았다. 이후 차례대로 위치에 따른 RAIM/ARAIM의 성능 비교와 자세에 따른 성능 비교 결과를 정리하여 제시하였다.

나) SBAS 서비스 영역 내/외부에서의 RAIM 가용성 성능 확인

RAIM의 경우, 위치에 따른 가시위성에 차이로 인하여 관측성에 차이가 생기게 되고 DOP의 차이가 생기게 된다. 따라서 가용성 성능의 차이가 발생할 수 있다. 따라서 SBAS 서비스 영역 내/외부에서의 RAIM 가용성 성능 확인을 위한 시뮬레이션을 진행하였다. 사용자의 위치는 서비스영역 내부의 수원기준국와 서비스영역 외부의 서해안으로 설정하였으며 자세한 좌표는 아래의 그림과 표와 같다.



그림 136 SBAS 서비스 영역 내/외부 좌표

표 29 SBAS 서비스 영역 내/외부 사용자 좌표 (ECEF XYZ 좌표)

서비스 영역 내부 (수원기준국, m)	서비스 영역 외부 (서해안, m)
[-3062023.563, 4055449.033, 3841819.213]	[-2765269.933, 4342744.973, 3752447.084]

시뮬레이션은 2014년 9월 1일 24시간 30초 간격 24시간 GPS 데이터를 생성하여 활용하였으며, 측정치 분산 및 오차 모델은 앞선 RAIM 시뮬레이션과 동일한 모델들을 활용하였다.

아래의 그림은 설계한 RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 통해 얻어낸 시뮬레이션 결과이다. 본 시뮬레이션에서는 위치마다 측정치를 생성하여 사용한 것이 아니라 가시위성 변화에 따른 차이를 확인하는 것이 목적이기 때문에 측정치 분산 및 오차 모델만을 활용하여 보호수준만을 계산하고 가용성을 판단하였다. 즉, 보호수준이 위치오차를 항상 바운드하여 무결성을 만족하는 상황을 가정하고 있다. 따라서 수평 보호수준을 계산하여 도시화 하고 있는 아래의 그림으로 가용성 판단을 설명할 수 있다. 아래의 그림들에서 붉은색 선이 나타내는 것이 서비스 영역 내부 결과이며 파란색 선이 나타내는 것이 서비스 영역 외부 결과이다.

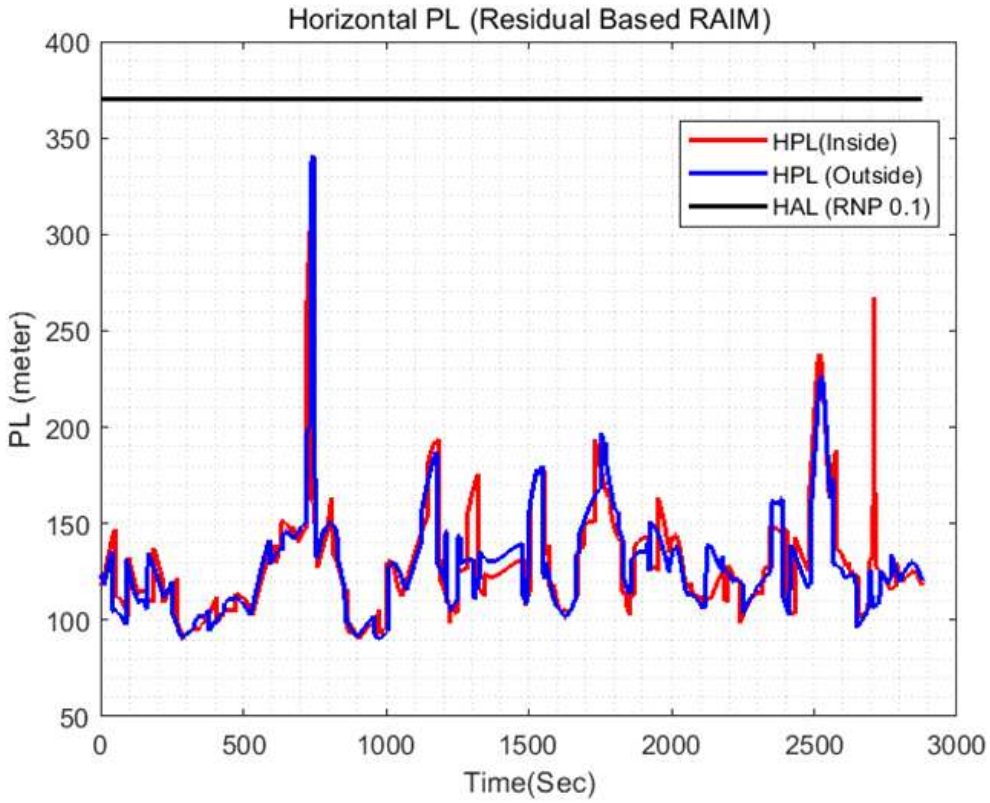


그림 137 RAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 - 수평 보호수준)

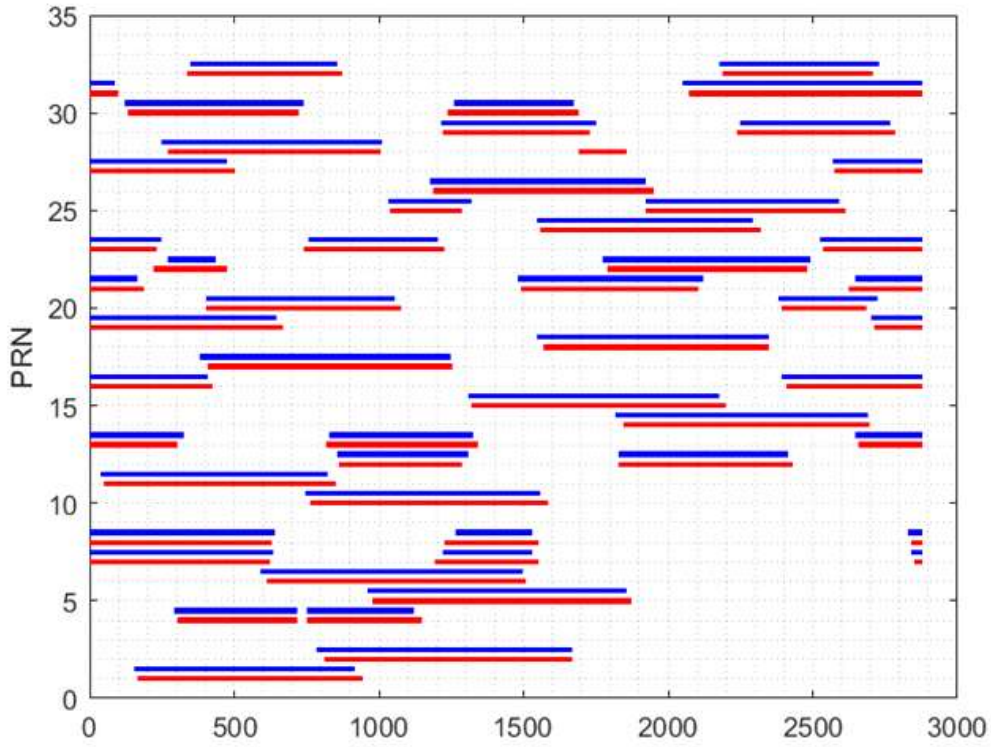


그림 138 RAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 - 가시위성 PRN)

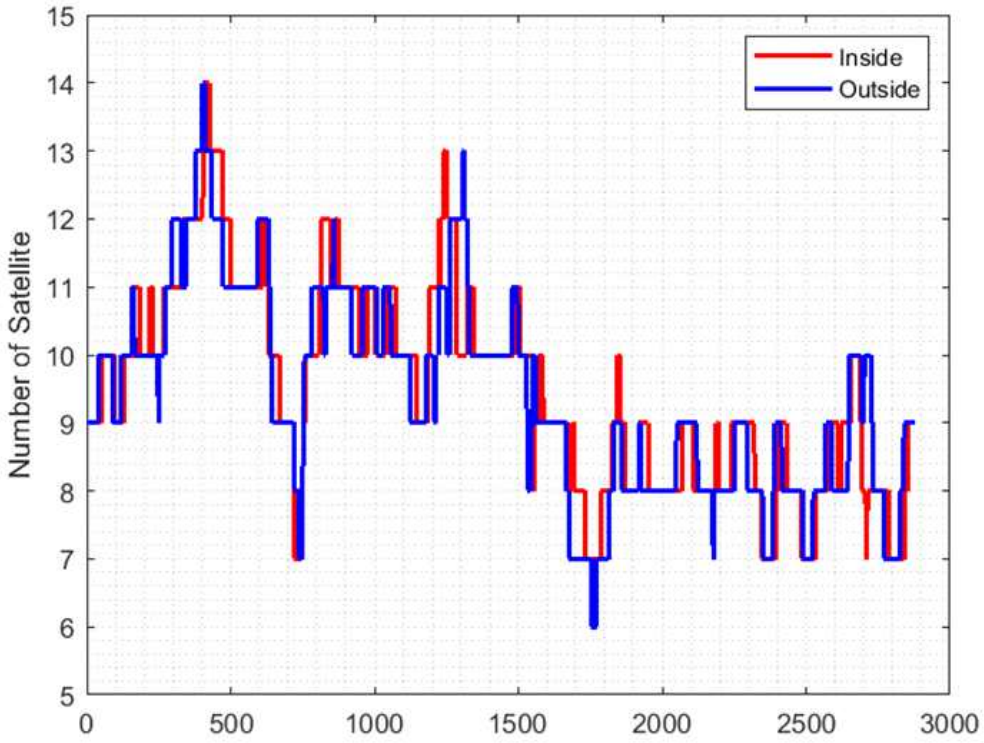


그림 139 RAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 - 가시위성 수)

위의 결과를 확인해 보면 모든 경우에서 보호수준이 경보한계보다 작은 것을 확인 할 수 있다. 따라서 SBAS 서비스 영역 내/외부에서 모두 RNP 0.1 성능을 만족하고 있음을 확인 가능하다. 위의 수평보호수준 그림에서 서비스 영역 내/외부의 보호수준차이가 발생하는 것은 위치에 따라 가시 위성의 수에 차이가 있으며 사용된 PRN의 차이에 의한 것임을 위의 그림들에서 확인 할 수 있다.

다) SBAS 서비스 영역 내/외부에서의 ARAIM 가용성 성능 확인

RAIM과 마찬가지로 위치에 따른 가시위성 변화로 인한 ARAIM 성능을 확인하기 위해 SBAS 서비스 영역 내/외부에서의 위치를 가정하여 시뮬레이션을 진행하였다. 사용자의 위치는 위의 RAIM과 동일하게 SBAS 서비스 영역 내부는 수원기준국, 외부는 서해상의 임의의 위치로 설정하여 활용하였다.

시뮬레이션은 2014년 9월 1일 24시간 30초 간격 24시간 GPS, Galileo 데이터를 생성하여 활용하였으며, 측정치 분산 및 오차 모델은 앞선 ARAIM 시뮬레이션과 동일한 모델들을 활용하였다.

아래의 그림은 설계한 ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 통해 계산한 서비스 영역 내/외부 사용자의 ARAIM 가용성 성능 시뮬레이션 결과이다. RAIM에서 진행한 서비스 영역 내/외부 사용자의 시뮬레이션과 같이 위치마다 측정치를 생성하여 사용한 것이 아니라 가시위성 변화에 따른 차이를 확인하는 것이 목적이기 때문에 측정치 분산 및 오차 모델만을 활용하여 보호수준만을 계산하고 가용성을 판단하였다. 즉, 보호수준이 위치오차를 항상 바운드하여 무결성을 만족하는 상황을 가정하고 있으며. 수평 보호수준과 경보한계를 도시화 하고 있는 그림으로 가용성 판단을 설명할 수 있다.

먼저 아래의 그림들은 서비스영역 내/외부 사용자의 수평, 수직 결과이다. 붉은색선으로 표현된 결과가 서비스 영역 내부 사용자이며, 파란색선으로 표현된 결과가 서비스 영역 외부 사용자의 결과이다.

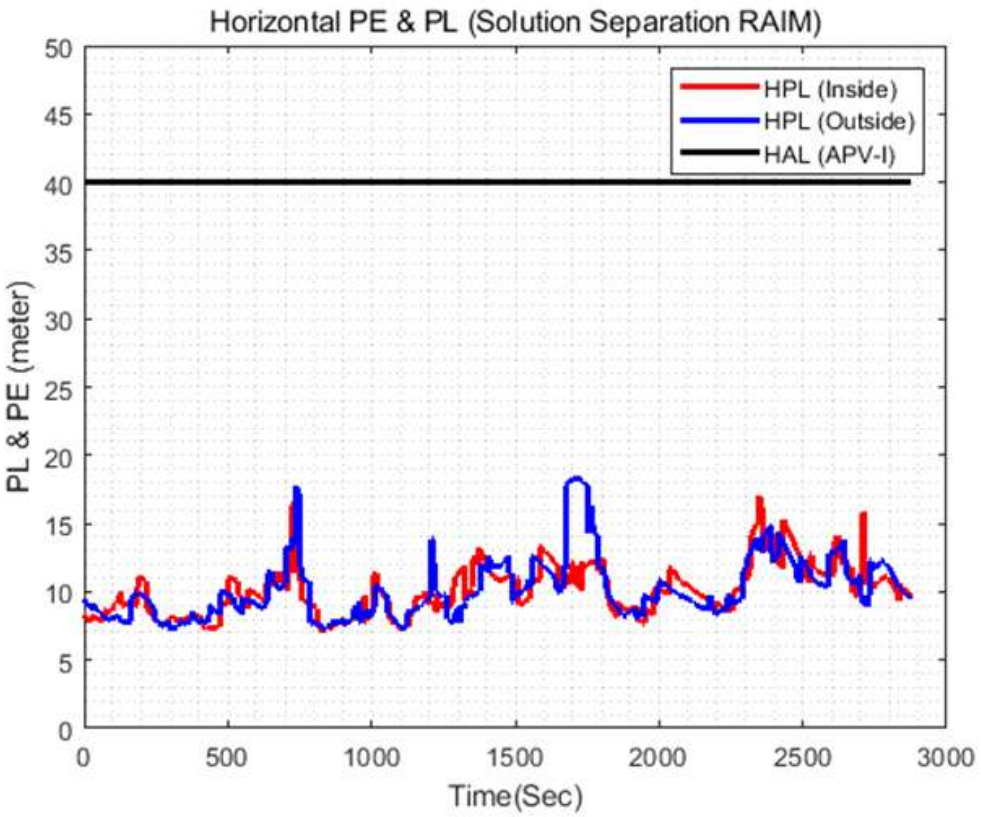


그림 140 ARAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 - 수평 보호수준)

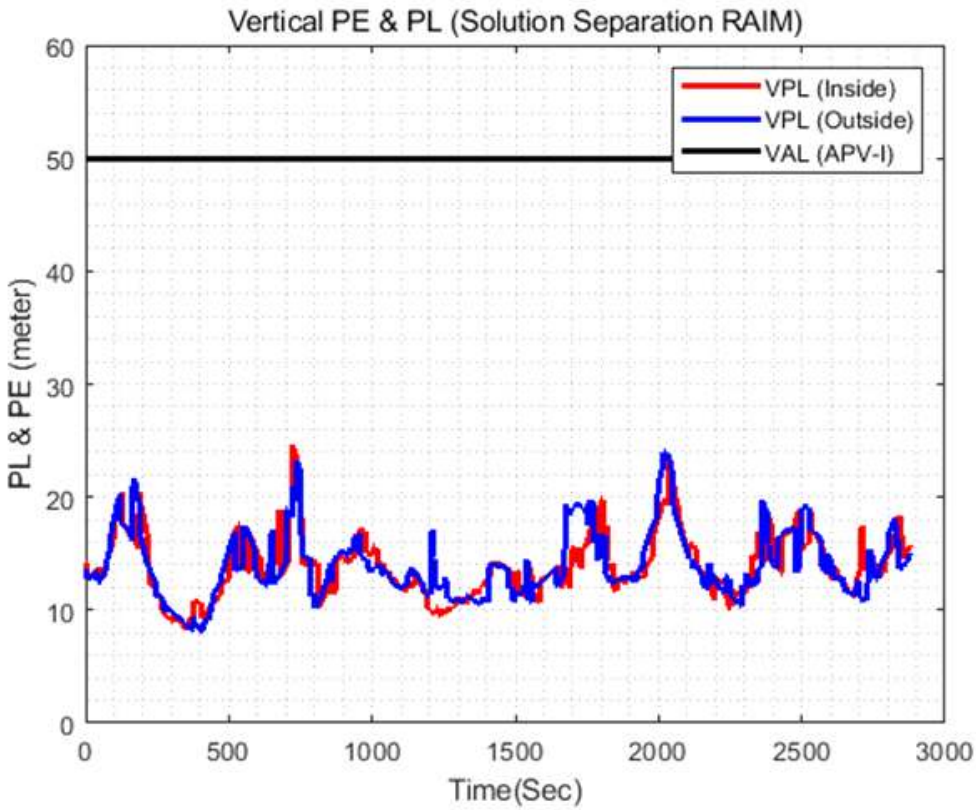


그림 141 ARAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 - 수직 보호수준)

위의 결과에서 확인 할 수 있듯이 SBAS 서비스 영역 내/외부에서 모두 APV-I 성능을 만족하고 있음을 확인 가능하다. 또한 위치에 따른 차이는 가시위성 차이에 의한 것임을 아래의 가시위성 PRN 및 위성 수 결과와 함께 확인 할 수 있다.

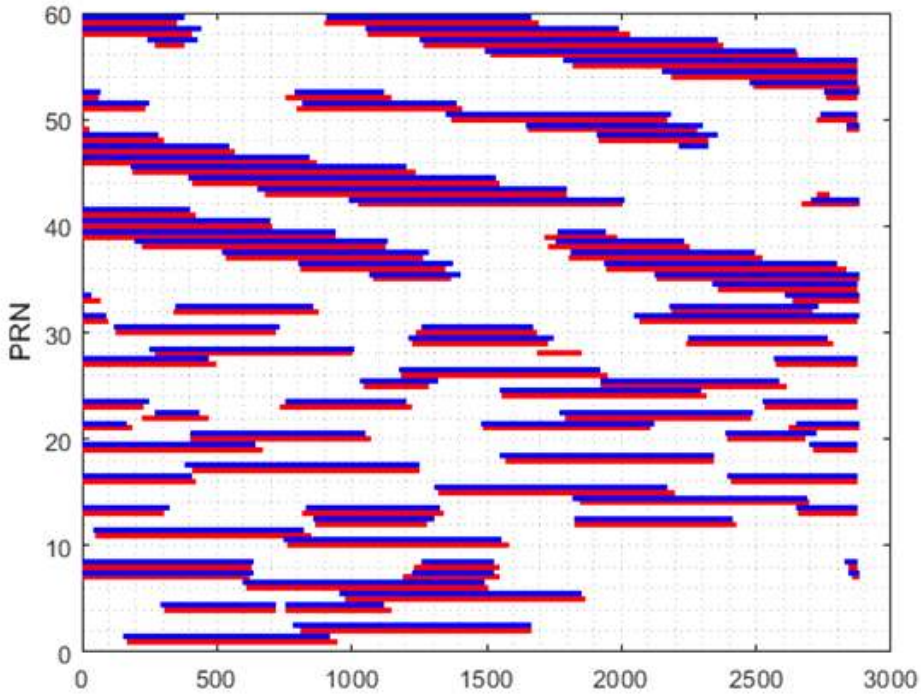


그림 142 ARAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 – 가시위성 PRN)

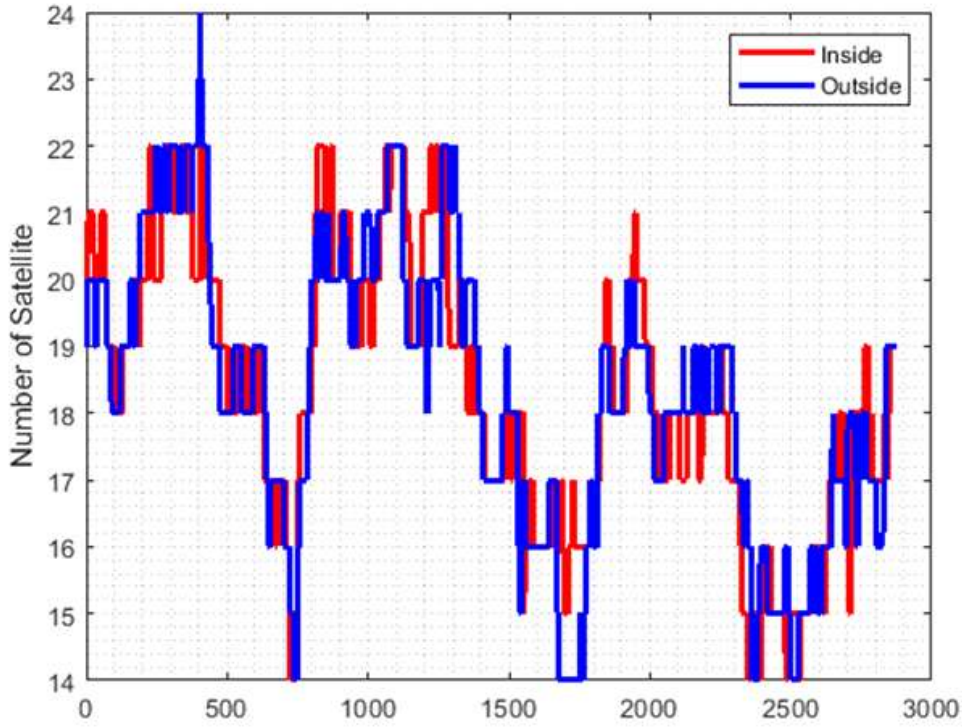


그림 143 ARAIM 시뮬레이션 결과 (SBAS 서비스 영역 내/외부 – 가시위성 수)

라) 한반도 지역 RAIM/ARAIM 가용성 성능 확인

앞서 진행한 서비스 영역 내/외부의 RAIM/ARAIM 성능 확인을 보다 확장하여 한반도 지역을 포함하는 위도 31도~42도, 경도 120도~134도 영역을 1도 간격으로 그리드를 설정하여 각 그리드 위치에 따른 24시간 평균 보호수준을 확인하고 가용성 성능을 확인하였다. 아래의 그림은 이를 도시화한 그림들이다.

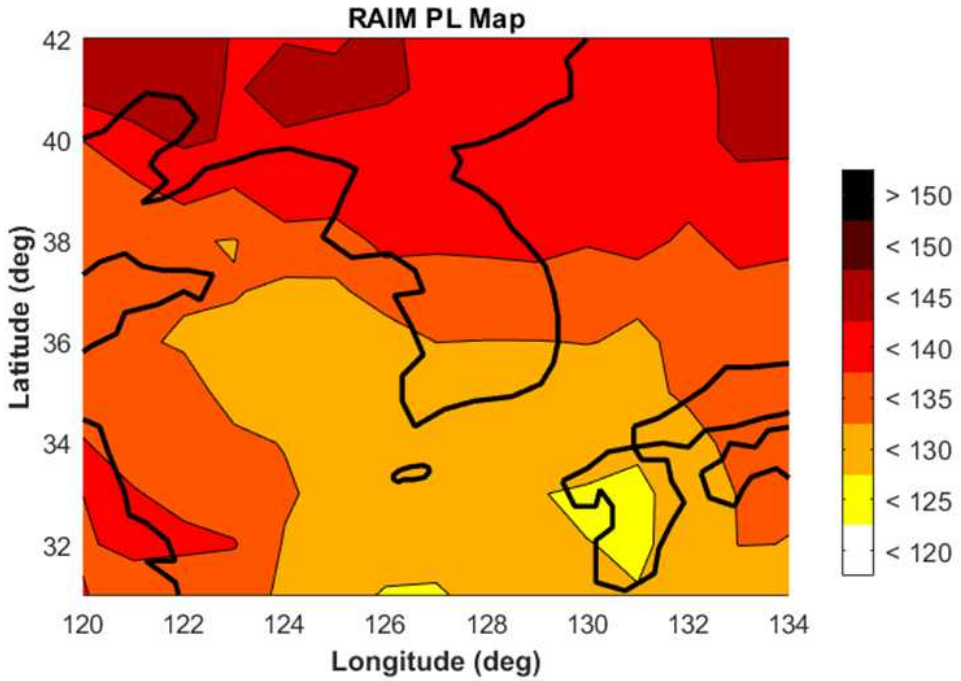


그림 144 한반도 지역 RAIM 가용성 성능 확인 (수평 보호수준 Map)

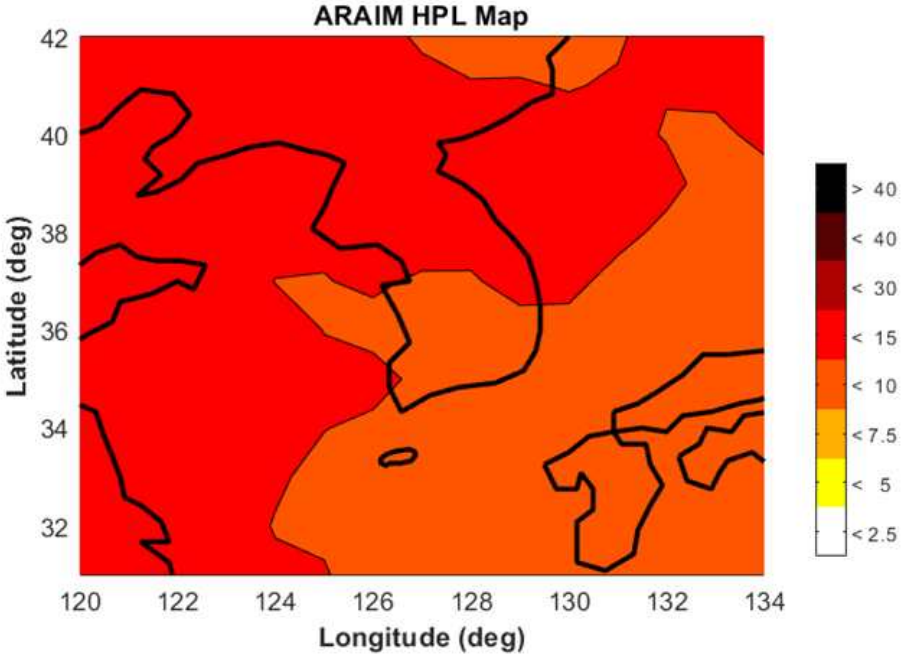


그림 145 한반도 지역 ARAIM 가용성 성능 확인 (수평 보호수준 Map)

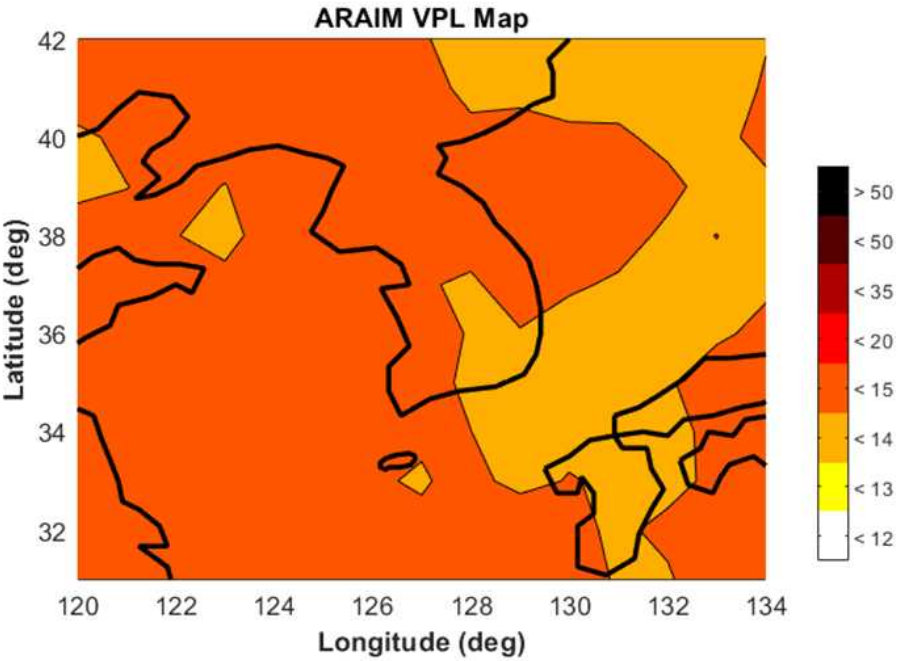


그림 146 한반도 지역 ARAIM 가용성 성능 확인 (수직 보호수준 Map)

위의 결과들을 살펴보면 RAIM의 경우, RNP 0.1의 경보한계인 370.4m보다 훨씬 작은 수준의 보호수준 결과를 확인 할 수 있다. 또한 ARAIM에서도 마찬가지로 목표하는 APV-I의 수평/수직 경보한계인 40m, 50m보다 작은 훨씬 작은 수준의 보호수준 결과를 확인할 수 있었다. 따라서 한반도 주변지역에서 SBAS 항공기 사용자는 RAIM/ARAIM을 통해서 목표하는 가용성 성능을 가지는 것을 확인 할 수 있었다. 하지만 이는 충분한 가시위성을 기반으로 시뮬레이션을 진행했기 때문에 보호수준이 작게 계산된 결과라고 생각 할 수 있다. 실제 현실에서는 제대로 운용되지 못하거나 고장난 상황에 있는 위성들에 의해서 가시위성이 시뮬레이션보다 적게 보일 수 있으며 이를 통해 보다 큰 수준의 보호수준이 계산되어 충분한 성능을 발휘하지 못할 수도 있음을 고려해야 한다.

마) 항공기 사용자의 RAIM 성능 평가

항공기 사용자의 경우, 자세 변화에 따른 가시위성의 변화가 생길 수 있으며 이에 대하여 SBAS 성능관련 평가를 진행하였다. 마찬가지로 항공기 사용자의 자세 변화에 따른 영향이 RAIM성능에 미치는 영향도 확인하기 위하여 시뮬레이션을 진행하여 확인하였다. 항공기 사용자의 위치, 자세는 약 8분간에 걸쳐 김포공항에 접근하는 항공기의 데이터를 활용하였으며 아래의 그림을 통해 항공기 사용자의 경로와 자세 시경향성을 확인할 수 있다.

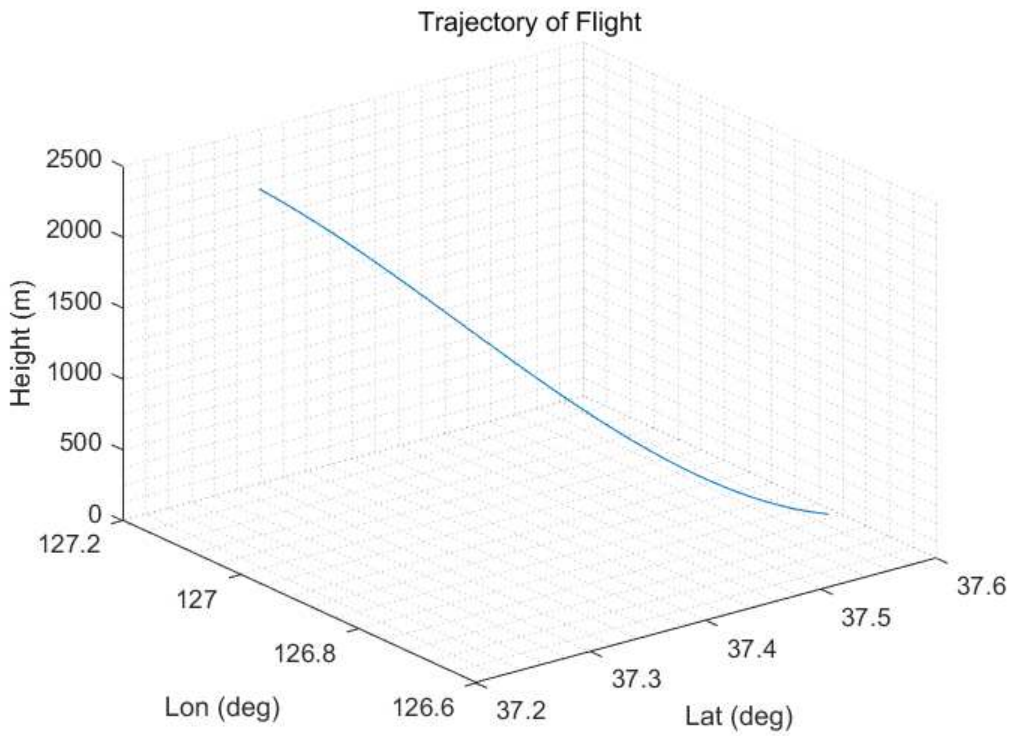


그림 147 항공기 사용자 경로

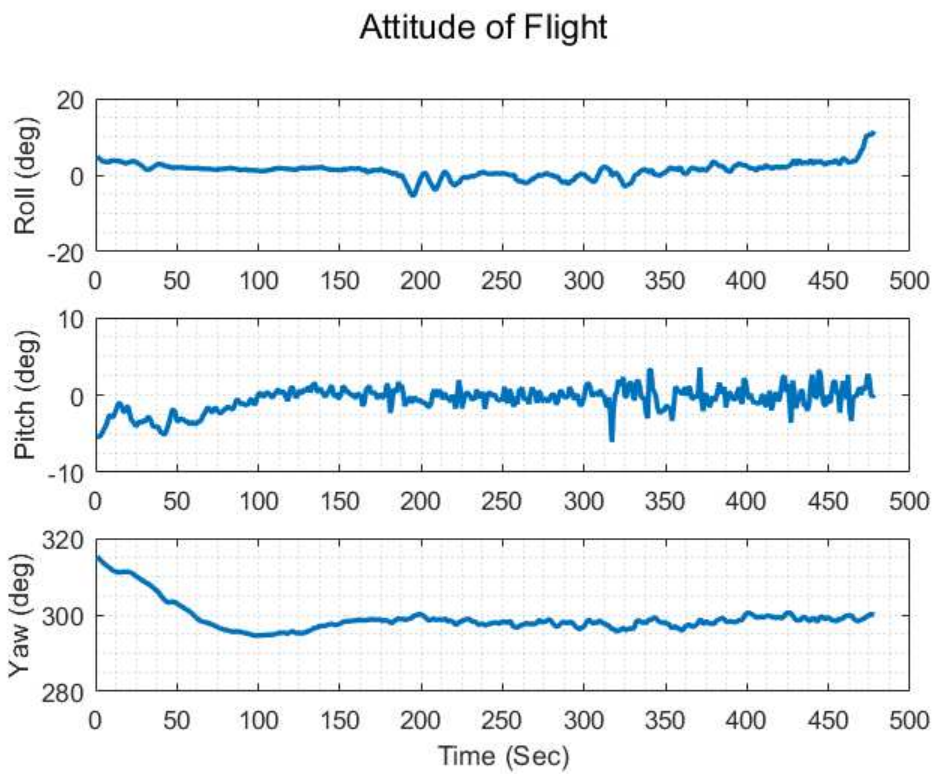


그림 148 항공기 사용자 자세

시뮬레이션은 앞선 RAIM 알고리즘 성능 평가에서 활용한 데이터인 2014년 9월 1일 24시간 데이터 중 8분에 해당하는 일부의 GPS 데이터 및 오차 모델을 활용하였다. 아래의 그림들은 Skyplot과 가시위성을 도시화한 것이다. Skyplot의 붉은 실선은 항공기 자세에 의해 가시성을 잃는 영역의 경계를 나타낸 것이며 실제 항공기 자세에 의해 가시성을 잃는 GPS 위성이 없는 것을 확인할 수 있었다. 가시위성 그래프에서 Normal이 의미하는 것은 자세가 없는 경우와 Attitude가 의미하는 것은 자세가 있는 경우를 의미한다.

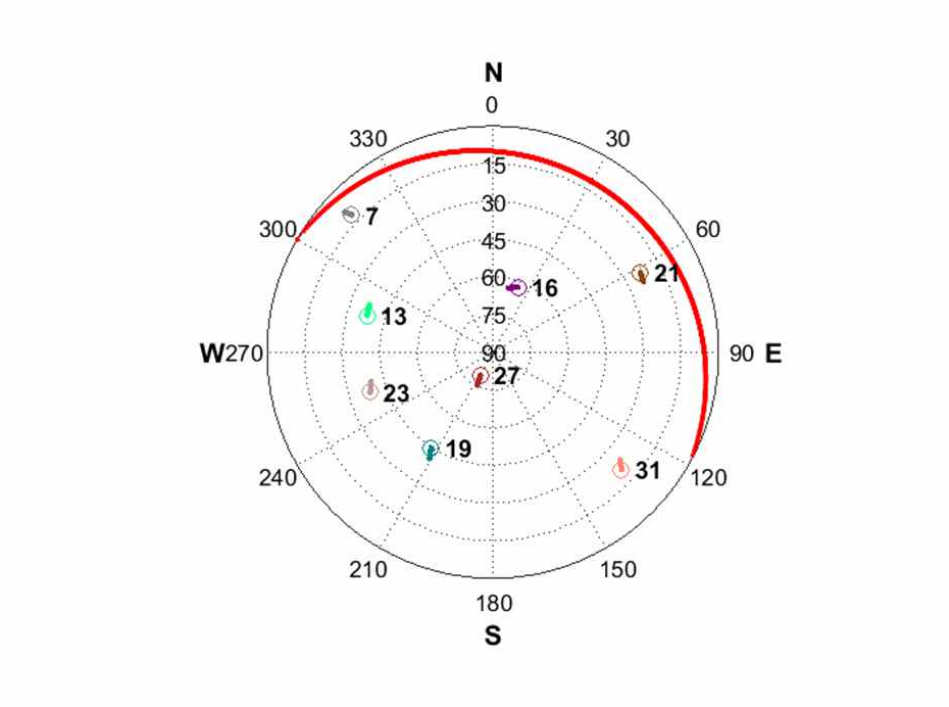


그림 149 항공기 사용자 Skyplot

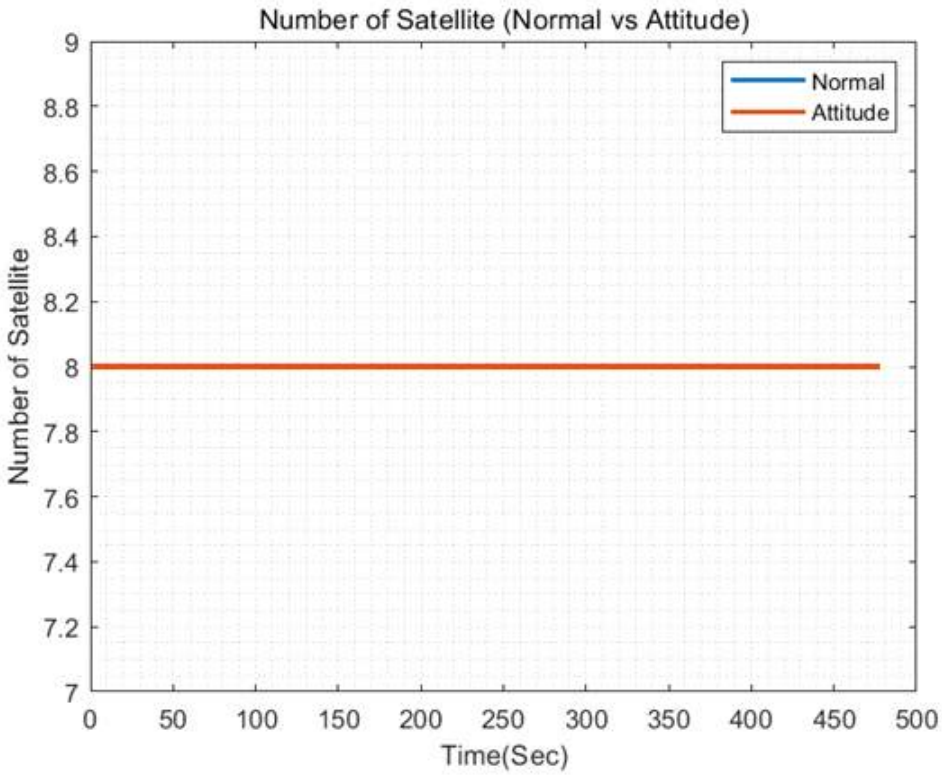


그림 150 항공기 사용자 가시위성 수

아래의 그림은 자세를 고려한 항공기 사용자의 수평 보호수준을 도시화한 그림이며, 자세에 따른 가시위성이 변화가 없기 때문에 8분간 동일한 수준의 보호수준이 계산된 것을 확인 할 수 있으며 RNP 0.1을 만족하는 성능을 지속적으로 가졌음을 확인할 수 있다.

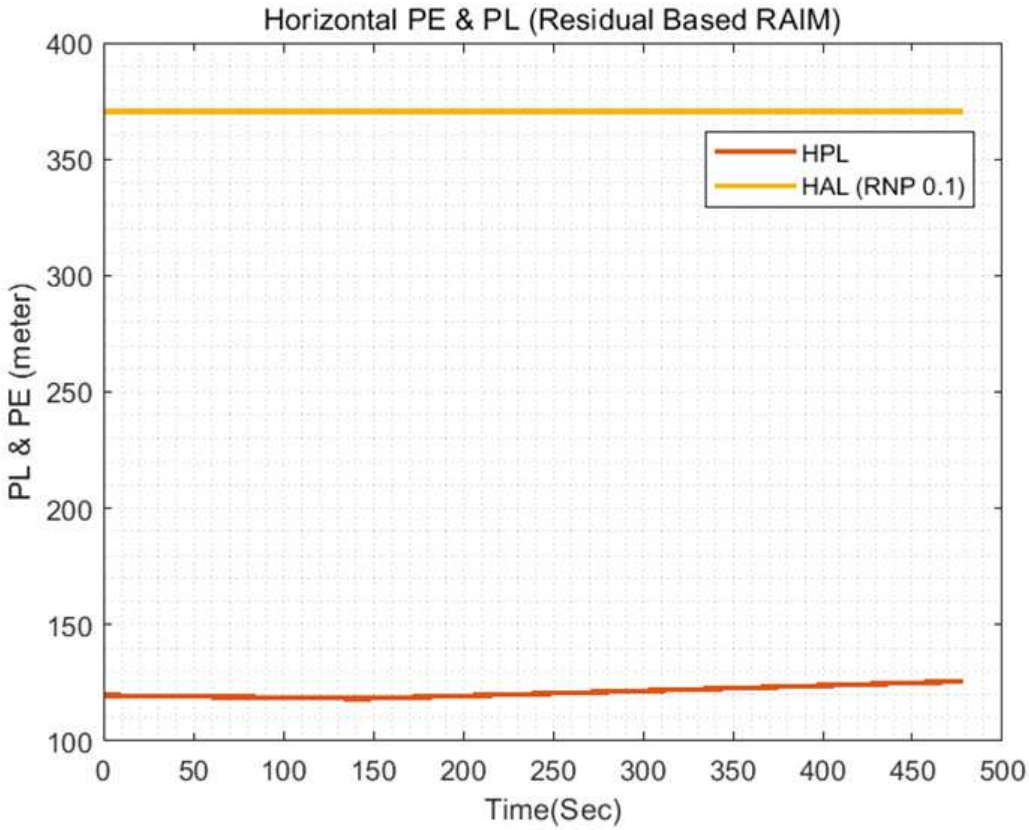


그림 151 항공기 사용자, RAIM 시뮬레이션 결과

위의 결과에서 확인할 수 있듯이 자세의 변화가 크지 않았기 때문에 자세에 의한 가시위성 변화가 존재하지 않았다. 따라서 보다 극심한 상황으로 아래의 그림과 같이 앞선 항공기 데이터에서 roll 자세 변화가 3배 증가한 것을 가정하여 시뮬레이션 다시 진행하여 결과를 확인해보았다.

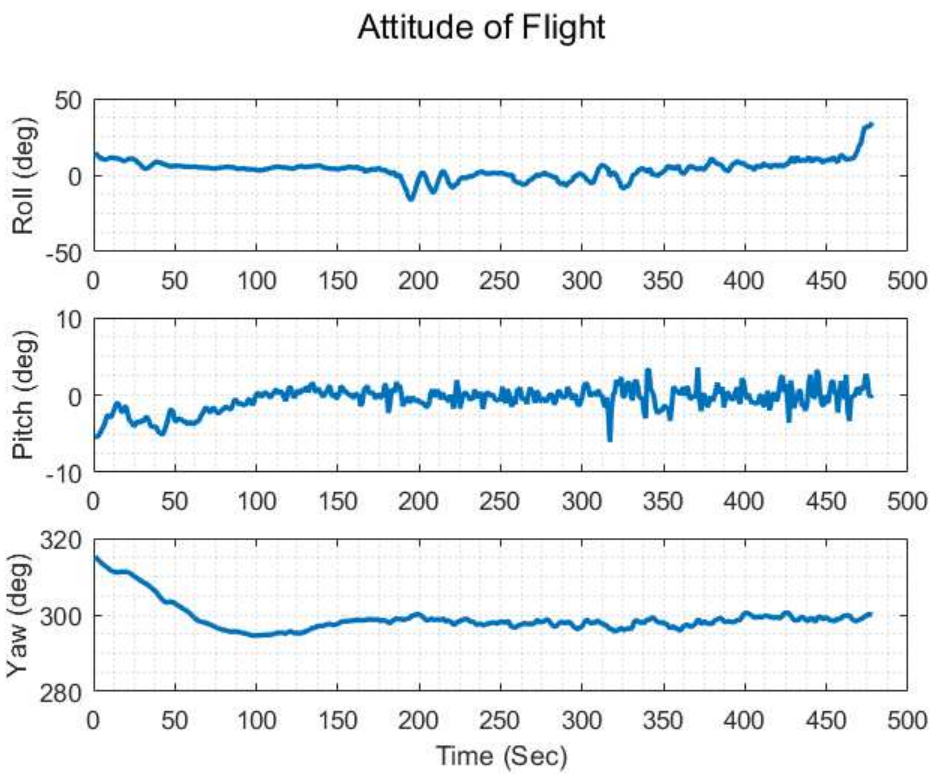


그림 152 항공기 자세 (3배 Roll)

아래의 그림에서 볼 수 있듯이, 이전 시뮬레이션 환경보다 3배의 roll 각을 가지는 것으로 항공기 사용자를 가정하였을 때, 자세에 의해 가시성을 잃는 위성 (21번 위성)이 생긴 것을 확인할 수 있다.

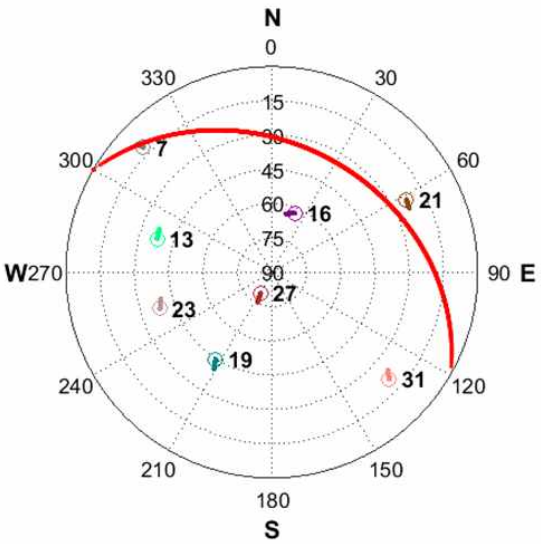


그림 153 항공기 사용자 Skyplot (3배 Roll)

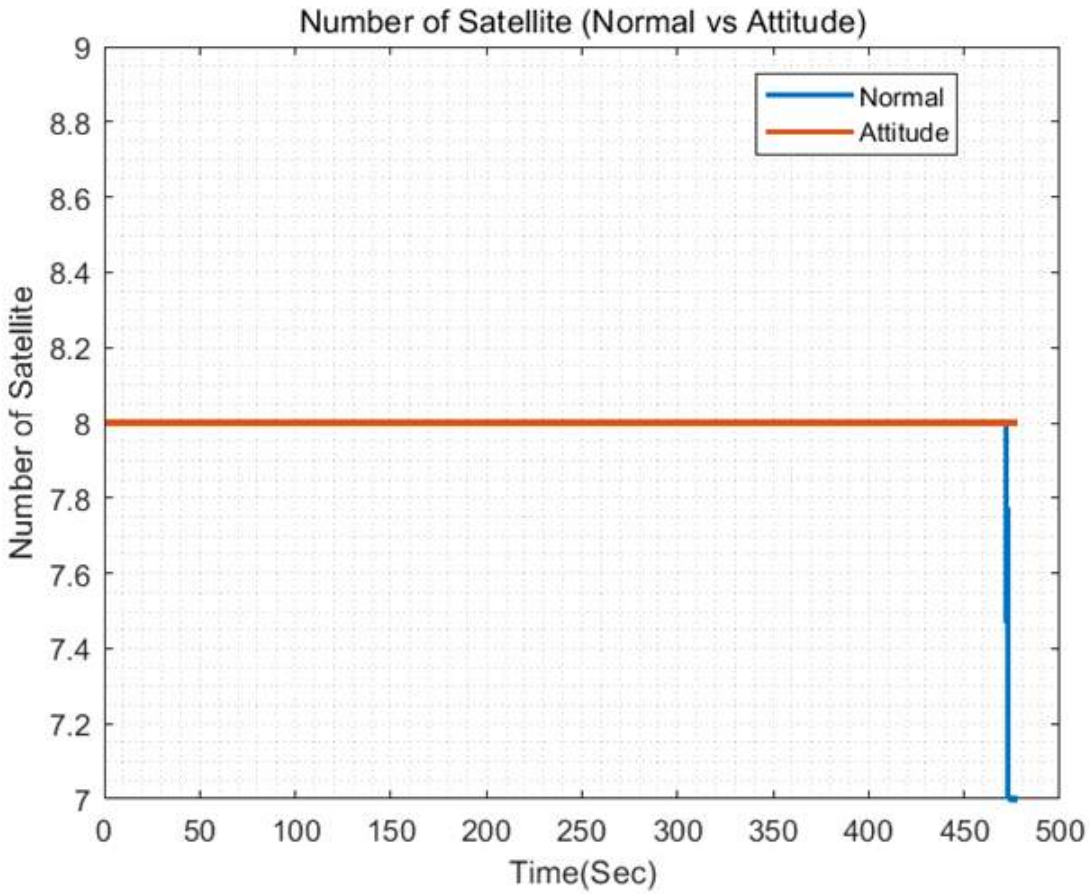


그림 154 항공기 사용자 가시위성 (3배 Roll)

위의 가시 위성 그래프에서 확인할 수 있듯이, 8분간의 비행 중 마지막 시점에서 8개의 가시위성 중 1개의 가시위성이 보이지 않는 항공기 자세를 갖게 되었다. 이러한 결과로 아래의 수평 보호수준 그래프에서 비행 마지막 시점에서 관측성 하락 (DOP 증가)에 의해 보호수준이 크게 계산되는 것을 확인할 수 있다.

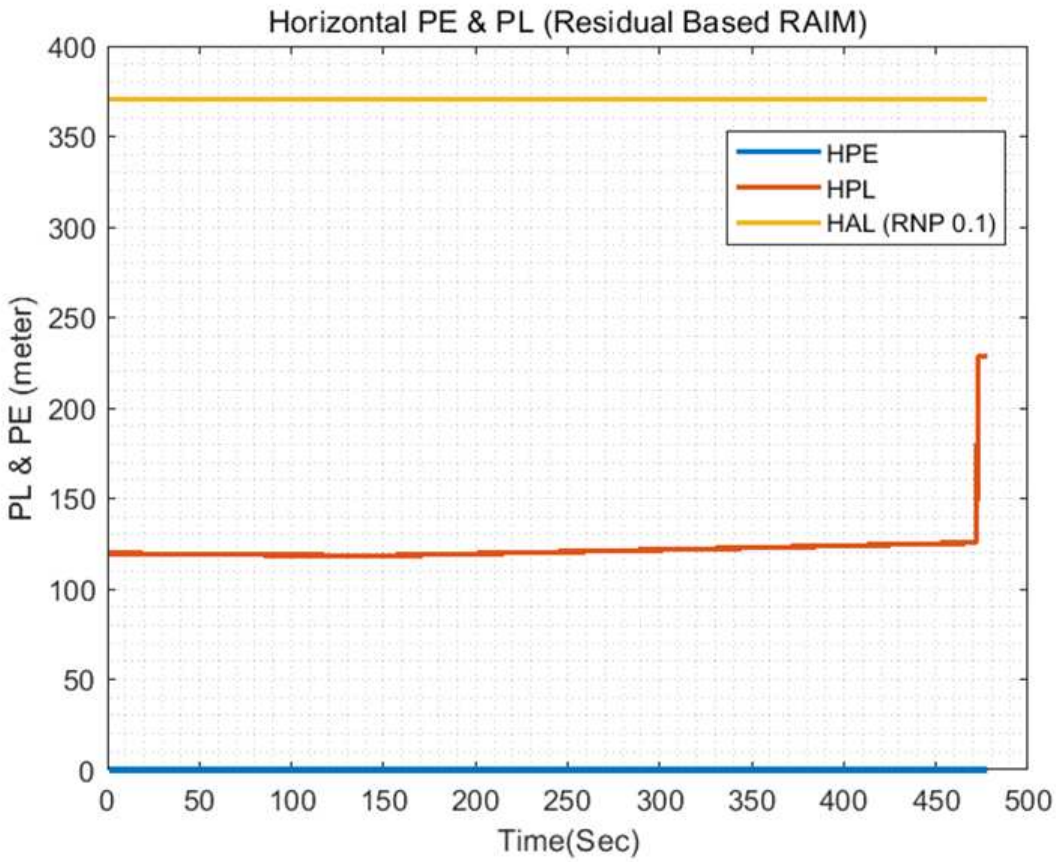


그림 155 항공기 사용자, RAIM 시뮬레이션 결과 (3배 Roll)

본 시뮬레이션 결과로 항공기 자세에 의해 가시위성을 잃게 되고 가시성이 나빠지게 됨에 따라 보호수준이 크게 계산될 수 있음을 확인하였다. 본 시뮬레이션에서는 목표하는 RNP 0.1 성능은 만족하고 있지만, 기존의 가시위성의 적은 상황이나 보다 많은 수의 가시위성이 자세를 통해 잃는 상황이 된다면 목표하는 항법 성능을 가질 수 없는 상황도 발생할 수 있음을 생각할 수 있다.

바) 항공기 사용자의 ARAIM 성능 평가

항공기 사용자의 자세에 따른 ARAIM 성능 확인을 위한 시뮬레이션은 앞선 ARAIM 알고리즘 성능 평가에서 활용한 데이터인 2014년 9월 1일 24시간 데이터 중 8분에 해당하는 일부구간의 GPS와 Galileo 데이터와 오차 모델을 활용하였다. 항공기 위치 및 자세에 대한 데이터는 위의 RAIM 시뮬레이션과 동일한 데이터를 활용하였다.

RAIM 시뮬레이션은 GPS 위성군만 고려하였지만, ARAIM 시뮬레이션은 GPS와 Galileo를 동시에 사용한다. 따라서 아래의 그림들은 각각 GPS와 Galileo의 Skyplot과 가시위성을 도시화한 것이다. Skyplot의 붉은 실선은 항공기 자세에 의해 가시성을 잃는 영역의 경계를 나타낸 것이며 자세에 의해 가시성을 잃는 Galileo 위성이 존재하는 것을 확인할 수 있다.

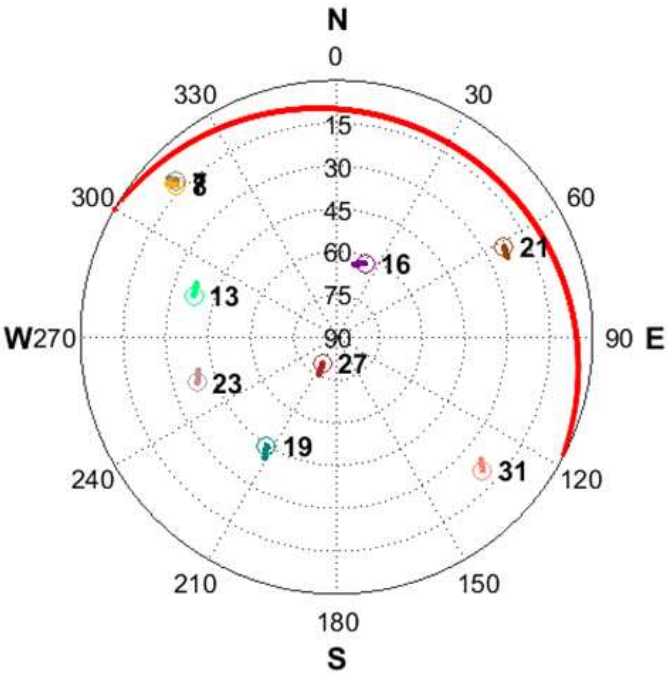


그림 156 항공기 사용자 Skyplot (GPS 위성군)

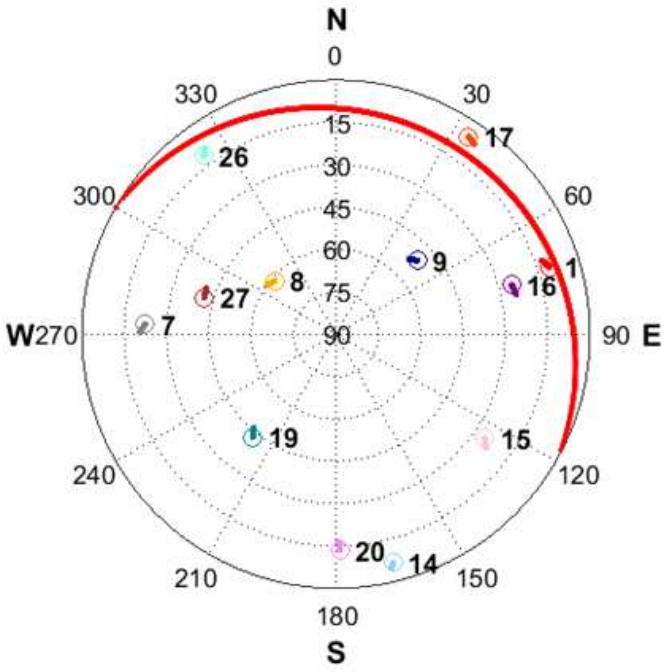


그림 157 항공기 사용자 Skyplot (Galileo 위성군)

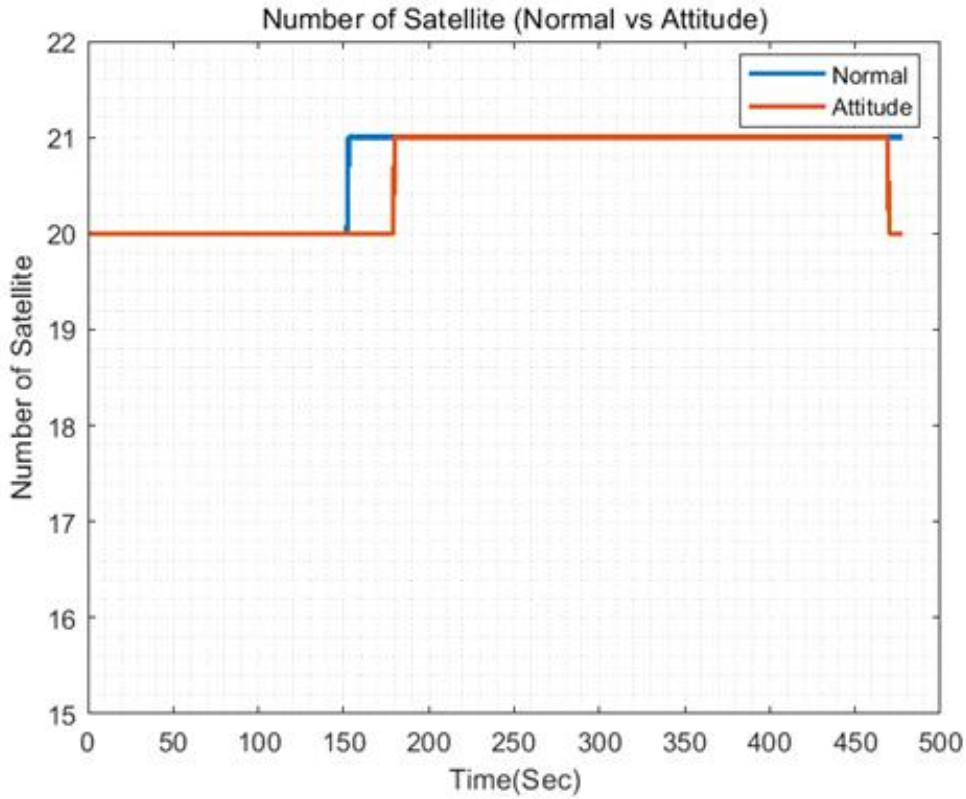


그림 158 항공기 사용자 가시위성 수 (GPS & Galileo 다중위성군)

ARAIM은 기본적으로 충분한 수의 가시위성을 기반으로 함을 위의 그림에서 확인 할 수 있다. 따라서 자세에 의해 1개의 가시위성을 잃는 것으로 큰 결과의 차이가 나타나지 않음을 아래의 결과에서 나타나고 있다. 실제 기동에 의한 자세 변화에도 불구하고 8분간의 공항 접근 비행 동안 수평/수직 모두 APV-I 가용성 성능을 가지는 것을 알 수 있다.

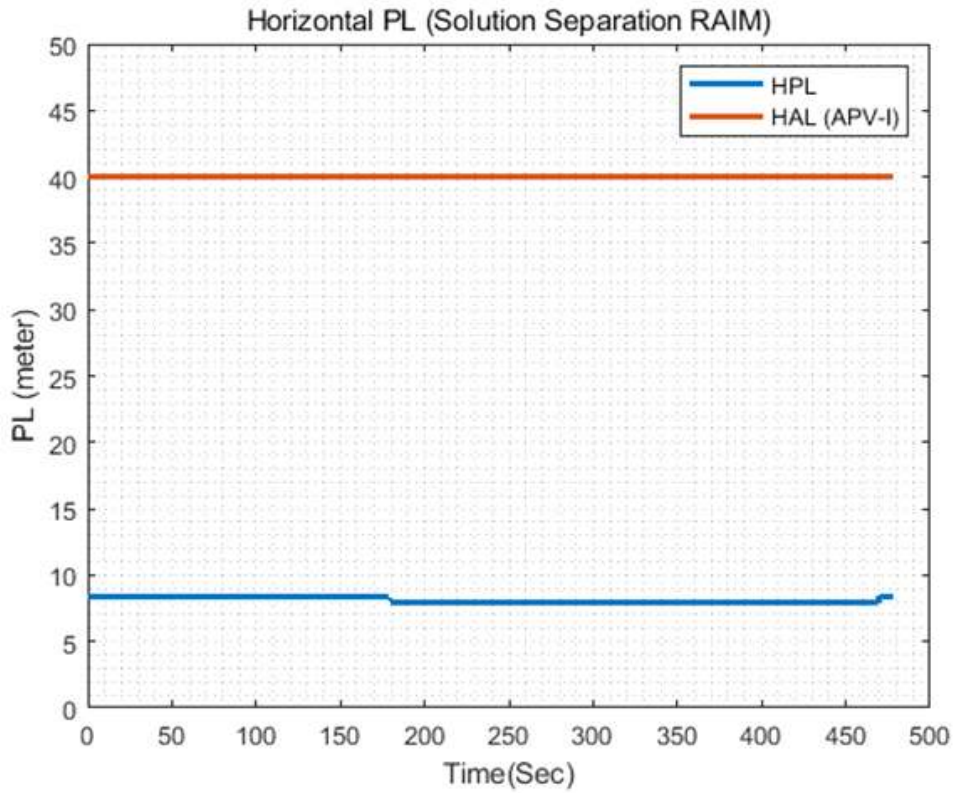


그림 159 항공기 사용자 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 보호수준)

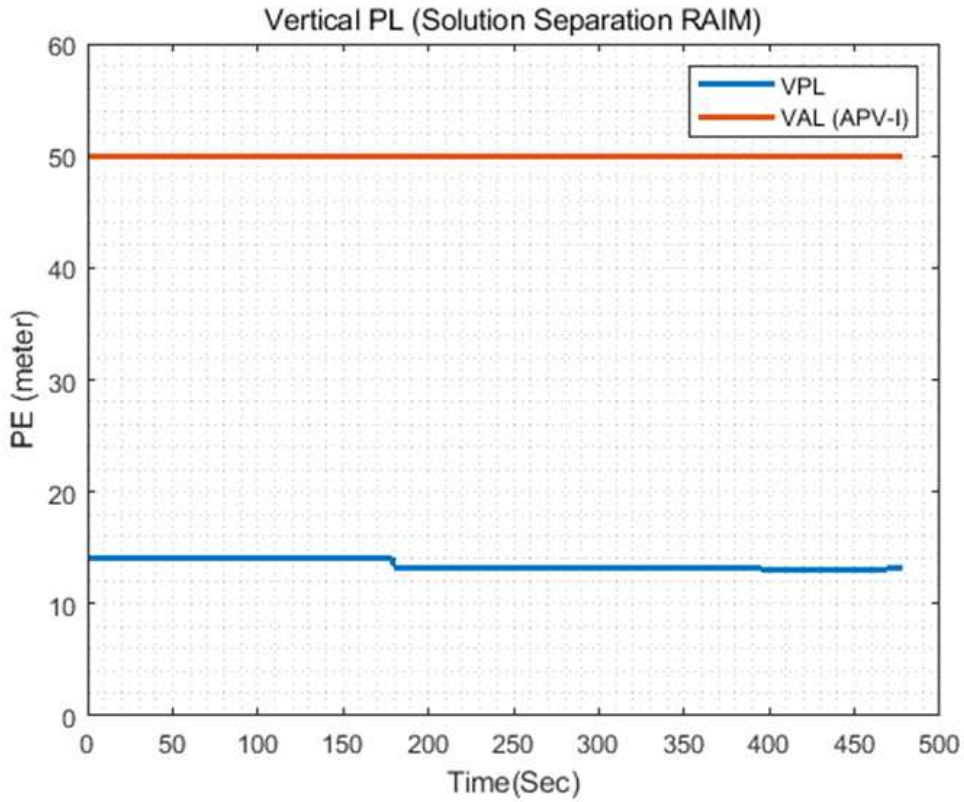


그림 160 항공기 사용자 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 보호수준)

RAIM 시뮬레이션과 마찬가지로 항공기 자세에 따른 가시위성 변화가 보다 클 수 있도록 항공기 데이터에서 roll 자세 변화가 3배 증가한 것을 가정하여 시뮬레이션 결과를 확인하였다. 아래의 그림들은 보다 큰 roll 자세변화에 의한 위성의 가시성을 나타내주는 각각 GPS와 Galileo의 Skyplot과 가시위성수를 도시화한 것이다. 보다 큰 자세변화에 의하여 Galileo 위성 뿐만 아니라 GPS 위성도 가시성을 잃는 경우가 생기는 것을 확인할 수 있다.

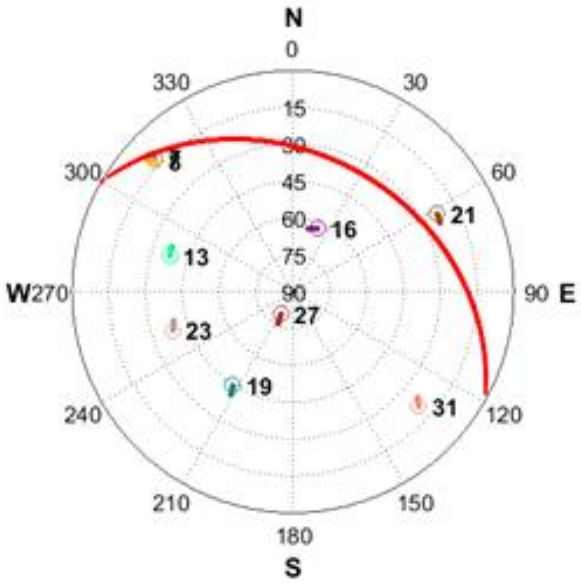


그림 161 항공기 사용자 Skyplot (GPS 위성군, 3배 Roll)

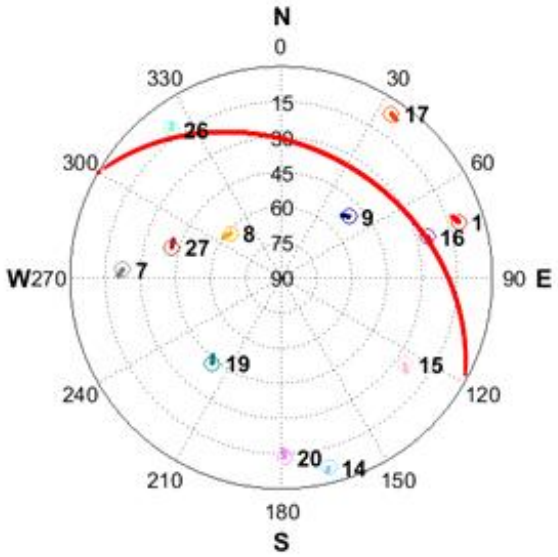


그림 162 항공기 사용자 Skyplot (Galileo 위성군, 3배 Roll)

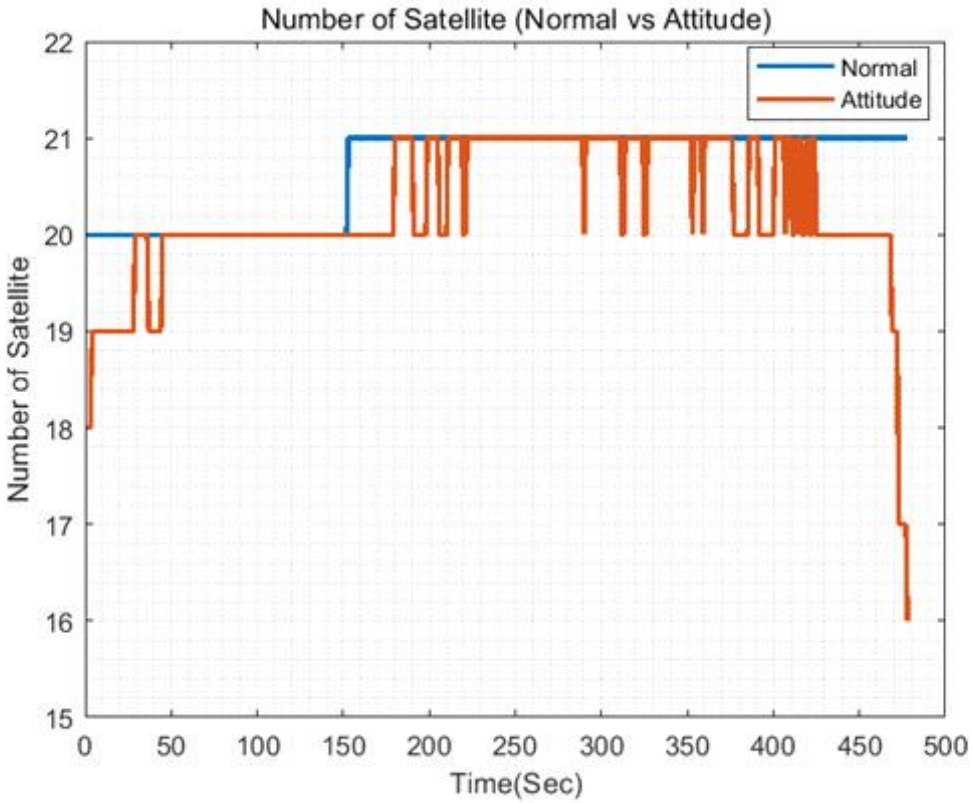


그림 163 항공기 사용자 가시위성 수 (GPS & Galileo 다중위성군, 3배 Roll)

기존의 roll 자세변화에 의한 시뮬레이션 결과에 비해 많은 가시위성의 변화가 일어났으며, 그에 따라 아래의 그림과 같이 수평/수직 보호수준에서 많은 변화가 발생한 것을 확인할 수 있었다. 하지만 16~21개의 충분한 가시위성 관측성에 의해 보호수준이 경보한계를 넘는 구간은 없는 것을 확인할 수 있으며, 이를 통해 APV-I 이상의 가용성 성능을 가지는 것을 확인하였다.

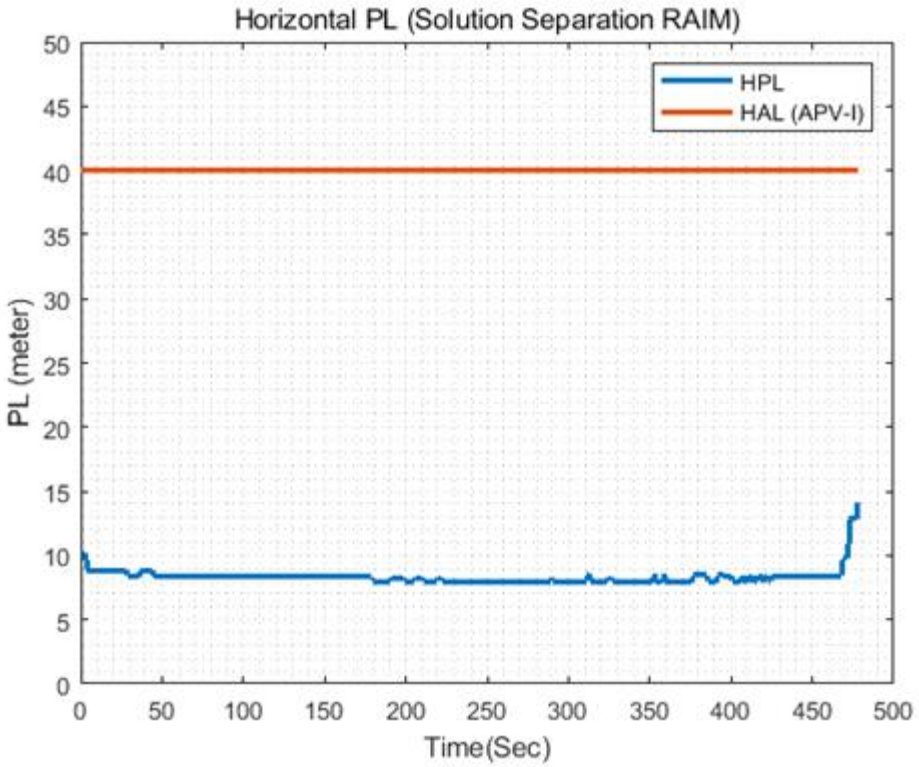


그림 164 항공기 사용자 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수평 보호수준, 3배 Roll)

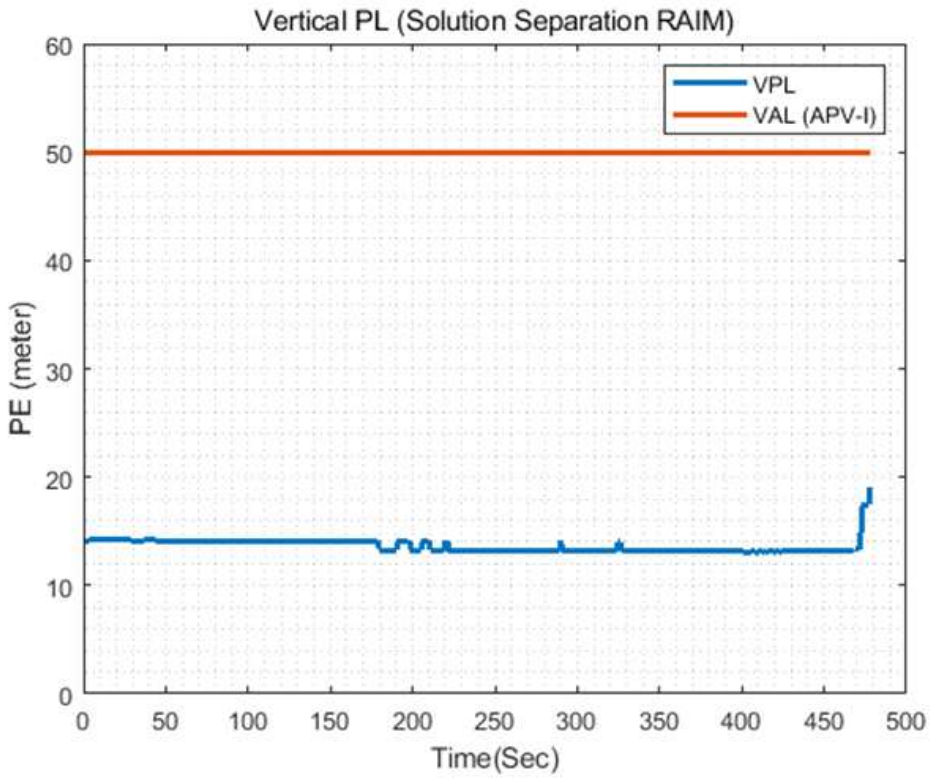


그림 165 항공기 사용자 ARAIM 시뮬레이션 결과 (수직 보호수준, 3배 Roll)

바. 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 소프트웨어 개발

1) SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 국외 상용 소프트웨어 기능 분석

국외 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 소프트웨어 중 하나로 미국의 SBAS인 WAAS의 성능 평가를 위한 MAAST (MATLAB Algorithm Availability Simulation Tool) 소프트웨어를 조사하였다. MAAST는 미국 Stanford University의 GPS 연구실이 교육 및 연구 목적으로 개발한 SBAS 시뮬레이션 소프트웨어이다. MAAST는 2002년 첫 공개를 시작으로 이중주파수 SBAS의 가용성 성능을 시뮬레이션 할 수 있는 기능을 포함한 최신 버전을 2013년 7월 공개한 바 있다. 또한 MAAST는 미국 WAAS의 DFMC (Dual-Frequeny Multi-Constellation) 성능을 예측하고 이를 위한 핵심 알고리즘 개발에 주로 활용되고 있다. 해당 소프트웨어에는 UDRE, GIVE 무결성 정보를 계산하는 기능과 함께 CNMP (Code-Noise and Multi-Path) 모델에 대한 알고리즘 기능이 포함되어 있다. 하지만 UDRE와 GIVE 상세 계산 알고리즘은 소스 코드가 제공되지 않아 확인이 불가능하며, 오픈 소스에서는 Constant 로만 모델링 가능하다는 단점이 존재했다. MAAST의 주요 출력물로는 Availability Contour, PL Contour, UDRE Map, GIVE Map, UDRE / Sigma FLT Histogram, GIVE / UIVE Histogram 이 있었다. 따라서 본 연구에서는 이러한 국외 소프트웨어 사용 시 한계점을 극복하고자 실제 UDRE와 GIVE를 계산하는 알고리즘에 대해 연구하고 이를 넘어 단순 Constant 모델이 아닌 실제와 유사한 무결성 정보를 생성할 수 있는 소프트웨어 개발을 목표로 하였다.

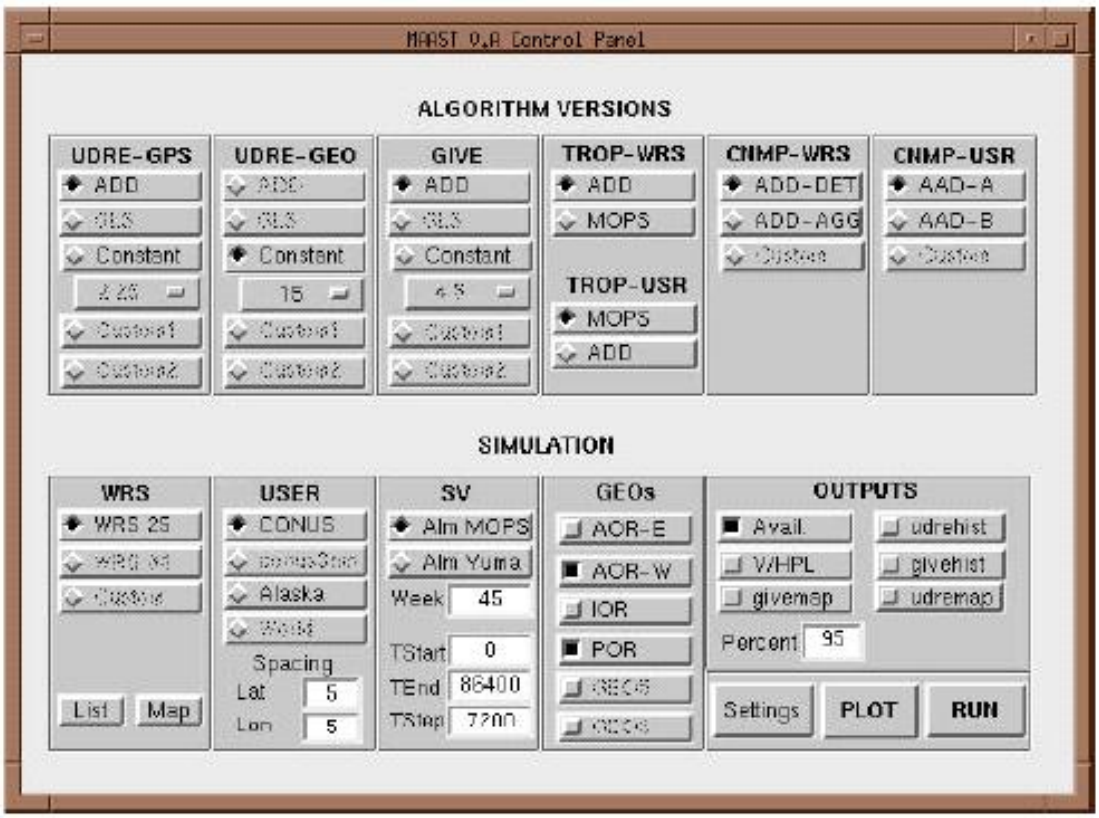


그림 166 MAAST 소프트웨어의 Main Window

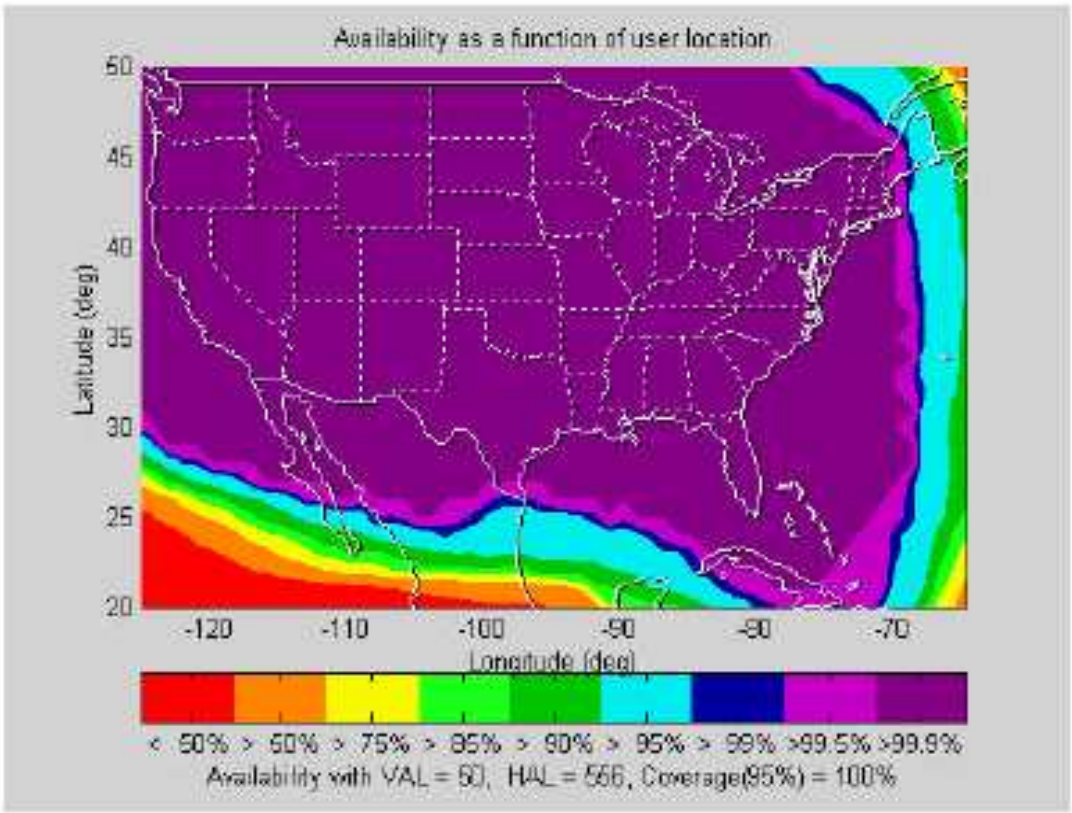


그림 167 MAAST 출력물 예시 (Availability Contour)

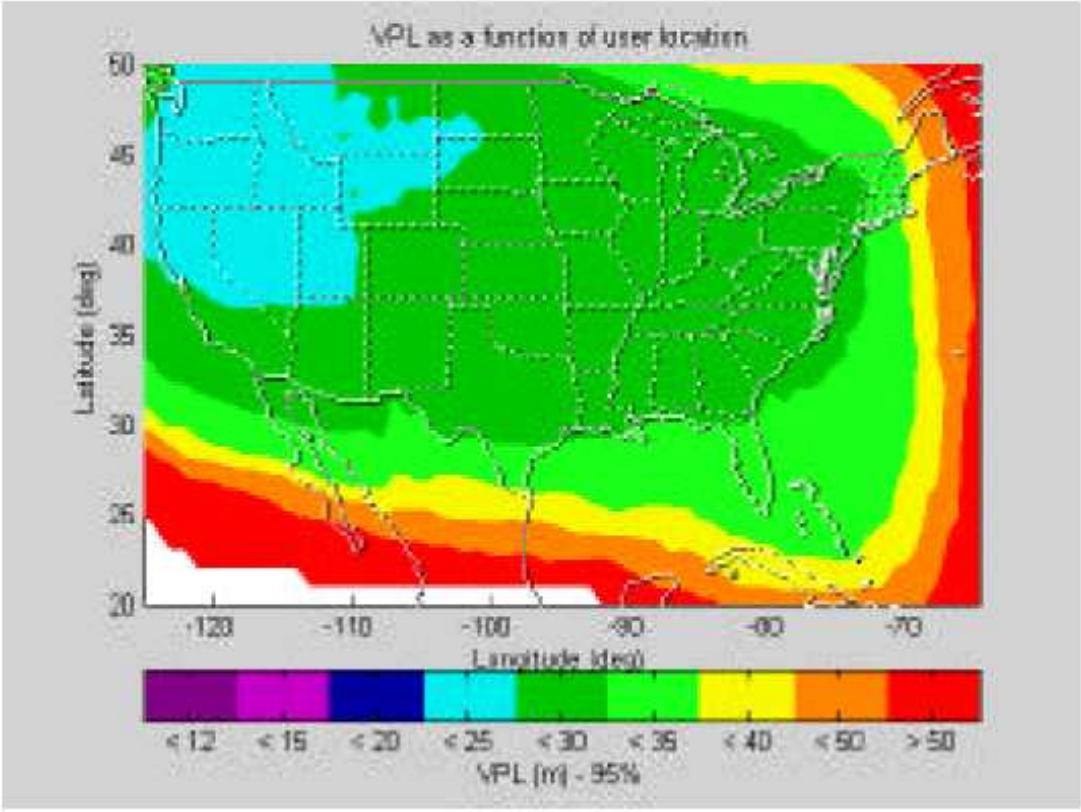


그림 168 MAAST 출력물 예시 (VPL Contour Map)

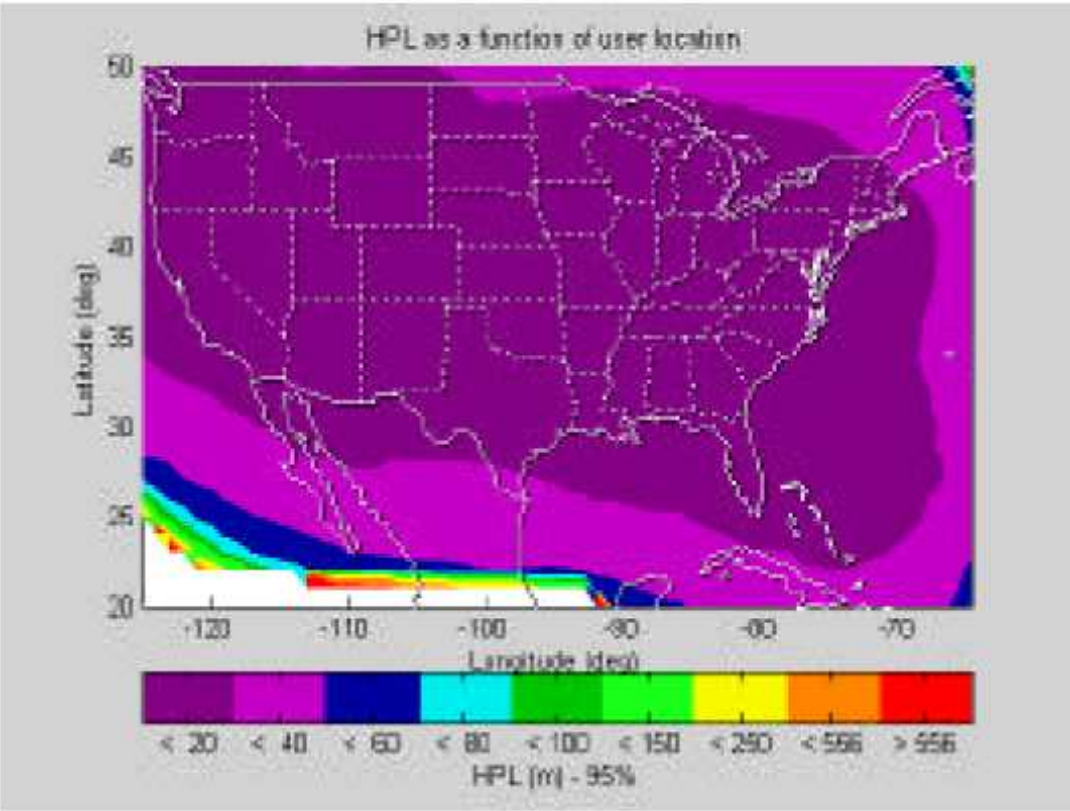


그림 169 MAAST 출력물 예시 (HPL Contour Map)

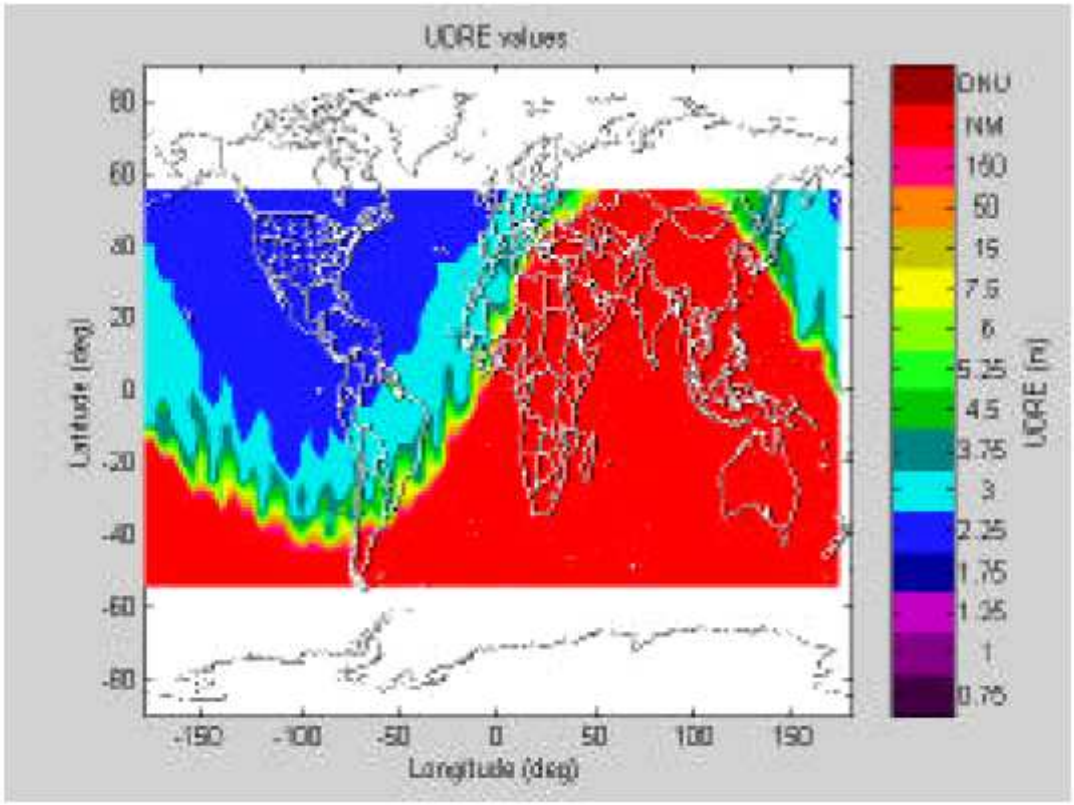


그림 170 MAAST 출력물 예시 (UDRE Map)

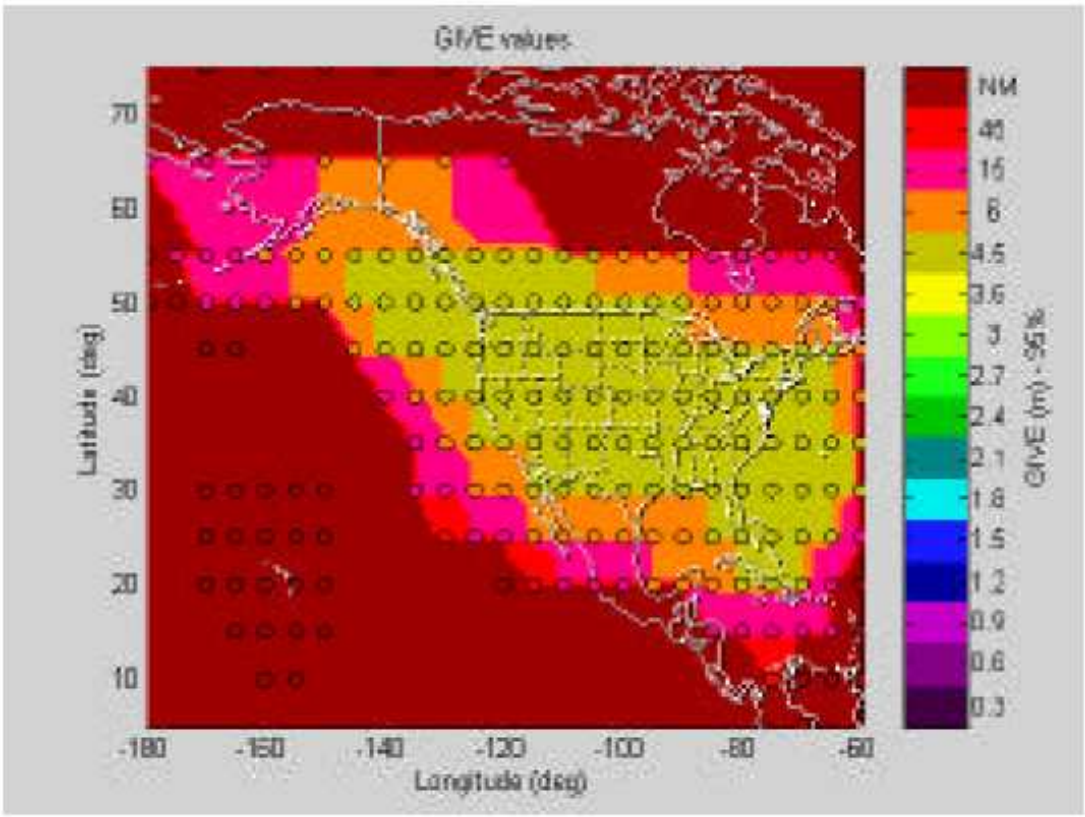


그림 171 MAAST 출력물 예시 (GIVE Map)

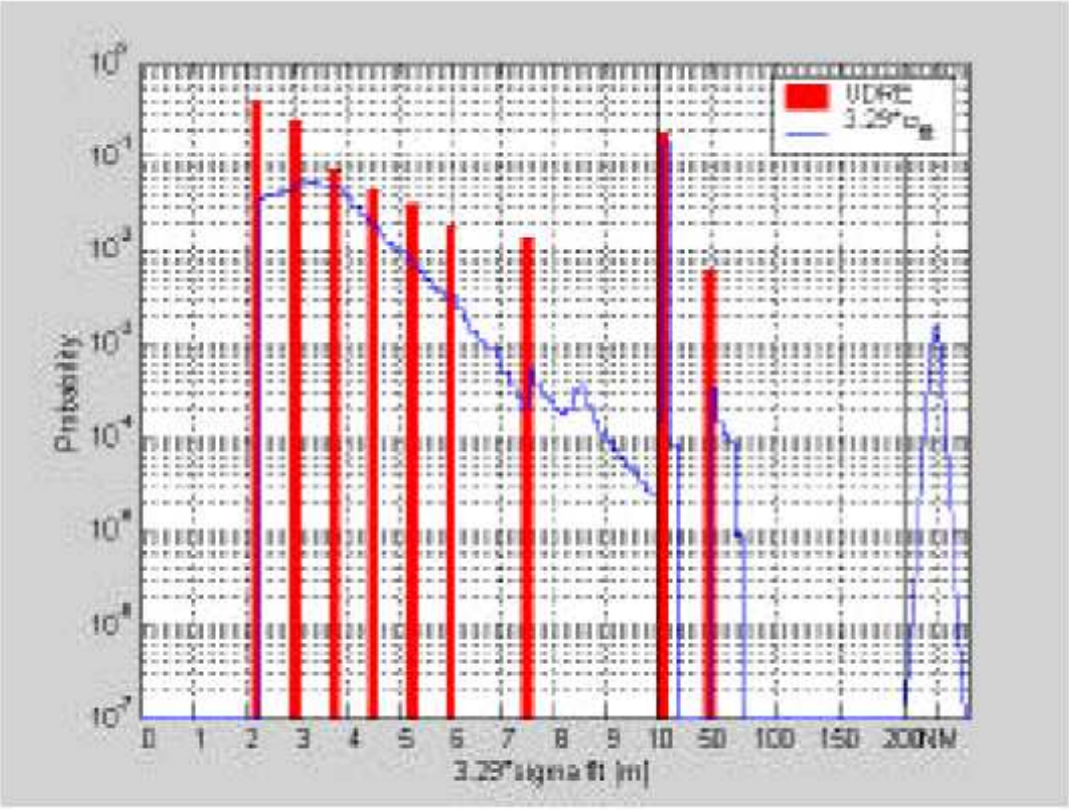


그림 172 MAAST 출력물 예시 (UDRE Histogram)

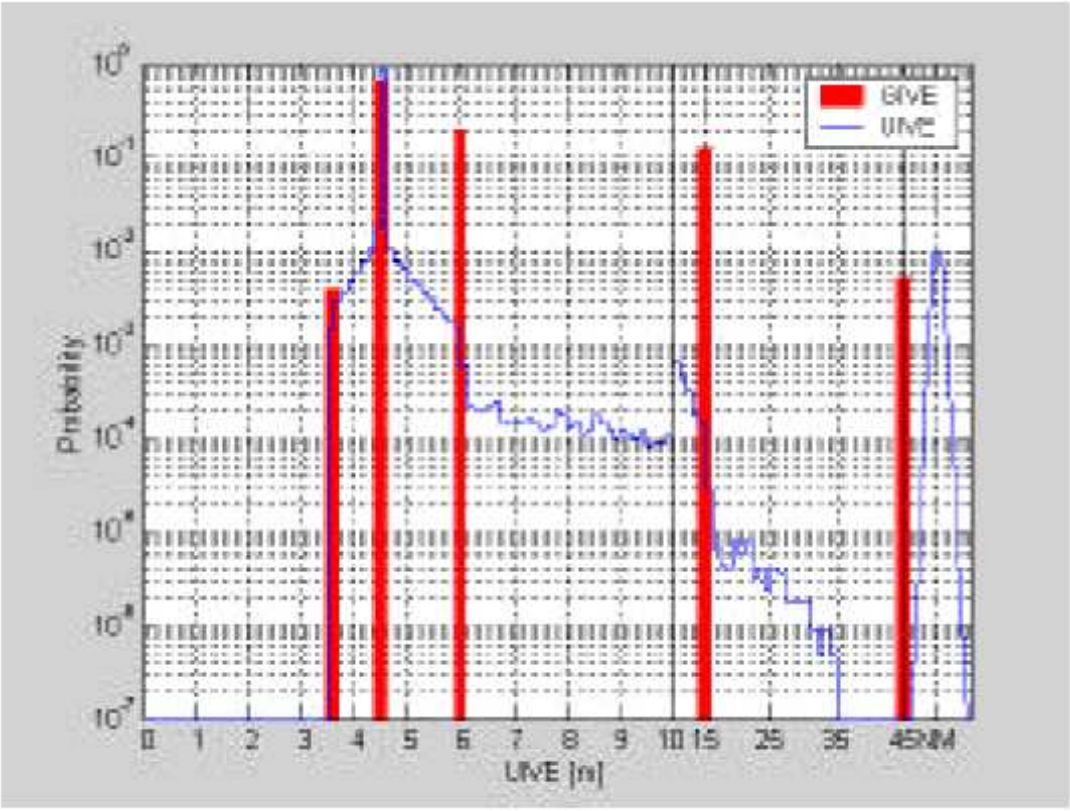


그림 173 MAAST 출력물 예시 (GIVE Histogram)

국외 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 소프트웨어 중 또 다른 하나로는 유럽 ESA (European Space Agency)가 EGNOS 서비스 지역의 SBAS 성능을 시뮬레이션하기 위해 공개한 소프트웨어인 SBASimulator가 있었으며 이를 조사하였다. SBASimulator는 java기반의 소프트웨어로 프로그램을 다운받거나 하지 않고 웹상에서 실행된다. SBASimulator는 SBASimulator #1과 SBASimulator #2, 총 2개의 버전으로 나누어져 있다. SBASimulator #2는 2015년 이중주파수 SBAS 성능 분석을 위해 공개된 최신버전 소프트웨어이다. SBASimulator #1은 범용 소프트웨어이기 때문에 이용하는 데 별다른 계정이 필요하지 않다. 하지만 SBASimulator #2는 SBASimulator #1에 비하여 기능이 추가된 면은 있는데 반해 상용 소프트웨어이기 때문에 이용하려면 라이센스가 필요하다. 문의 시 1달 동안 사용 가능한 trial license를 제공해주는 방식을 사용하며 이후 추가 사용 시에는 비용이 드는 라이센스를 구입해야 한다.



그림 174 SBASimulator #1 소프트웨어의 Main Window



그림 175 SBASimulator #2 소프트웨어의 Main Window

SBASimulator의 두 가지 버전에서 모두 설정에서 사용자가 원하는 날짜나 위치 등을 정하고 시뮬레이션 수행 시간과 시간 간격을 정할 수 있다. 기준국은 원하는 기준국만 선택할 수 있고 위성의 경우 기본적으로 정지궤도위성과 GPS 위성을 이용하게 되어있지만 사용자 선택에 따라 GLONASS와 GALILEO도 이용이 가능하다. GPS 궤도는 상수들을 이용하거나 실제 almanac 데이터를 이용함으로써 생성할 수 있다. 전리층 모델을 생성할 때는 SBASimulator #2의 경우 실제 IONEX 데이터를 사용하는 기능이 추가되어 있다. 이러한 기본 설정들은 시나리오라고 지칭하며 각 시나리오들은 저장하고 불러올 수 있다. SBASimulator #1의 경우 정해진 경로에만 시나리오를 저장할 수 있지만 SBASimulator #2는 원하는 경로에 저장할 수 있게 하는 기능이 추가되었다. SBASimulator #1과 SBASimulator #2 모두 기본적으로 DOP, 사용자 위치 오차, 사용자 보호 수준, 가용성, 위성의 skyplot과 3D 위성 궤도를 제공하고 있었다. 이 결과들은 java 상에서 히스토그램, time history ,contour의 형식으로 제공되고 있으며 jpg 형식으로 저장이 가능하다.

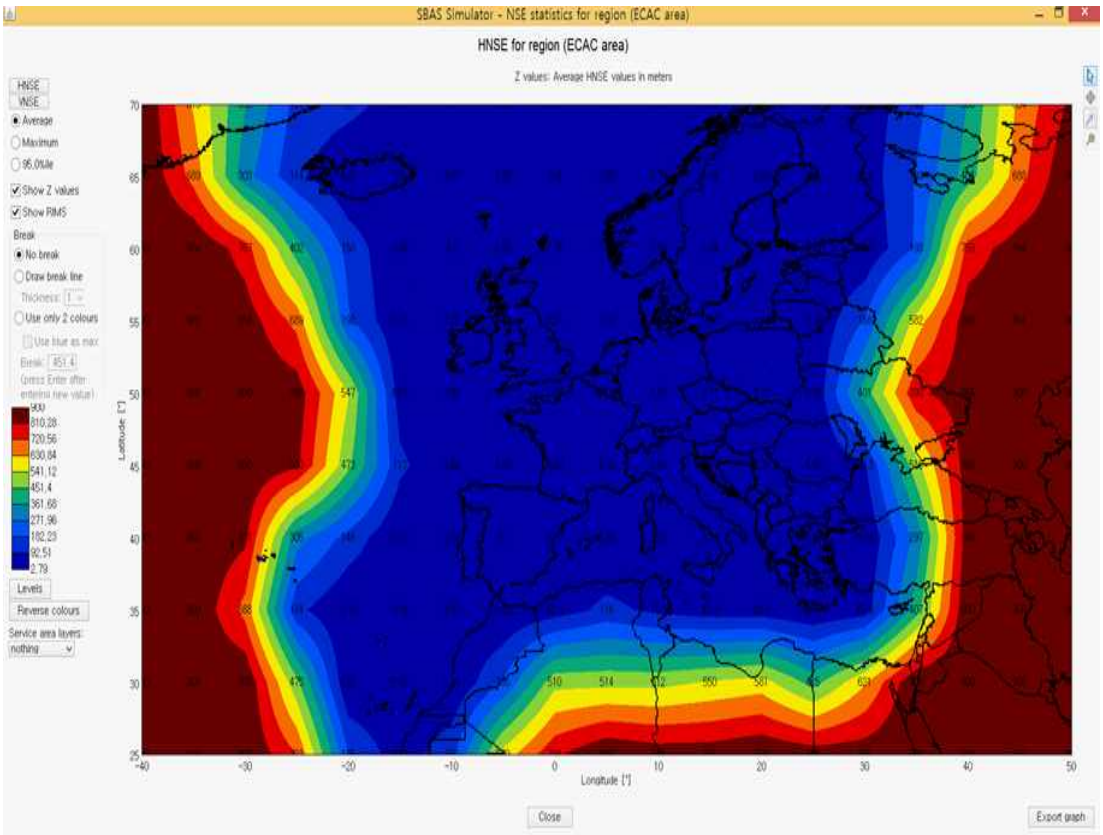


그림 176 SBASimulator 소프트웨어의 결과
(사용자 위치오차 Contour Map)

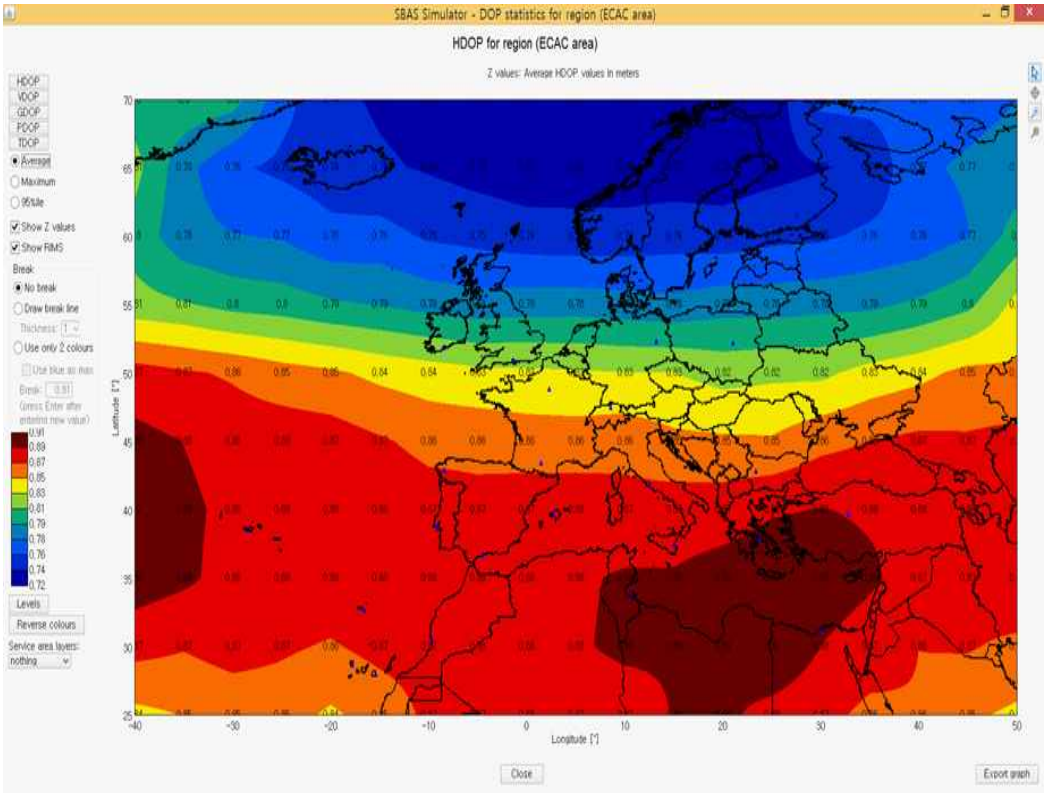


그림 177 SBASimulator 소프트웨어의 결과
(DOP 결과)

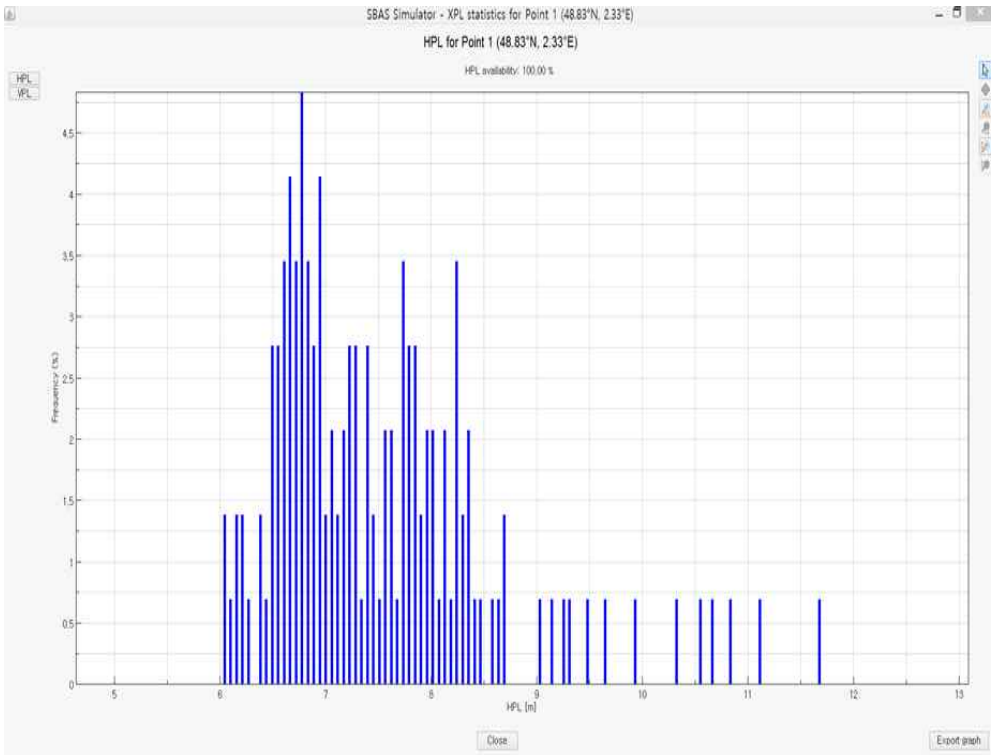


그림 178 SBASimulator 소프트웨어의 결과
(좌표 선택 시 사용자 보호수준 결과)

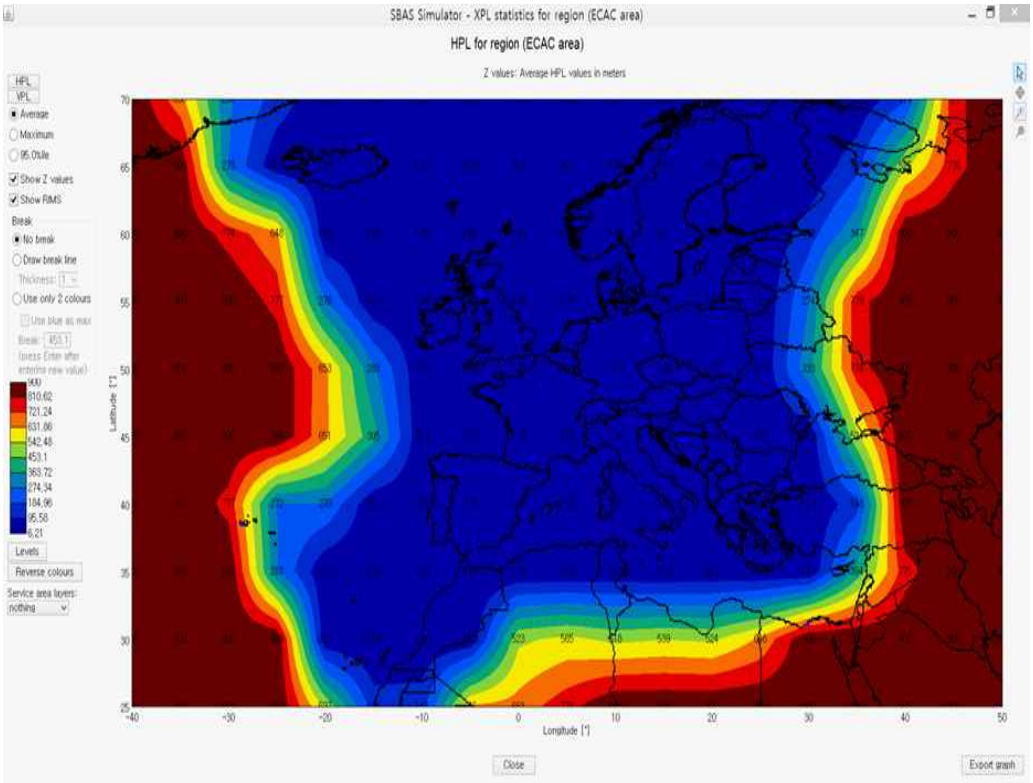


그림 179 SBASimulator 소프트웨어의 결과
(영역 선택 시 사용자 보호수준 결과)

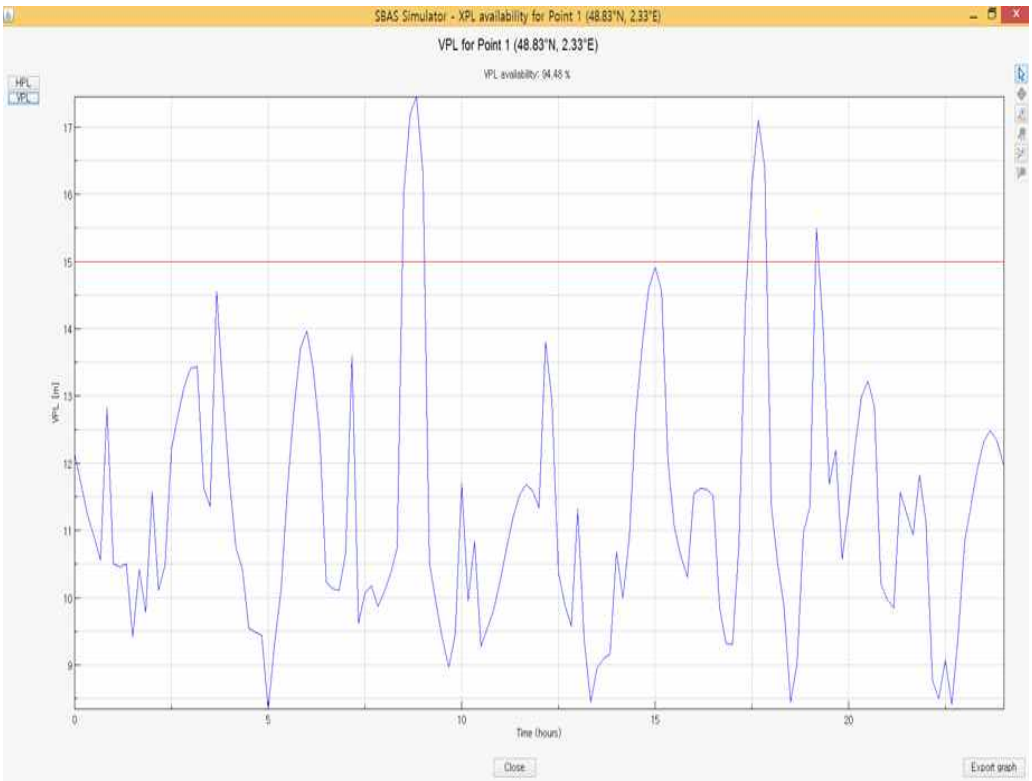


그림 180 SBASimulator 소프트웨어의 결과
(좌표 선택 시 CAT1 서비스에 대한 가용성 결과)

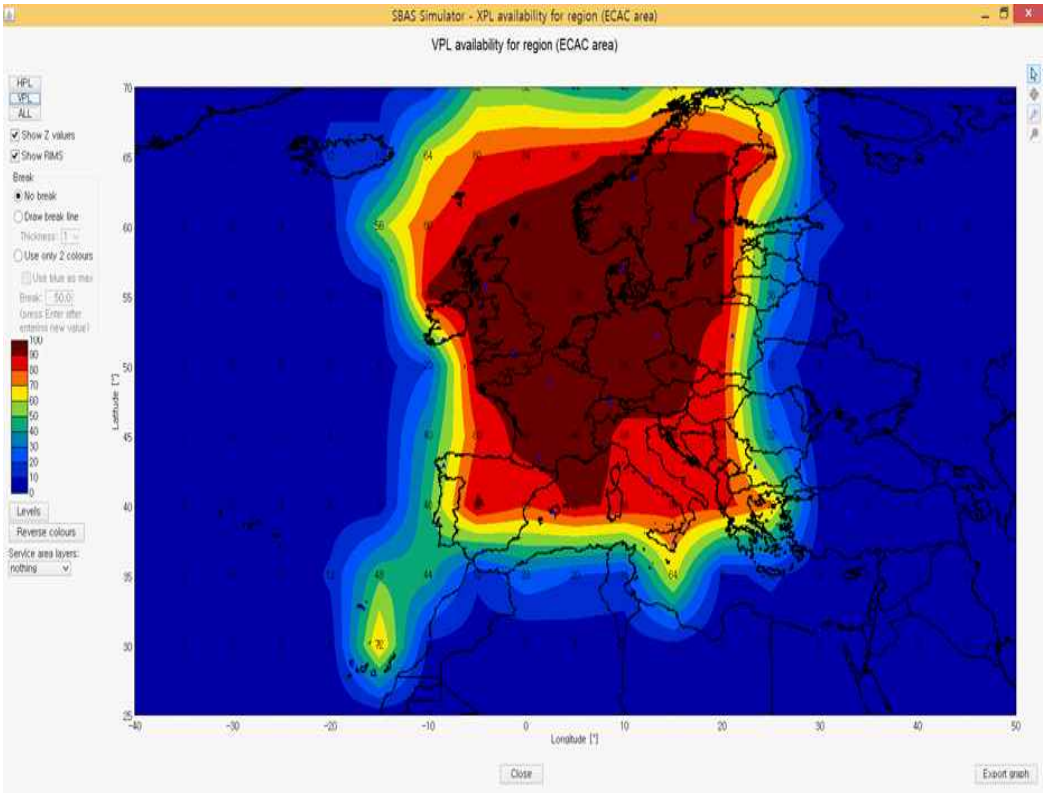


그림 181 SBASimulator 소프트웨어의 결과
(영역 선택 시 CAT1 서비스에 대한 가용성 결과)

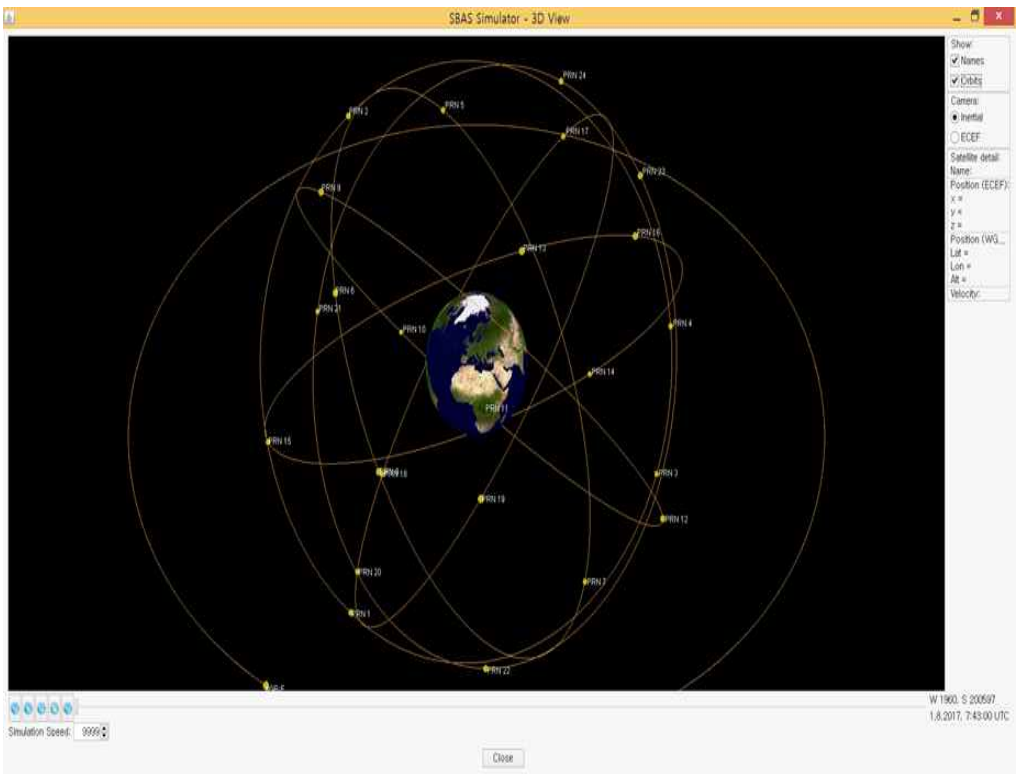


그림 182 SBASimulator 소프트웨어의 결과
(3D 위성 궤도)



그림 183 SBASimulator 소프트웨어의 결과
(2D skyplot)

SBASimulator #2의 경우 이중주파수를 사용하게 설정하여 전리층 지연이 없는 사용자에 대해 결과를 볼 수 있는 기능이 존재했고 이는 SBASimulator #1에서는 지원하지 않는 기능이었다. 또한 단일주파수 사용자에 대해서는 전리층 모델을 생성하는 방법에 있어 SBASimulator #1에 비해 세분화 되어있었다.

SBASimulator #2에서는 사용자보호 수준을 계산할 때 dynamic condition을 설정할 수 있는 기능이 추가되어 있었다. dynamic condition은 항공기의 자세(roll, pitch, yaw)를 고려하는 것이다. SBASimulator #2에서는 roll, pitch, yaw각을 고정하여 보호 수준을 추정하거나 범위로 설정하여 해당 범위 중 가장 최악의 조건에 대한 보호 수준을 추정하는 두 가지 방식을 제공하고 있었다.

4.5.6 XPL dynamic conditions

User dynamic conditions can be taken into account when computing the XPL. Three different approaches are implemented:

1. No dynamic conditions – XPL is computed as usual.
2. Fixed dynamic conditions – yaw, pitch and roll angles are specified and will be fixed for the simulation.
3. Worst dynamic conditions – yaw, pitch and roll angle intervals are specified and the worst solution is presented.

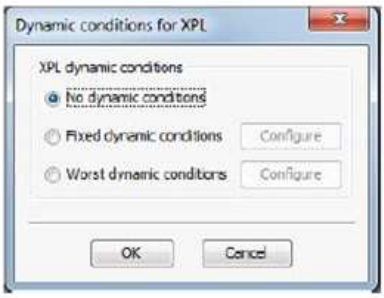


Figure 50: Dynamic conditions for XPL.

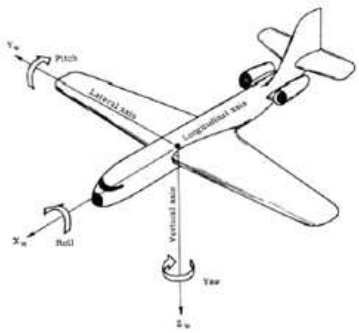


Figure 51: Yaw, pitch and roll angles.

그림 184 SBASimulator #2의 항공기 Dynamic 고려 기능

SBASimulator #2는 SBASimulator #1에 비해 추가적으로 사용자 연속성과 시뮬레이션 수행 시간 동안 가시위성을 나타내주는 Monitoring 기능을 제공한다. SBAS는 무결성 정보인 UDRE (User Differential Range Error)와 GIVE (Grid Ionospheric Vertical Error)를 제공해주는 것이 핵심이다. UDRE는 위성의 궤도 및 시계오차에 대한 무결성 정보이며 GIVE는 전리층 지연을 추정함에 있어서 생기는 위험성을 보호해주기 위한 무결성 정보이다. 이 정보들을 이용하여 사용자 보호 수준을 계산하고 가용성을 판단할 수 있기 때문에 이 정보를 추정하는 알고리즘은 매우 중요하며 그 종류 역시 여러 가지가 존재한다. 조사에 따르면 SBASimulator에서는 사용 중인 추정 알고리즘은 다음과 같았다.

UDRE의 추정 알고리즘 그림에 나타나있는 RIMS (Ranging and Integrity Monitoring Stations)는 EGNOS의 기준국을 의미한다. UDRE는 위성과 관련된 무결성 정보이므로 각 위성마다 추정되어 값이 산출된다. SBASimulator에서는 각 위성에 대해 그 위성을 볼 수 있는 기준국 수를 기준으로 UDRE를 추정하는 방식을 사용하고 있었다. 이는 측정치 수가 늘어남에 따른 추정 분산의 크기가 감소하기 때문으로 추측된다.

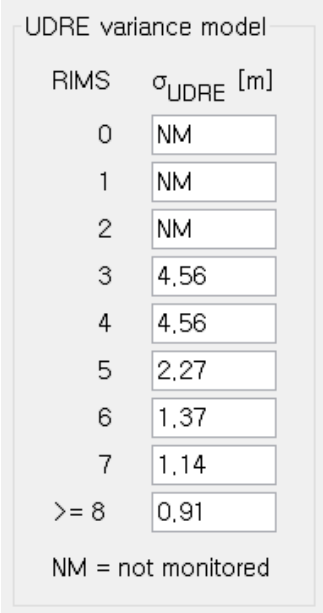


그림 185 SBASimulator의 UDRE 추정 알고리즘

GIVE의 추정 알고리즘 그림에 나타나있는 IPP (Ionospheric Pierce Point)는 기준국으로부터 위성까지 벡터를 그렸을 때 그 벡터가 thin shell 모델의 전리층 기준 고도를 통과하는 지점을 의미한다. 각 격자점에 대하여 GIVE를 추정할 때는 일정 범위안의 IPP 들을 사용하게 되는데, SBASimulator에서는 GIVE를 추정할 때 사용된 IPP의 수를 기준으로 GIVE를 추정하는 알고리즘을 사용하고 있었다. 이 역시 UDRE와 마찬가지로 측정치 수가 늘어남에 따른 추정 분산의 크기가 감소하기 때문으로 추측된다.

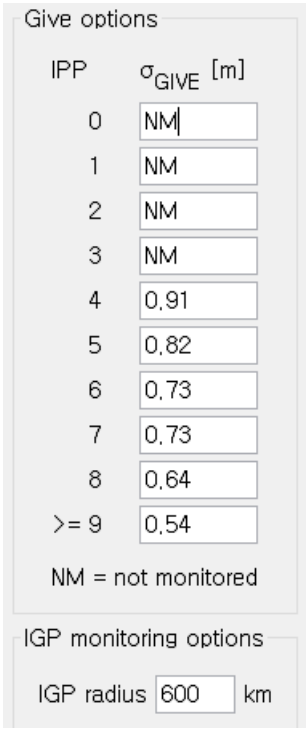


그림 186 SBASimulator의 GIVE 추정 알고리즘

SBASimulator에서 사용하고 있는 이러한 알고리즘들은 논리적으로는 타당하나 수식적인 근거가 부족하고 따라서 정확하지 않다는 한계가 존재한다. EGNOS는 EGNOS User Support라는 사이트를 통해 EGNOS의 실제 결과를 제공해주고 있으며 따라서 SBASimulator를 통해 추정한 GIVE값과 실제 결과를 비교해보았다.

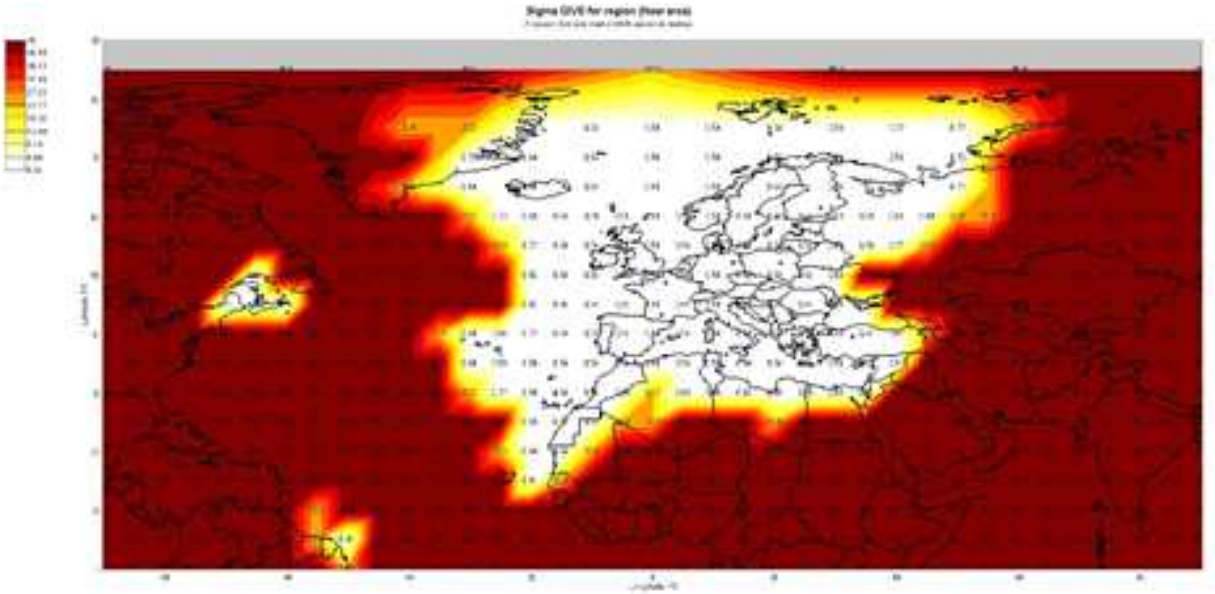


그림 187 전리층 격자점에 대한 GIVE값 추정 지도 (SBASimulator 결과)

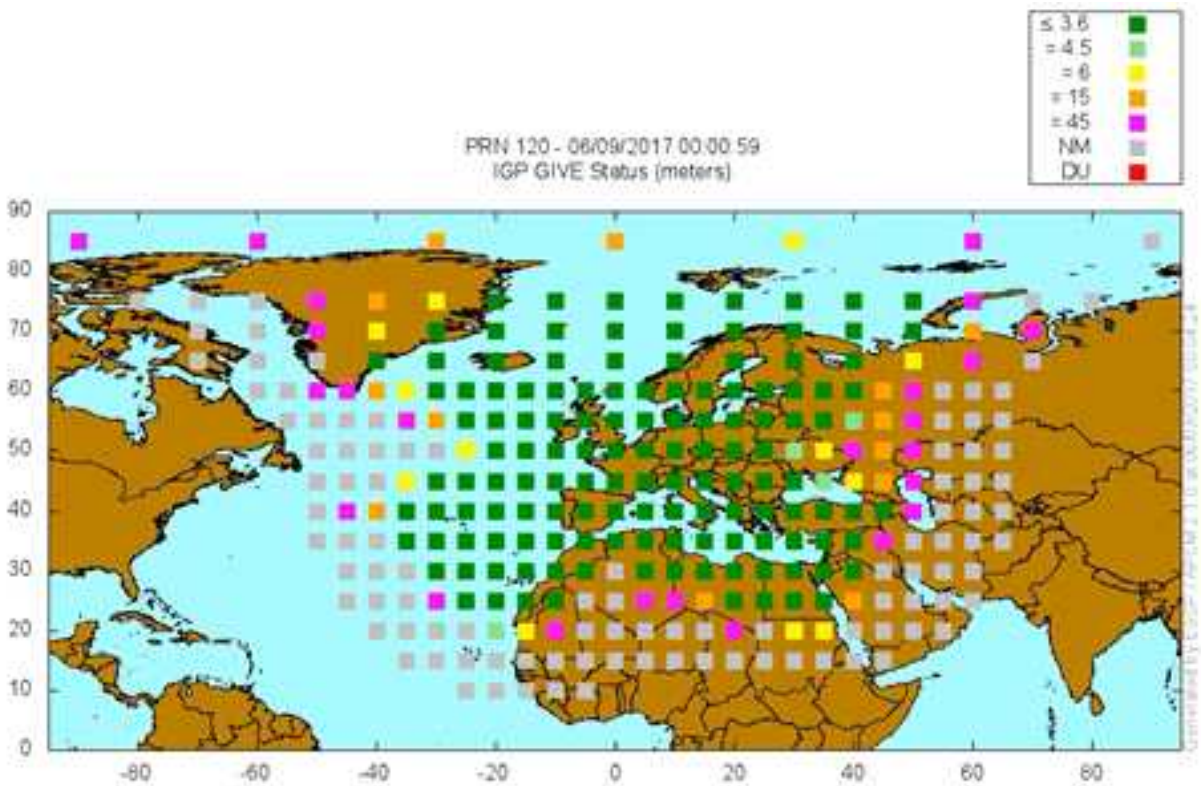


그림 188 전리층 격자점에 대한 GIVE값 추정 지도 (ESSP 제공 실제 결과)

비교해 본 결과 실제 결과와 SBASimulator를 통해 얻은 결과에서 GIVE가 추정된 범위가 다르고 그 값 역시 다른 것을 위 그림을 통해 확인하였다. 이는 앞서 말한 한계점이 노출된 것이라 할 수 있다. 따라서 본 연구에서 시뮬레이션 환경을 구성할 때는 UDRE와 GIVE를 추정함에 있어 실제 사용되는 알고리즘들을 조사하고, 구현하여 이를 보완하였다.

2) GPS 궤도력 데이터 생성

본 연구에서 개발한 시뮬레이터에서는 SBAS 성능 평가를 위한 GPS 궤도력 데이터를 생성할 때 실제 궤도 정보를 이용한다. IGS (International GNSS Service)에서 제공 중인 궤도 정보로는 방송궤도력 (Broadcast), Ultra-Rapid, Rapid, Final orbit이 존재한다. 그 중 가장 정확한 데이터는 Final orbit 정보로 궤도 정확도가 2.5cm 수준이다. 하지만 해당 정보가 제공되는 데까지 약 12일에서 18일 가량 소요되므로 실시간 정보를 얻기가 어렵다는 단점이 있다. 하지만 방송궤도력의 경우 정확도가 수 m 수준인 반면 실시간으로 정보가 제공된다는 장점이 있다. 따라서 본 시뮬레이터에서 SBAS 성능 평가를 위한 GPS 궤도력 데이터를 생성할 때는 방송궤도력을 기반으로 하였다. 정확한 시뮬레이션을 위해서는 방송궤도력으로부터 GPS 궤도를 정확히 생성하는 것이 요구된다. GPS ICD의 내용을 기반으로 GPS 궤도 생성 소프트웨어를 구현하였으며 그 결과를 상용 수신기와 비교하였다. NOVATEL 수신기와 24시간 동안 생성된 궤도 정보를 비교했을 때의 결과는 다음과 같았다. 다음은 GPS 궤도의 X, Y, Z 성분과 시각정보에 대하여 각각 계산된 결과를 그림으로 나타낸 것이다.

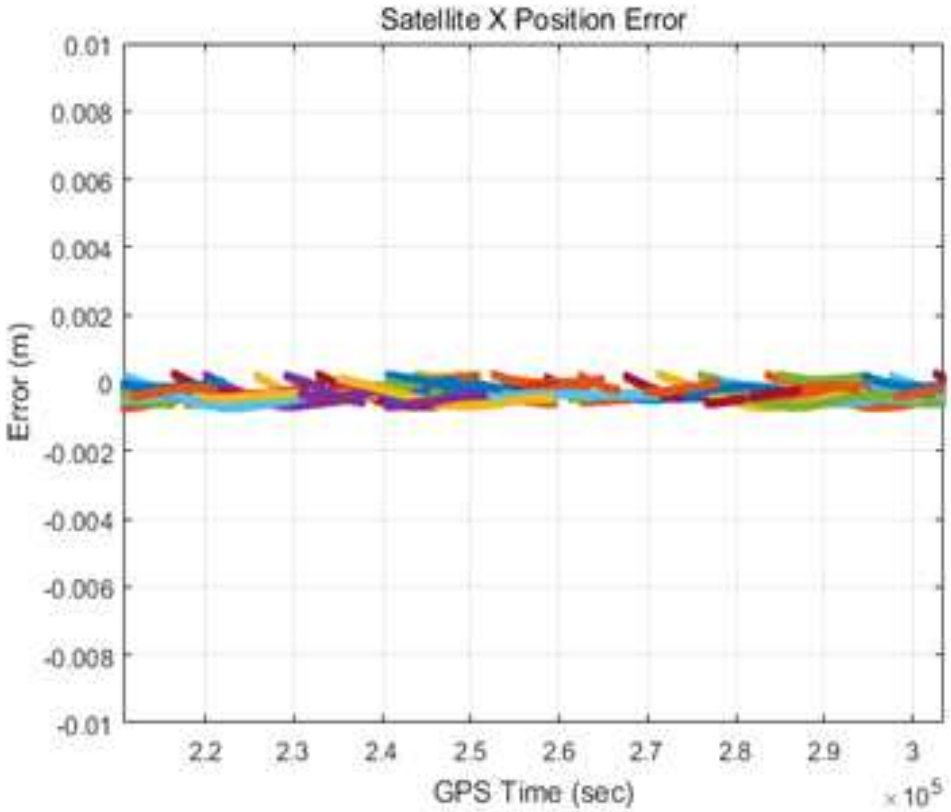


그림 189 NOVATEL 상용 수신기대비 계산된 GPS 궤도의 오차 (X-방향)

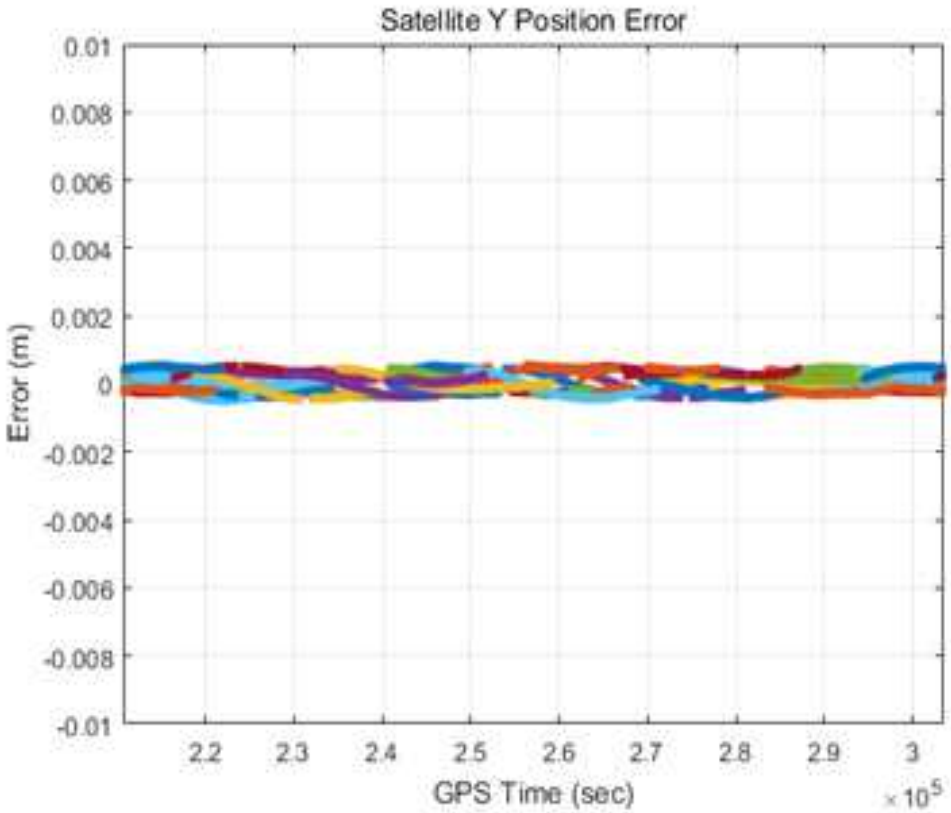


그림 190 NOVATEL 상용 수신기대비 계산된 GPS 궤도의 오차 (Y-방향)

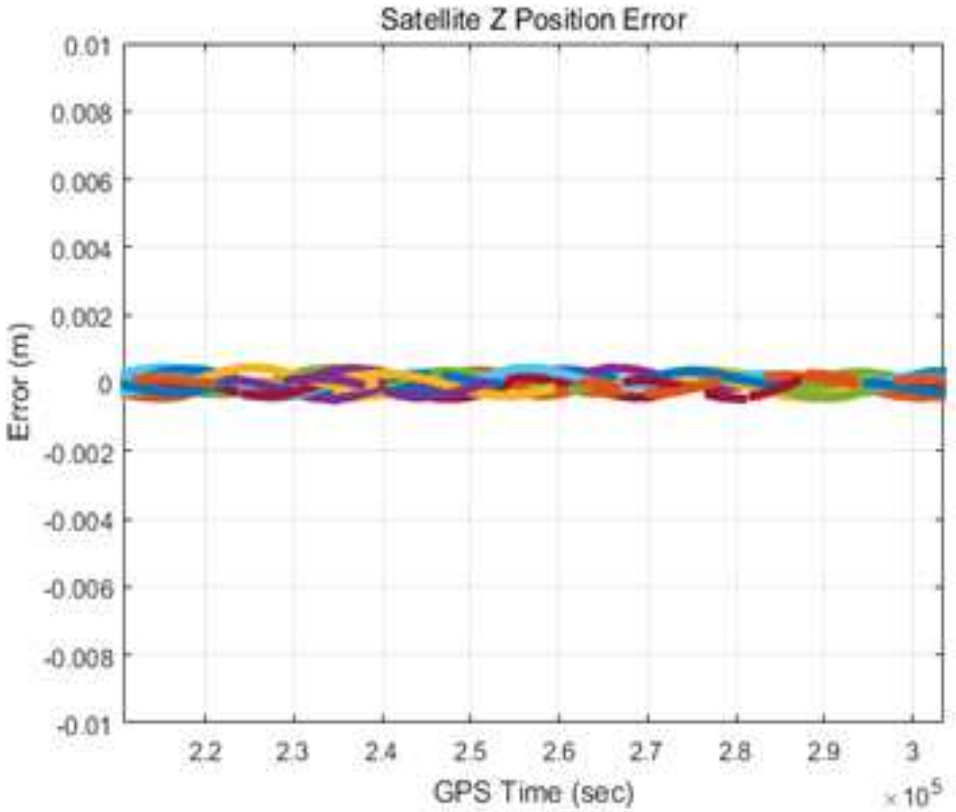


그림 191 NOVATEL 상용 수신기대비 계산된 GPS 궤도의 오차 (Z-방향)

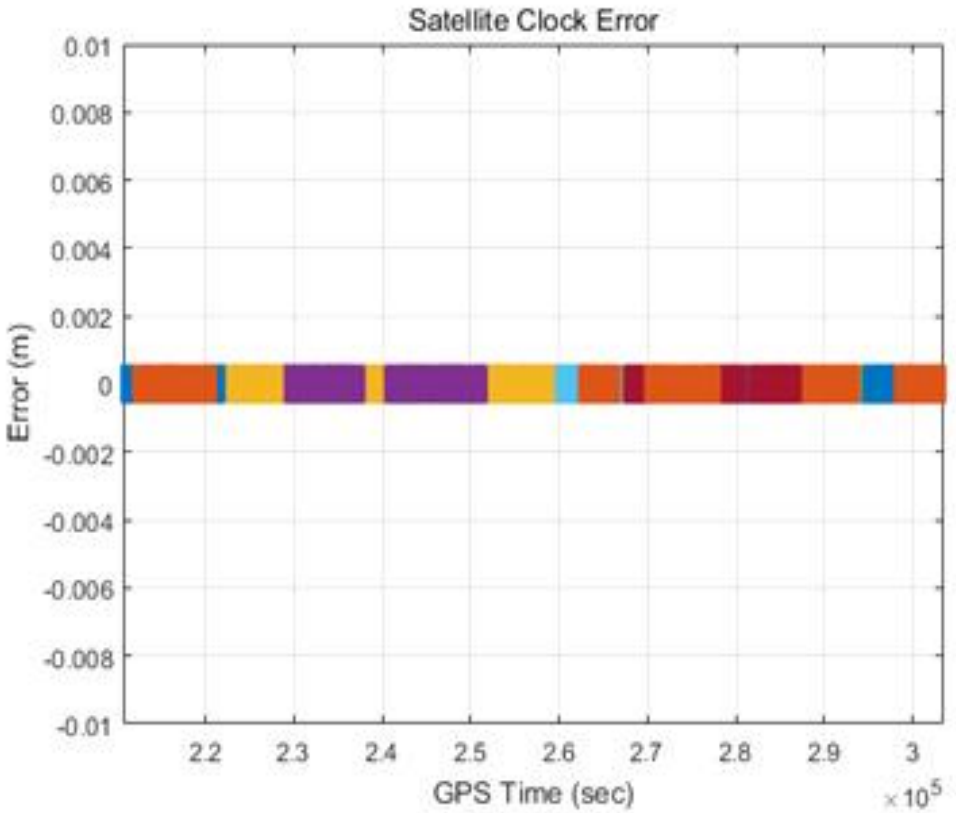


그림 192 NOVATEL 상용 수신기대비 계산된 GPS 시각정보의 오차

표 30 NOVATEL 상용 수신기 대비 계산된 GPS 궤도, 시각정보의 오차 평균, 최대 값

상용 수신기와의 차이	평균 (m)	최대 차이 (m)
위성 궤도 X 방향	-2.96e-4	7.93e-4
위성 궤도 Y 방향	6.65e-5	6.08e-4
위성 궤도 Z 방향	-1.43e-6	5.40e-4
위성 시계	1.11e-7	5.01e-4

생성된 GPS 궤도, 시각정보가 상용수신기에서 출력되는 값과 거의 일치함을 확인하였다. 최대 오차가 1cm 이하 수준으로 성능 목표로 설정한 1m 보다 아주 작은 수준으로 목표치를 만족하는 것을 확인하였다.

SBAS 성능 예측을 위한 궤도력 데이터의 경우 실시간으로 제공되는 정보로는 데이터 생성이 불가능하다. 개략궤도력 (Almanac) 은 생성된 시간으로부터 약 3일간의 위성 궤도 정보를 담고 있는 정보이다. 개략궤도력은 방송궤도력에 비해 적은 정보를 담고 있으며 정확성 면에서도 개략궤도력의 오차는 1~3km 수준이므로 떨어지는 면이 있다. 하지만 미래 궤도를 예측할 수 있다는 점에서 BRDC와는 다르게 SBAS성능 예측을 실시할 수 있으므로 본 시뮬레이터에서는 SBAS 성능 예측을 할 때 개략궤도력 (Almanac)을 이용하였다. 실제 SBAS에서 위성의 궤도오차, 시계오차를 추정할 때는 의사거리 측정치에서 제거할 수 있는 요인들을 모두 제거한 뒤에 추정한다. 이 때 GPS위성에서 방송되는 정보를 이용해 사용자로부터 위성까지의 거리를 계산하여 해당 값을 의사거리 측정치에서 제거하게 된다. 실제의 경우는 GPS위성에서 방송되는 정보와 GPS 위성의 실제 궤도가 차이가 있기 때문에 오차가 존재한다. 하지만 시뮬레이션의 경우 GPS 위성에서 방송하는 궤도 정보가 따로 있지 않기 때문에 실제 궤도 정보를 이용해 궤도를 생성하고 이것을 다시 제거하면 오차가 없어진다. 따라서 실제 궤도정보를 이용해 생성한 GPS 위성 궤도 정보에 1차 Markov process를 이용해 생성한 데이터를 더해 준 값을 실제 궤도라고 설정하였다. 시뮬레이터에서는 시뮬레이션을 수행할 날짜를 설정할 수 있고 날짜를 정한 뒤에 GPS 궤도력을 생성하기 위해서는 해당 날짜에 해당하는 실제 궤도 정보를 입력해야한다. 만약 성능 평가를 하고 싶다면 해당 날짜의 방송궤도력이 필요하다. 성능 예측이 하고 싶다면 해당 날짜보다 1~3일 앞선 날의 개략궤도력이 필요하며 이 때 예측할 날짜에 대한 정보를 입력해 주면 시뮬레이터가 수행된다. 개략궤도력 생성 검증 결과는 BRDC를 기준으로 검증하였으며 그 결과는 아래와 같았다.

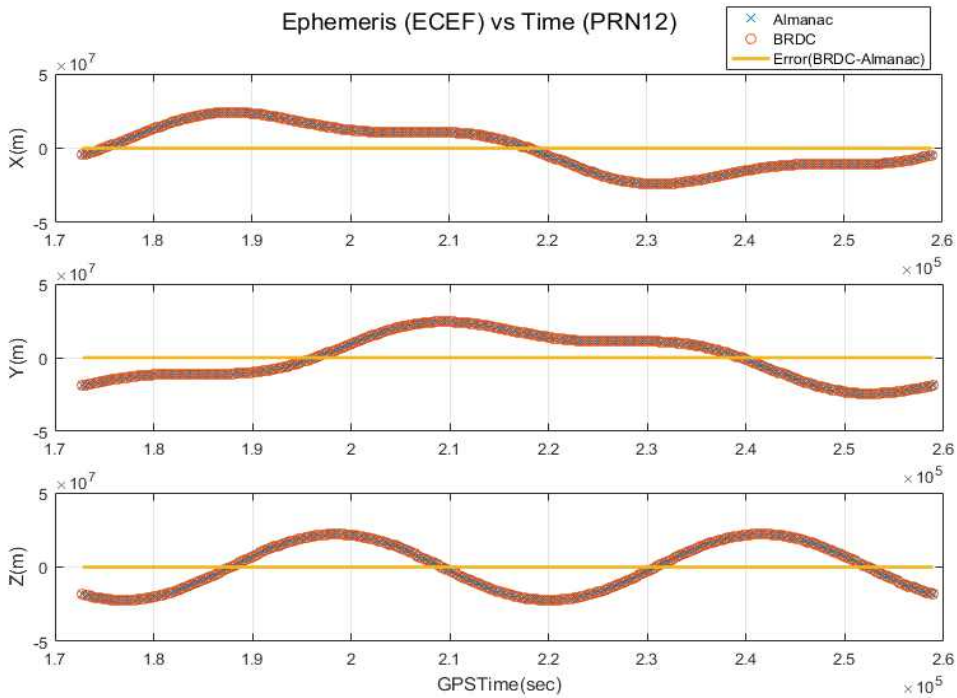


그림 193 시간에 따른 방송궤도력과 개략궤도력의 ECEF 좌표 (12번 위성)
(방송궤도력과 개략궤도력 그래프)

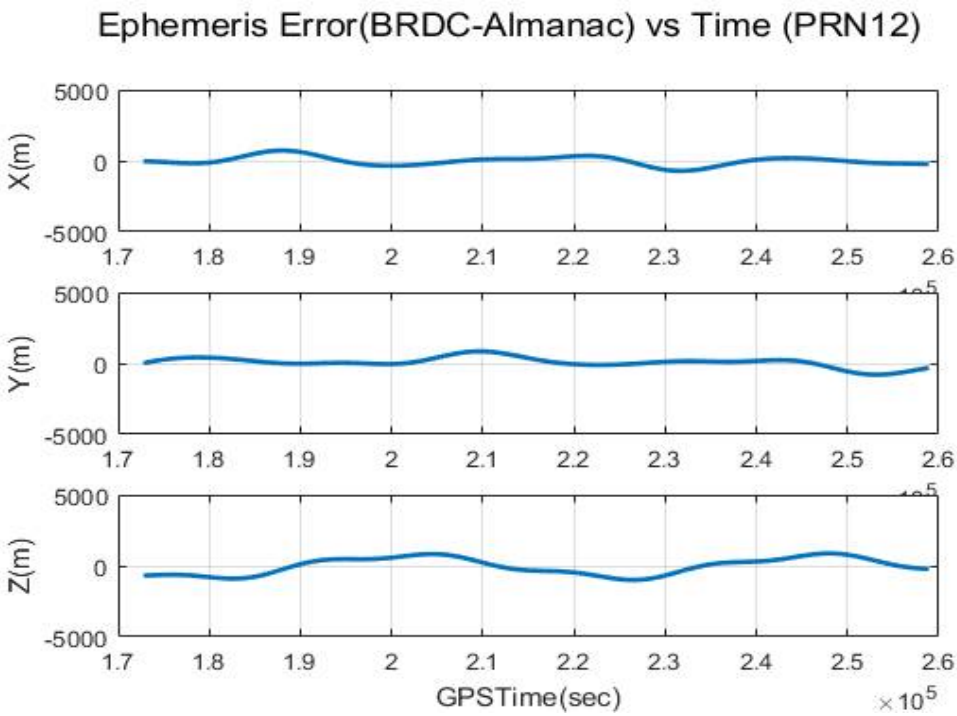


그림 194 시간에 따른 방송궤도력과 개략궤도력의 ECEF 좌표 (12번 위성)
(개략궤도력 오차 그래프)

개략궤도력에 관한 논문 (Lihua, 2014)을 참고한 결과 개략궤도력의 오차는 1~3km 수준임을 확인하였다. 위 결과를 통해 개략궤도력 오차 그래프 확인했을 때 논문에 나온 결과와 같이 최대 오차가 3km 수준을 넘지 않았으며 평균과 표준 편차의 결과는 다음 표와 같았다.

표 31 개략궤도력 오차 평균 및 표준편차

항목	평균	표준편차
ΔX (m)	-3.19	687.87
ΔY (m)	-0.36	641.97
ΔZ (m)	9.85	921.55
Δr (m)	1220.24	495.66

사용자가 EGNOS 서비스 지역 가운데에 위치한 Toulouse에 있다고 가정했을 때 GPS 위성에 대한 2016년 8월 9일 하루 동안의 skyplot은 다음과 같았다.

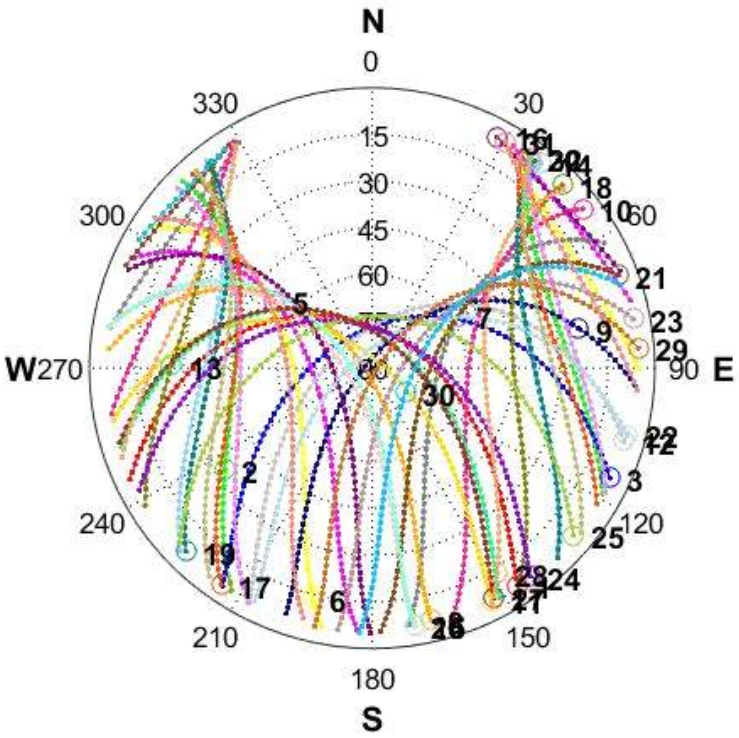


그림 195 2016년 8월 9일 Toulouse에서의 GPS 위성 Skyplot (개략궤도력 결과)

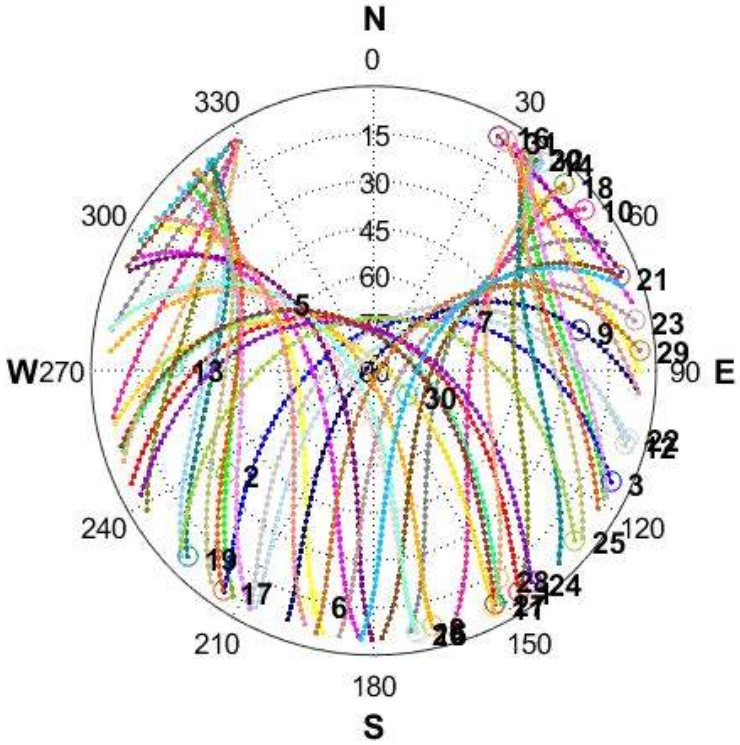


그림 196 2016년 8월 9일 Toulouse에서의 GPS 위성 Skyplot (방송궤도력 결과)

위성의 배치를 가장 직관적으로 파악할 수 있는 Skyplot을 그려본 결과 방송궤도력과 개략궤도력을 이용한 결과가 유사함을 확인하였다.

GPS 궤도가 실제 사용자 항법 성능에 미치는 영향을 직접적으로 볼 수 있는 값은 DOP (Dilution Of Precision)이다. EGNOS 서비스 지역을 기준으로 HDOP (Horizontal DOP), VDOP (Vertical DOP)를 검증한 결과는 다음과 같았다.

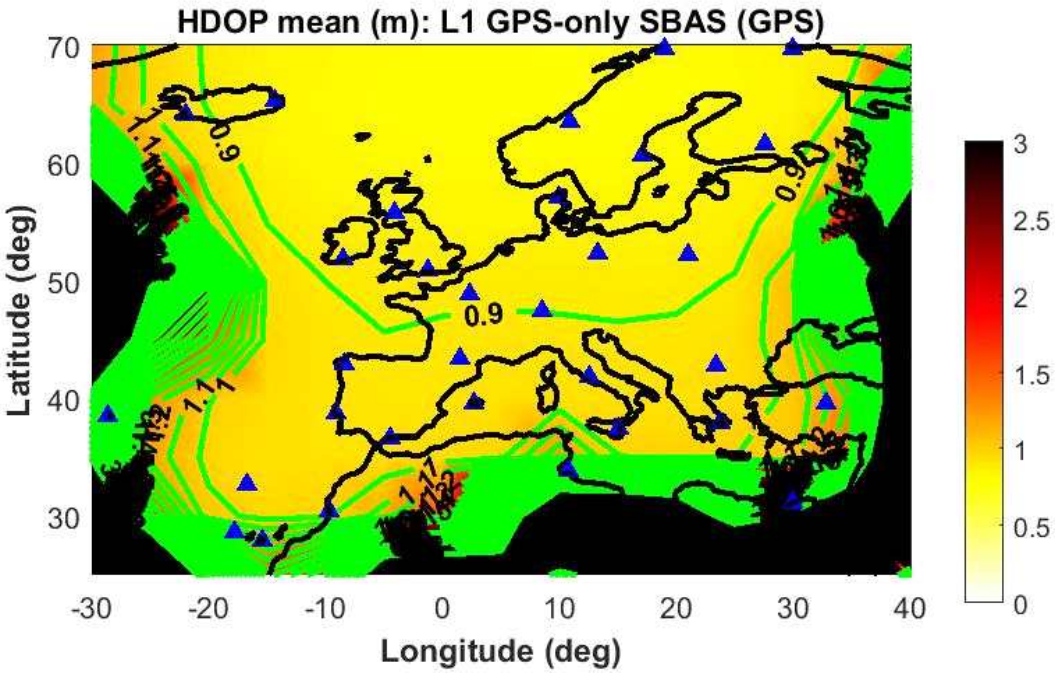


그림 197 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 HDOP contour (개략궤도력 결과)

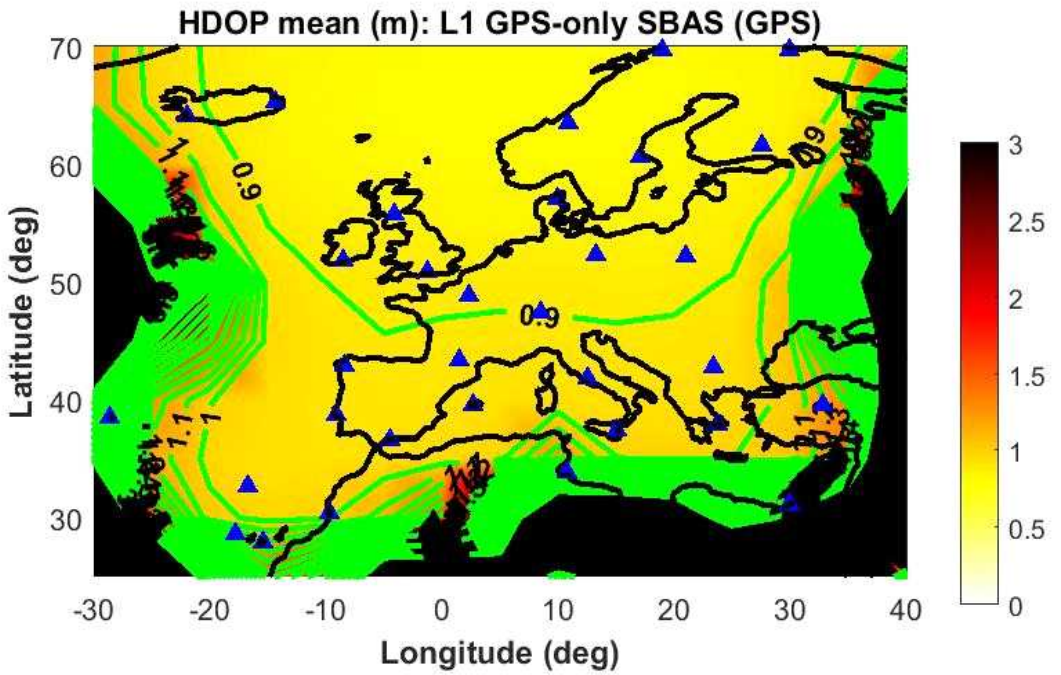


그림 198 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 HDOP contour (방송궤도력 결과)

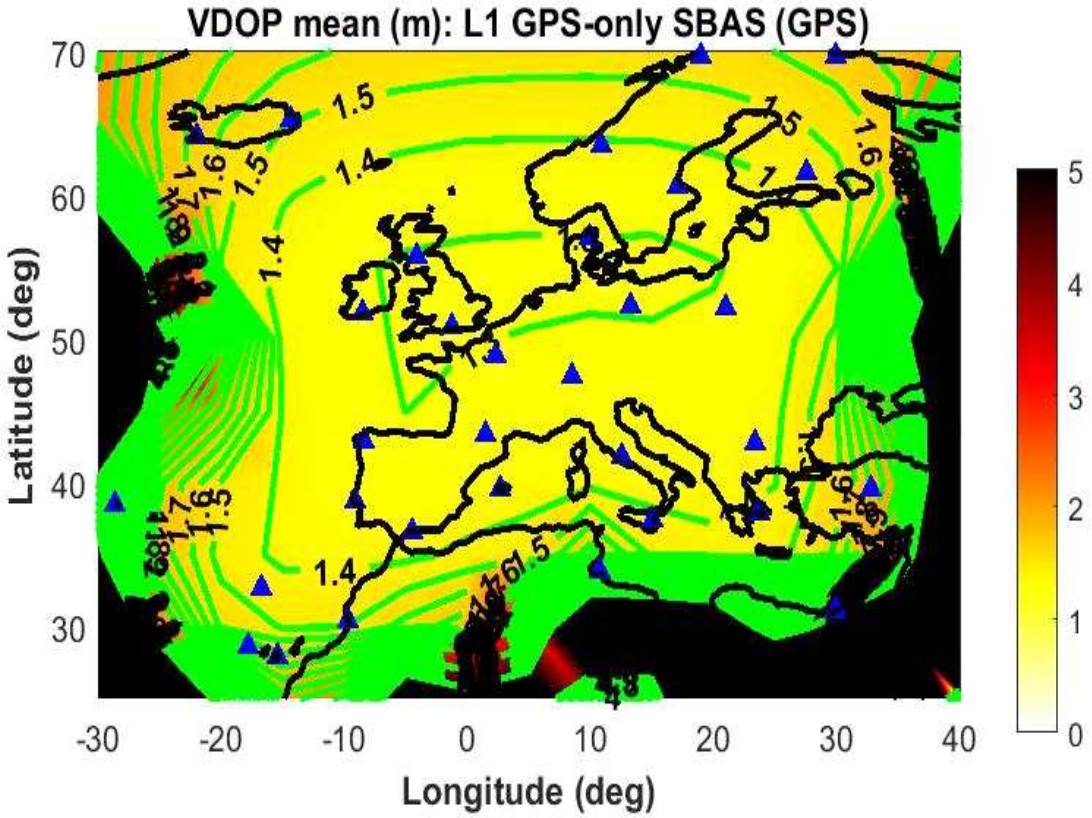


그림 199 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 VDOP contour (개략궤도력 결과)

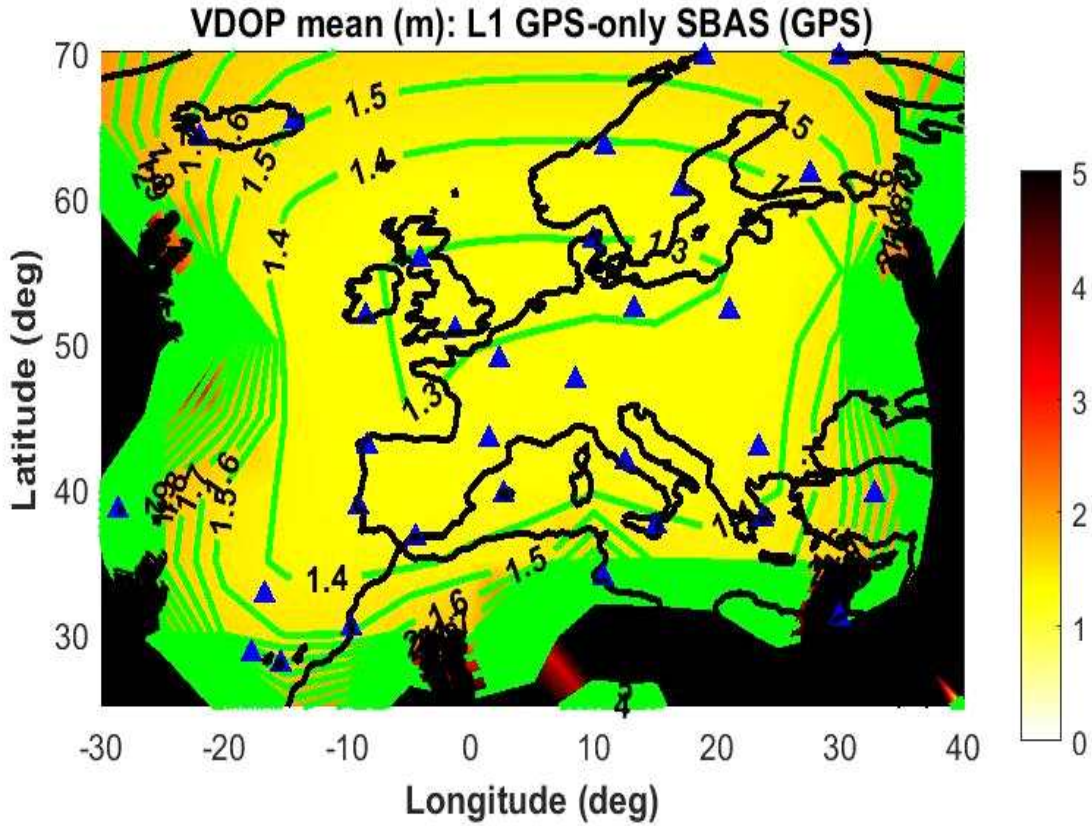


그림 200 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 VDOP contour (방송궤도력 결과)

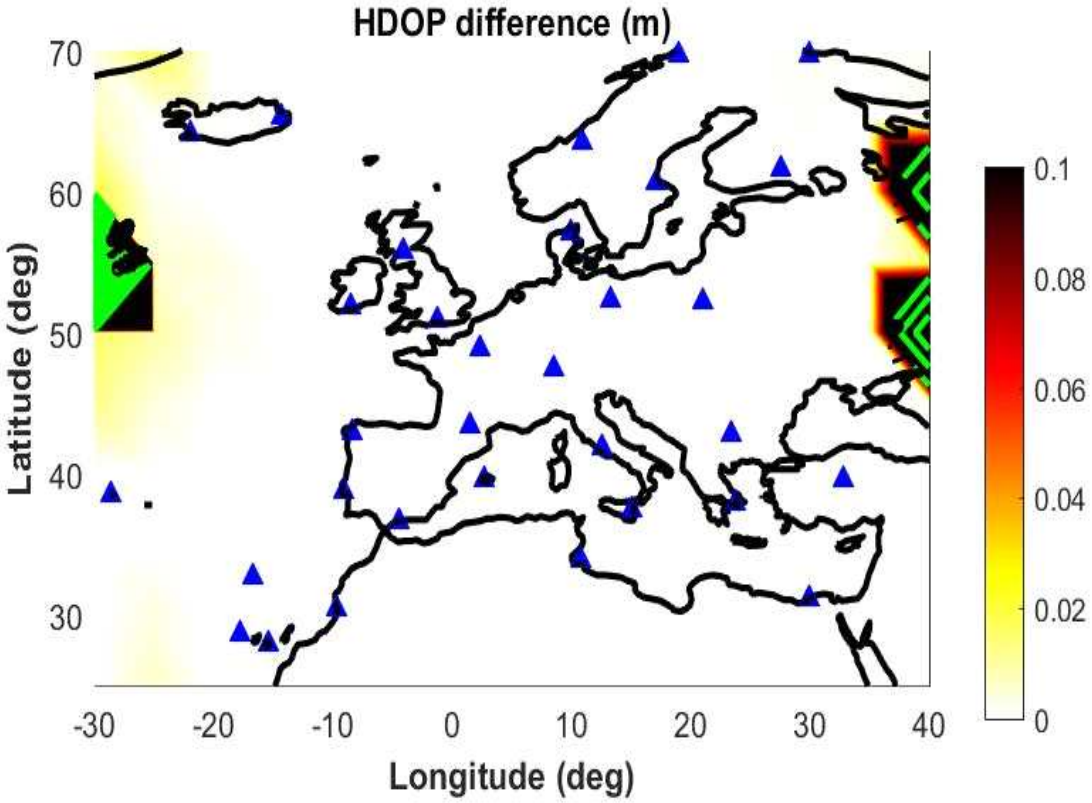


그림 201 DOP 차이 contour (HDOP)

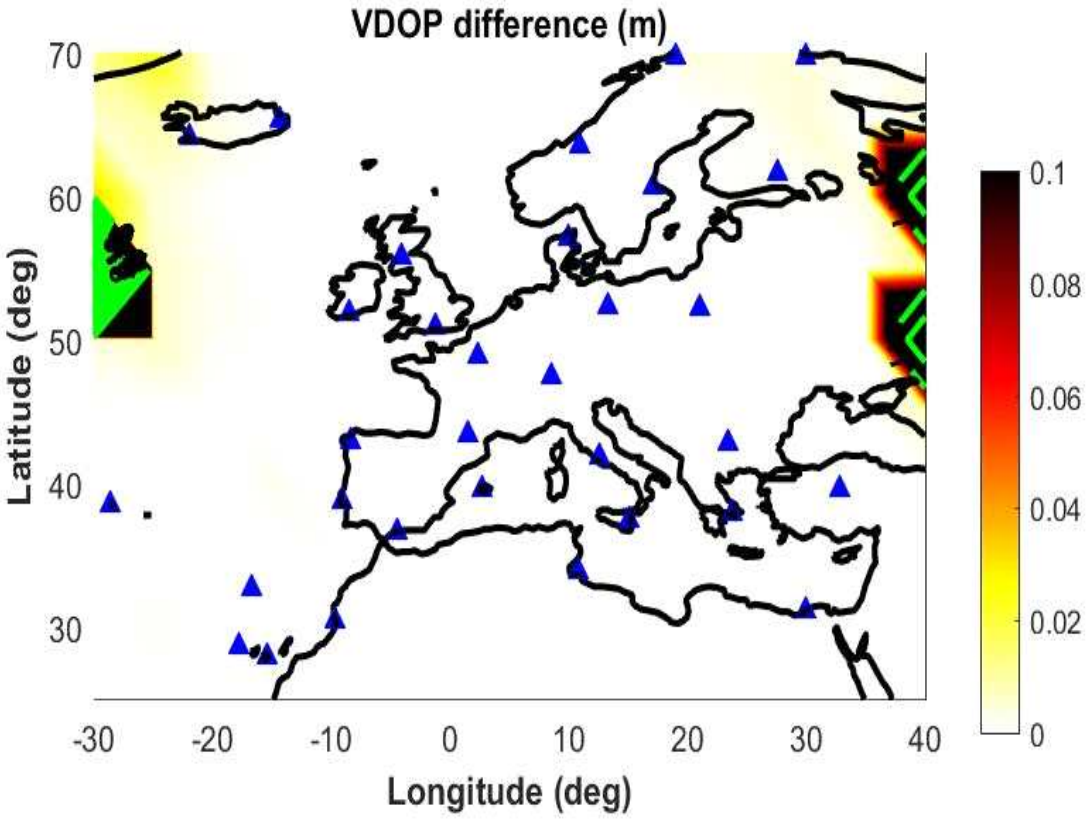


그림 202 DOP 차이 contour (VDOP)

HDOP의 오차와 VDOP의 오차 모두 0.02m로 0에 가까운 수치를 보였다. EGNOS 서비스지역에 대해 방송궤도력과 개략궤도력을 이용하여 계산한 PL (Protection Level) 결과는 다음과 같았다. 아래 그림과 같이 개략궤도력과 방송궤도력을 이용한 PL (Protection Level)의 결과가 거의 일치하는 것을 확인하였다.

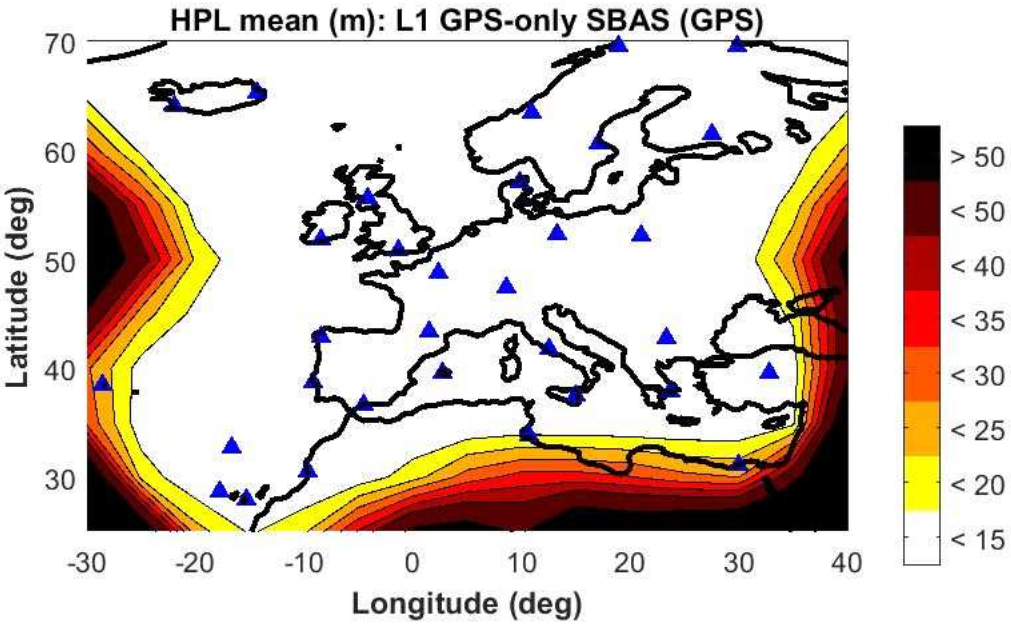


그림 203 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 HPL contour (개략궤도력 결과)

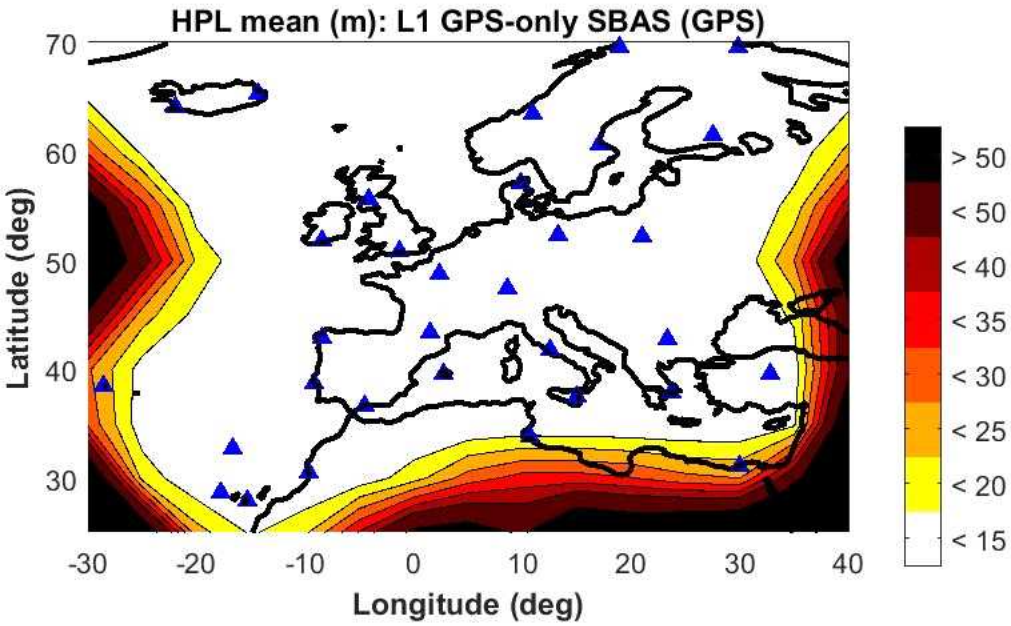


그림 204 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 HPL contour (방송궤도력 결과)

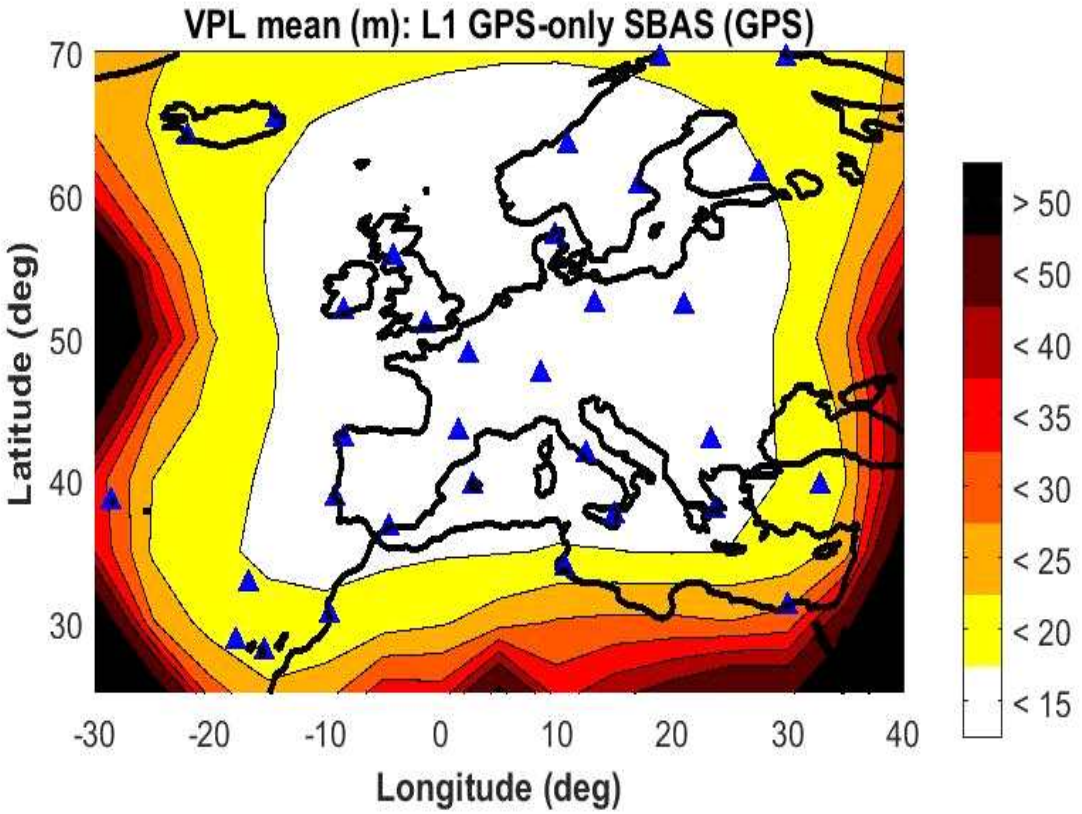


그림 205 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 VPL contour (개략궤도력 결과)

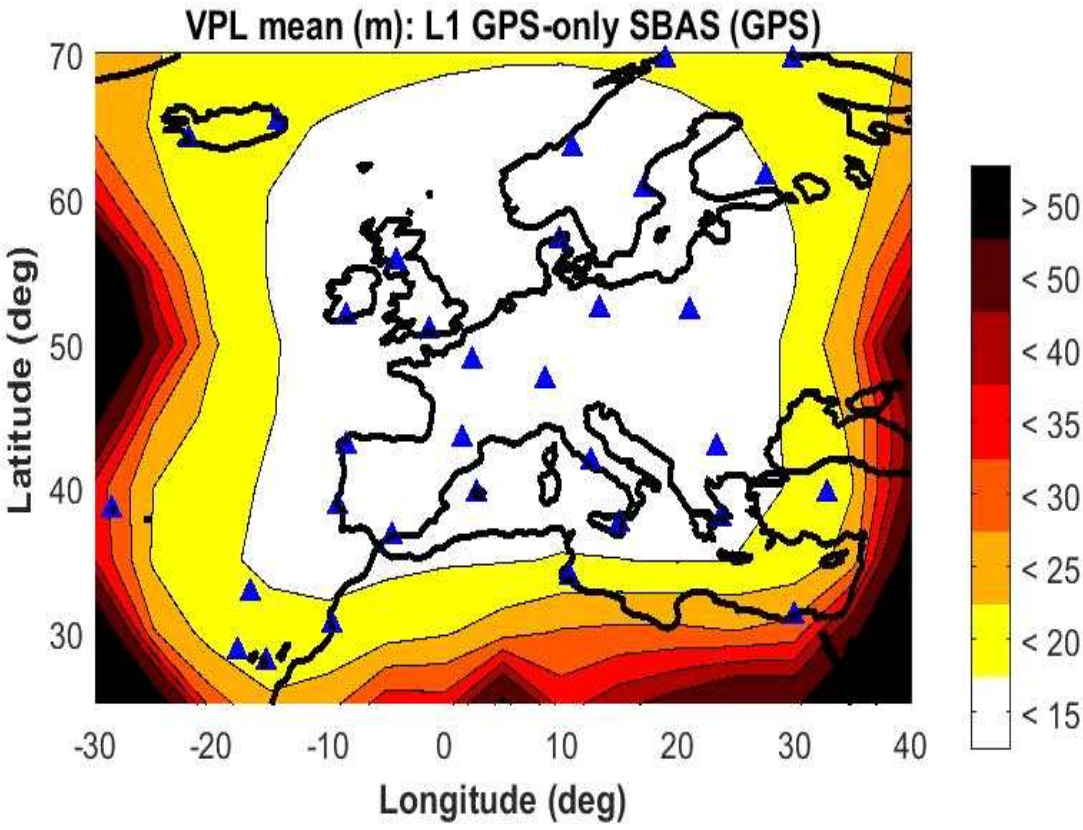


그림 206 EGNOS 서비스 지역을 기준으로 한 VPL contour (방송궤도력 결과)

3) 항공기 운항 시뮬레이션 데이터 생성

본 연구에서는 다양한 환경에서 항공기 사용자를 고려하여 여러 위치의 동적 사용자에 대한 장시간 시뮬레이션 성능 분석을 진행하였고 이를 통해 본 연구개발과제에서 개발한 알고리즘 및 시뮬레이션에 대한 신뢰 수준을 확보할 수 있도록 추진하였다. 본 연구에서는 실시간으로 변하는 항공기의 자세와 위치를 고려하여 SBAS의 성능을 평가하고 예측할 수 있는 시뮬레이터를 개발하였다. 따라서 이를 검증해보기 위해 시뮬레이션 데이터를 생성할 필요가 있었다. 본 연구에서 사용한 시뮬레이션 데이터는 실제 운항 데이터와 유사한 데이터였으며 유사성이 80%이상을 만족하기로 목표하였다. 실제 데이터와 유사한 시뮬레이션 데이터를 생성하기 위해 실제 항공데이터를 국토교통부 소속 기관인 비행점검센터로부터 제공받았다. 제공받은 데이터는 2014년 6월 27일 김포공항으로 접근하는 항공기에 대한 데이터로, 착륙하는 과정의 478초 간의 자세 및 위치에 관한 자료를 제공하고 있다. 1초 간격으로 측정된 데이터이지만 위치에 대한 데이터의 경우 조금씩 누락된 곳이 있었으며 이를 보간하여 시뮬레이션 데이터로 재생성 하였다. 그 결과는 다음과 같았다. 파란색의 데이터가 실제 제공받은 데이터이며 빨간색의 데이터가 이를 보간하여 재생성한 시뮬레이션 데이터이다.

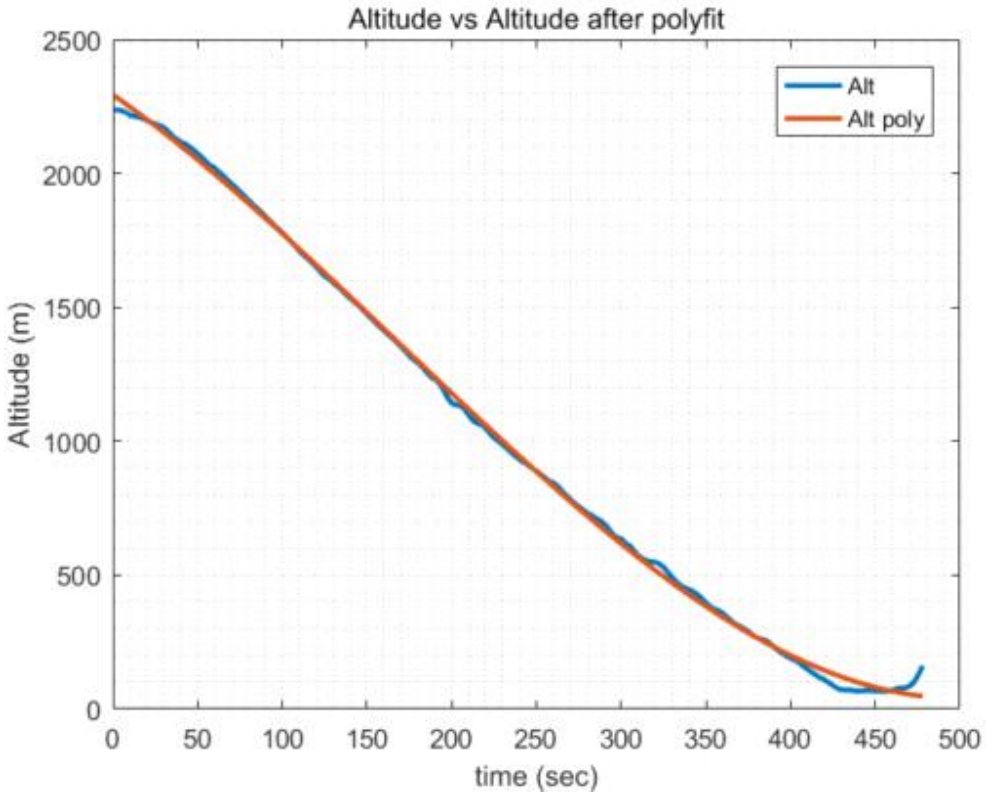


그림 207 실제 비행 데이터와 시뮬레이션 데이터 (시간에 따른 고도 변화)

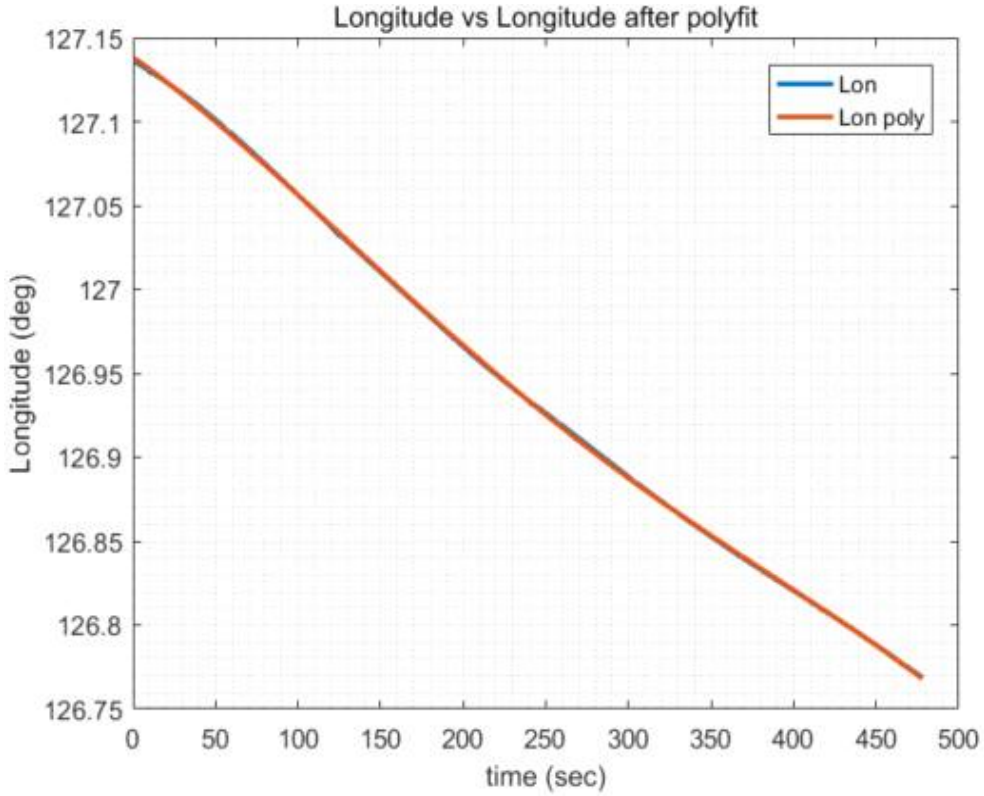


그림 208 실제 비행 데이터와 시뮬레이션 데이터 (시간에 따른 경도 변화)

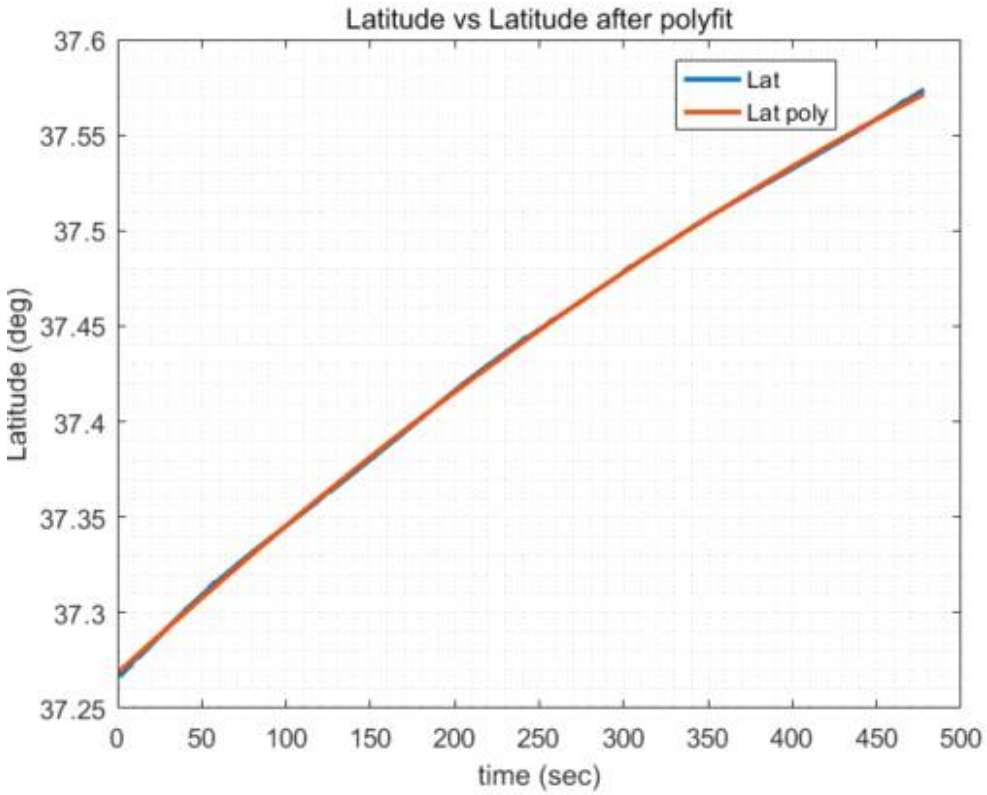


그림 209 실제 비행 데이터와 시뮬레이션 데이터 (시간에 따른 위도 변화)

위치 데이터와 달리 자세에 대한 데이터는 누락된 곳이 없었고 따라서 실제 데이터를 그대로 시뮬레이션에 사용하였다. 사용한 항공기의 자세에 대한 데이터는 다음과 같다.

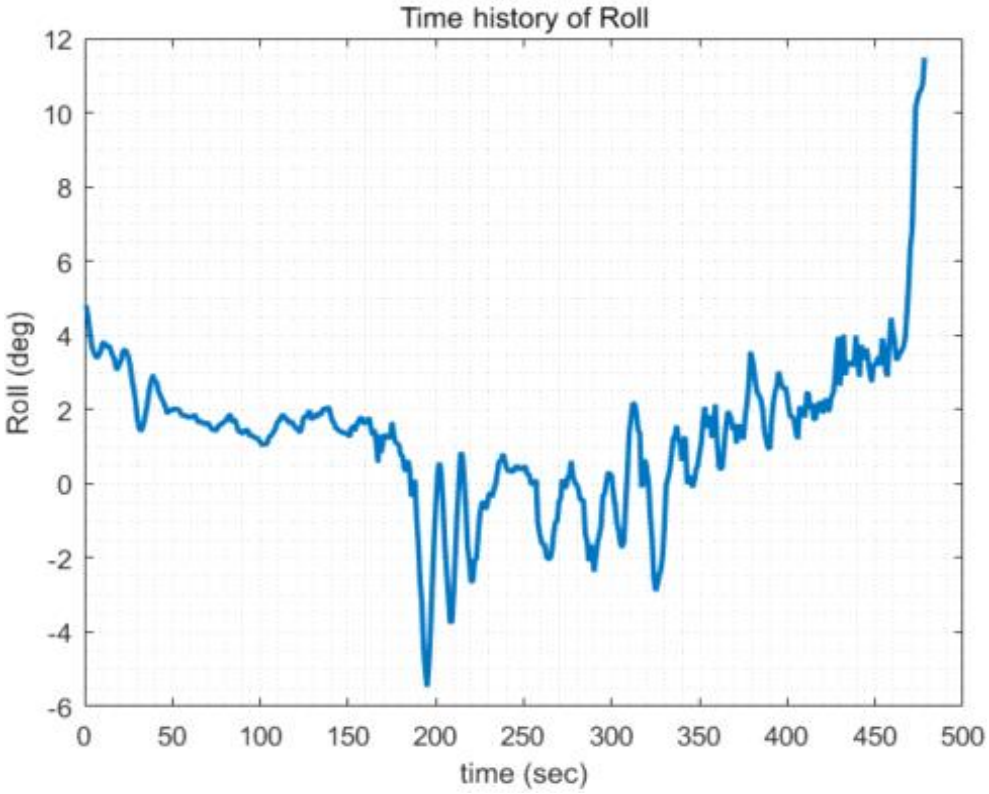


그림 210 실제 비행 데이터의 시간에 따른 Roll 변화

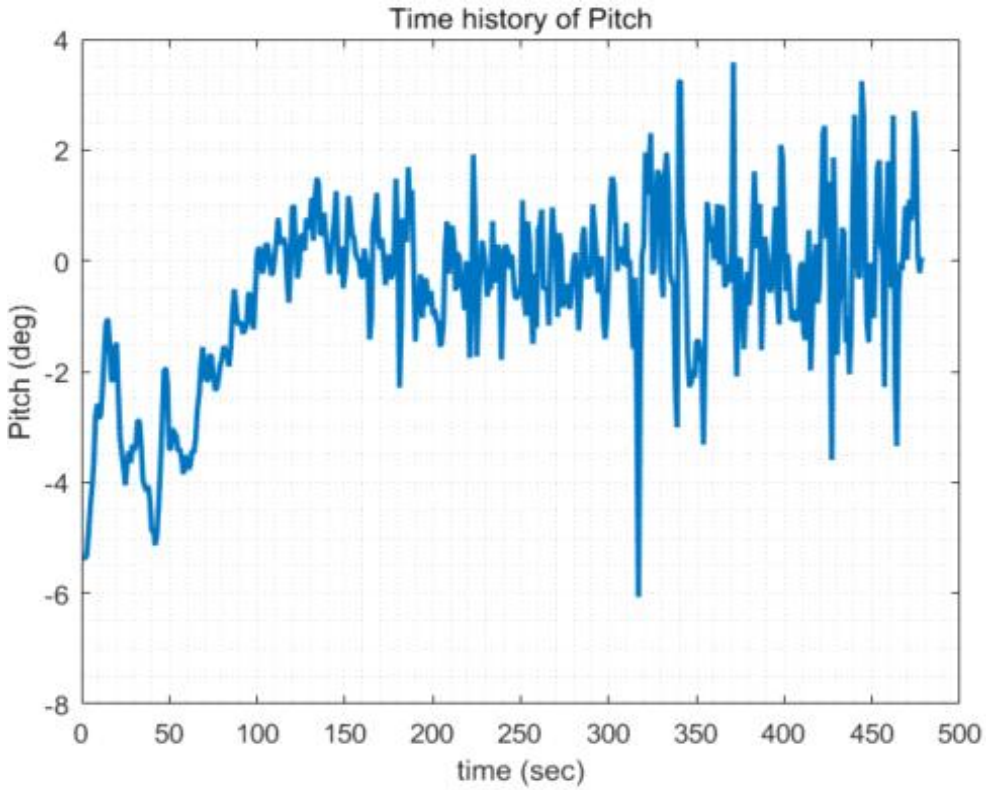


그림 211 실제 비행 데이터의 시간에 따른 Pitch 변화

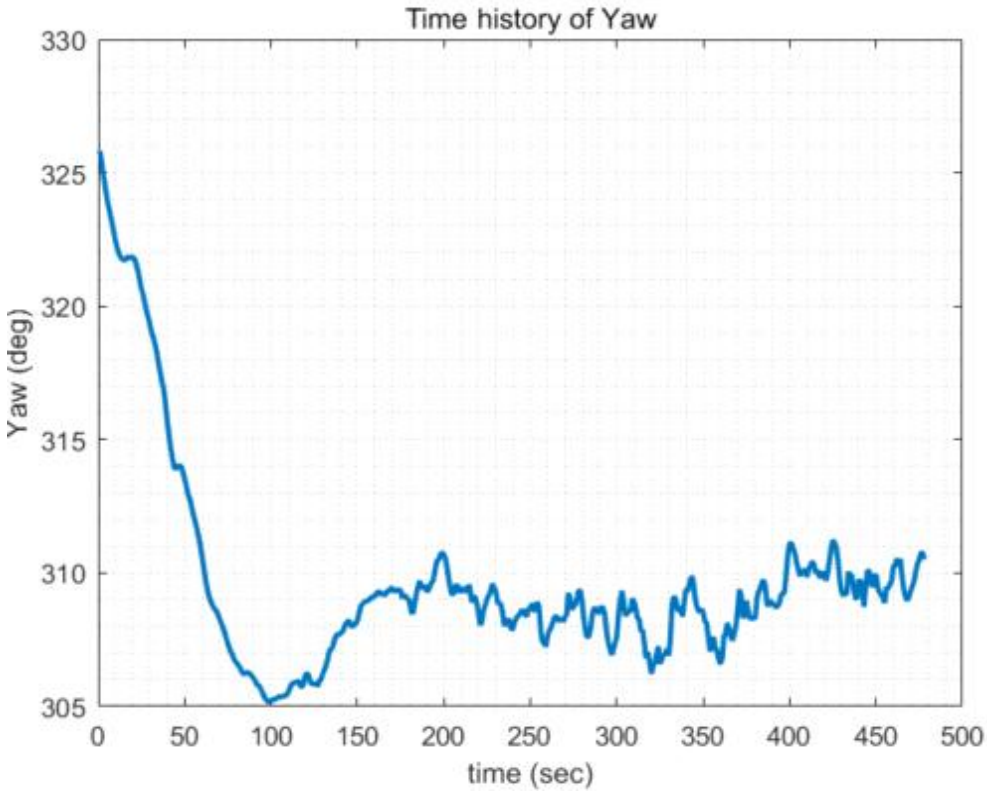


그림 212 실제 비행 데이터의 시간에 따른 Yaw 변화

자세의 경우 누락된 데이터가 없기 때문에 실제 비행 데이터와의 유사성이 100%로 목표한 바를 만족하지만 위치의 경우 데이터가 일부 누락되었고 이를 보간하여 시뮬레이션 데이터를 생성했기 때문에 실제 데이터와 시뮬레이션 데이터 사이의 유사성을 검증할 필요가 있었다. 유사성을 판단하기 위해 상관계수 R^2의 개념을 사용하였다.

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{n}(y-\hat{y})^2}{\sum_{i=1}^{n}(y-\bar{y})^2} \quad (0 \le R^2 \le 1)$$

R은 결정계수로, 추정한 회귀선이 실제 데이터를 얼마나 잘 설명해 주는가를 수치적으로 나타낸 것이며 0과 1의 사이를 가지는 값이다. 이 결정계수를 제곱한 것이 상관계수이며 R^2이 1이라는 것은 실제 데이터와 비교했을 때 추정한 데이터가 회귀선 상에만 있다는 것을 의미한다. 따라서 상관계수를 사용하면 실제 데이터와 추정한 데이터 사이의 유사성을 검증할 수 있다. 아래는 위치 데이터에 대해 상관계수를 분석한 표이다.

표 32 위치 데이터에 대한 실제 비행데이터와 시뮬레이션 데이터 상관계수 분석 결과

항목	고도	경도	위도
상관계수 (R^2)	0.99	0.99	0.99

표에서 알 수 있듯이 모든 위치에 대해 상관계수가 1에 가까웠다. 이를 통해 실제 데이터와 비교하여 시뮬레이션에 사용한 항공기 데이터가 80%이상 유사하다고 판단하였다.

4) SBAS 무결성 정보 데이터 생성

SBAS 무결성 정보를 생성하는 알고리즘은 앞서 “일반 지상 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계” 파트에서 기술하였다. 따라서 여기에서는 앞서 기술한 알고리즘을 시뮬레이션 소프트웨어에 구현한 결과에 대하여 기술하고, 검증 결과를 제시한다. 앞서 언급했듯이 EGNOS SBAS Simulator 소프트웨어는 단순 측정치 수에 의해서만 SBAS 무결성 정보가 달라지는 방식을 사용하므로 한계가 존재한다. 본 연구에서는 실제 UDRE, GIVE를 생성하는 알고리즘을 MAAST와 SBASimulator에 비해 체계적으로 구현하여 신뢰도가 높은 무결성 정보 데이터를 생성하였다. 본 연구에서 UDRE는 Minimum Variance Estimator 기반으로 추정되는 공분산 행렬로부터 생성되며, GIVE는 Kriging 기법으로 추정된다. 생성한 무결성 정보가 적절하게 생성이 되었는지는 현재 운용중인 EGNOS의 결과와 비교하여 검증할 수 있다. GPS 방송 궤도력 및 EGNOS 기준국들의 위치를 시뮬레이션 소프트웨어의 입력으로 두고, 특정 날짜의 UDRE, GIVE를 각각 생성하였다. 검증을 위해 생성된 결과에 대해서 EGNOS에서 해당 날짜에 실제로 방송된 메시지를 PEGASUS로 처리하여 얻은 결과와 비교하였다. 먼저 UDRE에 대한 시뮬레이션 소프트웨어 생성 결과, 실제 EGNOS 데이터, 차이 값을 각각 나타내면 다음과 같았다. 생성된 UDRE의 오차는 PEGASUS 데이터에 비해 7.34% 수준이었다.

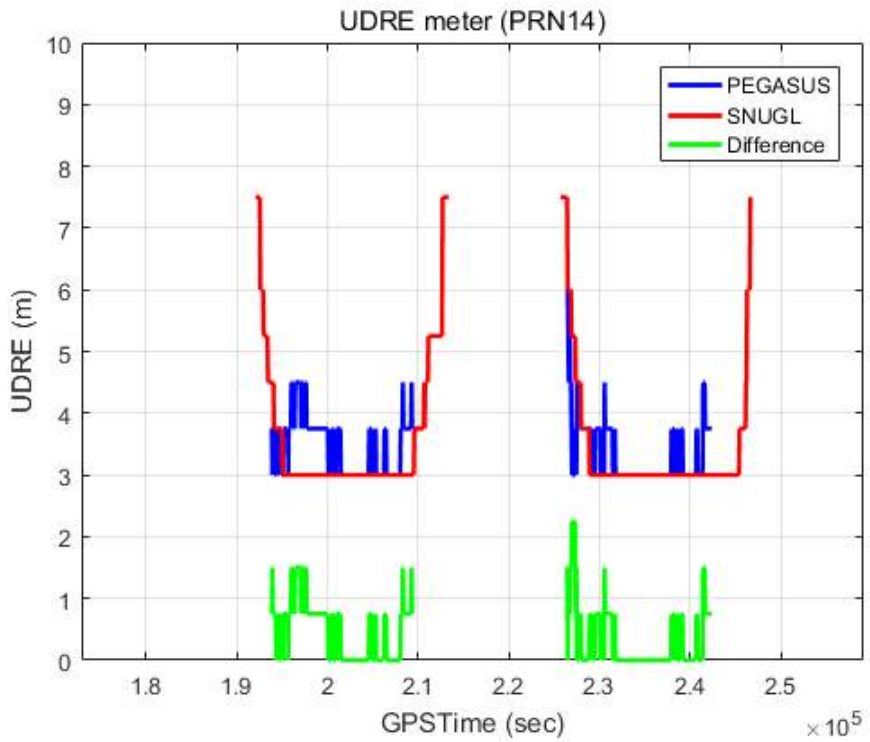


그림 213 UDRE 비교 결과 그래프 – PRN 14

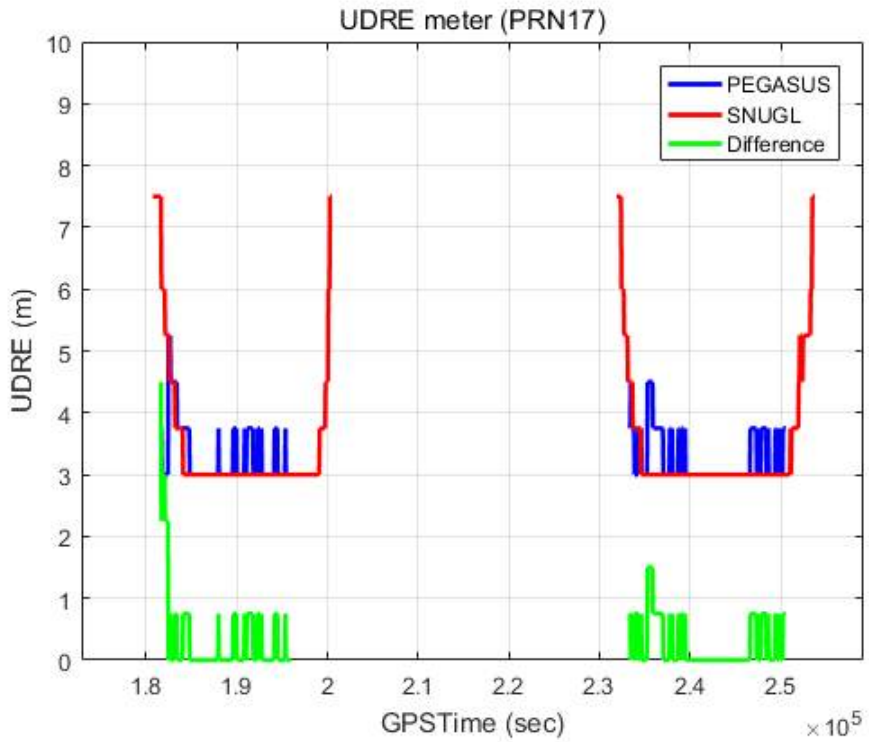


그림 214 UDRE 비교 결과 그래프 - PRN 17

UDRE 정보를 의사거리에 적용하는 과정에서 σ_{flt} (fast and long term correction) 을 계산할 수 있으며 결과는 다음과 같았다. 생성된 σ_{flt}의 오차는 PEGASUS 데이터에 비해 16.38% 수준이었다.

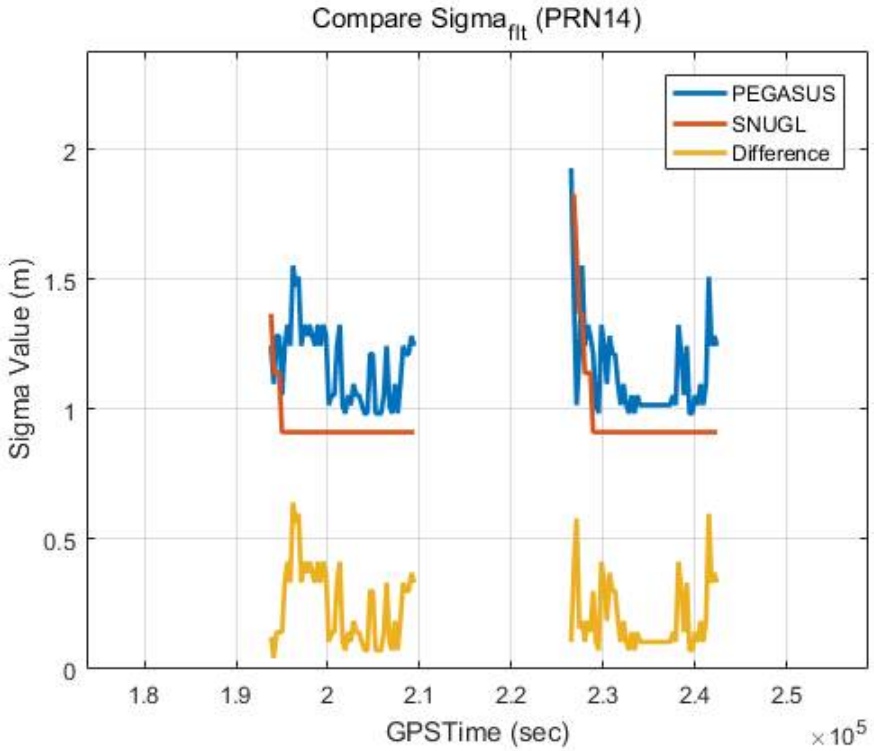


그림 215 σ_{flt} 비교 결과 그래프 – PRN 14

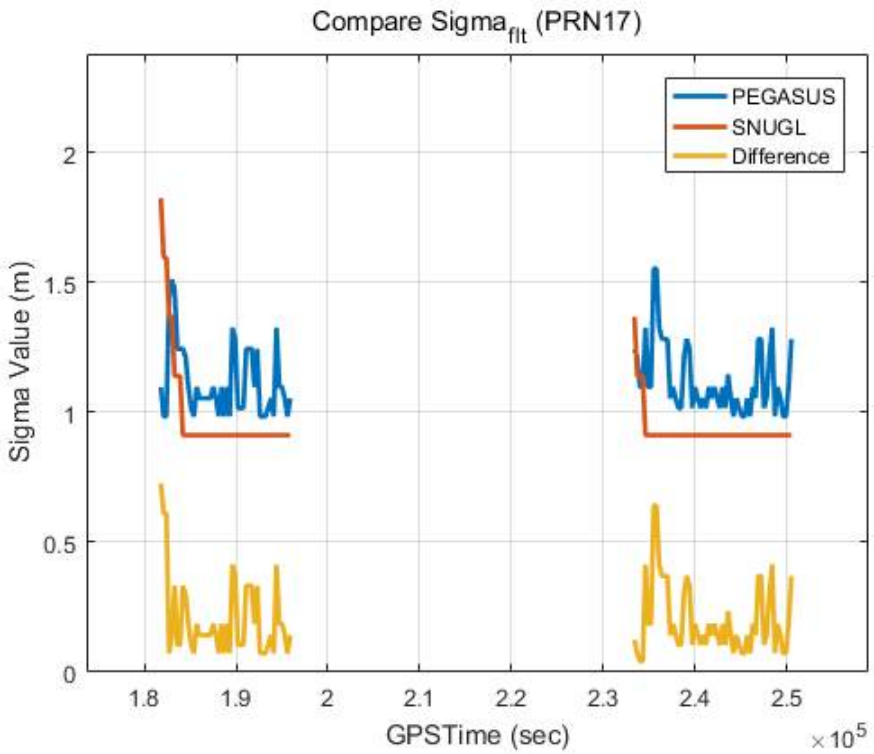


그림 216 σ_{flt} 비교 결과 그래프 – PRN 17

GIVE에 대한 시뮬레이션 소프트웨어 생성 결과, 실제 EGNOS 데이터, 차이 값을 각각 나타내면 다음과 같았다.

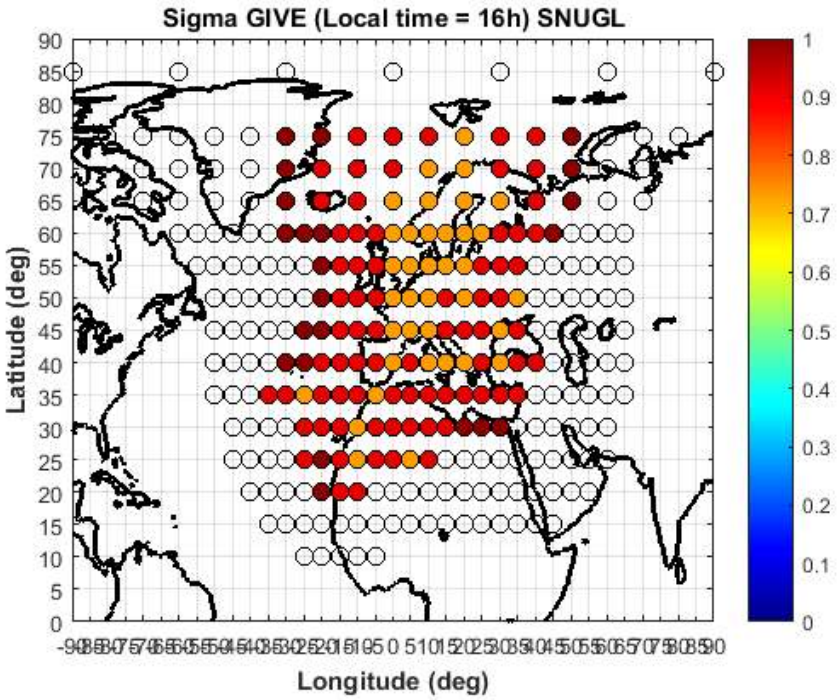


그림 217 GIVE 비교 결과 그래프 (2016년 8월 9일 16시 기준)
(본 연구에서 개발한 시뮬레이터 결과)

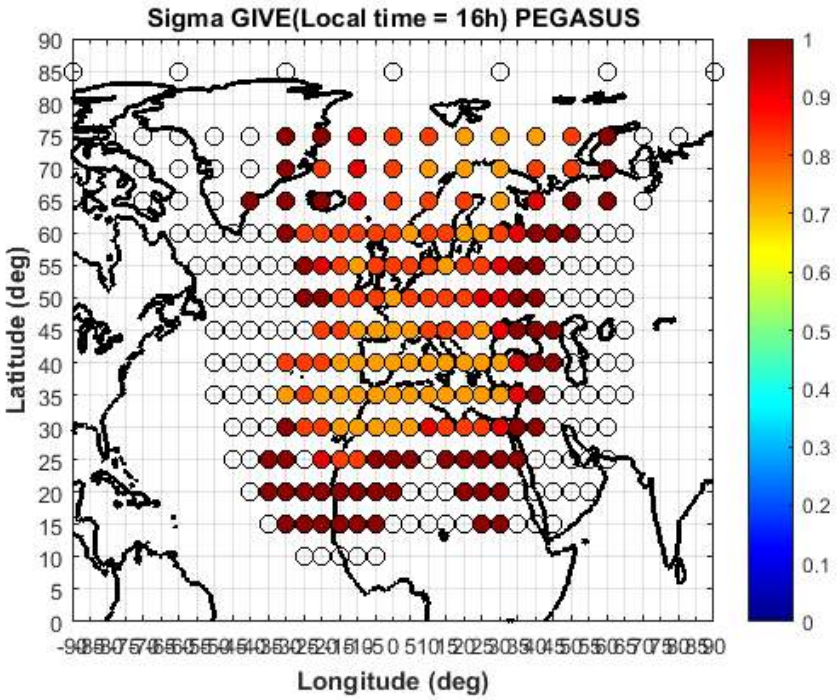


그림 218 GIVE 비교 결과 그래프 (2016년 8월 9일 16시 기준)
(PEGASUS 결과)

추정된 GIVE의 범위가 약간 다르지만 EGNOS SBAS simulator 보다는 유사한 경향을 보였으며, 추정된 곳에 있어서는 20.46%의 오차를 보였다. 다음 그래프는 공통적으로 GIVE가 추정된 범위를 나타낸 그래프이다.

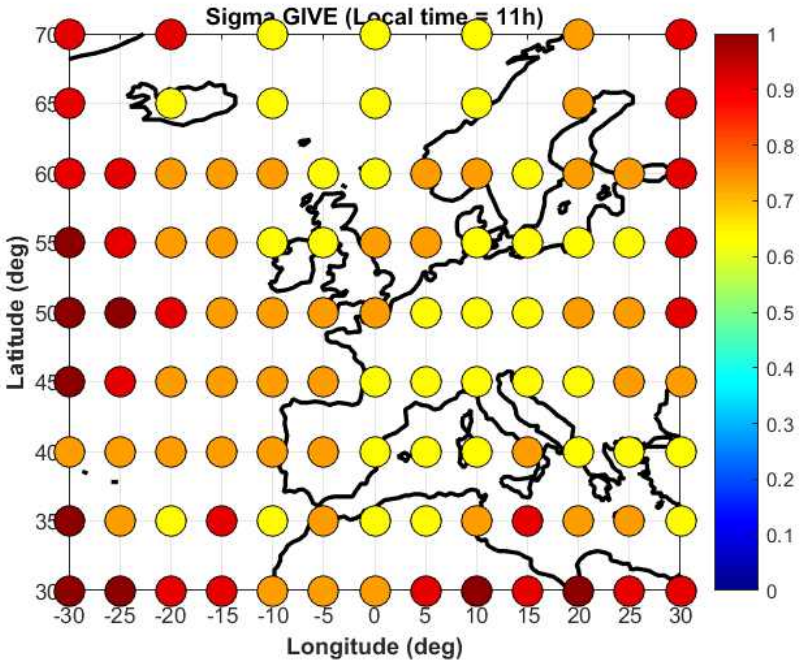


그림 219 공통으로 추정된 범위의 GIVE 비교 결과 그래프 (2016년 8월 9일 16시 기준, 본 연구에서 개발한 시뮬레이터 결과)

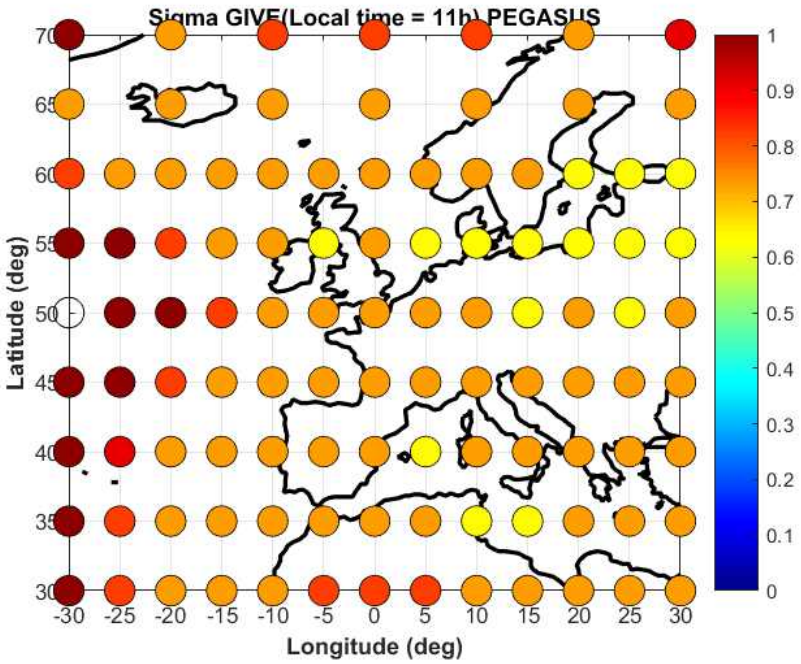


그림 220 공통으로 추정된 범위의 GIVE 비교 결과 그래프 (2016년 8월 9일 16시 기준, PEGASUS 결과)

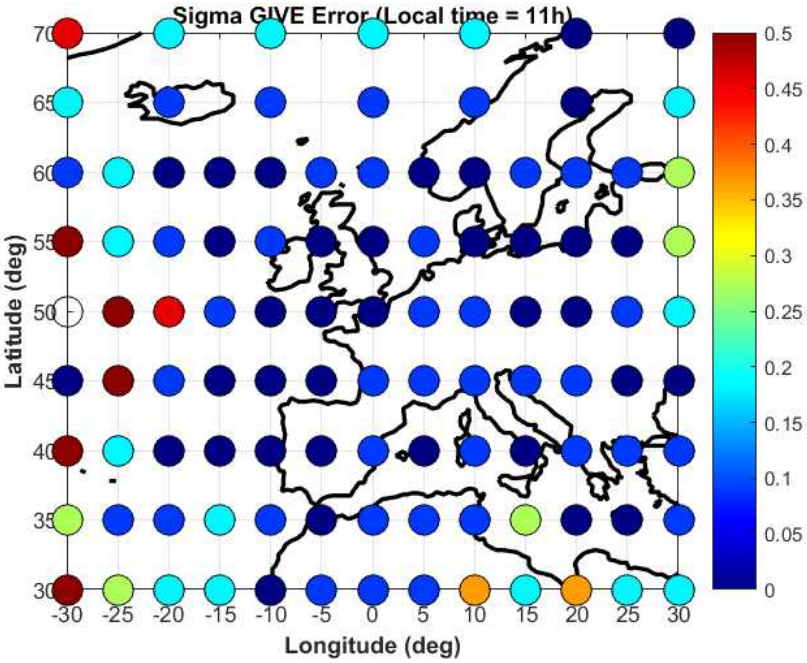


그림 221 공통으로 추정된 범위의 GIVE 값 차이 그래프
(2016년 8월 9일 16시 기준)

위 그림에 표시된 공통으로 추정되는 영역에서 GIVE는 12.89%의 값 오차를 보였다. GIVE 정보를 의사거리에 적용하는 과정에서 σ_{UIRE} (User Ionospheric Range Error)를 계산할 수 있으며 결과는 다음과 같았다. 생성된 σ_{UIRE}의 오차는 PEGASUS 데이터에 비해 9.17% 수준이었다. 최종적으로 UDRE와 GIVE 모두 무결성 정보가 50%이내의 오차라는 목표를 만족하는 것을 확인하였다.

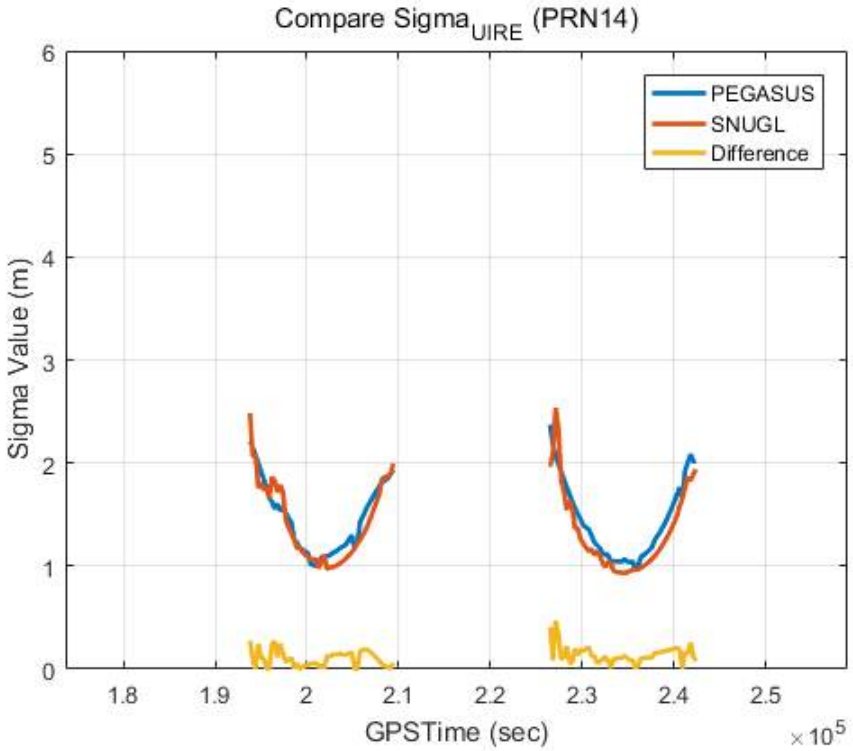


그림 222 σ_{UIRE} 비교 결과 그래프 – PRN 14

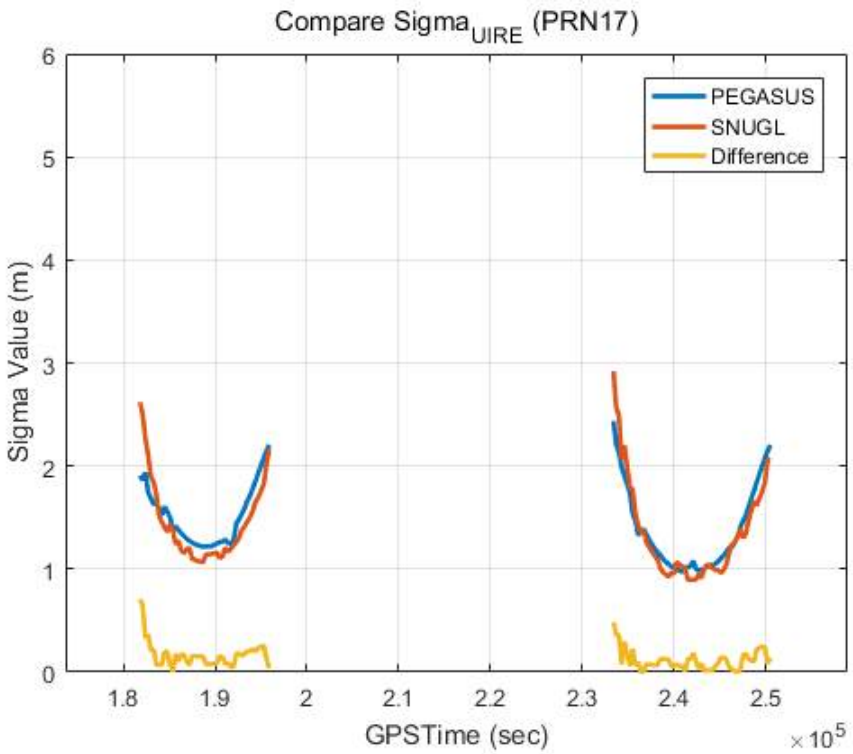


그림 223 σ_{UIRE} 비교 결과 그래프 – PRN 17

5) SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 GUI 개발

가) MATLAB 기반 GUI 소프트웨어 구현 결과

최종적으로 앞서 기술한 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘들을 이용해 GUI를 설계하고 MATLAB 기반으로 구현하였다. 앞서 미국의 MAAST와 유럽의 EGNOS Simulator #1, #2와 같은 국외 기 개발된 시뮬레이션 툴에 대한 조사를 수행한 결과를 바탕으로 다음과 같이 구현할 항목을 정리하였다.

표 33 선진국 시뮬레이션 툴의 기능으로부터 도출한 소프트웨어 주요 기능 구현 항목

주요 기능 명 (개발 기능 리스트)	선진국 시뮬레이션 툴
UDRE 생성 알고리즘	M, E1, E2
GIVE 생성 알고리즘	M, E1, E2
DOP 산출 및 SkyPlot 도시 기능	E1, E2
사용자 위치 오차 계산 및 도시 기능 (좌표별/Contour Map)	E1, E2
사용자 보호수준 계산 및 도시 기능 (좌표별/Contour Map)	M, E1, E2
가용성 계산 및 도시 기능 (Contour Map)	M, E1, E2
항공기 자세에 따른 성능 분석 기능	E2
	M: MAAST (미국) E1: EGNOS Simulator #1 (유럽) E2: EGNOS Simulator #2 (유럽)

UDRE와 GIVE와 같은 SBAS의 무결성 정보들은 앞서 기술한 알고리즘들을 이용하였다. MATLAB의 GUI를 이용한 본 시뮬레이터는 위의 도시 기능을 모두 구현하였으며 지금부터는 GUI의 도시 결과 및 세부 내용에 대한 설명이다.

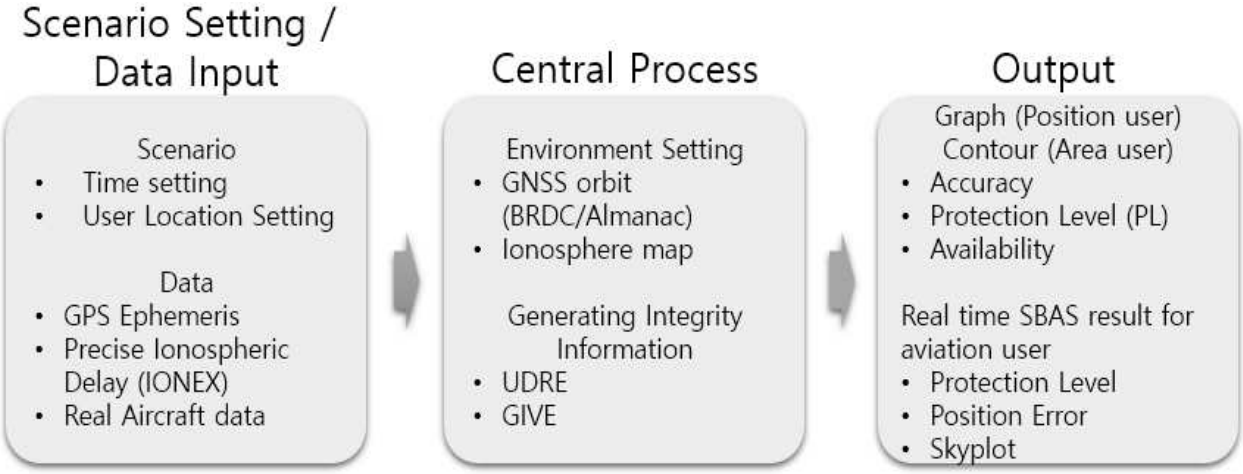


그림 224 개발한 소프트웨어의 구상도

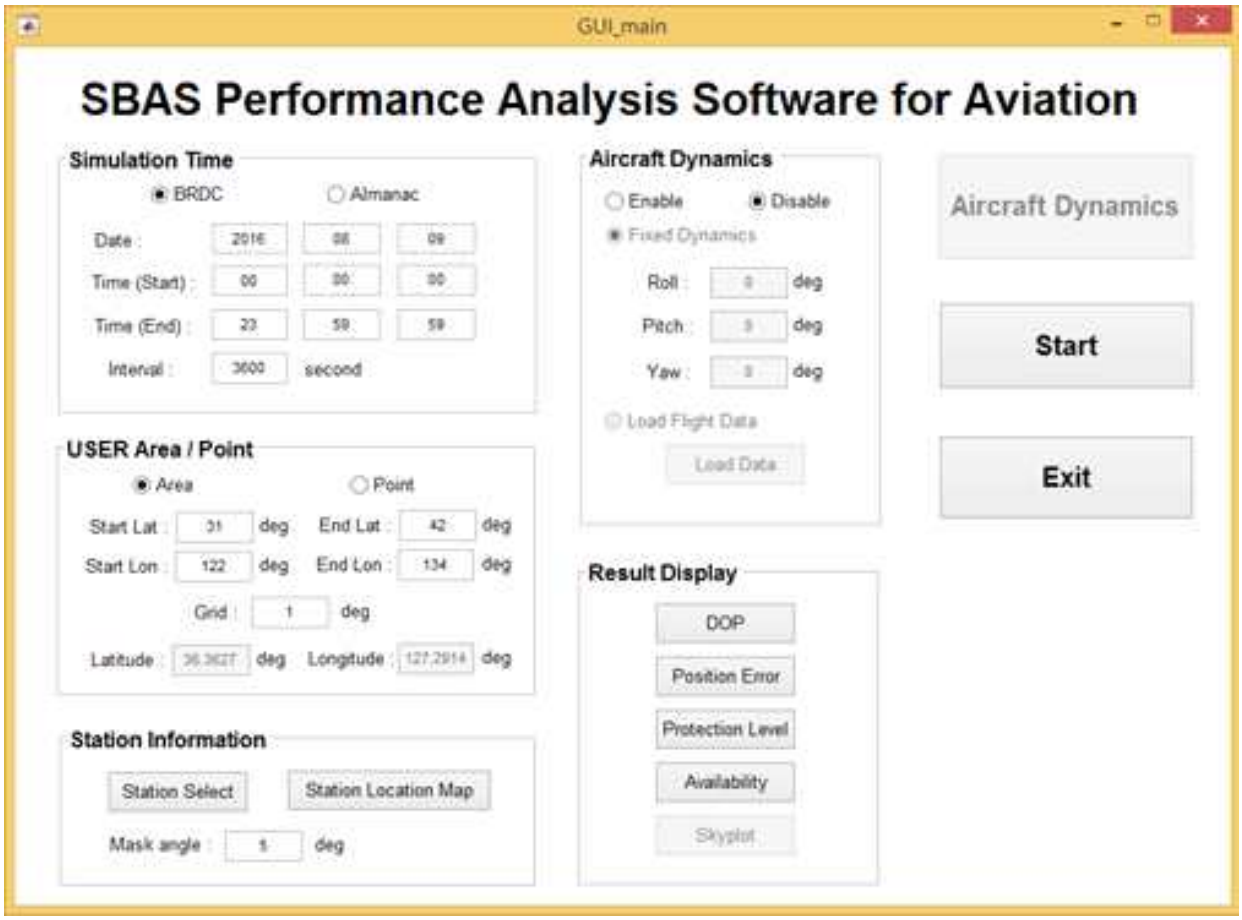


그림 225 MATLAB GUI를 이용한 소프트웨어 시작 화면

처음 시뮬레이터를 시작하면 위와 같은 시작화면이 나온다. 시작 화면에서는 시뮬레이션 시간을 설정할 수 있다. 또한 방송궤도력을 이용할 지, 개략궤도력을 이용할 지 설정이 가능하다. SBAS의 성능 평가를 원하는 경우 비교적 정확한 데이터인 방송궤도력을 이용하여

야 하며 SBAS의 성능 예측을 원하는 경우는 정확성은 떨어지지만 3일 뒤까지 예측이 가능한 개략궤도력을 이용하여야 한다. 또한 설정한 시뮬레이션 시간에 대해 시뮬레이션 간격을 설정할 수 있다.

시뮬레이션 시간 설정 다음으로는 사용자의 위치를 설정할 수 있다. 사용자 설정은 위치로 하느냐 지역으로 하느냐에 따라서 결과 도시 또한 달라진다. 설정한 사용자 위치에 대해 SBAS의 기준국을 설정할 수 있다. 버튼 중 “Station Location Map”을 누르면 SBAS의 기준국을 지도를 통해 볼 수 있으며 그는 다음과 같다. 해당 영역에서 기준국의 mask angle 또한 설정이 가능하다.

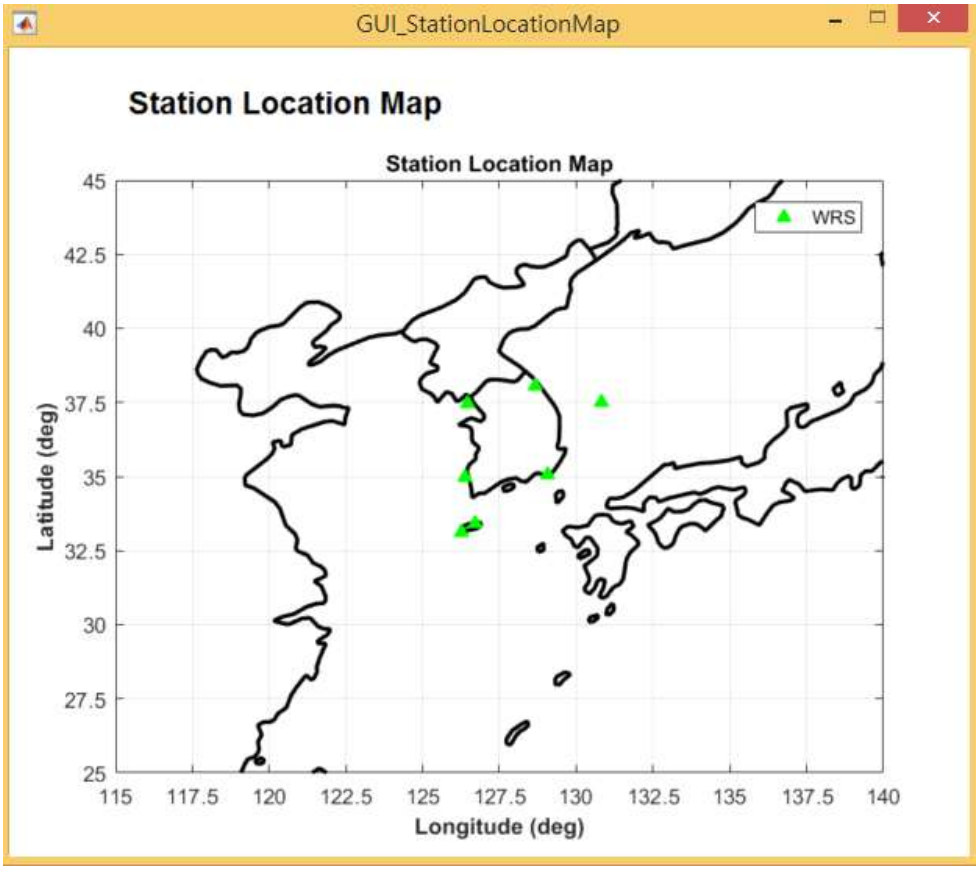


그림 226 MATLAB GUI를 이용한 소프트웨어의 기준국 도시 결과

다음으로는 항공기 데이터를 이용할 지 안 할지를 결정할 수 있다. Disable로 설정을 한다면 일반 지상 사용자에 대해 SBAS의 성능 평가 및 예측을 할 수 있으며 Enable로 설정을 한다면 항공기 사용자에 대해 SBAS의 성능 평가 및 예측을 할 수 있다. 항공기 사용자에 대해 분석을 하는 경우에도 두 가지 경우에 대해 분석이 가능하다. Fixed Dynamics를 선택하는 경우는 자세가 고정되어 있는 항공기 사용자에 대해서만 분석이 가능하다. 해당 기능은 이미 EGNOS의 SBASimulator #2가 구현하고 있는 기능이다. 하지만 Load Flight Data를 선택하는 경우는 실제 항공기에 대해 시간에 따른 실시간 분석이 가능하다. 이는

선진국 시뮬레이션 툴인 SBASimulator #2가 지원하지 않는 기능으로서 본 연구에서 개발한 소프트웨어만의 기능이라고 할 수 있다. Load Flight Data를 선택한 경우에는 Start 버튼이 아닌 Aircraft Dynamics 버튼이 활성화 되며 그 결과는 뒤에 정리해 놓았다.

마지막으로 Result Display 영역에서는 시뮬레이션이 끝난 후 원하는 결과를 도시할 수 있다. 본 소프트웨어가 도시한 결과들은 다음과 같다.

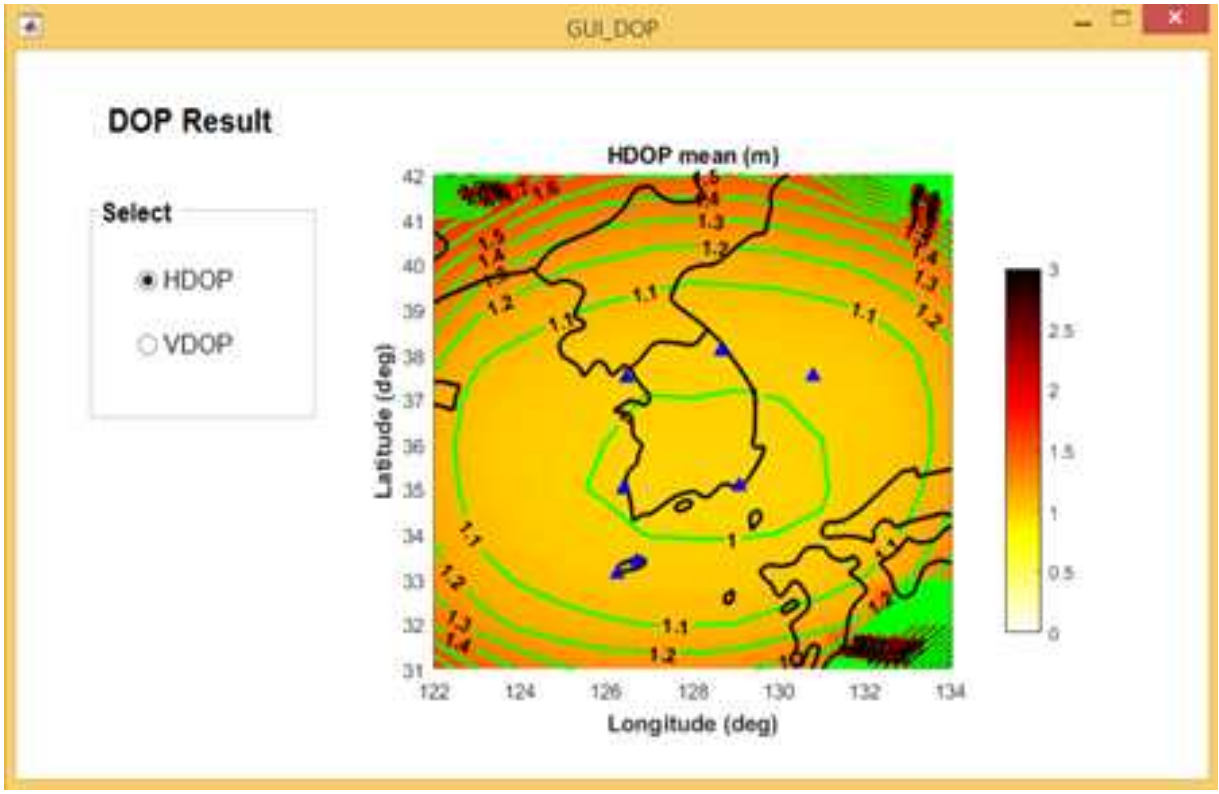


그림 227 Area 선택 시 DOP 도시 결과

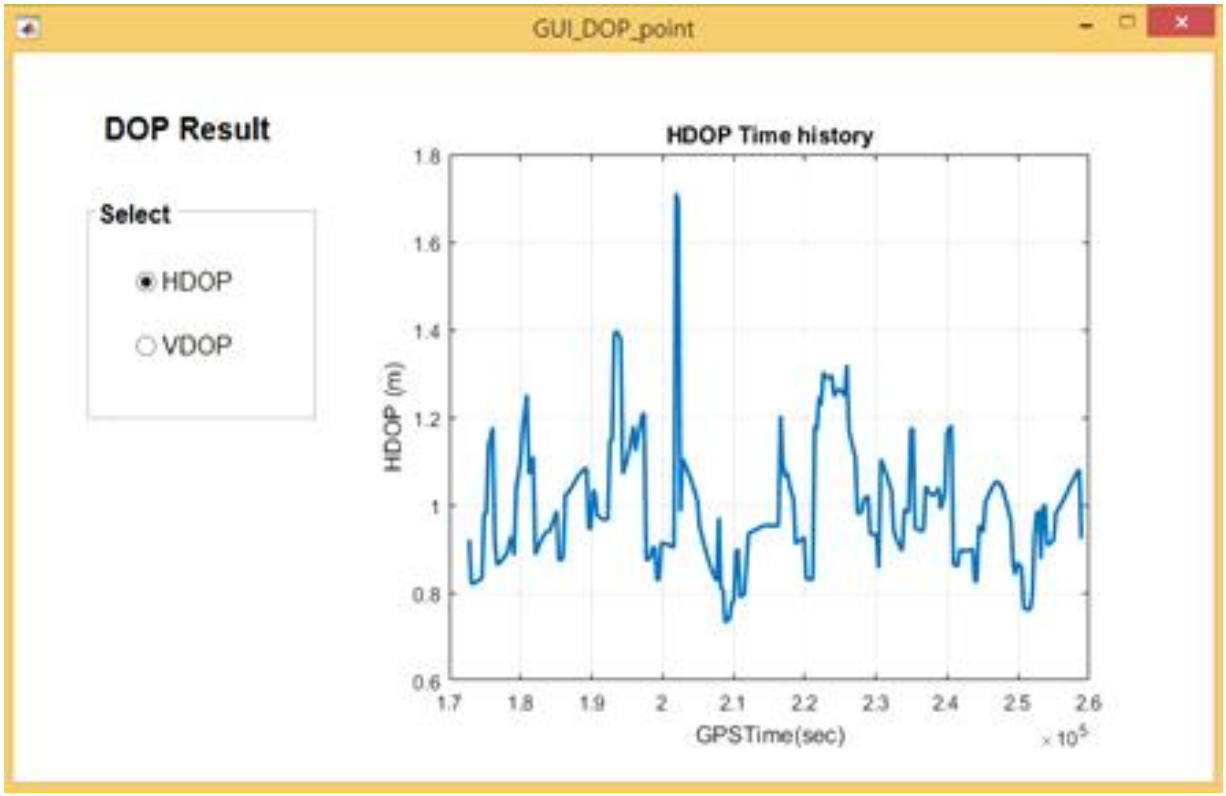


그림 228 Point 선택 시 DOP 도시 결과

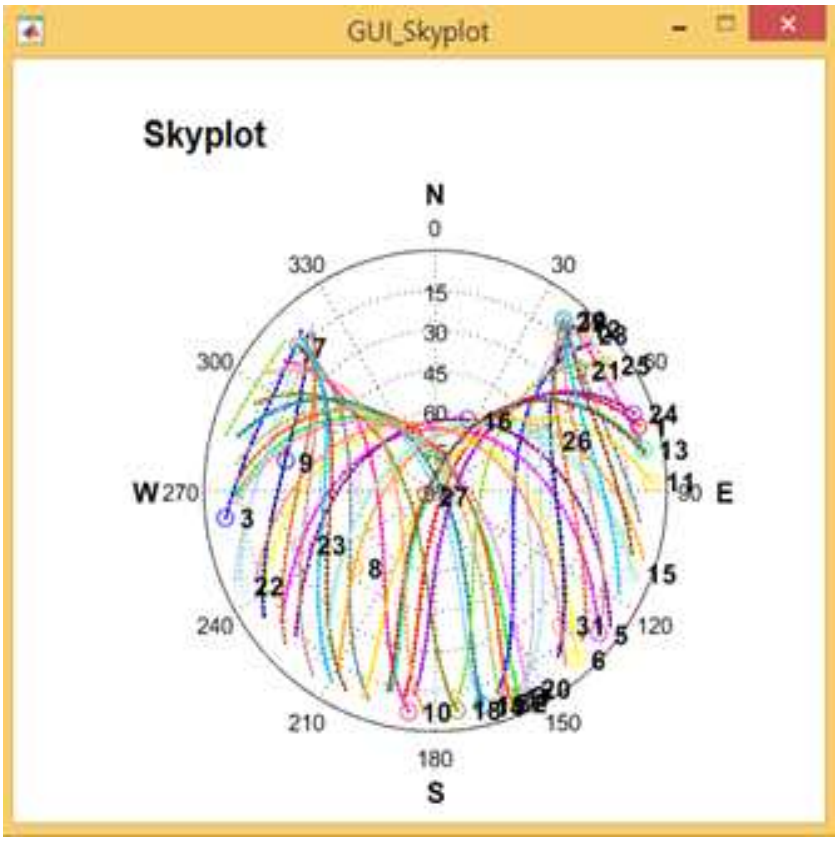


그림 229 Skyplot 도시 결과 (Point 선택 시에만 이용 가능)

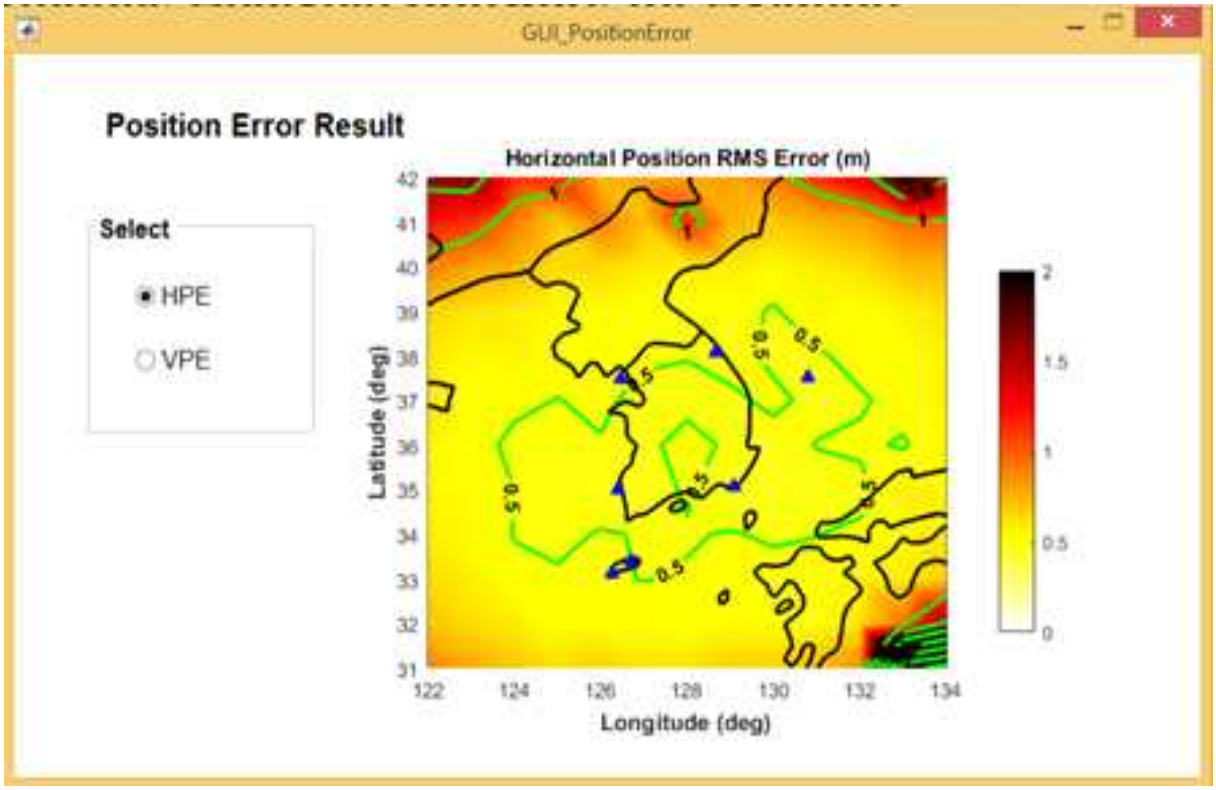


그림 230 Area 선택 시 Position Error 도시 결과

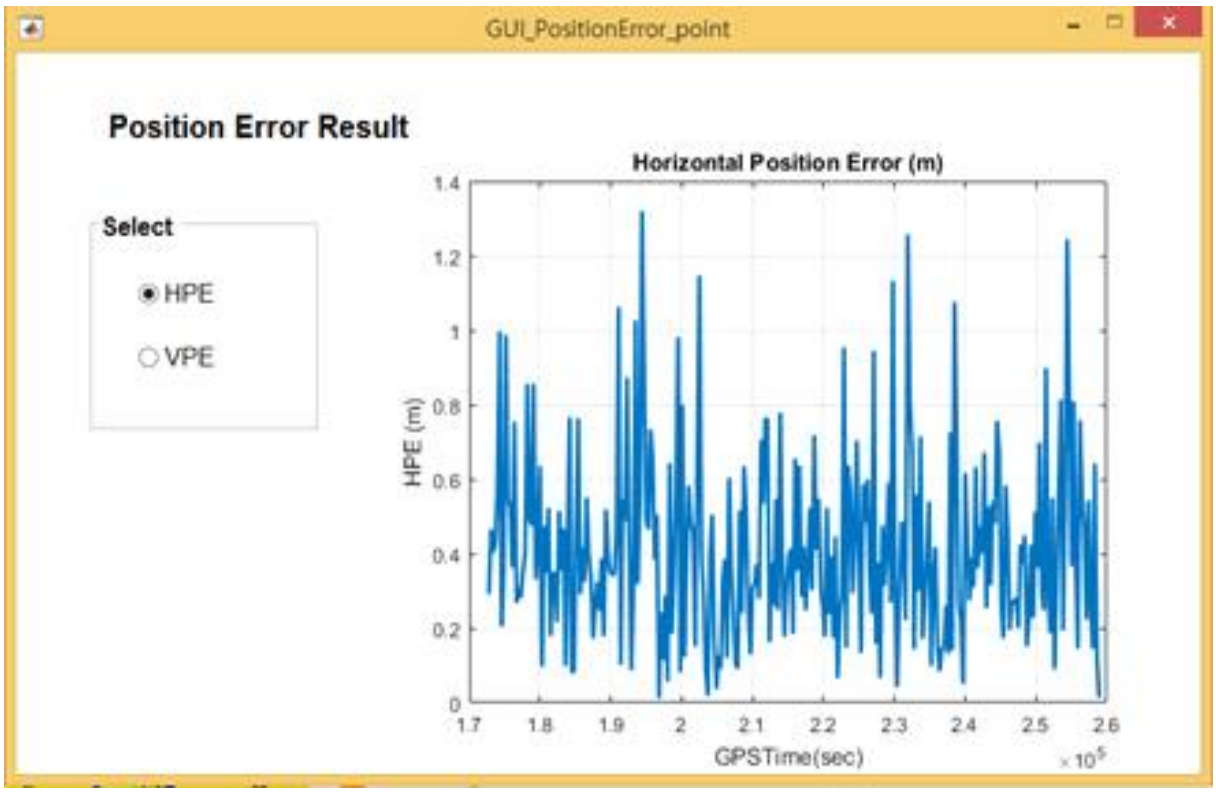


그림 231 Point 선택 시 Position Error 도시 결과

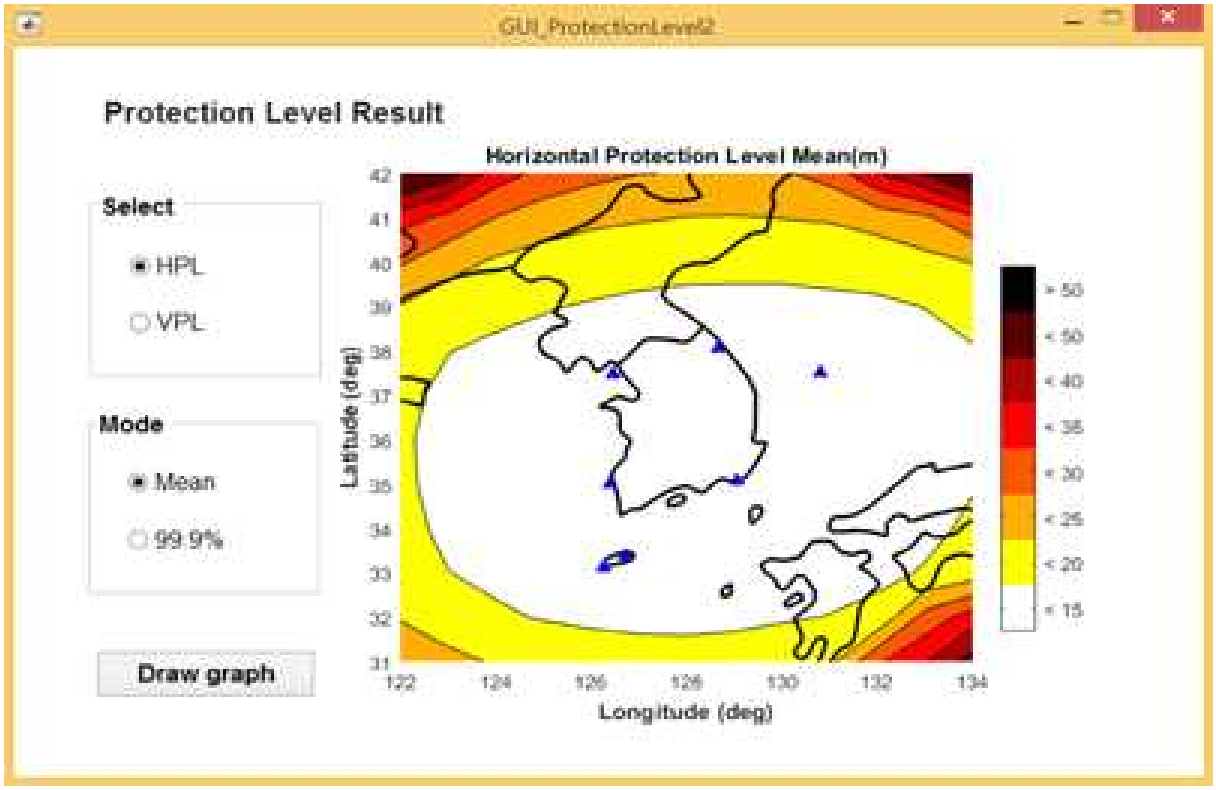


그림 232 Area 선택 시 Protection Level 도시 결과

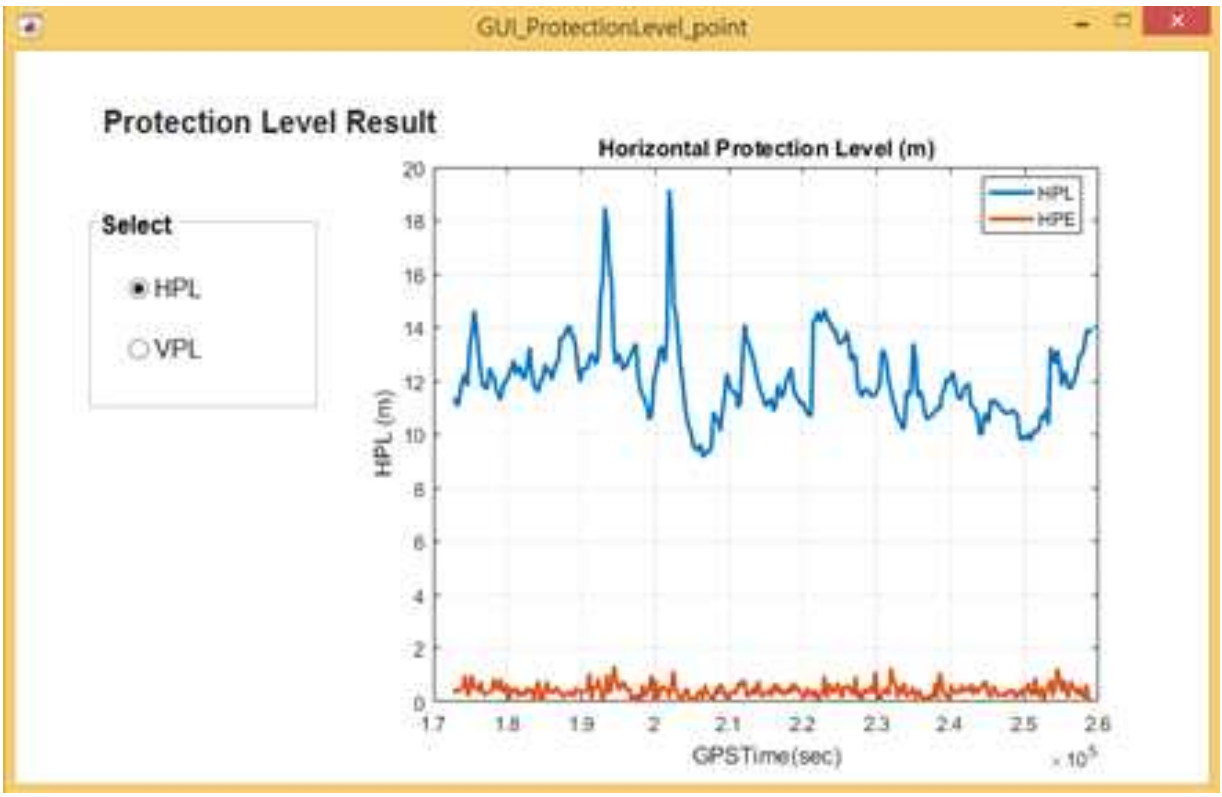


그림 233 Point 선택 시 Protection Level 도시 결과

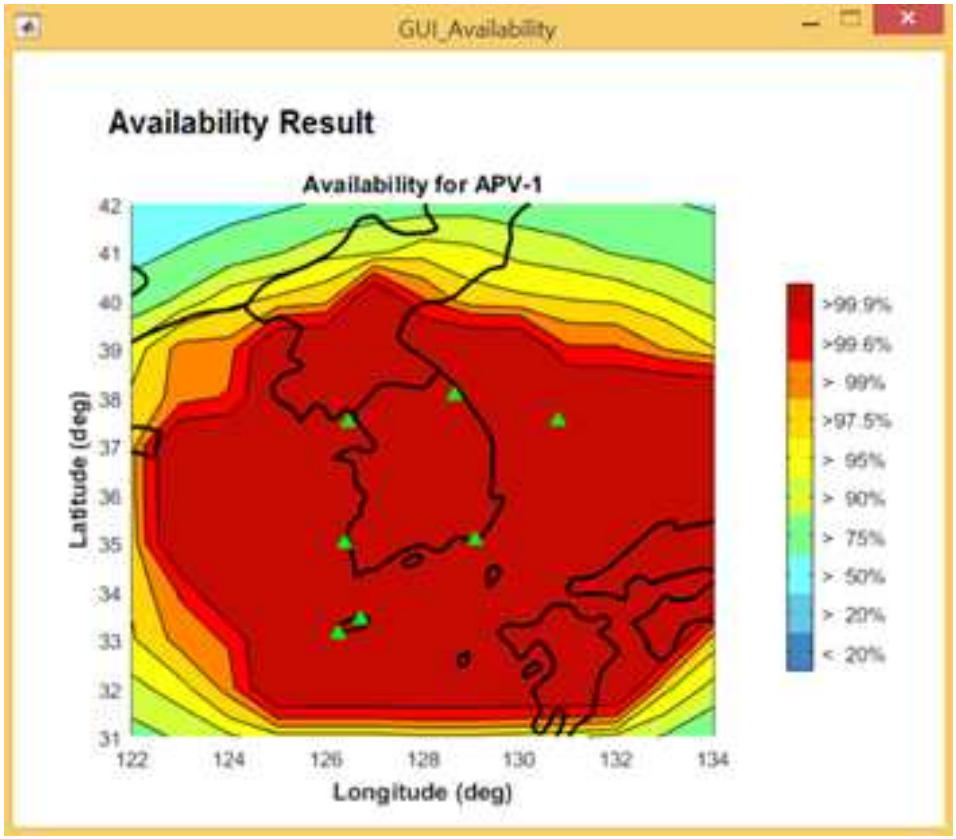


그림 234 Area 선택 시 Availability 도시 결과

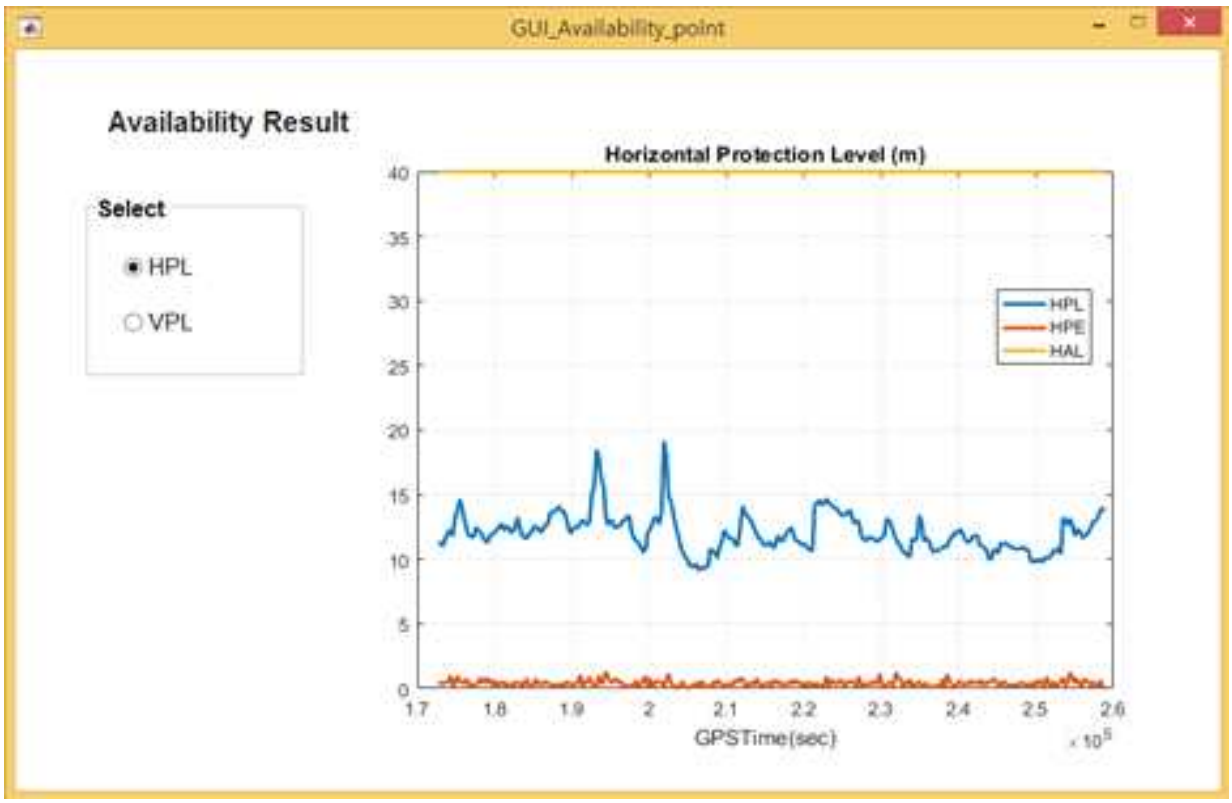


그림 235 Point 선택 시 Availability 도시 결과

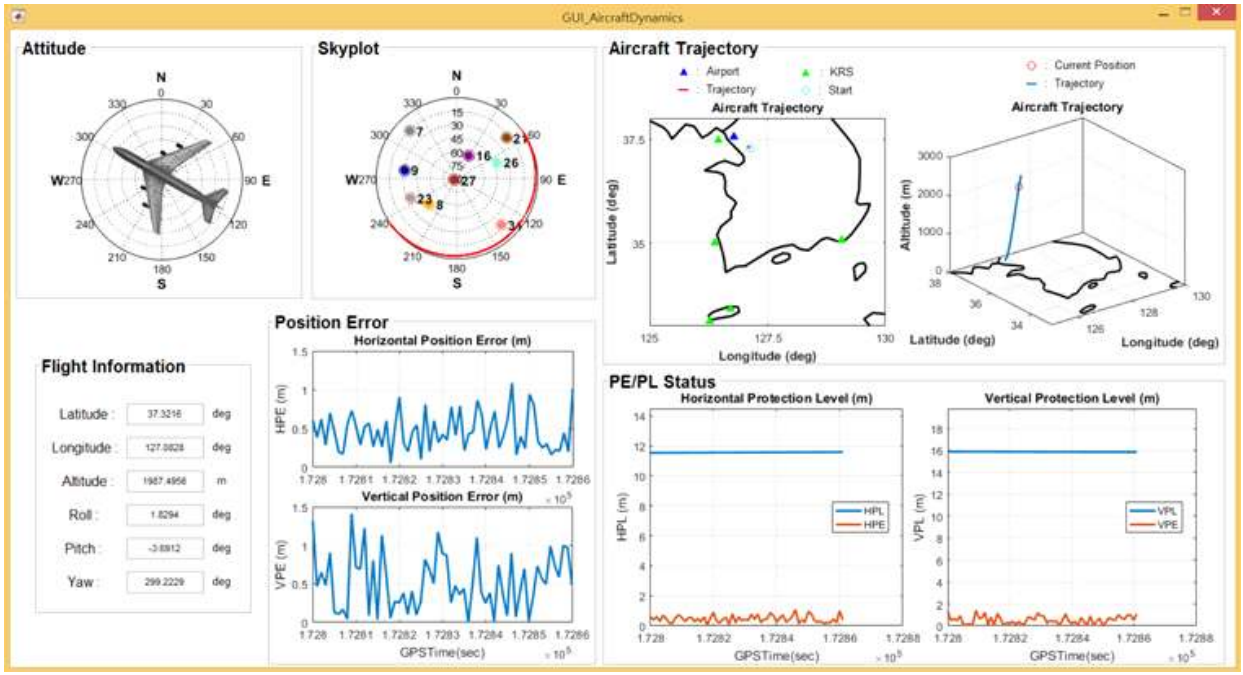


그림 236 실제 항공기 데이터에 대한 실시간 SBAS 성능 평가
(Aircraft Dynamics 버튼 클릭 시)

나) 항공기 공항 착륙 SBAS 시뮬레이션 결과

앞서 구현한 GUI와 생성한 항공기 운항 시뮬레이션 데이터를 이용하여 다양한 환경에서의 비행 시뮬레이션을 수행하였다. 앞서 항공기의 운항 시뮬레이션 데이터를 생성할 때는 항공기의 위치, 자세에 대해 누락된 데이터를 보간하고 그 유사성을 검증하였다. 하지만 해당 데이터는 김포공항으로 접근하는 하나의 데이터만을 생성한 것이었기 때문에 다양한 환경에서의 비행 시뮬레이션을 수행하기 위해서는 추가 데이터를 생성할 필요가 있었다. 다양한 환경을 위한 시뮬레이션 데이터를 생성하기 위해서 김포공항의 데이터를 기반으로 인천공항, 제주공항에 접근하는 데이터를 추가 생성하였다. 모든 공항은 공항마다 고유의 활주로 방향을 가지고 있고 공항의 위치 또한 다르기 때문에 이를 고려하여 데이터를 생성할 필요가 있었다. 각 공항별 위치 및 활주로의 방향을 다음 표에 정리하였다.

표 34 각 공항별 위치 및 활주로 방향

공항 이름	공항 위치	공항 활주로 방향 (북위 0도 기준)
김포공항	위도 37° 33‘ 29“ 경도 126° 47‘ 26“	140 – 320 deg
인천공항	위도 37° 27‘ 45“ 경도 126° 26‘ 21“	150 – 330 deg
제주공항	위도 33° 30‘ 40“ 경도 126° 29‘ 34“	130 – 310 deg 60 – 240 deg

김포공항의 위치와 활주로 방향을 고려하여 앞서 생성해놓은 항공기 운항 시뮬레이션 데이터를 평행이동 및 회전변환하여 인천공항과 제주공항으로 접근하는 항공기의 데이터를 생성할 수 있었다. 생성한 공항별로 접근하는 항공기의 경로는 다음과 같다. 자세는 세 개의 공항에 대해 모두 같은 데이터를 사용하였다.

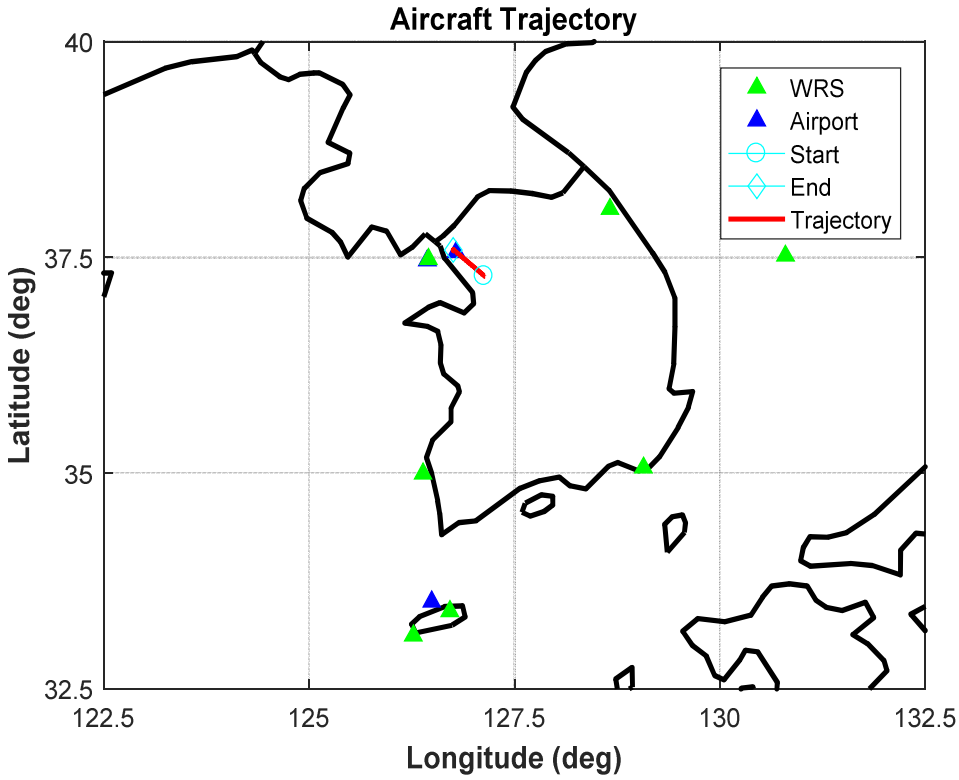


그림 237 김포공항 접근 항공기 경로 데이터

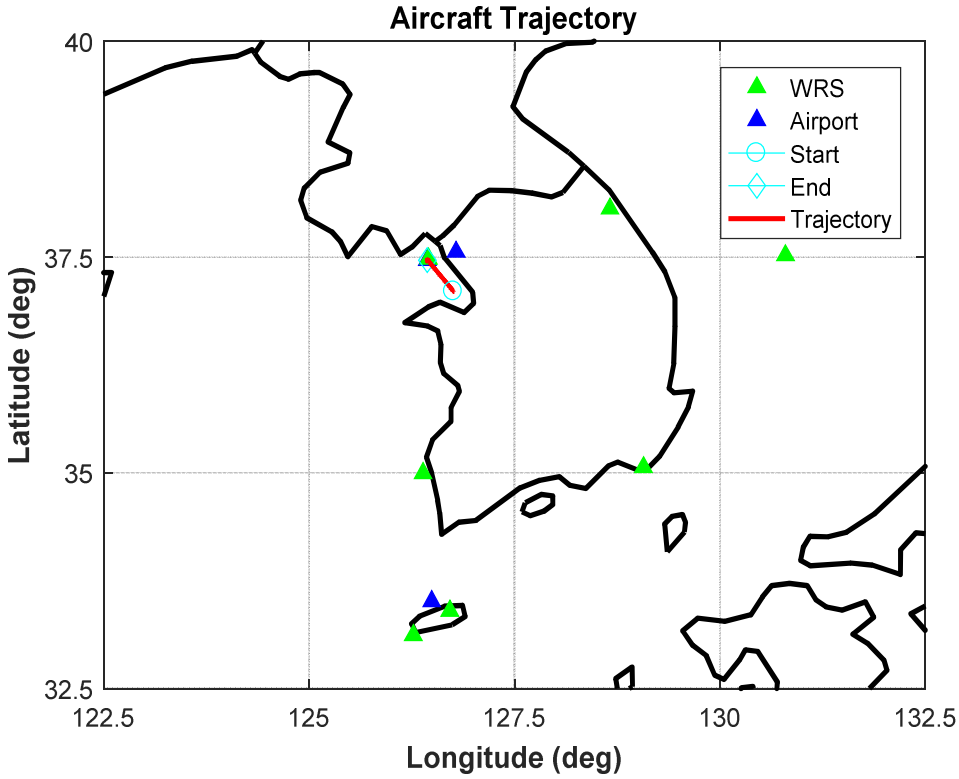


그림 238 인천공항 접근 항공기 경로 데이터

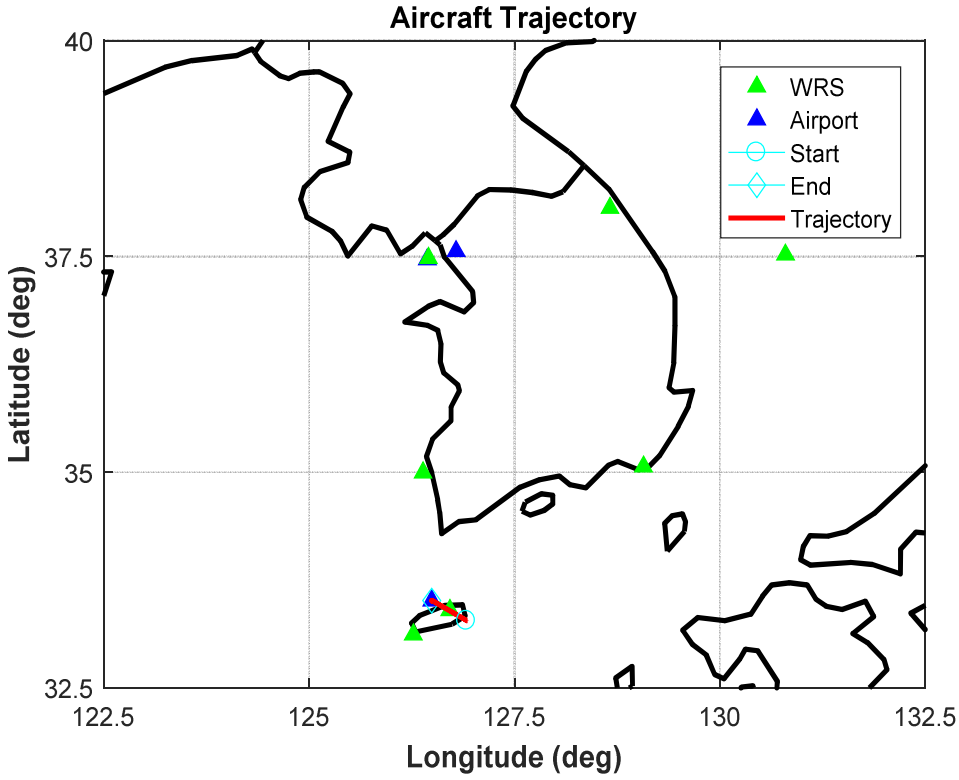


그림 239 제주공항 접근 항공기 경로 데이터 (130-310 deg)

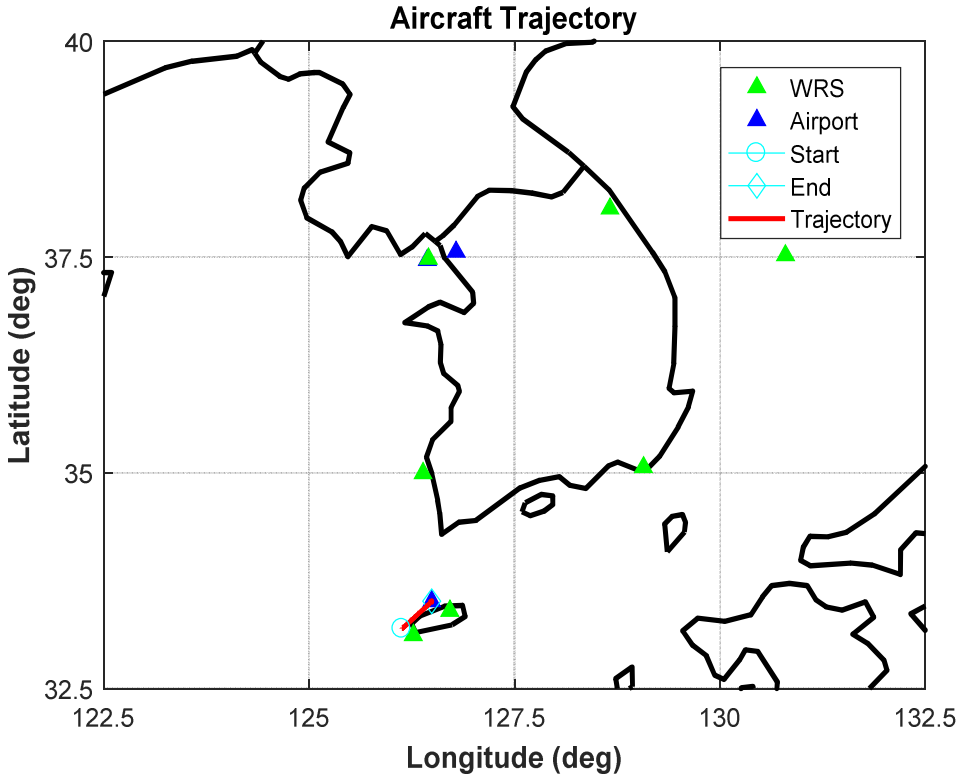


그림 240 제주공항 접근 항공기 경로 데이터 (60-240 deg)

위와 같이 생성한 항공기 경로 데이터들에 대하여 2016년 8월 9일 0시에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다. 해당 시간과 날짜에 해당하는 방송궤도력을 이용하여 GPS 위성들의 궤도를 생성하였고 앞서 기술한 자세에 따른 항공기 사용자의 가시위성 판단 알고리즘을 이용하였다. 시뮬레이션 결과는 다음과 같았다.

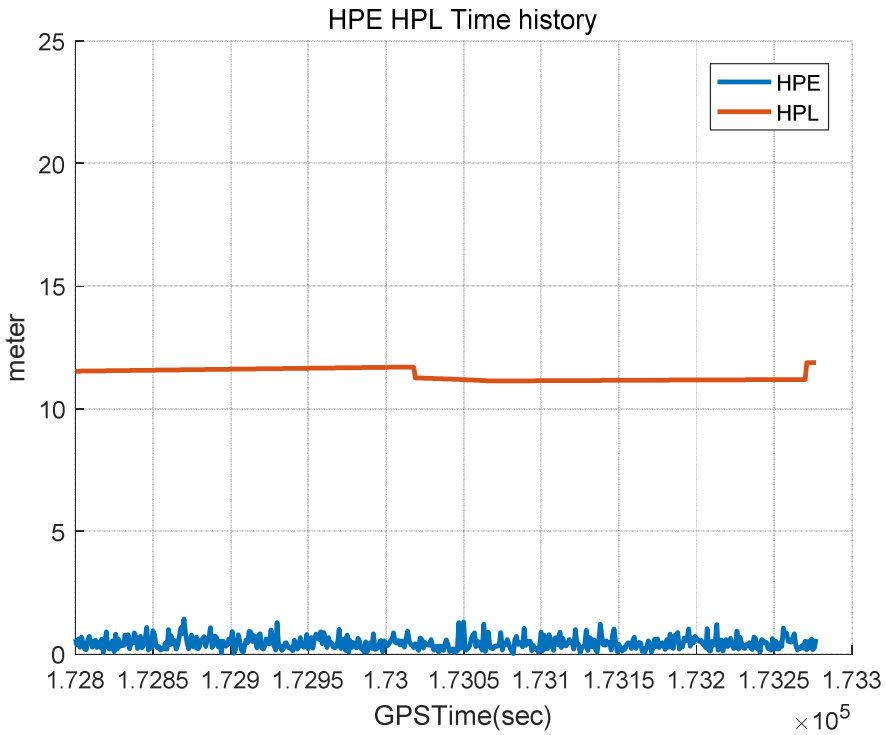


그림 241 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수평 위치오차, 수평 보호수준)

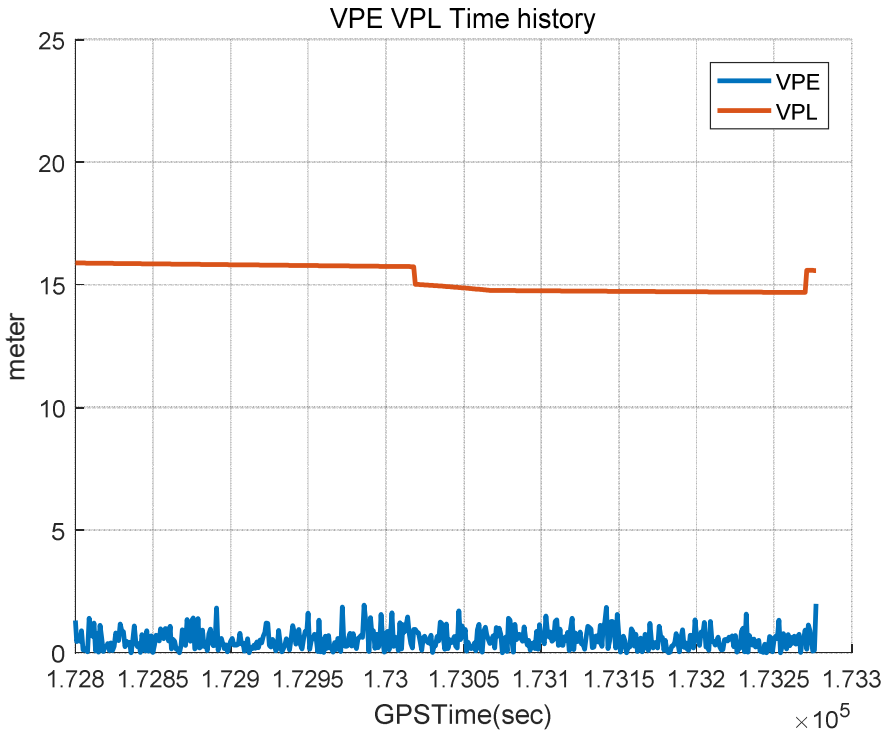


그림 242 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수직 위치오차, 수직 보호수준)

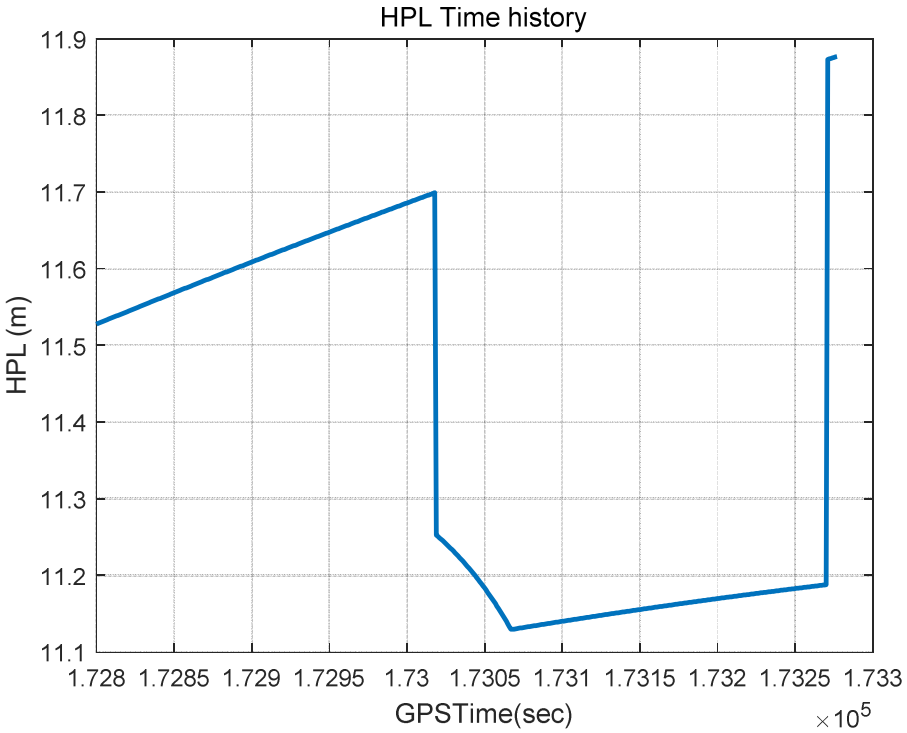


그림 243 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수평보호수준 확대 결과)

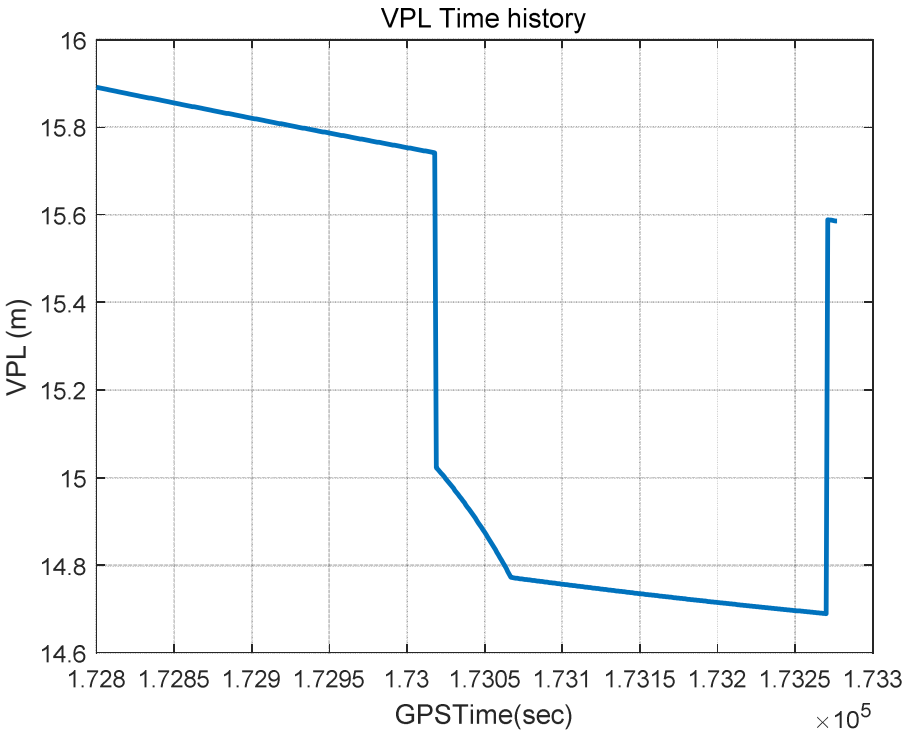


그림 244 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수직보호수준 확대 결과)

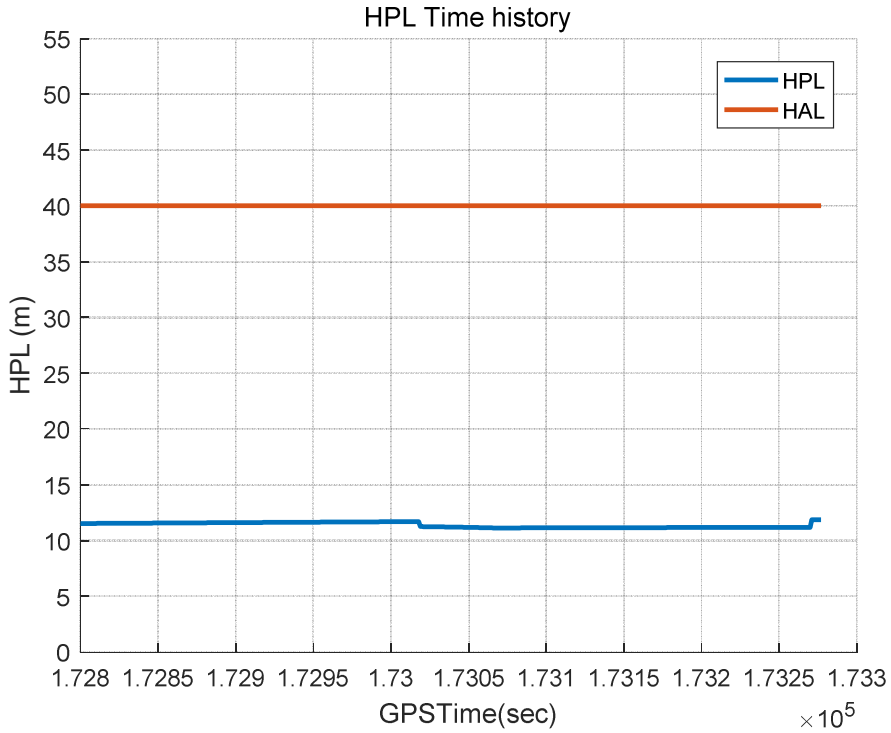


그림 245 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수평 보호수준, 수평 경보한계)

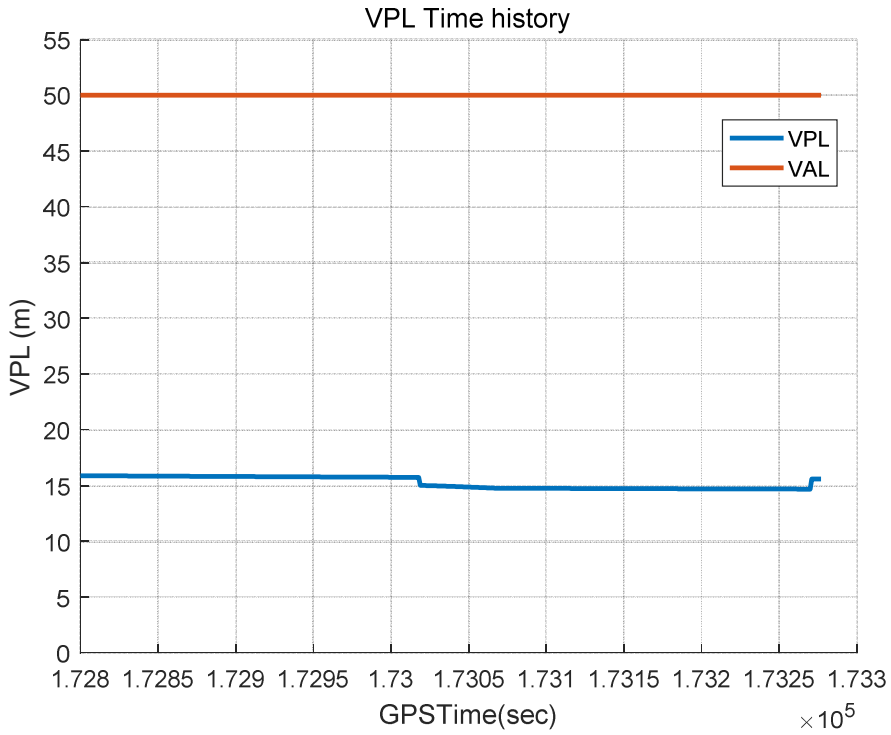


그림 246 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수직 보호수준, 수직 경보한계)

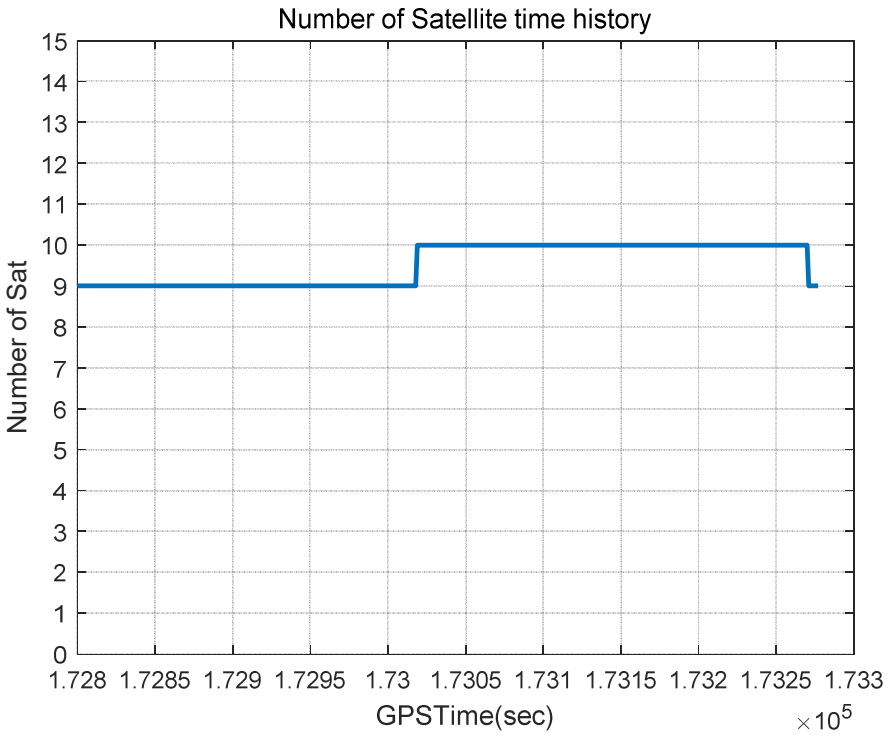


그림 247 김포공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(시간에 따른 가시위성 결과)

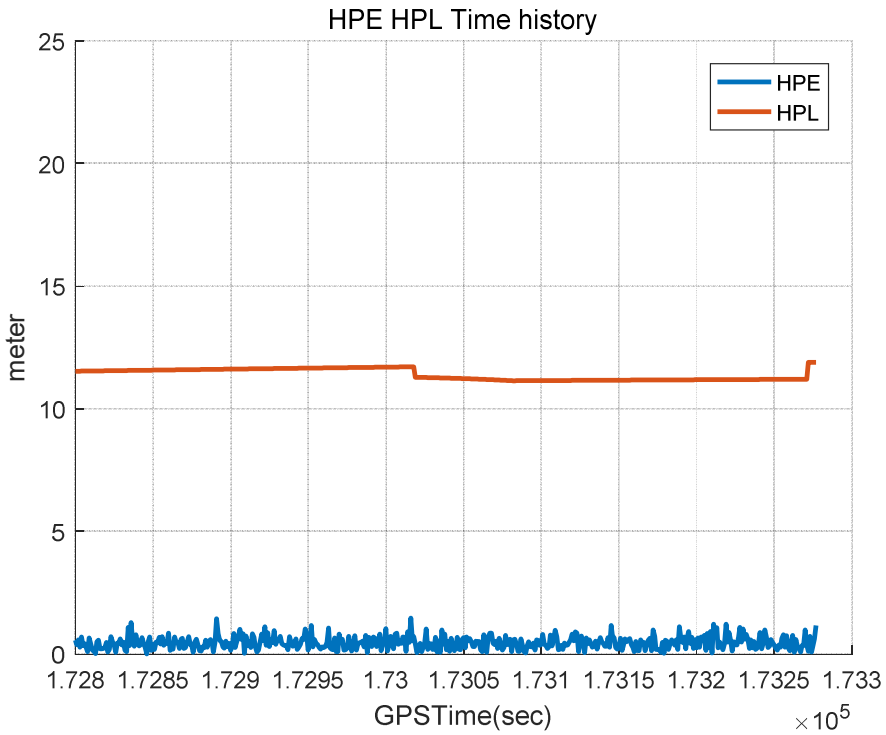


그림 248 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수평 위치오차, 수평 보호수준)

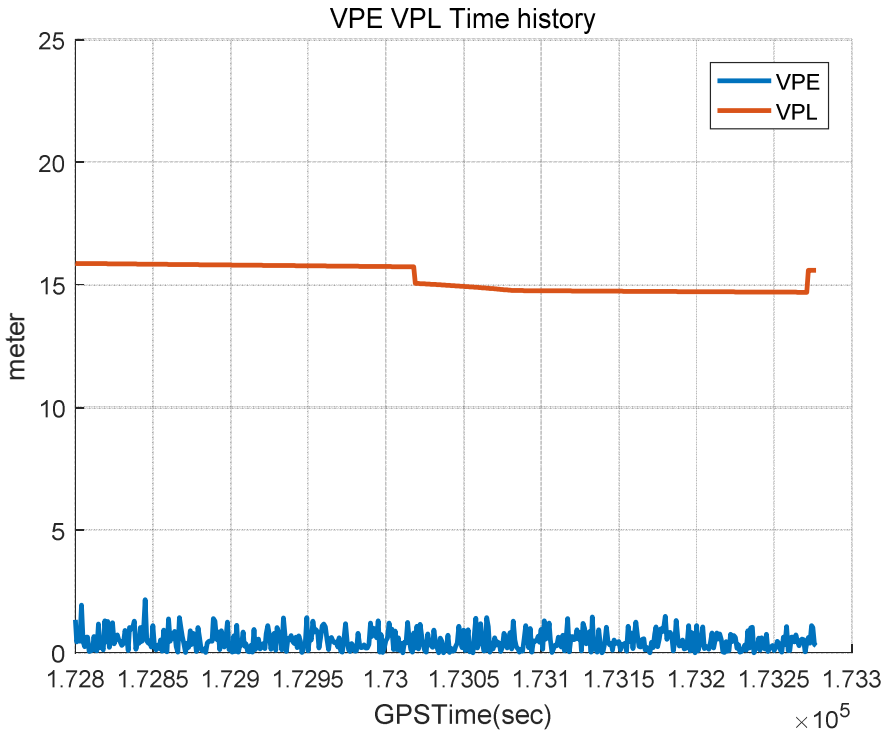


그림 249 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수직 위치오차, 수직 보호수준)

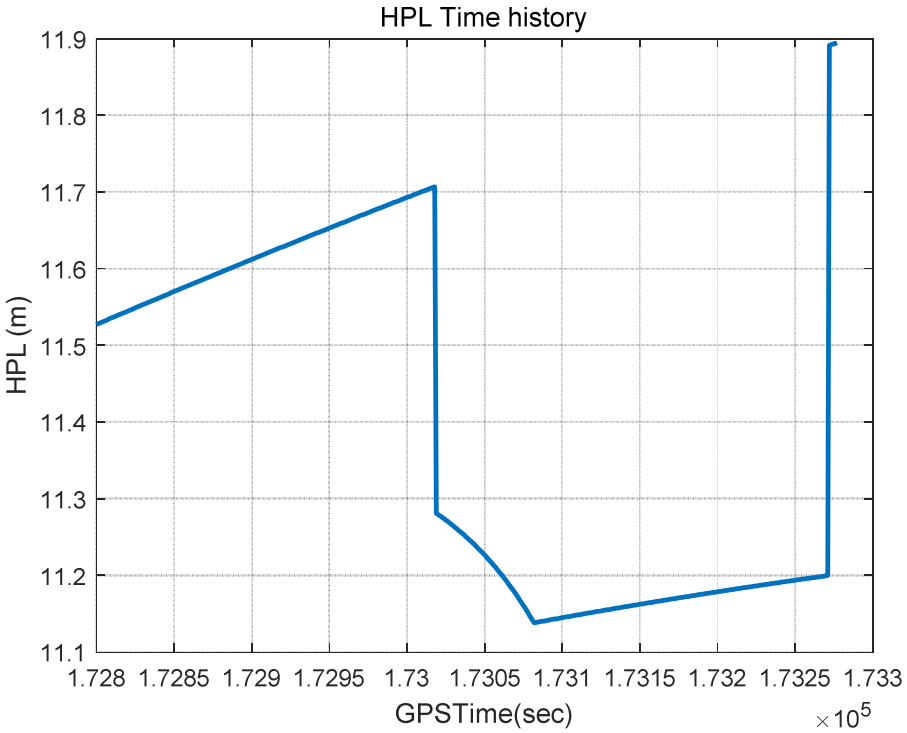


그림 250 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수평보호수준 확대 결과)

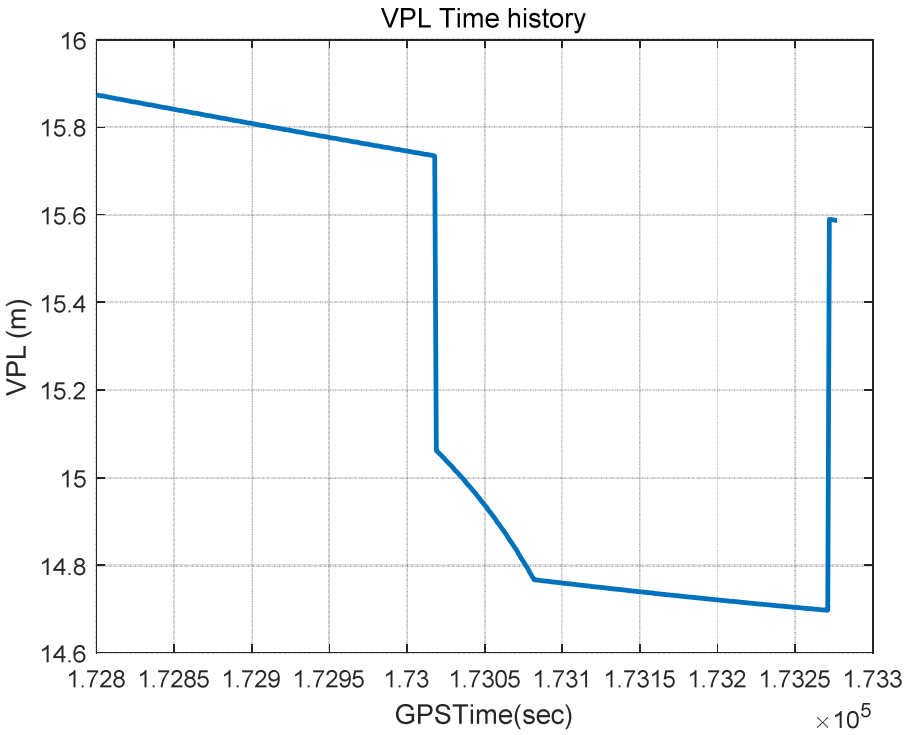


그림 251 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수평보호수준 확대 결과)

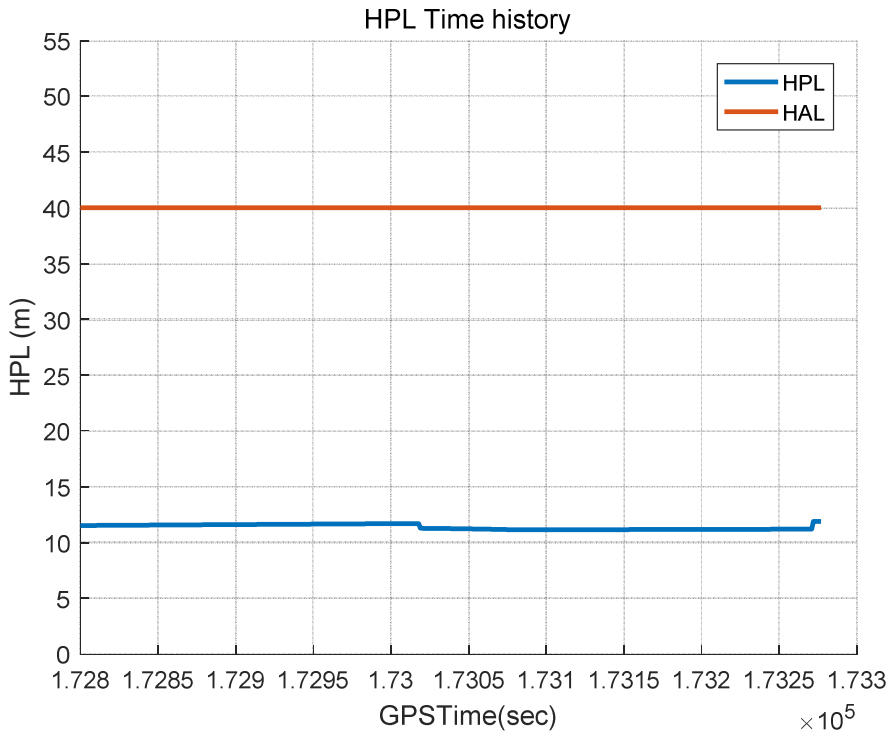


그림 252 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수평 보호수준, 수평 경보한계)

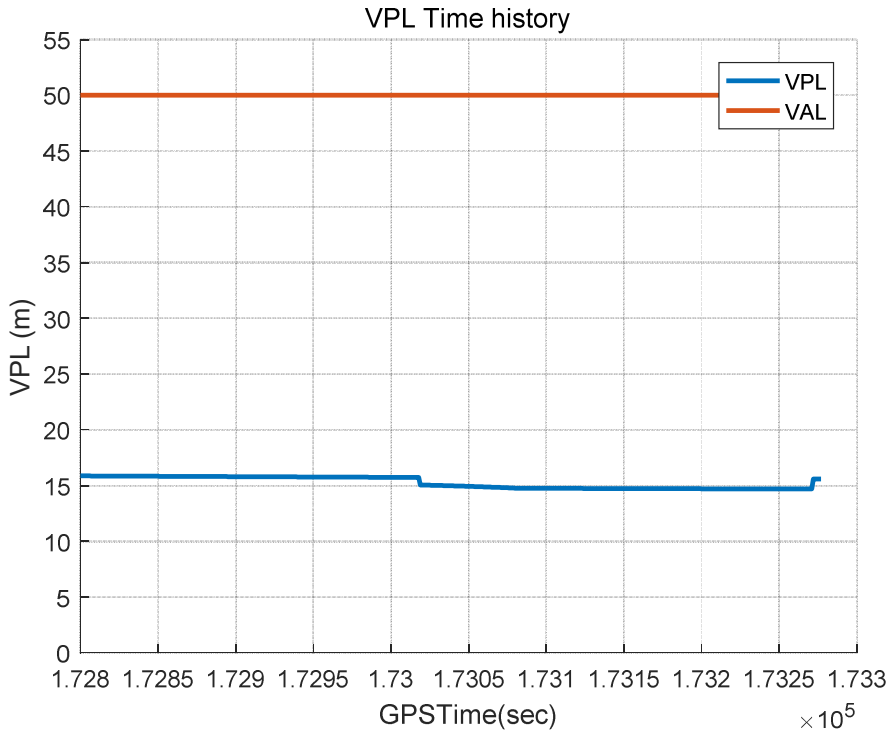


그림 253 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수직 보호수준, 수직 경보한계)

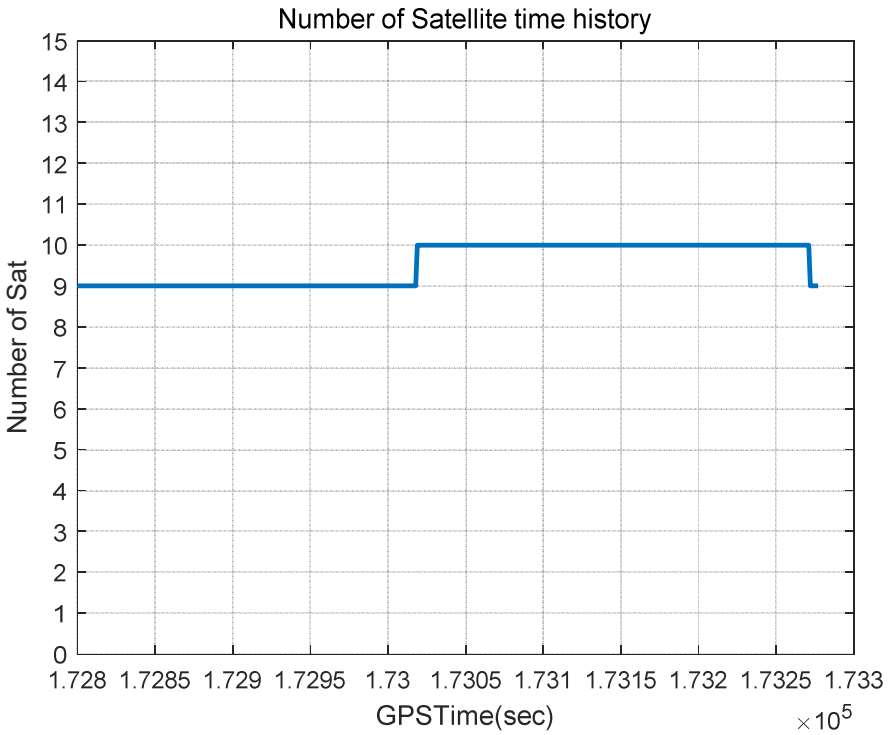


그림 254 인천공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(시간에 따른 가시위성 결과)

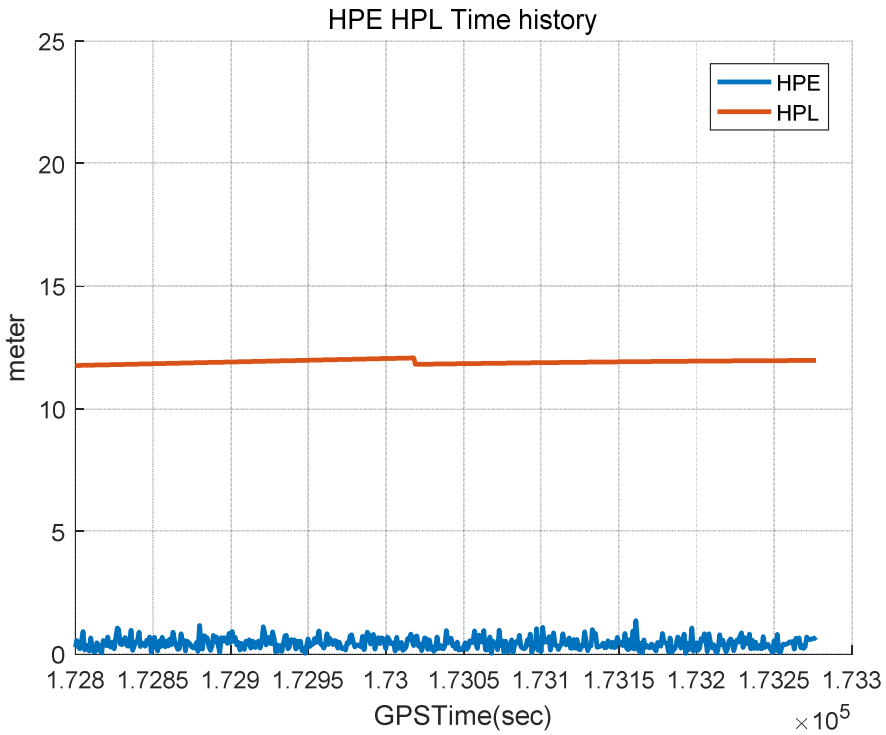


그림 255 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수평 위치오차, 수평 보호수준)

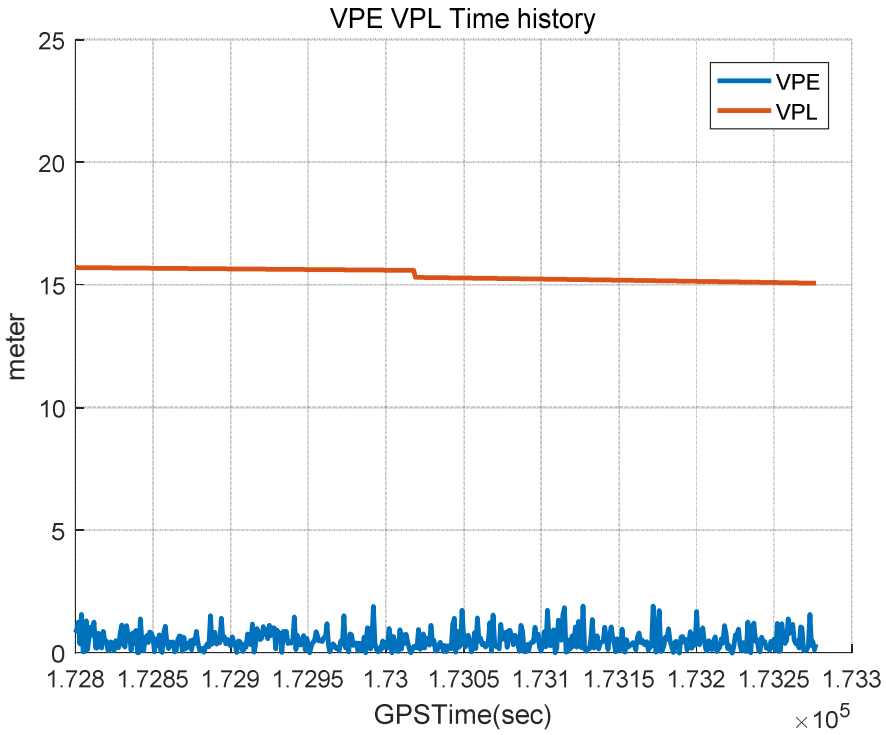


그림 256 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수직 위치오차, 수직 보호수준)

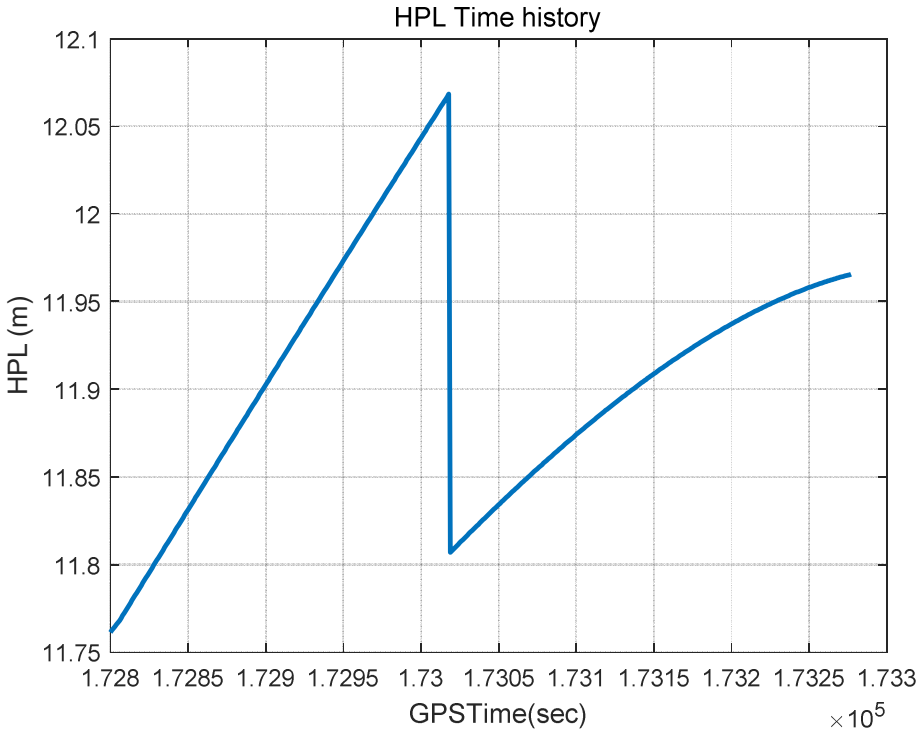


그림 257 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수평보호수준 확대 결과)

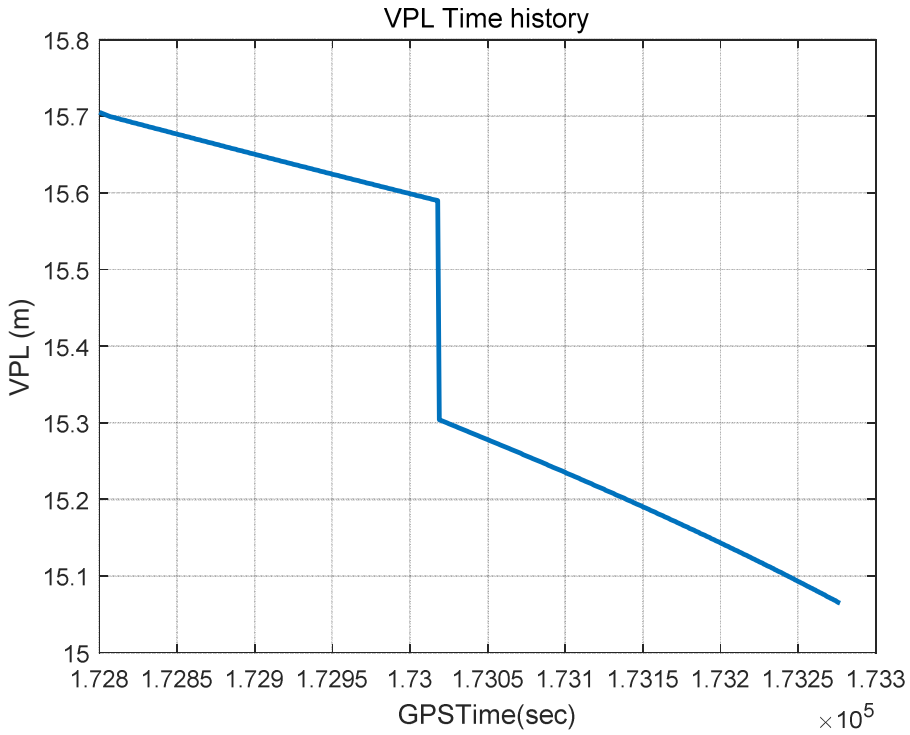


그림 258 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수직보호수준 확대 결과)

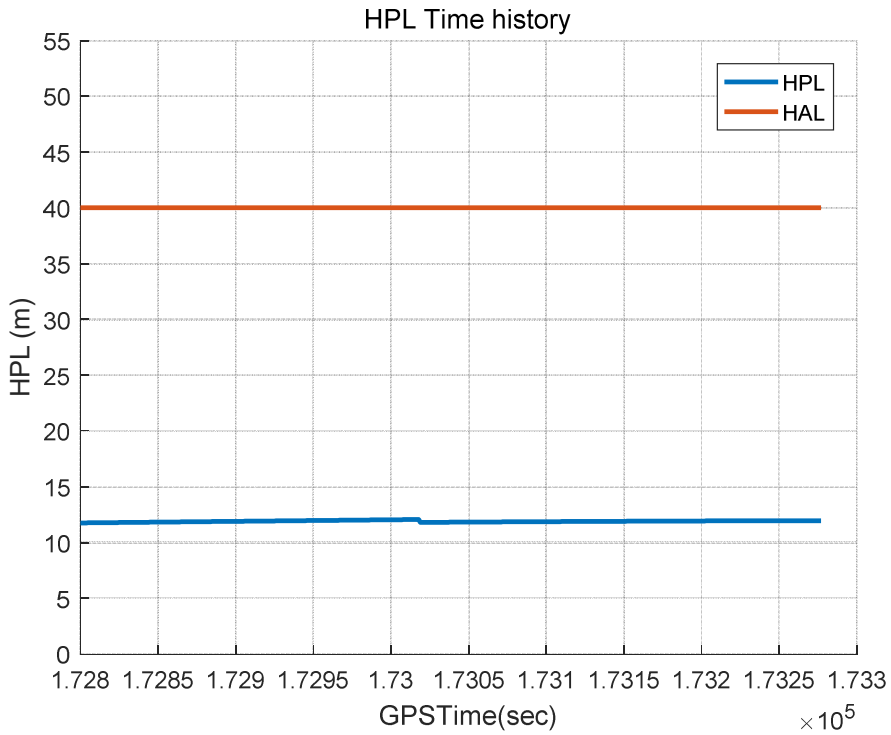


그림 259 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수평 보호수준, 수평 경보한계)

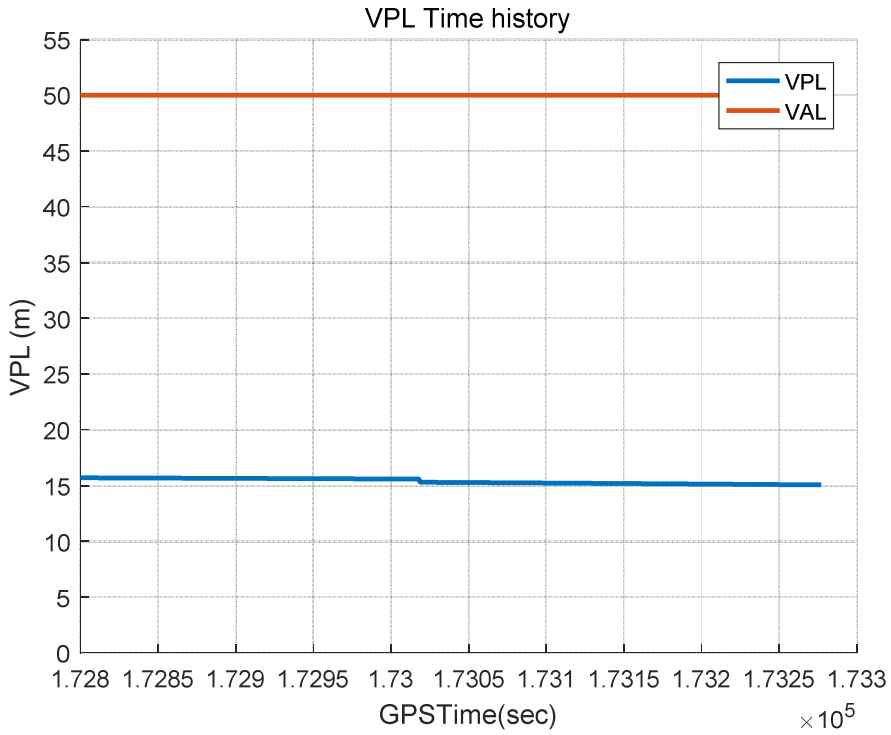


그림 260 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(수직 보호수준, 수직 경보한계)

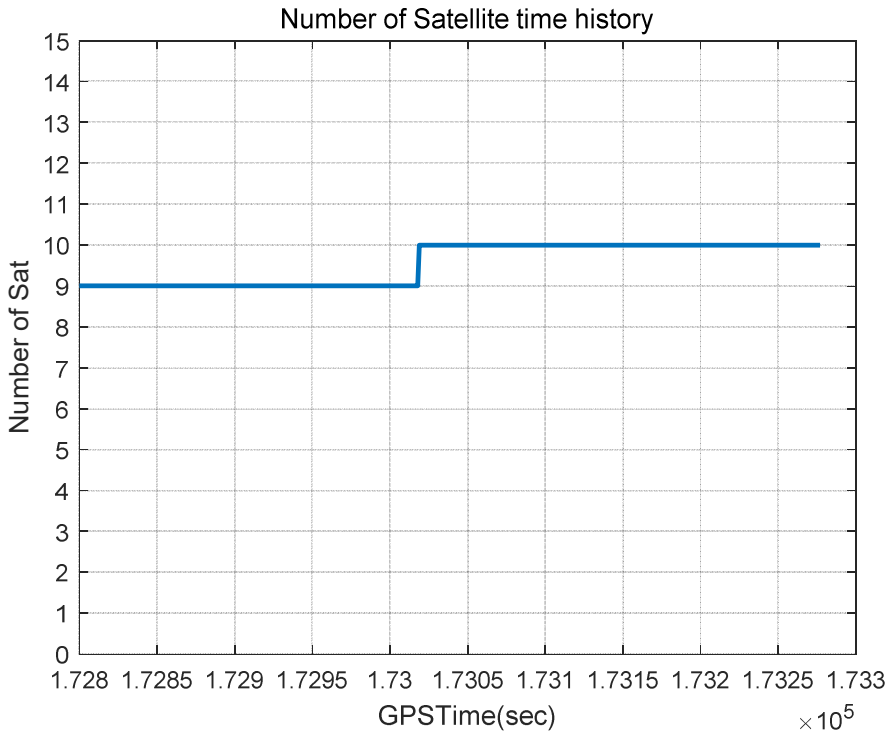


그림 261 제주공항 접근 항공기 시뮬레이션 결과
(시간에 따른 가시위성 결과)

김포공항과 인천공항은 위치가 근접해있고 활주로 방향 역시 비슷하기 때문에 SBAS의 성능이 비슷하게 나오는 것을 확인하였다. 시뮬레이션 수행 시간이 478초로 짧지만 비행기의 자세가 변하기 때문에 가시위성이 변하고 가시위성의 수가 줄어들거나 늘어남에 따라 보호수준의 값이 늘어나거나 줄어드는 것을 확인할 수 있다. 하지만 위치오차가 보호수준의 값을 넘지 않고 보호수준의 값 역시 경보한계를 넘지 않고 있었고 이를 통해 김포공항, 인천공항, 제주공항에 접근하는 항공기에 대해 SBAS 서비스를 제공할 수 있다는 것을 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

이 면은 공백임

4. 목표 달성도 및 관련 분야 기여도

가. 목표 달성도

1) 정량적 성과 목표 및 달성도

표 35 정량적 성과 목표 및 달성도

구분		목표	달성도(%)	비고
국외 논문 게재	SCI	0건	2건 (200%)	계획 외 추가 달성
	비SCI	-	-	
	계	0건	1건 (100%)	계획 외 추가 달성
국내 논문 게재	SCI	-	-	
	비SCI	2건	2건 (100%)	
	계	2건	2건 (100%)	
학술대회 발표	국내	1건	6건 (600%)	
	국외	2건	4건 (200%)	
	계	3건	10건 (333%)	
특허 출원	국내	-	-	해당사항없음
	국외	-	-	해당사항없음
	계	-	-	해당사항없음
특허 등록	국내	-	-	해당사항없음
	국외	-	-	해당사항없음
	계	-	-	해당사항없음
인력 양성	석사	0명	5명 (100%)	계획 외 달성
	박사	0명	2명 (100%)	계획 외 달성
	계	0명	7명 (100%)	계획 외 달성
기술 이전	계약 건수	-	-	해당사항없음
	계약액	-	-	해당사항없음
	징수액	-	-	해당사항없음
국제 표준화	기고서 제출	-	-	해당사항없음
	기고서 채택	-	-	해당사항없음
	표준안 채택	-	-	해당사항없음
국내 표준화	기고서 제출	-	-	해당사항없음

구분			목표	달성도(%)	비고
	기고서 채택		-	-	해당사항없음
	표준안 채택		-	-	해당사항없음
등록·기탁 대상 성과물	보고서 원문		-	-	해당사항없음
	연구시설 · 장비		-	-	해당사항없음
	기술요약정보		-	-	해당사항없음
	생명자원	생명정보	-	-	해당사항없음
		생물자원	-	-	해당사항없음
		신품종	-	-	해당사항없음
	소프트웨어		2건	2건 (100%)	
	화학물		-	-	해당사항없음
기타	시제품		-	-	해당사항없음
	성과 홍보		-	-	해당사항없음
	일자리 창출		-	-	해당사항없음

2) 핵심 성과 목표 및 성과 점검 기준표

가) 핵심 연구성과별 설명

표 36 핵심 연구성과 목록표

연번	핵심성과 (CTE)	핵심성과 설명	성과 유형	연구기관	해당 연차	TRL
1	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계	▪ SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측을 위한 요소기술 기능 도출 ▪ 일반 지상 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계 ▪ 항공기 사용자의 성능 분석을 위한 고려사항 도출 ▪ 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계	소프트웨어 (알고리즘)	서울 대학교	1차년도 2차년도	TRL3
2	RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계	▪ RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 ▪ ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 ▪ SBAS 사용자의 RAIM, ARAIM 활용 방안 도출 및 성능 평가 알고리즘 보완	소프트웨어 (알고리즘)	서울 대학교	1차년도 2차년도	TRL3
3	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작	▪ 국외 SBAS 성능 평가 및 예측 소프트웨어 조사 ▪ 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 환경 구성 ▪ 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 개발	소프트웨어	서울 대학교	1차년도 2차년도	TRL4

표 37 핵심성과 1: 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계

핵심성과 1		
정의	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계 (소프트웨어 유형 TRL3 수준의 알고리즘 설계서 형태 성과물 도출)	
목적	SBAS 사용자의 성능 평가 및 예측을 위한 요소기술과 항공기 사용자의 성능 분석을 위한 고려사항 도출을 통해 항공기 사용자의 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계를 목적으로 함	
성능목표	(기존기술 수준) 기존 국내에서는 지상 사용자의 일반적인 상황에 대해서 성능을 평가하는 알고리즘 연구가 수행된 바 있음 (개발기술 수준) 일반 지상 사용자뿐만 아니라 항공기 사용자의 가시성을 고려한 성능 평가 알고리즘을 설계함 이와 더불어 향후 며칠간의 성능을 예측할 수 있는 알고리즘을 설계함	
성과달성 책임자 (소속기관)	기창돈(서울대학교)	
소요기간	’17.04 ~ ’18.06(1년3개월, 1~2년차)	
성과달성 확인방법	• 일반적인 지상 사용자의 성능 평가 알고리즘에 대해서는 국외에서 개발된 상용 소프트웨어와 비교함으로써 검증할 수 있음 • 항공기 사용자의 알고리즘의 경우 선진국에서 수행한 연구 조사를 하고 해당 연구와 알고리즘 설계 시 고려항목 비교 • 예측 알고리즘의 경우 예측한 성능 평가 결과와 미래의 데이터를 직접 활용하여 얻은 결과를 비교함으로써 예측이 얼마나 정확하게 되고 있는지 확인하도록 함. 48시간까지 성능 예측을 하고 그 결과를 비교	
성과달성에 따른 정량적 성과	특허 출원/등록	[출원 : 0건, 등록 : 0건]
	논문	[SCI(E) : 0건, 학술지 : 1건]
	저작	0건
	S/W	0건
	신기술	0건
	기타	국내학회 1건 국외학회 1건

표 38 핵심성과 2: RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계

핵심성과 2		
정의	RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 (소프트웨어 유형 TRL3 수준의 알고리즘 설계서 형태 성과물 도출)	
목적	RAIM 및 ARAIM 알고리즘 연구를 통해 사용자 보호수준 계산 알고리즘을 설계하고 SBAS 사용자의 RAIM 및 ARAIM 활용 방안 도출을 목적으로 함	
성능목표	(기존기술 수준) RAIM 기법에 대한 연구는 국내에서도 오래 전부터 이루어 졌으나 선진국 주도하에 활발히 연구되고 있는 ARAIM에 대해서는 기초 연구 단계임 (개발기술 수준) 항행 단계에 따른 최적 무결성 및 연속성 확률 배분 통한 ARAIM 기반의 보호수준 계산 알고리즘과 ISM 메시지의 활용과 같은 ARAIM의 전반적인 연구를 수행하며, 또한 이를 SBAS 사용자가 어떻게 활용할 수 있을지에 대한 방안 도출	
성과달성 책임자 (소속기관)	기창돈(서울대학교)	
소요기간	’17.07 ~ ’18.09(1년3개월, 1~2년차)	
성과달성 확인방법	• RAIM 알고리즘으로 산출한 보호수준을 통해 국제적 수준인 RNP0.1 가용성 만족 여부를 확인 • ARAIM에 대한 연구는 현재 선진국에서도 완성단계가 아닌 진행단계이고, 본 연구에서는 GPS 위성군만을 활용하므로 국제적 목표 수준인 LPV-200보다 낮은 APV-I 가용성 만족 여부를 통해 성과 달성 여부를 확인	
성과달성에 따른 정량적 성과	특허 출원/등록	[출원 : 0건, 등록 : 0건]
	논문	[SCI(E) : 0건, 학술지 : 0건]
	저작	0건
	S/W	1건
	신기술	0건
	기타	0건

표 39 핵심성과 3: 항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작

핵심성과 3		
정의	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작 (소프트웨어 유형 TRL4 수준의 시뮬레이션 소프트웨어 형태 성과물 도출)	
목적	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 환경을 구성하고 핵심성과 1, 2를 통해 확보한 알고리즘을 기반으로 시뮬레이션 소프트웨어 제작을 목적으로 함	
성능목표	(기존기술 수준) 국내에서는 지상 사용자의 일반적인 상황에 대해서 SBAS 성능 평가 소프트웨어가 구현된 바 있음 (개발기술 수준) 항공기 사용자를 고려한 성능 평가 기능 및 예측 기능이 구현	
성과달성 책임자 (소속기관)	기창돈(서울대학교)	
소요기간	’17.04 ~ ’18.12(1년9개월, 1~2년차)	
성과달성 확인방법	• 제안된 내용 대비 최종 소프트웨어 구현 항목 확인 • 시뮬레이션 환경의 타당성 검증 • 생성된 GPS 궤도 데이터의 경우 상용 수신기 출력 결과와 비교 • 생성된 SBAS의 경우 국외 SBAS 정보와 모델링 결과를 비교 • 생성된 항공기 운항 모사 데이터의 경우 실제 운항 경로와 비교 • 시뮬레이션 결과의 타당성 검증	
성과달성에 따른 정량적 성과	특허 출원/등록	[출원 : 0건, 등록 : 0건]
	논문	[SCI(E) : 0건, 학술지 : 1건]
	저작	0건
	S/W	1건
	신기술	0건
	기타	국외학회 1건

나) 성과점검기준표

표 40 성과점검기준표 (총괄)

구분	핵심성과 (CTE)		단위성과		성과점검기준							양적 성과 건수 (계획)
						질적 성과지표	목표치	달성치	측정방법	검증방법	가중치	
주관	1	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계	1-1	SBAS 사용자 성능 평가 알고리즘 설계	①	선진국 상용 소프트웨어와의 유사성	위치 및 보호수준 차이 10% 이내	위치 및 보호수준 차이 0.8% 이내	선진국 상용 소프트웨어와의 비교	목표치 달성 여부	10	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건
			1-2	SBAS 사용자 성능 예측 알고리즘 설계	②	48시간 동안의 예측 결과와 실제 결과의 유사성	보호수준 차이 30% 이내	보호수준 차이 10% 이내	예측 성능과 실제 성능 비교	목표치 달성 여부	10	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 1 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건 기타 : 국외학회 1 건
			1-3	항공기 사용자 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계	③	선진국의 상용 프로그램과의 유사성	보호수준 차이 30% 이내	보호수준 차이 3% 이내	선진국 상용 소프트웨어와의 비교	목표치 달성 여부	15	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건 기타 : 국내학회 1 건
	2	RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계	2-1	RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계	①	RAIM 기반 수평 보호수준 산출	RNP 0.1	RNP 0.1	계산된 보호수준의 RNP 0.1 가용성 만족 여부 확인	목표치 달성 여부	10	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건
			2-2	ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계	②	ARAIM 기반 수평, 수직 보호수준 산출	APV-I	APV-I	계산된 보호수준의 APV-I 가용성 만족 여부 확인	목표치 달성 여부	15	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 1 건
	3	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작	3-1	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 환경 구성	①	생성된 GPS 궤도 데이터의 상용 수신기 출력 궤도와의 유사성	1m 이내	2cm 이내	상용 수신기 출력 궤도와의 비교	목표치 달성 여부	5	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건
					②	생성된 SBAS 무결성 정보 데이터의 실제 무결성 정보와의 유사성	50% 이내	UDRE 8% 이내, GIVE 21% 이내	국외 SBAS 무결성 정보와 모델링 결과 비교	목표치 달성 여부	5	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건
					③	생성된 항공기 위치, 자세 데이터의 실제 운항 데이터와 유사성	80% 이상	99% 이상	실제 항공기 운항 데이터와의 비교	목표치 달성 여부	5	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건
			3-2	SBAS 성능 평가 및 예측	①	항공기의 위치, 자세 및	100%	100%	계획된 핵심	목표치 달성 여부	25	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 1 건

				시뮬레이션 소프트웨어 개발		성능 산출 결과를 포함한 GUI 프로그램 구현			성과물 반영 여부 확인			시제품 : 0 건 S/W : 1 건 기타 : 국외학회 1 건
계					-	-	-	-	-	-	100	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 2 건 시제품 : 0 건 S/W : 2 건 기타 : 국내학회 1 건 국외학회 2 건

표 41 성과점검기준표 (1차년도)

구분	핵심성과 (CTE)		단위성과		성과점검기준							양적 성과 건수 (계획)
						질적 성과지표	목표치	달성치	측정방법	검증방법	가중치	
주관	1	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계	1-1	SBAS 사용자 성능 평가 알고리즘 설계	①	선진국 상용 소프트웨어와의 유사성	위치 및 보호수준 차이 10% 이내	위치 및 보호수준 차이 0.8% 이내	선진국 상용 소프트웨어와의 비교	목표치 달성 여부	10	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건
			1-2	SBAS 사용자 성능 예측 알고리즘 설계	②	48시간 동안의 예측 결과와 실제 결과의 유사성	보호수준 차이 30% 이내	보호수준 차이 10% 이내	예측 성능과 실제 성능 비교	목표치 달성 여부	10	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 1 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건 기타 : 국외학회 1 건
	2	RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계	2-1	RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계	①	RAIM 기반 수평 보호수준 산출	RNP 0.1	RNP 0.1	계산된 보호수준의 RNP 0.1 가용성 만족 여부 확인	목표치 달성 여부	10	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건
			2-2	ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계	②	ARAIM 기반 수평, 수직 보호수준 산출	APV-I	APV-I	계산된 보호수준의 APV-I 가용성 만족 여부 확인	목표치 달성 여부	15	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 1 건
	3	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작	3-1	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 환경 구성	①	생성된 GPS 궤도 데이터의 상용 수신기 출력 궤도와의 유사성	1m 이내	2cm 이내	상용 수신기 출력 궤도와의 비교	목표치 달성 여부	5	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건
					②	생성된 SBAS 무결성 정보 데이터의 실제 무결성 정보와의 유사성	50% 이내	UDRE 8% 이내, GIVE 21% 이내	국외 SBAS 무결성 정보와 모델링 결과 비교	목표치 달성 여부	5	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건
계					-	-	-	-	-	-	55	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 1 건 시제품 : 0 건 S/W : 1 건 기타 : 국외학회 1 건

표 42 성과점검기준표 (2차년도)

구분	핵심성과 (CTE)		단위성과		성과점검기준							양적 성과 건수 (계획)
						질적 성과지표	목표치	달성치	측정방법	검증방법	가중치	
주관	1	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계	1-3	항공기 사용자 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계	③	선진국의 상용 프로그램과의 유사성	보호수준 차이 30% 이내	보호수준 차이 3% 이내	선진국 상용 소프트웨어와의 비교	목표치 달성 여부	15	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건 기타 : 국내학회 1 건
	3	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 제작	3-1	항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 환경 구성	①	생성된 항공기 위치, 자세 데이터의 실제 운항 데이터와 유사성	80% 이상	UDRE 8% 이내, GIVE 21% 이내	실제 항공기 운항 데이터와의 비교	목표치 달성 여부	5	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 0 건 시제품 : 0 건 S/W : 0 건
			3-2	SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어 개발	①	항공기의 위치, 자세 및 성능 산출 결과를 포함한 GUI 프로그램 구현	100%	99% 이상	계획된 핵심 성과물 반영 여부 확인	목표치 달성 여부	25	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 1 건 시제품 : 0 건 S/W : 1 건 기타 : 국외학회 1 건
계					-	-	-	-	-	-	45	특허 : 출원 0 건 등록 0 건 논문 : 1 건 시제품 : 0 건 S/W : 1 건 기타 : 국내학회 1 건 국외학회 1 건

3) 핵심 성과 목표에 대한 자체 평가

본 연구개발 과제에서는 아래 표와 같은 성과 목표를 제시하여 연구를 진행하였다. 각 성과 목표별로 달성한 연구성과를 표로 정리하였다. 상세한 연구 결과들은 앞서 연구 수행 내용 및 성과에 기술하였고, 표에 제시된 바와 같이 목표했던 성과들을 모두 만족함을 확인하였다. 정량적 성과 목표 또한 초과 달성하였다.

표 43 핵심 성과 목표에 대한 자체 평가

핵심 성과 목표 (연구계획서의 목표)	가중치 (%)	달성도 (%)	자체 평가
SBAS 사용자 성능 평가 알고리즘 설계 결과 선진국 상용 소프트웨어와의 위치 오차 및 보호수준 차이가 10% 이내를 목표	10	100	유럽의 검증된 상용 소프트웨어인 PEGASUS와 개발된 성능 평가 알고리즘의 비교 검증 결과 위치 오차 및 보호 수준이 0.8% 이내로 유사함을 확인
SBAS 사용자 성능 예측 알고리즘 설계 결과 48시간 동안의 예측 결과와 실제 산출된 결과와의 보호수준 차이가 30% 이내를 목표	10	100	유럽의 검증된 상용 소프트웨어인 PEGASUS와 개발된 성능 예측 알고리즘을 통해 산출된 48시간 동안의 성능 예측 비교 결과 보호 수준 차이가 평균 10% 임을 확인
항공기 사용자 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계 결과 선진국 상용 소프트웨어와의 보호수준 차이가 30% 이내를 목표	15	100	다양한 항공기 자세에 대하여 시뮬레이션을 수행한 결과 유럽의 상용 소프트웨어인 SBASimulator#2와 계산되는 보호수준이 3% 이내의 차이를 보임을 확인
RAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 결과 RAIM 기반 수평 보호수준 산출이 RNP 0.1 수준 이하	10	100	RNP 0.1의 수평 경보한계 수준은 2NM로 370.4m 이며, 24시간 시뮬레이션 결과 모든 시간에 대해 경보한계보다 낮은 수준의 보호수준을 산출하였고 이는 위치오차 또한 모든 시간에 대해 잘 바운드 하고 있음을 확인
ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계 결과 RAIM 기반 수평 보호수준 산출이 APV-I 수준 이하	15	100	APV-I의 수평 경보한계는 40m, 수직 경보한계는 50m이며 24시간 시뮬레이션 결과 모든 시간에 대해 수평, 수직 경보한계보다 낮은 수준의 보호수준을 산출하였고 이는 위치오차 또한 모든 시간에 대해 잘 바운드 하고 있음을 확인

생성된 GPS 궤도 데이터의 상용 수신기 출력 궤도와의 유사성 1m 이내	5	100	상용 수신기 NOVATEL에서 출력하는 궤도와 비교하여 24시간 동안 2cm 이내의 차이가 남을 확인
SBAS 사용자 성능 예측 알고리즘 설계 결과 생성된 무결성 정보 UDRE, GIVE가 실제 결과와 50% 차이 이내를 목표	5	100	유럽의 검증된 상용 소프트웨어인 PEGASUS와 개발된 성능 예측 알고리즘을 통해 산출된 무결성 정보와 비교 결과 차이가 UDRE 8%이내, GIVE 21%이내 임을 확인
실제 항공기 운항 데이터와의 위치 및 자세 유사성이 80% 이상을 목표	5	100	생성된 데이터와 실제 데이터와의 상관관계를 의미하는 결정계수를 통해 유사도를 확인해본 결과 0.99 수준의 값을 보임 (99% 이상 유사함)
SBAS 성능 평가 및 예측 시뮬레이션 소프트웨어에 대하여 선진국 시뮬레이션 소프트웨어의 주요 기능들을 반영하여 개발	25	100	미국의 MAAST, 유럽의 SBASimulatior#1, #2에 구현된 기능들을 모두 포함하도록 소프트웨어 개발 완료
양적 연구 성과로 국내 논문 2건, 국제 학술발표 2건, 국내 학술발표 1건, SW 2건 목표	-	100	국제 SCI급 논문 2건 (게재 완료 1건, 투고 완료 1건), 국내 논문 2건, 국제 학술발표 4건, 국내 학술발표 6건, SW 2건으로 목표치 초과 달성
합계	100	100	

나. 관련 분야 기여도

본 연구개발과제에서는 향후 KASS의 구축 완료 시점을 대비하여 SBAS 사용자의 성능을 평가하고 예측하는 연구를 수행하였다. 정확한 SBAS의 성능 예측을 위해서는 SBAS 중앙처리국의 핵심 알고리즘이 확보가 되어야 하는데, 현재 선진국의 상용 시뮬레이션 소프트웨어에는 이러한 부분들을 모두 아주 간소화된 알고리즘으로 대체하여 공개하고 있다. 본 연구에서는 공개되어있지 않은 부분들에 대한 선행 연구들을 조사하고, 그 결과를 바탕으로 알고리즘을 구현하여 정확한 SBAS 성능 예측을 가능하도록 하였다. 또한 일반 지상 사용자 뿐 만 아니라 SBAS의 주요 사용자인 항공기에 대해서 항공기 사용자 특성을 고려하여 성능을 평가, 예측하는 알고리즘을 개발하여 다양한 사용자의 환경을 고려하는 시뮬레이션 소프트웨어 개발을 하였다.

이러한 연구 결과는 향후 구축될 KASS에 대해 항공기를 비롯한 여러 사용자의 성능 예측을 정확히 시뮬레이션 하는 데에도 활용할 수 있을 것으로 판단된다. 그리고 실제 KASS가 구축된 이후에도 실제 운영 시스템에서 사용자 성능 모니터링에 활용할 수 있는 소프트웨어 개발의 기반 연구를 수행하였다. 또한 본 과제에서 확보한 SBAS 보정정보 및 무결성 정보를 생성하는 핵심 알고리즘 기술을 기반으로 향후 다중 위성항법 다중 주파수 기반 알고리즘을 포함한 다양한 SBAS 보정정보 생성 알고리즘을 개발하고 성능을 분석할 수 있다는 점에서 기여도가 매우 높다.

본 연구에서는 사용자 수신기가 항상 문제 상황에 대한 백업 시스템으로서 가지고 있어야 하는 RAIM 기법에 대해서도 연구를 수행하였다. 특히 차세대 다중 위성군, 다중 주파수 위성항법 신호를 활용하여 향상된 성능을 가져올 수 있는 ARAIM에 대한 기반 연구를 수행하였다. 이러한 연구 결과는 차세대 수신기 개발을 위한 알고리즘 설계에 기여할 수 있을 것이라 판단된다.

이 면은 공백임

5. 연구개발성과의 활용계획

가. 연구개발성과의 활용방안

1) KASS 항공기 사용자 성능 평가 및 예측 소프트웨어 제작에 활용

한국형 SBAS인 KASS 시스템을 운영하는 기관 (KASS Service Provider) 은 향후 KASS 운용 및 관리를 위한 시스템을 개발하고, KASS가 정상적으로 기능을 수행하고 있는지 서비스 품질을 지속적으로 검증하고 안정적으로 관리할 필요성이 있다. 유럽 EGNOS 운영기관인 ESSP (European Satellite Services Provider) 역시 SBASimulator, PEGASUS 등 EGNOS 성능 평가 및 예측을 할 수 있는 소프트웨어를 기반으로 실제 항행 안전 서비스 성능 평가와 예측을 수행하고 있다. 본 연구개발과제에서 핵심 성과물로 도출되는 항공기 사용자의 실시간 자세 변화를 고려한 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘과 MATLAB 기반 기초 시뮬레이션 소프트웨어는 향후 KASS의 공항 정밀 접근 서비스를 위한 KASS 성능 평가 및 예측 소프트웨어를 제작하는데 활용 가능성이 매우 높다. 특히 공항 지역에서 사전 KASS 성능 평가 및 예측을 통해 현재 개발 중인 KASS 시스템의 목표 성능을 미리 예상한다면, 개발 단계에서 발생할 수 있는 문제점을 미리 발견하고 수정할 수 있을 것으로 기대한다.

본 연구개발과제의 핵심결과물을 개발 중인 KASS 시스템에 적극적으로 활용하기 위해서는 한국항공우주연구원 KASS 사업단과 지속적인 협업과 연계가 필요할 것으로 예상된다. 특히 KASS 사용자의 성능 평가는 KASS 인프라 시스템에서 생성한 보강 메시지만 있으면 가능하지만, KASS 사용자의 성능 예측은 KASS 인프라 시스템에서 실제로 사용하는 보정정보 및 무결성 정보 생성 핵심 알고리즘에 대한 정보를 교류할 필요가 있다. 본 연구개발과제에서는 문헌적으로 공개된 미국 WAAS의 핵심 알고리즘을 구현하고 검증한 바 있지만, KASS가 미국 WAAS와 서로 다른 알고리즘을 사용한다면 SBAS 성능 예측 결과의 신뢰성이 떨어질 수 밖 에 없다. 따라서 본 연구개발과제의 핵심결과물을 적극적으로 활용하기 위해서는 핵심 알고리즘 측면에서도 KASS 사업단과 교류하고, 상호 교차 검증 및 피드백을 수행할 필요가 있다.

표준화된 SBAS 사용자의 항법해 및 보호수준 계산 알고리즘의 경우 본 연구개발과제에서 유럽 EGNOS의 성능 평가에 활용된 PEGASUS 소프트웨어를 사용하여 비교 검증을 수행하여 신뢰성을 확보한 바 있다. 하지만 신뢰성 검증을 프랑스 톨루즈의 고정된 기준국을 사용하여 수행하였기 때문에, 향후 독립적인 기관에서 KASS 시스템의 사용자 영역 성능을 상호 교차 검증하기 위해서는 우선 본 연구개발과제의 핵심결과물을 기반으로 검증용 소프트웨어를 개발하고, 다양한 환경(위성 배치, 전리층 활동 등) 및 여러 사용자 위치에서 추가적인 검증을 통해 개발된 소프트웨어에 대한 신뢰성 확보를 추가적으로 수행할 필요가 있다.

또한 다양한 항공기 기종과 환경에 대해 추가적으로 보완 연구가 수행될 필요가 있다.

Eurocontrol의 EGNOS 운용 시험과 관련한 문서인 EGNOS OPERATIONAL TEST AND VALIDATION FOR CIVIL AVIATION PROGRAMME OUTLINE에 따르면 항공기 날개의 위치, 엔진의 위치와 개수, 항공기의 크기 등 다양한 하드웨어적 요소가 GNSS 수신기 성능에 영향을 줄 수 있다. 따라서 항공기 기종에 따라 추가적인 성능을 고려하는 것이 타당하다. 하지만 모든 항공기의 기종 및 환경을 고려하여 평가하기에는 일의 규모가 너무 광대해지는 어려움이 따르기 때문에, 최악의 성능 저하 상황이 발생할 수 있는 항공기 기종 (Ex. 항공기에 의한 위성 신호 차단 및 실제 GNSS 안테나 패턴 적용) 또는 필요에 따라 산악 지형에 의한 위성 차단 등 지형 환경을 고려하여, 개발한 KASS 시스템이 요구 성능을 만족할 수 있는지에 대한 보수적인 평가를 고려하는 것이 바람직하다고 판단한다. 본 연구개발과제에서 개발한 소프트웨어는 항공기의 실시간 자세와 위치 정보만 있으면 성능 평가 및 예측이 가능하기 때문에 다양한 상황을 사전에 가정하고 최악의 보수적인 KASS 성능을 분석할 수 있다.

2) 차세대 다중 위성항법 다중 주파수 기반 SBAS 및 ARAIM 알고리즘 원천 기술 개발에 활용

이미 SBAS를 개발하여 운영 중인 미국 WAAS, 유럽 EGNOS, 일본 MSAS 등은 다중 위성항법 다중 주파수 (Multi-Constellation Multi-Frequency, MCMF)를 고려한 SBAS 알고리즘 연구와 시스템 개발을 착수 한 바 있다. 현재 KASS는 GPS L1 주파수만을 고려한 APV-I 급 시스템 개발을 진행 중이고, 향후 선진국 기술 발전 추세에 맞춰 CAT-I급 MCMF KASS 서비스를 위한 연구도 계획이 되어 있다. 본 연구개발과제에서 도출한 SBAS 성능 평가 및 예측 소프트웨어는 SBAS 보정정보와 무결성 정보를 생성하는 핵심 알고리즘을 포함하고 있으며, 간단한 알고리즘 변경만으로 SBAS 성능 분석이 가능하다는 장점이 있다. 따라서 향후 MCMF SBAS 핵심 알고리즘 개발을 포함하여 다양한 SBAS 보정정보 및 무결성 정보 생성 알고리즘의 성능 분석 및 평가 툴로서 활용 가능성이 매우 높다. 또한 가까운 미래에 MCMF SBAS 시스템으로의 확장과 함께 항공기 기동에 의해 SBAS GEO 신호 통신이 두절되어 서비스 제공이 불능 시 ARAIM 알고리즘이 필수적으로 활용될 것으로 기대한다. 현재 ARAIM 알고리즘은 선진국에서도 표준화되어 있지 않고, 지속적으로 개발 중이기 때문에 향후에도 ARAIM 알고리즘에 대한 중요성이 강조될 예정이고, 본 연구개발과제의 결과물이 기초 원천 기술로 활용 가능성이 매우 높을 것으로 판단된다.

3) 무결성 감시를 포함한 차세대 수신기 개발 원천 기술의 확보

본 연구개발성과로 SBAS 정보를 적용한 위치와 보호수준 계산 및 RAIM 기반 보호수준 계산 알고리즘은 향후 무결성 감시를 포함한 차세대 수신기 개발을 위한 원천 기술 확보에 활용될 수 있다. 특히 ARAIM에 대한 기술 확보는 선진국 주도하에 이루어지고 있으며 국내에서는 많은 연구가 이루어지고 있지 않기 때문에 본 연구의 기여가 매우 클 것으로 기대된다. 또한 GNSS 위성 자체 방송을 통해 무결성 보장을 위하여 추가 예정인 ISM에 대한 이해를 통해 차세대 수신기 개발에 활용 될 수 있다.

4) 자율주행 및 자율비행 시스템 시장에서의 활용

현재 전 세계적으로 자율비행드론 및 자율주행자동차에 대한 연구가 활발히 진행되고 있으며, 실제 민간시장에 출시된 제품들도 다양하게 존재한다. 대표적으로 아마존의 드론을 통한 자동배송시스템을 예로 하자면, 배송을 위한 드론 운항 시에 안전에 대한 고려는 반드시 필요한 사항이다. 본 연구개발과제의 성과를 공항 및 대형 민간 항공기 운항 영역에서 확장하여 주거지 및 도심지의 지상의 지형지물까지 고려한 가시성 판단 알고리즘을 설계한다면, 항공기 사용자뿐만 아니라 지상의 자율주행 사용자 및 자율비행 드론에 대해서도 정확한 성능 평가 및 예측이 가능하고, 이를 기반으로 최적 안전 경로 설정 등에 활용이 가능하다.

5) 소형 민간항공기 비행훈련 사고 예방

매년 끊임없이 뉴스에서 민간 항공기 비행훈련을 위한 소규모 업체들의 사고 소식을 접할 수 있다. 이는 이러한 업체들이 이용하고 있는 공항은 인천공항, 제주공항과 같이 큰 민간 항공사들이 이용하는 공항과 달리 안전한 이착륙을 유도하기 위한 설비가 상대적으로 부족한 실정이며, 본 연구개발과제 결과물을 활용하여 큰 비용부담 없이 현재보다 더욱 안전한 비행훈련 및 운영이 가능할 것으로 예측할 수 있다.

6) 신공항 구축 및 기존공항 확장 시 활용 가능성

본 연구개발과제 결과물인 성능 평가 및 예측 알고리즘을 토대로 새로 구축하거나 규모를 확장하려하는 공항에 대한 안정적이고 정확한 항공기 운항 성능을 미리 예측하는 것이 가능하다.

나. 기대효과

1) 기술적 측면

본 연구개발과제에서 수행한 SBAS 데이터 및 RAIM 기반의 보호수준 계산 알고리즘과 함께 ARAIM 및 ISM에 대한 이해를 통해서 차세대 수신기 개발 및 KASS 수신기 개발을 위한 원천 기술에 활용될 수 있다. 이를 통해 국내 기술을 기반으로 독자 수신기를 개발할 수 있는 기술 수준을 확보하는 것을 기대할 수 있다. 이는 현재 다양한 분야에서 수입에 의존하여 사용되고 있는 GPS 수신기를 국내 기술로 독자 개발하여 활용한다고 한다면, 수입에 의존하여 생기는 여러 비용을 절감하여 경제적인 효과를 가져 올 것으로 기대된다.

본 연구개발과제를 통한 여러 다양한 기술력의 확보는 현재 KASS가 목표하여 구축중인 APV-I 운영 모드를 넘어 다중 위성항법 다중 주파수 기반의 CAT-I 수준까지 나아가기 위한 기술력 확보의 하나의 기반이 되는 과제로 기대할 수 있다. SBAS 시스템은 안정적으로 얼마나 정확한 서비스를 제공하는지를 통해 운영모드가 결정된다. 따라서 본 연구개발과제를 통해 평가하고 예측하는 KASS의 성능지표를 활용하여, KASS의 어떤 부분에 대한 보완과 개발이 필요할지를 확인할 수 있는 결과물 확보의 기여할 수 있다.

2) 경제적 • 산업적 측면

본 연구개발과제에서 개발되는 SBAS 성능 평가 기술이 실용화가 된다면 KASS에 대하여 항공기 사용자의 성능 평가를 보다 정확하게 할 수 있다. 이를 활용하면 KASS의 성능에 문제가 발생할 경우 정확한 성능 평가 결과를 바탕으로 문제 파악을 보다 정확하게 하는 것이 가능하다. 즉, KASS의 서비스 품질을 안정적으로 관리하는데 도움을 준다. 또한 KASS 성능의 정확한 평가 결과는 KASS의 개선해야 할 부분을 파악하는데 도움을 줌으로써 향후 시스템의 성능을 개선하는 데에도 기여할 수 있다. 이러한 KASS의 안정적인 서비스 제공과 서비스 품질 향상은 항공기의 안전한 운항에 직접적인 영향을 주므로 항공기 운항 안정성에도 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

현재 전 세계적으로 활발히 연구 개발이 진행 중인 자율주행 및 자율비행을 기반으로 하는 시스템에 대한 경제적인 기대성과는 계산이 불가할 정도로 클 것으로 예상된다. 본 연구개발과제 내용을 확장하여 도심지에서의 지형지물 정보를 고려한 가시성 판단 알고리즘을 개발할 수 있다면, 이를 기반으로 보다 안정적인 자율주행 및 자율비행 시스템을 만들 수 있을 것으로 기대된다. 또한 안정적임과 동시에 최적의 경로를 시스템에 제공함으로써 연료비용 절감 및 친환경적인 긍정적 요소들에 대해서도 기대할 수 있다.

시간이 지남에 따라 꾸준히 증가하고 있는 항공기 수요에 신공항과 기존 공항의 규모를 확장해야하는 필요성 또한 증가하고 있는 상황이다. 이에 대해 본 연구개발 결과물을 토대로 안정적이고 정확한 항공기 운항 성능을 가질 수 있는 곳에 대한 평가를 미리 할 수 있을 것에 대해 기대할 수 있으며, 이를 통해 여러 평가 비용절감과 같은 경제적인 효과도

기대할 수 있다.

본 과제 관련한 내용에 대해서, 선진국은 이를 활용할 수 있는 여러 상용프로그램들이 존재하거나 개발 중일 수 있다. 하지만 본 연구개발과제의 내용에 관련한 프로그램들의 경우 국방과 관련한 내용을 포함하고 있어 구입을 하는 것이 쉽지 않을 뿐만 아니라, 전세계적으로 수요가 많지 않기 때문에 그에 대한 비용이 상당히 높은 수준이다. 따라서 본 연구개발과제를 통해 이러한 해외 선진국 프로그램의 구입비용 절감을 기대할 수 있으며, 과제 결과물을 기반으로 하는 자체 성능 평가 원천 기술 확보와 함께 자체 소프트웨어 개발을 통해 긍정적인 경제적 효과를 기대 할 수 있다.

3) 사회적 측면

KASS의 항공기 사용자 성능 예측 기술의 실용화 시 앞으로 제공되는 서비스가 요구 성능을 만족하는지 여부를 대략적으로 예측할 수 있다. 이를 바탕으로 공항 별로 요구 성능을 만족하지 못하는 기간을 미리 파악하고 사용자에게 공지하는 것이 가능하다. 사전에 미리 예상되는 서비스 불가 기간을 제공함으로써 예상치 못한 서비스 중단으로 인한 항공 교통 혼란 등의 문제를 방지할 수 있도록 도움을 줄 수 있다.

이 면은 공백임

6. 연구 과정에서 수집한 해외 과학기술 정보

표 44 연구 과정에서 수집한 해외 과학기술 정보

번호	제목	내용	국가 (기관)	수집일	자료형태
1	MAAST (MATLAB Algorithm Availability Simulation Tool) Version 1.4	• 미국 WAAS의 성능 예측 및 Multi-Constellation Multi-Frequency SBAS 연구를 위한 MATLAB 기반 시뮬레이션 소프트웨어 • 일부 기능만 Open 소스 코드로 확보 가능 • 핵심 알고리즘은 소스 코드 확인 불가	미국 (Stanford Univ.)	2017.01.15	소프트웨어 (MATLAB)
2	SBASimulator Version 1.0	• 유럽 EGNOS의 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 소프트웨어 • JAVA 기반 웹 실행 가능한 범용 소프트웨어 • 단순화 된 무결성 정보 생성 방법만 추측 가능 (실제 EGNOS 알고리즘과 다름)	유럽 (ESA)	2017.07.24	소프트웨어 (JAVA)
3	SBASimulator Version 2.0	• Multi-Frequency EGNOS의 성능 평가 및 예측을 위한 시뮬레이션 소프트웨어 • JAVA 기반 웹 실행 가능한 상용 소프트웨어 (유료 라이센스 필요, 1달 Trial 라이센스 사용 가능) • 단순화 된 무결성 정보 생성 방법만 추측 가능 (실제 EGNOS 알고리즘과 다름) • 항공기 자세를 고려한 SBAS 성능 분석 시뮬레이션 가능	유럽 (ESA)	2017.07.24	소프트웨어 (JAVA)
4	PEGASUS (Prototype EGNOS and GBAS Analysis System Using SAPPHIRE) Tool	• SBAS 성능 검증 및 분석을 위한 상용 소프트웨어 • 실제로 방송된 SBAS 메시지 및 GNSS 실측 데이터 처리 가능 • 사용자 거리영역 및 위치영역 성능 검증에 활용 가능	유럽 (Euro Control)	2017.05.01	소프트웨어 (실행파일)

5	MAAST for ARAIM Version 0.4	• 수직 유도를 위한 다중고장, 다중위성군 활용 ARAIM 사용자 알고리즘이 구현된 MATLAB 기반 시뮬레이션 소프트웨어 • ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산을 위한 측정치 처리, 고장 감시 및 처리 알고리즘 소스 코드 제공	미국 (Stanford Univ.)	2017.12.26	소프트웨어 (MATLAB)
6	ARAIM Milestone 3 Report Final Version (2016.02.25)	• ARAIM 기술 보고서 • ARAIM 연구 Roadmap 및 주요 이슈 확인 가능 • ARAIM 사용자 보호수준 계산을 위한 주요 알고리즘 확인 가능	미국 (FAA)	2018.04.13	문서 (PDF)

7. 연구개발과제 수행에 따른 연구실 등의 안전 조치 이행 실적

가. 연구실 안전조치 이행계획

하위 내용은 서울대학교 환경안전원이 발간한 “2017 국가안전관리 세부집행계획(2016.12)”을 요약한 자료입니다. (서울대학교 환경안전원: http://ieps.snu.ac.kr/)

■ 목적

서울대학교 이공계 실험실 및 미술대학 작업장의 안전사고 예방과 연구 활동종사자를 보호하기 위하여 환경안전교육, 실험실 안전점검, 안전사고 대응 대책수립 등 안전한 실험실 환경조성 및 연구활동종사자의 건강보호와 안전을 확보

■ 연구활동종사자 환경안전교육 실시

1) 개요

- 「연구실 안전환경 조성에 관한 법률」 및 「서울대학교 안전환경관리규정」에 의거 안전한 실험실 환경조성과 연구활동종사자를 대상으로 사고예방을 위한 환경안전교육 실시
- 교육 대상자 : 이공계(미대 포함) 대학 학부생, 대학원생, 연구원, 교수 및 직원 등

2) 석/박사 신규 및 정기교육

- 신규교육 :
  - 신입생을 대상으로 하는 집체교육으로 현재 매 학기 당 이틀 간 14시간 교육을 2017년 2월, 8월 교육 예정
- 정기교육 :
  - 서울대학교 환경안전원 홈페이지와 교직원 홈페이지에 사고사례 및 안전교육 동영상을 공개하여 자체교육 자료를 제공하고 실험실안전 통합관리 시스템에서 자체 교육 등록
  - 연구개발인력교육원에서 개발한 연구실 안전 온라인 콘텐츠와 환경안전원에서 제작한 콘텐츠 54개를 서울대학교 교수학습개발센터에서 새로 도

입하여 운영할 온라인 공개강좌 기반 시스템에 접목하여 정기 교육에 활용

3) 수시 교육

- 연구실 사고 발생, 신입 연구원 채용 등 안전교육 필요시 기관 요청에 의해 실시

■ **실험실 안전점검 실시**

1) 개요

- 「연구실 안전환경 조성에 관한 법률」에 의거 이공계 대학, 연구소 실험실 및 미술대학 작업장을 [표1]과 같이 실험 특성에 따라 유형별로 분류하여 일상점검, 정기점검, 특별안전점검, 정밀안전진단 실시

표 45 안전점검 실험실 수

A유형 실험실	B유형 실험실	C유형 실험실	D유형 실험실	합계
410	433	133	278	1,254

* 실험실 분류 기준 :
A형 : 미생물 및 동물(LMO), 방사성동위원소 물질 등을 사용하는 실험실
B형 : 화학약품 등을 사용하는 실험실
C형 : 기계·전기 설비 등을 사용하는 실험실
D형 : 실험·실습을 수행하지 않는 설계·컴퓨터 관련 등의 실험실

- *본 연구개발과제를 수행하는 실험실은 기계·전기 설비 등을 사용하는 C유형 연구실임*

2) 일상점검

- 연구개발 활동 전 연구개발 활동에 사용되는 실험 약품 및 장비의 이상 유무 점검
- 기간 : 연중
- 실시자 : 해당 연구실의 연구활동종사자
- 내용 : 실험실별 특성에 맞는 점검표 작성 후 점검 실시

3) 정기점검

- 실험실 안전점점 체계[붙임 1]에 따라 매년 정기점검을 실시하고, 그 결과를 「서울대학교 실험실안전 白書」로 발간하여 부적합 사항을 개선하도록 요구
- 기간 : 2017년 6월 ~ 09월

- 실시자 : 환경안전원 점검팀
- 내용 : 안전점검 프로그램을 사용하여 분야별 항목 점검

4) 특별안전점검

- 폭발사고, 화재사고 등 연구활동종사자의 안전에 치명적인 위험을 야기할 가능성이 있을 것으로 예상되는 경우에 총장의 지시에 의해 실시
- 기간 : 연중 필요시
- 실시자 : 환경안전원 점검팀 또는 외부 진단 전문기관에 의뢰
- 내용 : 위험요인별 점검

5) 정밀안전진단

- 정기점검 실시 후 도출된 위해요인에 대하여 외부 전문기관에 진단을 의뢰하여 위해요인의 개선방향 및 안전관리방안 수립
- 기간 : 2017년 11월 ~ 12월
- 실시자 : 환경안전원 점검팀과 외부 진단 전문기관에 의뢰
- 내용 : 정기점검 후 선정된 중점 점검항목 및 '연구실 안전환경 조성에 관한 법률'에 규정된 점검항목 진단

■ 실험실 안전사고 대응 및 예방

1) 개요

- 실험실에서 발생하는 안전사고에 적절히 대응하여 그 피해를 최소화 하고 유사사고 방지를 위해 대책을 수립

2) 실험실 안전사고 대응 및 처리 매뉴얼 보완관 사고 대응 훈련 실시

- 실험실 안전사고 대응 및 처리 매뉴얼에 따라 사고 전파, 조치하여 실험실 안전사고 대응훈련을 실시하여 유사사고 발생 시 대응능력 향상

3) 실험실 사고사례 전파

- 실험실 안전사고에 대한 경각심을 높이고 유사사고 예방하기 위해 국/내외 대학과 연구시관에서 발생하는 사고를 수집하여 학내 대학원생 및 연구원 등에게 이메일과 공문을 통해 전파

4) 실험실 사고처리흐름도 및 비상연락스티커 배포

- 실험실사고 발생 시 신속하고 정확하게 처리할 수 있도록 일련의 사고처리 흐름도 및 비상연락 스티커 제작 배포

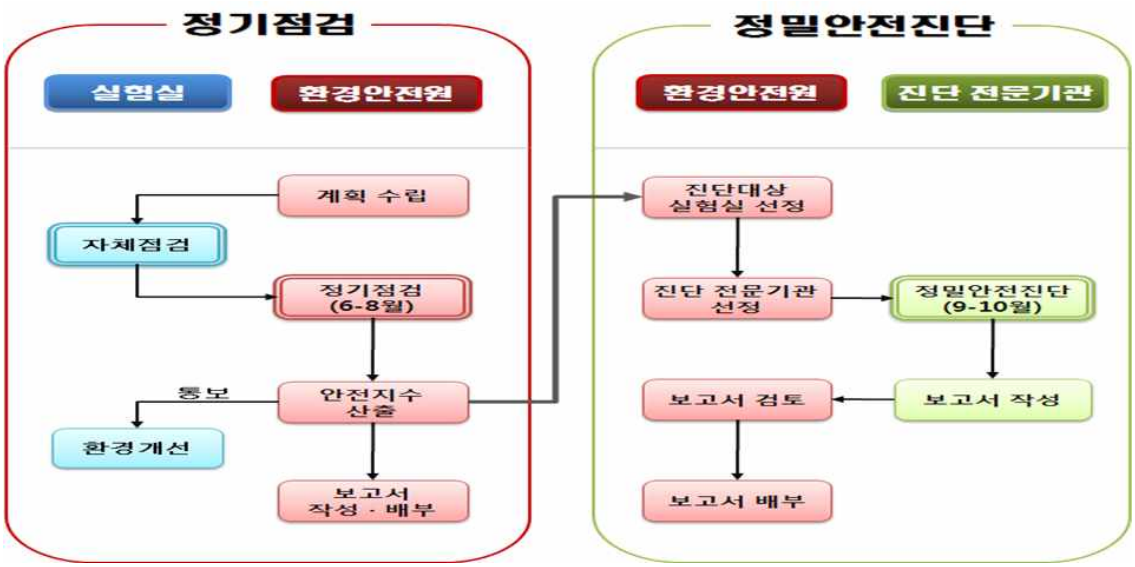


그림 262 실험실 안전점검 체계



그림 263 실험실 사고 시 비상연락 스티커

■ **실험실 환경개선사업 실시**

실험실 안전사고 예방과 실험종사자 보호를 위해 안정장비 확충, 시설 및 설비, 노후 기자재 교체 등 실험실 환경 개선 유도

■ **공기오염도 조사 실시**

1) 개요 : 연구·실험실내 공기오염도 조사를 통해 부적합 실험실에 대하여 환경개선을 요청하여 안전하고 쾌적한 실험실 환경을 구축

2) 기간 : 2017년 11월 ~ 12월

3) 대상 : 학내 연구·실험실 중 예비조사를 통해 대상시설 선정

4) 내용 : 미세먼지, 휘발성유기화합물, 포름알데히드, 이산화탄소 등 7가지 항목

■ **연구활동종사자 상해보험 가입**

「연구실 안전환경 조성에 관한 법률」 제14조에 따라 연구실에서 발생한 사고로 인한 부상, 질병, 신체 장해, 사망 등 생명 미 신체상의 손해를 보상하는 연구실 상해보험 가입

1) 대상: 연구활동종사자(4대 보험 미가입자)

2) 보험명: 연구활동종사자 상해보험

3) 보험 회사: 현대해상화재보험

4) 보상 금액: 사망-1억원, 후유장해-1억원 이하, 부상-1천만원이하

■ **연구활동종사자 건강검진 실시**

「연구실 안전환경 조성에 관한 법률」 제18조 4항에 따라 「산업안전보건법 시행령」 제29조, 같은법 시행규칙 별표 12의2 「특수건강진단 대상 유해인자」 및 바이러스 등에 노출될 위험성이 있는 연구활동종사자를 모니터링하여 건강검진 실시

■ 실험실 안전사고 처리 흐름도

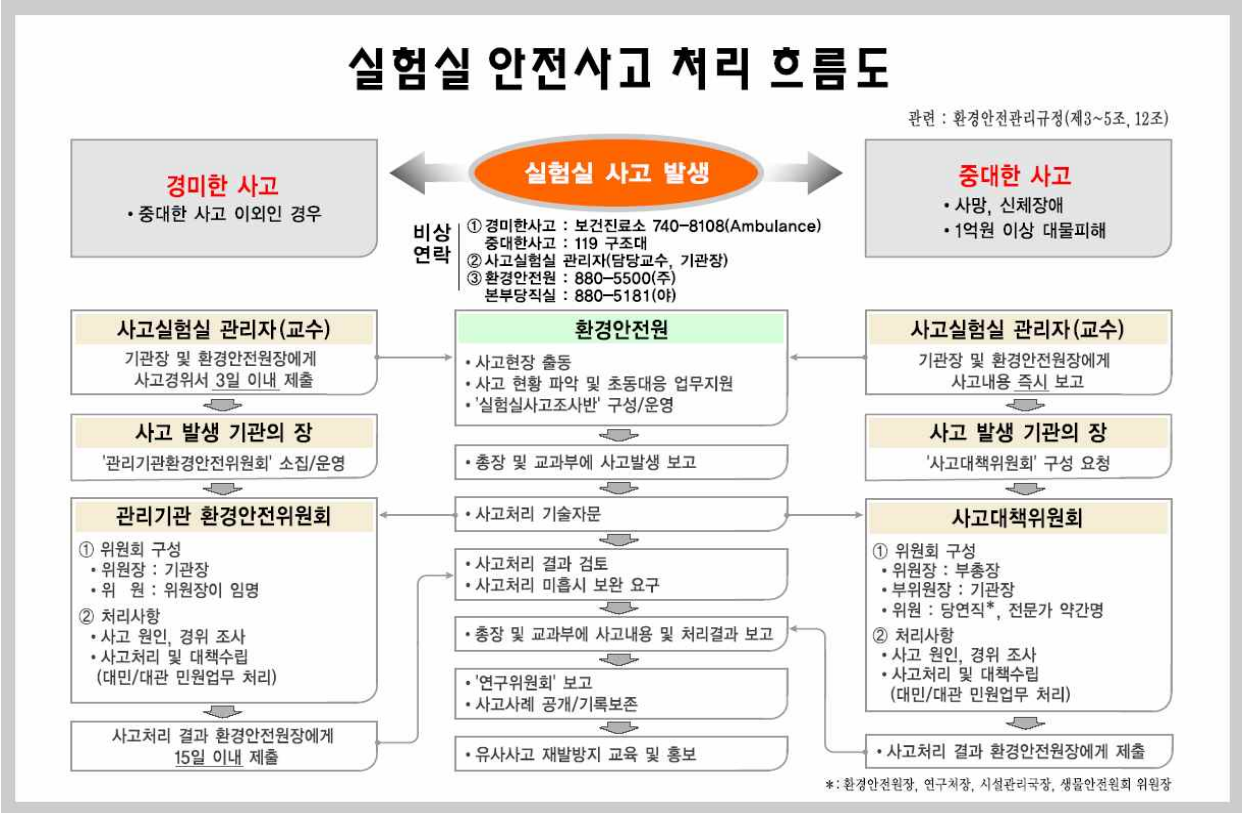


그림 264 실험실 안전사고 처리 흐름도

나. 연구실 안전조치 이행실적

연구개발과제 수행에 따른 연구실 안전 조치 이행 주요 실적 사항은 아래와 같다.



그림 265 실험실 사고 시 비상연락 스티커 부착



그림 266 화재대피용 방독면 구입 및 비상구 야광스티커 부착

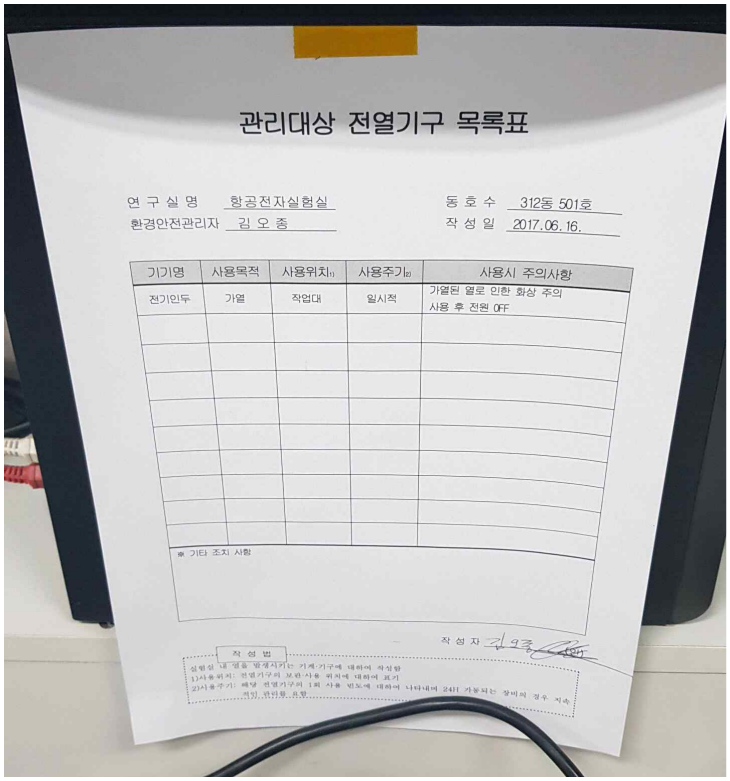


그림 267 주요 화재 관리대상 (전열기구) 목록 작성 및 관리



그림 268 소화기 점검



그림 269 노후 멀티콘센트 교체 및 미사용 콘센트 안전커버 장착



그림 270 실험실 자체 안전 점검 수행 및 소방/실험실 안전관리 회의 참석

이 면은 공백임

8. 연구개발과제의 대표적 연구 실적

가. 국내외 논문 게재

표 46 국내외 논문 게재 실적

번호	구분 (논문/ 특허/ 기타)	논문명/특허명/ 기타	소속 기관명	역할 (저자)	논문 게재지/ 특허 등록 국가	영향력 지수	논문 게재일 /특허 등록일	사사 여부 (단독 사사 또는 중복 사사)	특기 사항 (SCI 여부/인용 횟수 등)
1	논문	Accuracy Improvement of DGPS for Low-Cost Single-Frequency Receiver Using Modified Flächen Korrektur Parameter Correction	서울대학교	1저자 (김정범)	스위스	1.723	2017.07.20	단독	SCI 2회 인용
2	논문	Pseudolite/ Ultra Low-Cost IMU Integrated Robust Indoor Navigation System through Real-Time Cycle-Slip Detection and Compensation	서울대학교	1저자 (김문기)	대한민국	KCI	2017.12.15	단독	비SCI
3	논문	KASS 가용성 성능 평가를 위한 MATLAB GUI 기반 소프트웨어 설계	서울대학교	1저자 (최봉관)	대한민국	KCI	2018.10.31	단독	비SCI
4	논문	A Single Station Based Precise Positioning System: Multiple-Antenna Arrangement for Instantaneous Ambiguity Resolution	서울대학교	1저자 (김오종)	미국	1.6	2019.01. (투고 완료)	단독	SCI

나. 국내 및 국제 학술회의 발표

표 47 국내외 학술회의 발표 실적

번호	구분 (국내/ 국제)	논문명	학술회의 명칭	발표자	국명	발표장소	발표일시	사사 여부 (단독 사사 또는 중복 사사)
1	국제	New Vector Calibration Method for Magnetometer and Its Impact on Integrated Navigation System for Low-cost UAV	Pacific PNT 2017 Conference	노희권	미국	Marriott Waikiki Beach in Honolulu, Hawaii	2017.07.20	단독
2	국제	A New Gravity Absorption Modeling for GPS/RISS in Land Vehicle	ION GNSS+ 2017 Conference	김정범	미국	Oregon Convention Center, Portland	2017.09.28	단독
3	국제	Development of SBAS Simulation Software for Analysis of KASS Availability Performance	ISGNSS 2017 Conference	최봉관	중국	Hongkong Polytechnic University, Hongkong	2017.12.13	단독
4	국내	기압 고도계 및 가속도계 결합을 통한 고도 추정	2018년 한국항공우주학회 춘계학술대회	노희권	대한민국	설악 대명리조트	2018.04.20	단독
5	국제	Estimation and analysis of GPS satellite DCB using regional GPS network	European Navigation Conference (ENC) 2018	한덕화	스웨덴	Chalmers University of Technology	2018.05.15	단독
6	국내	항공기 자세를 고려한 SBAS 가용성 성능 예측 시뮬레이션 소프트웨어 개발	2018년 한국항행학회 종합학술대회	한덕화	대한민국	서울 중소기업 중앙회	2018.11.02	단독
7	국내	KASS 운용 시험 및 성능 평가를 위한 위치 영역 분석 알고리즘 검증	2018년 한국항행학회 종합학술대회	김동욱	대한민국	서울 중소기업 중앙회	2018.11.02	단독

8	국내	단일 스테이션 기반 위치결정시스템의 미지정수 결정능력 향상을 위한 안테나 배치 연구	2018년 항법시스템학회	김오종	대한민국	제주 라마다 프라자호텔	2018.11.08	단독
9	국내	한반도 지역 RAIM/ARAIM 사용자의 가용성 분석	2018년 항법시스템학회	김정범	대한민국	제주 라마다 프라자호텔	2018.11.09	단독
10	국내	GPS 사용자 전리층 지연 추정에 대한 thin shell 모델 개선 방법 제안	2018년 항법시스템학회	최봉관	대한민국	제주 라마다 프라자호텔	2018.11.09	단독

다. 저작권 (소프트웨어)

표 48 소프트웨어 저작권 등록 실적

번호	저작권명	창작일	저작자명	등록일	등록 번호	저작권자명	기여율
1	RAIM/ARAIM 기반 사용자 보호 수준 계산 프로그램	2017.11.17	기창돈 김정범 한덕화 김동욱 최봉관	2017.11.30	C-2017-030706	서울대학교 산학협력단	100
2	항공기 사용자용 SBAS(광역보정항법시스템) 성능평가 소프트웨어	2018.08.20	기창돈 최봉관 한덕화 김정범 김동욱	2018.08.31	C-2018-022918	서울대학교 산학협력단	100

라. 수상 실적

표 49 수상 실적

번호	종류	포상명	포상 내용	포상 대상	포상일	포상 기관
1	수상	2018년 항법시스템학회 우수논문상	2018년 항법시스템학회 우수논문상	김오종	2018.11.09	(사)항법시스템학회

마. 전문 연구 인력 양성

표 50 전문 연구 인력 양성 실적

번호	구분 (석사/ 박사)	학위취득 년도	성명	대학/학과	학위논문명	참여기간
1	박사	2017.02.	노희권	서울대학교/ 기계항공공학부	Sensor failure scenarios and corresponding solutions of three axis magnetometer integrated GPS/INS UAV navigation system	2017.04.01. ~ 2018.04.30.
2	석사	2017.08.	최민규	서울대학교/ 기계항공공학부	저궤도 큐브위성 자세 결정 제어 시스템의 센서 보정 및 단일 축 HIL 검증 실험	2017.04.01. ~ 2017.08.31.
3	석사	2017.08.	김문기	서울대학교/ 기계항공공학부	실시간 Cycle slip 검출과 보상을 통한 강건한 의사위성/초저가 IMU 결합 실내 항법 시스템	2017.04.01. ~ 2017.08.31.
4	박사	2018.02.	한덕화	서울대학교/ 기계항공공학부	이중차분 반송파 측정치를 활용한 SBAS 전리층 보정정보 정확도 향상에 관한 연구	2017.04.01. ~ 2018.12.31.
5	석사	2019.02.	강선호	서울대학교/ 기계항공공학부	Improving Detection Performance of Ionospheric Disturbances due to Earthquake with a Noise Reduction Method	2017.04.01. ~ 2018.12.31.
6	석사	2019.02.	최봉관	서울대학교/ 기계항공공학부	Improvement of SBAS ionospheric correction generation using Chapman electron density distribution	2017.04.01. ~ 2018.12.31.
7	석사	2019.02.	심한준	서울대학교/ 기계항공공학부	HILS Verification of Low Earth Orbit Cube-Satellite Attitude Determination and Control System Using Helmholtz Cage	2017.04.01. ~ 2018.12.31.

9. 기타 사항

가. 국내외 연구 관련 기관 자문 회의 및 교류

표 51 국내외 연구 관련 기관 자문 회의 및 교류 실적

번호	자문 및 연구 교류 기관	국가	날짜	주요 내용	비고
1	ESSP (European Satellite Services Provider) CNES (Centre National d'Etudes Spatiales)	유럽	2017.11.13 2017.11.14	• 유럽 EGNOS 관련 기관인 ESSP와 CNES과 연구 내용 자문 회의 진행 • SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 자문	대면 회의 (KASS 사업단 연계)
2	Stanford University	미국	2018.04.12	• Stanford 대학이 작성한 MAAST for ARAIM 코드 중 보호수준 계산 알고리즘 자문	이메일
3	한국항공우주연구원 (KASS 사업단)	대한민국	2018.11.05	• 과제 핵심 연구 내용을 KASS 사업단에 전달	이메일

1) SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 자문 (유럽 ESSP 및 CNES)

유럽 EGNOS를 운영하는 기관인 ESSP (European Satellite Services Provider)와 핵심 알고리즘 연구 기관인 CNES (Centre National D'Etudes Spatiales)를 방문하여 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘에 대한 자문을 하였다. 본 자문 회의는 KASS 사업단 (한국항공우주연구원, KARI) 과 연계하여 수행되었다. KARI-ESSP 회의 (2017.11.13.) 에서는 EGNOS 운영 방법 및 성능 검증을 위한 다양한 툴 (소프트웨어) 에 대한 소개를 받고, SBAS 성능 검증을 위한 방법에 대한 논의를 진행하였다. KARI-CNES 회의 (2017.11.14.) 에서는 본 과제에서 수행하는 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘과 질문사항을 발표한 후 CNES의 답변 및 자문 의견을 받는 회의를 진행하였다. 자문 회의에서 논의된 질문사항에 대한 CNES 답변과 향후 대응방안은 아래와 같으며, 해당 내용은 KASS 사업단과도 공유되었다.



KARI – ESSP 회의



KARI – CNES 회의

그림 271 유럽 ESSP 및 CNES 자문 회의 참석 사진

표 52 유럽 CNES 질의응답 목록

질문 #1	Definition of Integrity Risk
질문 내용	• [영문] We have found the integrity risk is differently defined in the EGNOS compared to the WAAS. In case of the EGNOS, the integrity risk is related to the alert limit (AL) while the WAAS integrity risk is defined as protection level (PL). Is it okay to verify integrity performance on different criteria? – EGNOS definition: A integrity risk is defined as the probability that the position error (PE) is larger than the alert limit (AL) without warning within time to alert (TTA). – WAAS definition: A HMI (Hazardously Misleading Information) probability is defined as a integrity risk. According to the WAAS specification document, the HMI is defined as such a situation when protection level (PL) is less than PE without waring within TTA. • [국문] 무결성 위협에 대한 정의가 EGNOS와 WAAS가 서로 상이한 것을 확인했다. EGNOS의 경우 무결성 위협은 AL과 관련되어 정의되어 있다. WAAS는 PL로 정의가 되어 있다. 무결성 성능 검증 시 서로 다른 기준을 사용하는 것이 문제가 되지는 않는가? – EGNOS 정의: 무결성 위협은 TTA 이내 경보없이 PE가 AL을 넘을 확률로 정의됨. – WAAS 정의: HMI 확률이 무결성 위협으로 정의됨. HMI는 TTA 이내 경보없이 PE가 PL을 넘을 확률로 정의됨.
CNES 답변	• CNES에 의하면 Integrity Risk에 대한 정의는 PL과 AL 모두 가능함. EGNOS의 경우 APV-I 서비스 사용자라는 specific application 에 대한 무결성 위협을 평가하기 위해 AL로 정의됨. 보통 시스템 레벨 검증 시 PL을 사용하고, 서비스 레벨 검증 시 AL을 사용함.
향후 대응방안	• EGNOS Integrity Risk 정의가 문제없음을 확인하였기 때문에, 향후 KASS의 무결성 관련 개념을 EGNOS와 동일하게 정의하는 것에 이견이 없음. 현재 개발 중인 APV-I급 KASS 운용 시 서비스 레벨에서 사용자 무결성 성능 검증은 AL로 하는 것이 타당함. 하지만 미래에 등장 가능한 다양한 Application 에 대한 원활한 대응과 CAT-I급 서비스로의 시스템 확장을 위해서 시스템 레벨에서는 WAAS의 정의와 같이 PL을 통해 무결성 성능을 보수적으로 검증하는 것을 고려해야함.

질문 #2	Concept of Availability
질문 내용	• [영문] The availability of a navigation system is the percentage of time that the system performance level is available to support the intended flight operation. That means system service is considered to be available when the accuracy, integrity, and continuity requirements are all met. However, we generally evaluate the availability by the percentage of the time epoch when PL are not greater than AL. Why does the system validation process use this simply calculated average availability (PL < AL)? • [국문] 가용성은 시스템 성능이 의도한 항행 운용이 가용한 시간의 비율로 결정된다. 즉 정확성, 무결성, 연속성 요구조건을 만족할 때 시스템 서비스가 가용하다라고 한다. 그런데 일반적으로 가용성은 단순히 PL이 AL보다 작은 시간의 비율로 평가한다. 시스템 검증에서 가용성을 평균(PL < AL 인 epoch 수/전체 epoch 수)으로 계산하는 이유가 무엇인가?
CNES 답변	• CNES에 의하면 무결성 성능은 확률이 매우 작으므로 성능 만족을 가정함. 정확성은 정밀 위치를 모르면 평가가 불가능하지만 정확성 요구조건인 95% 누적 위치오차가 상당히 여유롭게 설정되어 있으므로 만족을 가정함. 연속성 요구조건은 실질적으로 만족이 어려움. 따라서 PL이 AL보다 작은 시간의 비율로 가용성을 평가하는 것이 문제가 없음. 실제 사용자는 PL만 알고 있으므로 PL이 AL 보다 작은 경우 SBAS 서비스가 가용하다고 판단.
향후 대응방안	• 일반적인 방법대로 24시간 데이터에 대해 PL이 AL보다 작은 시간의 비율로 가용성 성능을 평가함.
질문 #3	Availability Forecast (Prediction)
질문 내용	• [영문] The ESSP provides predicted availability maps before a week. How can we forecast availability performance? What is the availability delta map on the ESSP EGNOS user support site? Where can we use the availability forecast results? • [국문] ESSP는 일주일전 가용성 성능 예측 결과를 제공한다. 가용성 성능 예측은 어떻게 하는가? ESSP가 EGNOS user support 웹페이지에서 제공하는 가용성 delta map 이란 무엇인가? 가용성 성능 예측 결과는 어디에 활용하는가?
CNES 답변	• CNES에 의하면 가용성 성능 예측은 시뮬레이션 기반으로 위성 위치와 SBAS 보정메시지를 생성하여 성능을 예측함. 이때 GPS 위성의 outage 및 healthy 정보의 예측 데이터인 NANU (Notice Advisory to NAVSTAR User) 정보를 SBAS 성능 예측에 반영함. 가용성 delta map 이란 nominal 상태의 가용성과 예측된 가용성과의 차이를 나타내는 맵임. Delta map 의 값이 작을수록 예측 결과와 의도한 성능이 일치한다고 할 수 있음.
향후 대응방안	• KASS도 EGNOS와 마찬가지로 성능 모니터링 및 평가 뿐 만 아니라 시스템 운영 시 성능 예측 결과를 제공해야 할 것으로 보임. KASS 성능을 예측하기 위해서는 개발 중인 시스템의 무결성 정보 생성 알고리즘을 확보하고, 동일한 알고리즘을 기반으로 시뮬레이션 툴을 개발할 필요가 있음. 현 단계에서 성능 예측 방법에 대한 관심과 이해가 필요하다고 판단됨.

2) ARAIM 알고리즘 자문 (미국 Stanford University)

ARAIM 연구를 선도하는 미국 Stanford University의 Juan Blanch 박사와 ARAIM 알고리즘에 대한 질의응답을 이메일을 통해 주고받았다. Stanford University 가 오픈 소스로 공개한 MATLAB 기반의 MAAST for ARAIM 코드 중 사용자 보호수준을 계산하는 부분에 대해 궁금한 사항을 질문하였고, 알고리즘과 관련된 문서 (ARAIM Milestone 3 Report)를 확보하여 ARAIM 알고리즘에 대한 이해와 보완을 수행하였다. 주고받은 이메일을 아래에 첨부하였다.

보낸사람 : Juan Blanch <blanch@stanford.edu>
받는사람 : "김정범" <magicromeo@snu.ac.kr>
받은날짜 : 2018-04-12 (목) 21:35:41
제목 : Re: Question about MASST ARAIM Code (Kes's Student)

Dear Mr. Kim,

Thank you for your interest in my papers and the matlab code. The PL computation is described in the Appe ndix of the ARAIM Milestone 3 report (an evolution of the paper "Baseline ARAIM airborne algorithm and pos sible improvements". The PL is the solution of an equation, which is solved using a half interval search.

I hope this helps.

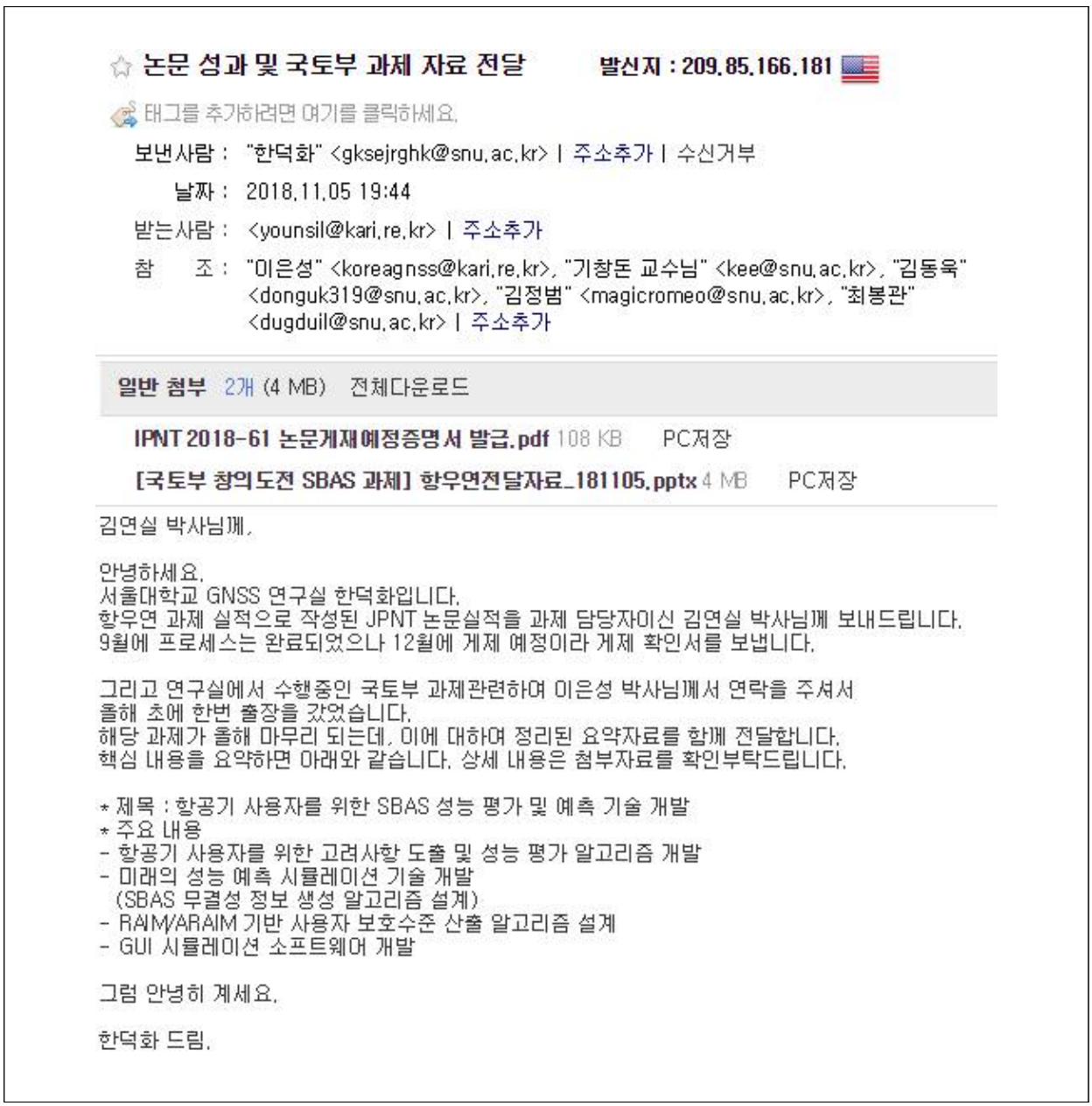
Best regards,

Juan Blanch

> On Apr 12, 2018, at 9:34 AM, 김정범 <magicromeo@snu.ac.kr> wrote:
>
> Dear Dr. Blanch
>
> Hello, my name is Jungbeom Kim. I am a Ph.D candidate of professor Kee's GNSS Lab. at Seoul National University in Korea.
>
> I have been interested in integrity and ARAIM, and I have been studying it with your papers. A few months ago, I found ARAIM Matlab code (Masst_araimpb0.3) you wr ote on Stanford GPS team website and I am trying to understand the algorithm in thi s code.
>
> The reason why I am sending this mail today is because I have questions about the ARAIM code. In the case of the protection level calculation method which I know, th e protection levels are determined by the assigned integrity risks for each case. Ho wever, in the ARAIM code (function name: compute_protection_level_v2.m / line nu mber: 50~59), there is a section that calculates the lower and upper bounds of the protection level and continuously calculate the new protection level in the 'while' stat ement. This part is difficult to me.
>
> Can I ask you to recommend some papers or articles which describes the algorithm in the ARAIM code?
>
> I would be grateful for any comment or recommendation from you.
>
> Thank you for reading my email and for always sharing good research results. I am l ooking forward to answering from you.
>
> Yours faithfully,
> Jungbeom Kim
> GNSS Lab.
> Seoul National University

3) KASS 사업단과의 연구내용 교류

중간모니터링 수정 및 보완사항 의견에 따라 진행한 본 연구 과제 내용이 한국항공우주연구원 KASS 사업단과 향후 연계 및 활용 될 수 있도록 연구 수행 자료를 이메일을 통해 교류하였다. 전달한 이메일과 연구 수행 자료에 대한 내용은 아래와 같다.



☆ 논문 성과 및 국토부 과제 자료 전달 발신지 : 209.85.166.181

태그를 추가하려면 여기를 클릭하세요.

보낸사람 : "한덕화" <gksejrghk@snu.ac.kr> | 주소추가 | 수신거부

날짜 : 2018.11.05 19:44

받는사람 : <younsil@kari.re.kr> | 주소추가

참 조 : "이은성" <koreagnss@kari.re.kr>, "기창돈 교수님" <kee@snu.ac.kr>, "김동욱" <donguk319@snu.ac.kr>, "김정범" <magicromeo@snu.ac.kr>, "최봉관" <dugduil@snu.ac.kr> | 주소추가

일반 첨부 2개 (4 MB) 전체다운로드

IPNT 2018-61 논문게재예정증명서 발급.pdf 108 KB PC저장

[국토부 창의도전 SBAS 과제] 항우연전달자료_181105.pptx 4 MB PC저장

김연실 박사님께,

안녕하세요.
서울대학교 GNSS 연구실 한덕화입니다.
항우연 과제 실적으로 작성된 JPNT 논문실적을 과제 담당자이신 김연실 박사님께 보내드립니다.
9월에 프로세스는 완료되었으나 12월에 게제 예정이라 게제 확인서를 보냅니다.

그리고 연구실에서 수행중인 국토부 과제관련하여 이은성 박사님께서 연락을 주셔서
올해 초에 한번 출장을 갔었습니다.
해당 과제가 올해 마무리 되는데, 이에 대하여 정리된 요약자료를 함께 전달합니다.
핵심 내용을 요약하면 아래와 같습니다. 상세 내용은 첨부자료를 확인부탁드립니다.

* 제목 : 항공기 사용자를 위한 SBAS 성능 평가 및 예측 기술 개발
* 주요 내용
- 항공기 사용자를 위한 고려사항 도출 및 성능 평가 알고리즘 개발
- 미래의 성능 예측 시뮬레이션 기술 개발
  (SBAS 무결성 정보 생성 알고리즘 설계)
- RAIM/ARAIM 기반 사용자 보호수준 산출 알고리즘 설계
- GUI 시뮬레이션 소프트웨어 개발

그럼 안녕히 계세요.

한덕화 드림.

국토부 창의도전연구과제 설명자료

항공기 사용자를 위한 SBAS 성능 평가 및 예측 기술 개발



서울대학교 GNSS 연구실

GNSS LABORATORY
SEOUL NATIONAL UNIVERSITY

연구 과제 개요

연구 과제 개요

❖ **연구 과제명**

- 항공기 사용자를 위한 SBAS 성능 평가 및 예측 기술 개발

❖ **연구기간**

- 2017.04.01. ~ 2018.12.31.
  - 1차년도 : 2017.04.01. ~ 2017.12.31. (9개월)
  - 2차년도 : 2018.01.01. ~ 2018.12.31. (12개월)

❖ **연구기관**

- 서울대학교 (연구책임자 : 기창돈)

연구 배경

❖ **KASS (Korea Augmentation Satellite System) 구축**



- 증가하는 항공 교통 수요
- 더 정확하고 안전한 항행 서비스 필요

한국형 SBAS (KASS) 구축

➔ 2022년까지 **APV-I** 요구조건을 만족하는 시스템 개발

* 국토교통부 보도자료

연구 배경

❖ **SBAS 성능 평가 및 예측 연구의 필요성**

- SBAS는 항공기 이착륙에 활용되는 시스템
- SBAS의 성능 확인, 문제 발생의 원인 분석 등을 위하여 방송된 데이터 뿐만 아니라 성능 데이터의 관리가 필요 (ICAO, 2005, GNSS Manual)

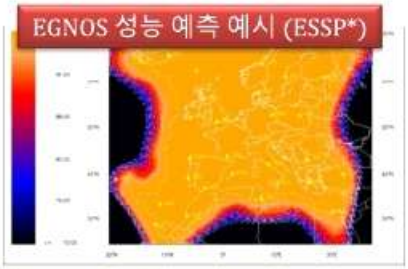
❖ **미국의 WAAS, 유럽의 EGNOS 등 국외 SBAS 시스템**

- 실시간 성능 감시 및 정기적인 후처리 성능 통계를 산출함
- 향후 공항 운영에서 서비스 중단 등의 상황을 파악하기 위한 **성능 예측을 서비스 지역(공항)에 대하여 수행하여 결과를 미리 제공**

WAAS의 성능 예측을 제공하는 공항 위치 (FAA*)



EGNOS 성능 예측 예시 (ESSP*)



GNSS LABORATORY

* FAA, WAAS Test Team, http://www.nstb.tc.faa.gov/portal.htm
*ESSP, EGNOS User Support, https://egnos-user-support.essp-sas.eu

전체 연구 개발 과제 요약

항공기 사용자의 SBAS 성능 평가 및 예측 알고리즘 설계

평가항목/요소기술 도출

일반 사용자 알고리즘
- 성능 평가 알고리즘 개발
- 성능 예측 알고리즘 개발

항공기 사용자 알고리즘
- 항공기 사용자 고려사항 도출
- 항공기 사용자 성능 평가/예측 알고리즘 개발

MATLAB GUI 시뮬레이션 소프트웨어 개발

SBAS 시뮬레이션 소프트웨어 조사

시뮬레이션 환경 구성
- GPS 궤도 생성
- SBAS 데이터 생성
- 항공기 데이터 생성

GUI 구성
- 항공기 운항 시나리오
- 항공기 위치/자세
- 보호수준/가용성

MATLAB GUI 기반 항공기 사용자 SBAS 성능 평가/예측 시뮬레이션 S/W 개발

RAIM/ARAIM 알고리즘 설계

RAIM/ARAIM 알고리즘 조사

RAIM/ARAIM 알고리즘
- RAIM 기반 보호수준 계산
- ARAIM 기반 보호수준 계산

SBAS 사용자의 RAIM의 활용 방안 도출
- RAIM 기반 보호수준의 활용 분석
- 성능 평가 알고리즘

주요 연구 성과

주요 연구 성과

1. SBAS 성능 평가 알고리즘 설계
2. SBAS 성능 예측 알고리즘 설계
3. 항공기 사용자용 알고리즘 설계
4. RAIM기반 보호수준 산출 알고리즘 설계
5. ARAIM기반 보호수준 산출 알고리즘 설계
6. GUI 소프트웨어 개발

1. SBAS 성능 평가 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

❖ 성능 평가 항목

- 정확성 (Accuracy)
  - 실제 위치와 시스템으로부터 계산된 위치 사이의 오차
- 무결성 (Integrity)
  - 시스템이 제공하는 정보를 신뢰할 수 있는지 판단하는 근거
  - 시스템 운용 도중 시스템에 문제 발생 시 적절한 시간 내에 사용자에게 경보(alerts)를 제공하는 능력
- 연속성 (Continuity)
  - 시스템이 초기 가용을 시작한 이후로 예고되지 않은 중단 없이 지속적으로 시스템을 운용할 수 있는 능력
- 가용성 (Availability)
  - 시스템이 정확성, 무결성, 연속성을 모두 만족하는 시간의 비율

1. SBAS 성능 평가 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

❖ SBAS 성능 요구조건 : ICAO RNP Requirement

Operation	Horizontal Accuracy (95%)	Vertical Accuracy (95%)	HAL (Horizontal Alert Limit)	VAL (Vertical Alert Limit)	TTA (Time-to-Alert)	Integrity	Continuity	Availability
En-route (Oceanic/ Continental)	3.7 km (2.0 NM)	N/A	7.4 km (4.0 NM)	N/A	5 min			
En-route (Continental)	3.7 km (2.0 NM)	N/A	3.7 km (2.0 NM)	N/A	5 min	$1-1\times10^{-7}$/h	$1-1\times10^{-4}$/h to $1-1\times10^{-8}$/h	
En-route, Terminal	0.74 km (0.4 NM)	N/A	1.85 km (1 NM)	N/A	15 s			
NPA	220 m	N/A	556 m (0.3 NM)	N/A	10 s			0.99 to 0.99999
APV-I	16 m	20 m	40 m	50 m	10 s			
APV-II	16 m	8 m	40 m	20 m	6 s	$1-2\times10^{-7}$ per approach (150 s)	$1-8\times10^{-6}$ per any 15 s	
CAT-I	16 m	4-6 m	40 m	10-15 m	6 s			

KASS 목표

1. SBAS 성능 평가 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

❖ 성능 평가를 위한 기능 도출

GPS 궤도, 시각 정보 처리

- GPS 방송 궤도력으로부터 궤도, 시각 정보 계산

SBAS 메시지 처리

- 사용자 위치에 맞는 위성 보정정보/무결성정보 계산
- 사용자 위치에 맞는 전리층 보정정보/무결성정보 계산

SBAS 항법해 계산

- 의사거리 측정치 오차(위성/전리층/대류층) 보정
- 의사거리 측정치 보정 후의 오차 수준 계산
- 사용자 항법해 / 보호수준 계산

사용자 성능 분석을 위한 통계치 산출

- 95% 오차 통계 (정확도)
- HMI (Hazardously Misleading Information) 상황 분석 (무결성)
- Continuity risk 분석 (연속성)
- 서비스 가용 비율 분석 (가용성)

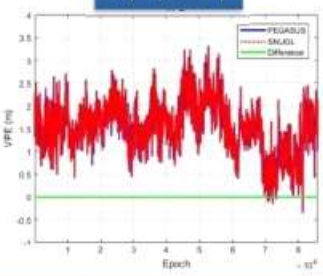
1. SBAS 성능 평가 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

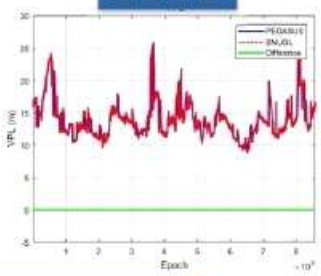
❖ 성능 평가 알고리즘 검증 결과 (메시지 처리 및 항법해/보호수준 계산)

- EGNOS의 검증 툴(PEGASUS)와 비교
- 동일한 입력을 주었을 때, PEGASUS 결과와 개발된 알고리즘 결과 비교
  - 입력 : 방송궤도력, SBAS 메시지, 사용자 측정치

위치 오차



보호수준



계산 값 차이	평균 (m)	최대 차이 (m)
수평/수직 오차	-5.87e-4 / 5.78e-5	0.003 / 0.002
수평/수직 보호수준	1.45e-6 / 2.14e-6	0.013 / 0.008

- PEGASUS 대비 0.8% 차이

2. SBAS 성능 예측 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

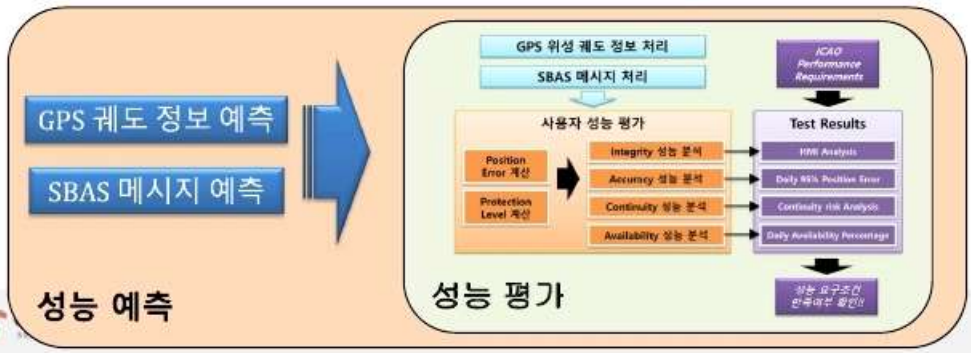
❖ **성능 평가**

- 방송된 GPS, SBAS 위성 신호의 데이터를 처리하여 사용자 성능 평가

❖ **성능 예측**

- **미래의 GPS, SBAS 데이터를 생성하는 것이 추가적으로 요구됨**
- 성능 예측 알고리즘

GPS 궤도 예측 알고리즘
SBAS 메시지 예측 알고리즘 + 성능 평가 알고리즘



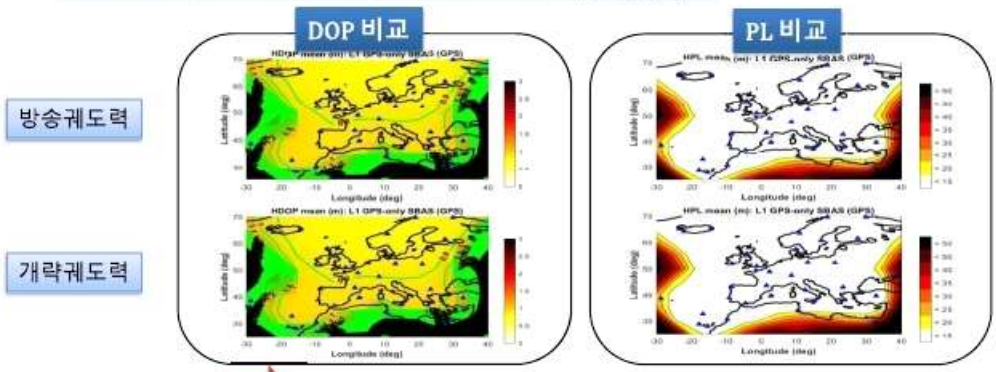
2. SBAS 성능 예측 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

❖ **GPS 궤도 예측**

궤도력	파라미터 수	정확도	비고
개략 궤도력 (almanac)	10	수 km	3일간 사용 가능
방송 궤도력	21	수 m	2시간 이후 오차 급격히 증가

➔ 미래 궤도 예측 가능



- 실제 보호수준 계산에 영향을 미치는 DOP 차이는 0.02 이하
- 개략 궤도력을 보호수준 예측에 활용 가능함을 확인

GNSS LABORATORY SEOUL NATIONAL UNIVERSITY

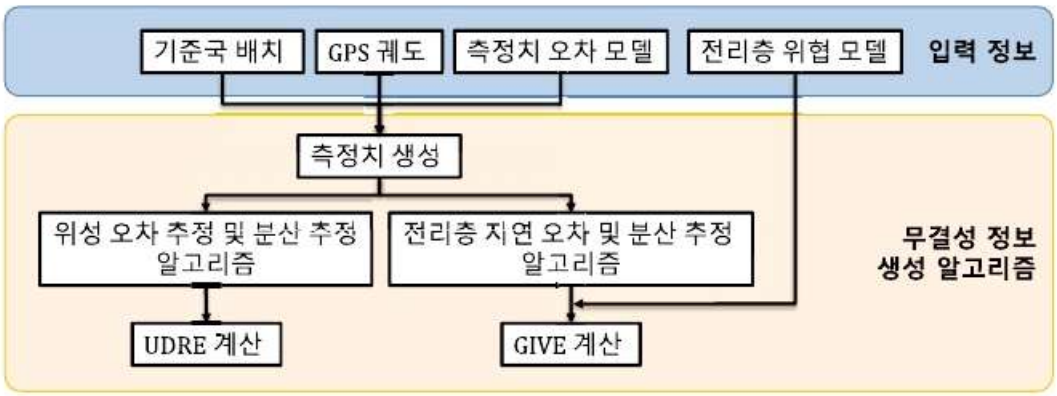
DOP : Dilution Of Precision
PL : Protection Level, 보호수준

2. SBAS 성능 예측 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

❖ SBAS 메시지 예측

- 주어진 기준국 배치, 위성 위치로부터 위성/전리층 무결성 정보인 UDRE/GIVE 생성하는 것이 핵심
- UDRE/GIVE 생성 알고리즘 조사 및 구현



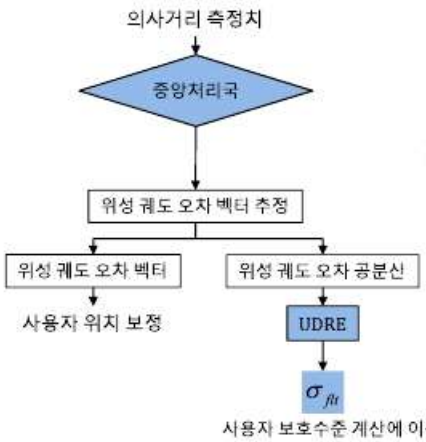
UDRE : User Differential Range Error
GIVE : Grid Ionospheric Vertical Error

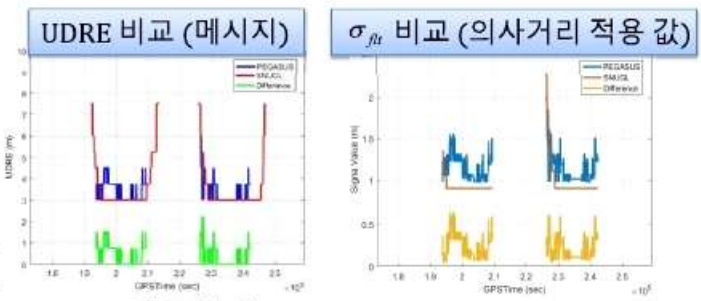
2. SBAS 성능 예측 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

❖ SBAS 메시지 생성

- UDRE 생성 검증
  - EGNOS 기준국 배치에서 개발된 소프트웨어에서 생성된 값과 실제 EGNOS 방송 메시지를 PEGASUS로 처리하여 나오는 값 비교





UDRE 평균 차이 7.34 %

GNSS LABORATORY
SEOUL NATIONAL UNIVERSITY

2. SBAS 성능 예측 알고리즘 설계

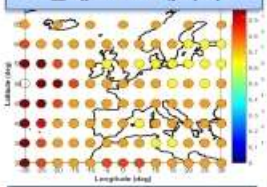
http://gnss.snu.ac.kr

❖ SBAS 메시지 생성

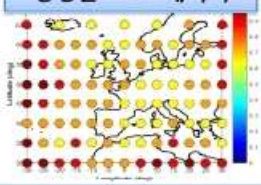
- GIVE 생성 검증
  - EGNOS 기준국 배치에서 개발된 소프트웨어에서 생성된 값과 실제 EGNOS 방송 메시지를 PEGASUS로 처리하여 나오는 값 비교



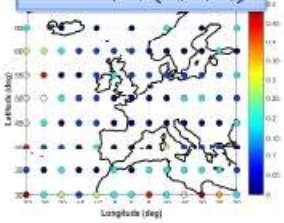
실제 GIVE 데이터



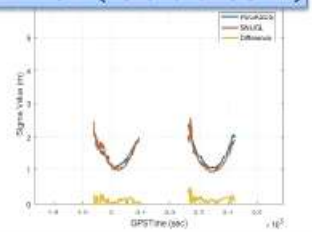
생성된 GIVE 데이터



GIVE 차이 (메시지)



σ_{URE} 비교 (의사거리 적용 값)



GNSS LABORATORY SEOUL NATIONAL UNIVERSITY

GIVE 평균 차이20.46 %

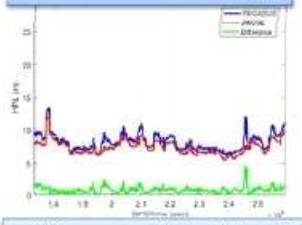
2. SBAS 성능 예측 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

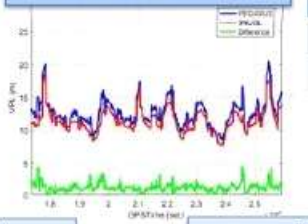
❖ 전체 성능 예측 알고리즘 검증

- EGNOS 기준국 배치에서 예측 알고리즘으로 48시간 후의 보호수준 예측
- PEGASUS (당일 방송된 데이터), SNU software (48시간 예측) 비교

수평 보호수준 (툴루즈)



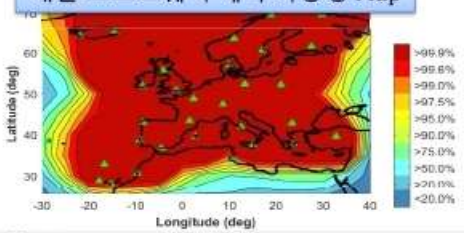
수직 보호수준 (툴루즈)



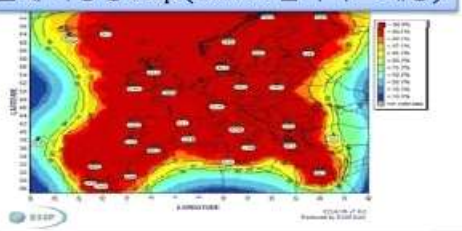
	평균 (m)	표준편차 (m)
HPL	0.7325	0.4892
VPL	1.1271	0.6479

- 실제 데이터 대비 8.9% 차이

개발 소프트웨어 예측 가용성 Map



EGNOS 실제 가용성 Map (EGNOS 웹사이트 제공)



GNSS LABORATORY SEOUL NATIONAL UNIVERSITY

3. 항공기 사용자용 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

문헌 조사 결과 (*EUROCONTROL)

자세에 따른 위성 masking이 SBAS성능에 영향을 끼치는 가장 큰 요소

선진국 시뮬레이션 툴 조사 결과 (EGNOS SBASimulator)

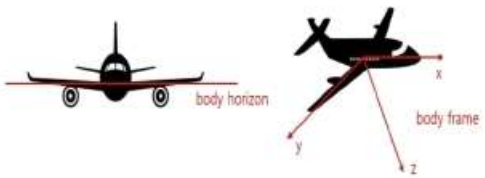
고정된 자세에 대해서만 시뮬레이션 가능

본 소프트웨어에서 고려한 항공기 사용자의 요소

항공기 자세 변화에 따른 가시위성 변화 고려

항공기의 실시간 자세변화를 고려할 수 있도록 알고리즘 설계

- **각 위성 좌표를 항공기 body frame으로 변환**
- **항공기 body horizon보다 위에 있는 위성들에 대해서만 가시성이 확보된다고 가정**



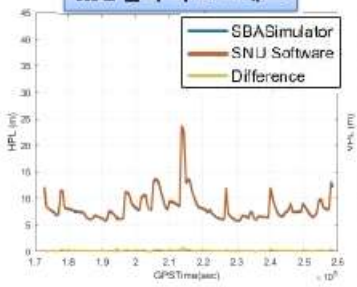
* EUROCONTROL, 1999, "EGNOS OPERATIONAL TEST AND VALIDATION FOR CIVIL AVIATION PROGRAMME OUTLINE"

3. 항공기 사용자용 알고리즘 설계

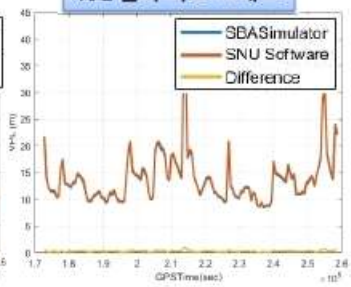
http://gnss.snu.ac.kr

- **유럽의 SBASimulator #2와 결과 비교**
- **시뮬레이션 수행 시간 및 장소**
  - 2016년 8월 9일 24시간 600sec 간격, 프랑스 Toulouse 위치 기준 성능 분석
- **자세 변화 시나리오**
  - SBASimulator의 경우 고정된 자세에서만 성능 분석 가능
  - 동일하게 roll 30 deg 를 설정하여 성능 분석

HPL 결과 비교 그래프



VPL 결과 비교 그래프

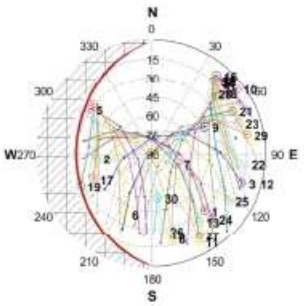


HPL difference 평균 : 0.1795m
HPL difference Std : 0.0904m

VPL difference 평균 : 0.2865m
HPL difference Std : 0.1436m

보호수준 차이 : 2.15%

보호수준 차이 : 2.04%



항공기 자세에 따른 Masking (진행방향 : 북쪽)

4. RAIM기반 보호수준 산출 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

❖ **RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring)**

- 사용자가 외부 보강정보 없이 GPS 위성에서 받는 데이터만으로 항법해의 이상 유무를 판단하고 자신의 오차 수준을 추정

❖ **ARAIM (Advanced RAIM)**

- 이중 주파수, 2개 이상의 위성군, ISM (Integrity Support Message) 메시지를 활용한 RAIM
- 공항 접근 단계 (APV-I, LPV200)에서도 활용할 수 있는 알고리즘 개발이 목표

IM and Advanced RAIM Comparison (* Ken Alexander)

	RAIM	ARAIM	
Operations	Down to RNP 0.1	LPV200	더 높은 성능 요구조건 만족
Hazard category	Major	Hazardous	Integrity 요구 증가 (Safety)
Signals	L1CA	L1CA/E1-L5/E5a	단일 → 이중주파수
Threat model	Single fault only	Multiple faults	단일 → 다중고장
Nominal error model	Gaussian Uses bound broadcast by GPS	Gaussian + nominal/max bias validated by independent ground monitoring	위성관련 오차 모델링 세분화
Constellations	GPS	Multi-constellation	단일 → 다중 위성군 활용

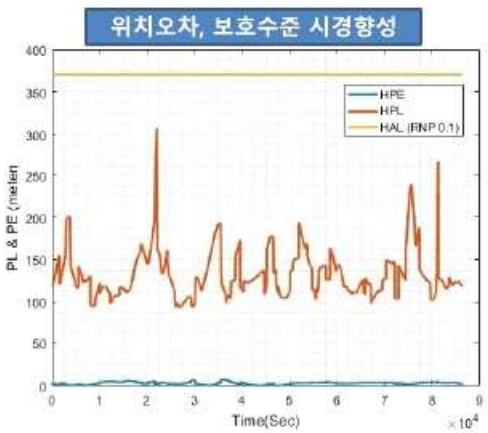
* Ken Alexander, "U.S. GPS Program and Policy Update", SBAS International Working Group 2013

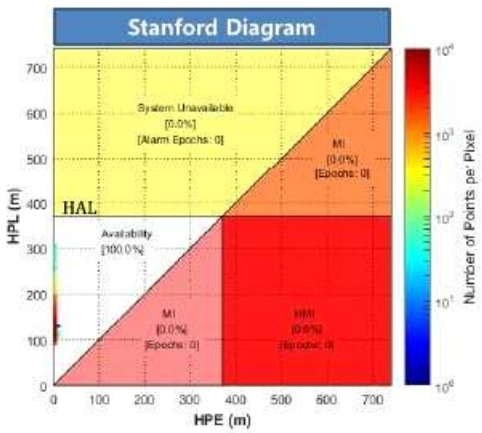
4. RAIM기반 보호수준 산출 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

❖ **24시간 RAIM 시뮬레이션 결과**

- **보호수준(PL) < 경보한계 (AL) : 시스템 가용**





- 보호수준이 RNP 0.1의 경보한계를 초과하는 구간이 없음 (가용성 99% 이상)

HPE : Horizontal Position Error, 수평 오차
HPL : Horizontal Protection Level, 수평 보호수준
HAL : Horizontal Alert Limit, 수평 경보 한계

5. ARAIM기반 보호수준 산출 알고리즘 설계

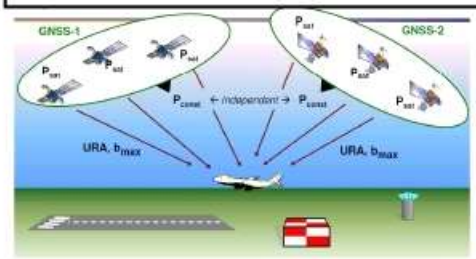
http://gnss.snu.ac.kr

❖ ARAIM 및 ISM 이란?

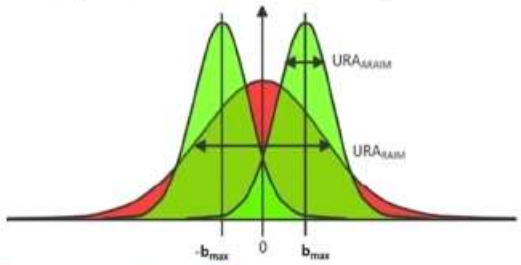
- ARAIM이란 ➔ L1, L5 이중주파수, 최소 2개 이상의 위성군, ISM 메시지를 통한 전세계 LPV-200 서비스 성능을 위한 수신기 단독 무결성 감시 기법
  - L1, L5 이중주파수를 통해 전리층 오차 제거 가능
  - ISM 메시지를 통한 위성궤도관련 표준편차 감소
  - 다중 위성군 활용, 가시위성의 증가를 통한 DOP 감소

- 더 작은 보호수준 산출
- 더 높은 요구조건을 갖는 항행 단계에서 사용 가능

다중 위성 군을 활용한 ARAIM 개념도 (*FAA)



ISM 메시지 개념도



ISM : Integrity Support Message
DOP : Dilution Of Precision

$$\sigma_{total}^2 = \sigma_{sat}^2 + \sigma_{iono}^2 + \sigma_{tropo}^2 + \sigma_{multipath}^2 + \sigma_{noise}^2$$

* FAA, 2008, Enabling Multi-Constellation Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring (ARAIM)

5. ARAIM기반 보호수준 산출 알고리즘 설계

http://gnss.snu.ac.kr

❖ ARAIM기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘*

- ARAIM의 대표 방식인 'Solution Separation RAIM'의 보호수준 계산 알고리즘 활용 ➔ 기존 RAIM에서 가정한 2가지 경우에서 확장된 5가지 경우 고려

1. $PL_{ND,0} = k_{ND,0}\sigma_0$
2. $PL_{ND,i} = k_{ND,i}\sigma_i + T_i$
3. $PL_{CE,i} = k_{CE,i}\sigma_i$
4. $PL_{WE,j} = k_{WE,0j}\sigma_j$
5. $PL_{WE,j,i} = k_{WE,j,i}\sigma_{j,i} + T_{j,i}$

경우 설명 (ARAIM)
1. 정상상태, 고장 감지 X
2. 고장상태, 고장 감지 X
3. 고장상태, 고장 감지 O, 고장위성 제거
4. 정상상태, 고장 감지 O, 정상위성 제거
5. 고장상태, 고장 감지 O, 정상위성 제거

ARAIM에서 추가된 사항

$$k_{ND,0} = Q^{-1}\{I_{REQ,ND0}/(2P_{H_0})\}$$
$$k_{ND,i} = Q^{-1}\{I_{REQ,NDi}/(2P_{H_i})\}$$
$$k_{CE,i} = Q^{-1}\{I_{REQ,CEi}/(2P_{H_i})\}$$
$$k_{WE,0j} = Q^{-1}\{I_{REQ,WE,0j}/(2P_{H_0})\}$$
$$k_{WE,j,i} = Q^{-1}\{I_{REQ,WEj,i}/(2P_{H_i})\}$$

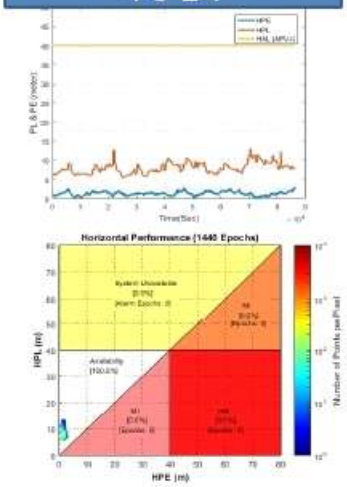
$$PL = \max(PL_{ND,0}, PL_{ND,i}, PL_{CE,i}, PL_{WE,j}, PL_{WE,j,i})$$

5. ARAIM기반 보호수준 산출 알고리즘 설계

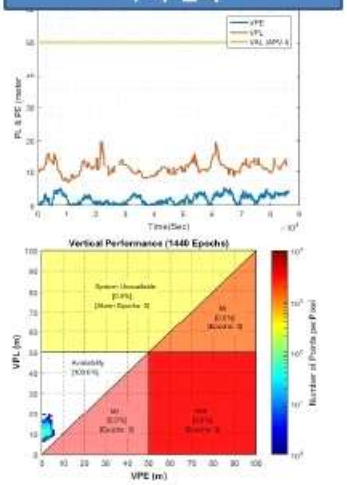
http://gnss.snu.ac.kr

❖ 24시간 ARAIM 시뮬레이션 결과 (다중 위성군 : GPS + Galileo)

수평 결과



수직 결과



- 보호수준이 APV-I 의 경보한계를 초과하는 구간이 없음 (가용성 99% 이상)

6. GUI 소프트웨어 개발

http://gnss.snu.ac.kr

❖ 소프트웨어 주요 기능 항목

- 선진국 소프트웨어의 기능 항목들을 포함 할 수 있도록 구현

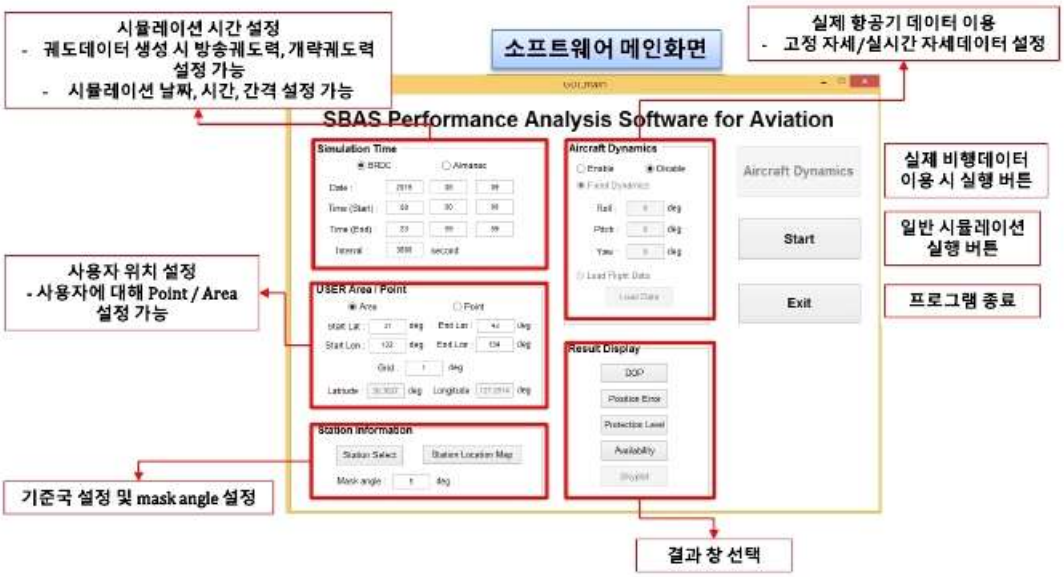
주요 기능 명 (개발 기능 리스트)	선진국 시뮬레이션 툴
UDRE 생성 알고리즘 *	M, E1, E2
GIVE 생성 알고리즘 *	M, E1, E2
DOP 산출 및 SkyPlot 도시 기능	E1, E2
사용자 위치 오차 계산 및 도시 기능 (좌표별/Contour Map)	E1, E2
사용자 보호수준 계산 및 도시 기능 (좌표별/Contour Map)	M, E1, E2
가용성 계산 및 도시 기능 (Contour Map)	M, E1, E2
항공기 자세에 따른 성능 분석 기능 *	E2
	M: MAAST (미국) E1: EGNOS Simulator #1 (유럽) E2: EGNOS Simulator #2 (유럽)

*: 공개되어 있는 선진국 소프트웨어의 경우 매우 단순화된 알고리즘으로 구성되어 있으므로, 그대로 적용 시 실제와 큰 차이 발생 시킬 수 있음 ➔ 개선된 알고리즘으로 대체

6. GUI 소프트웨어 개발

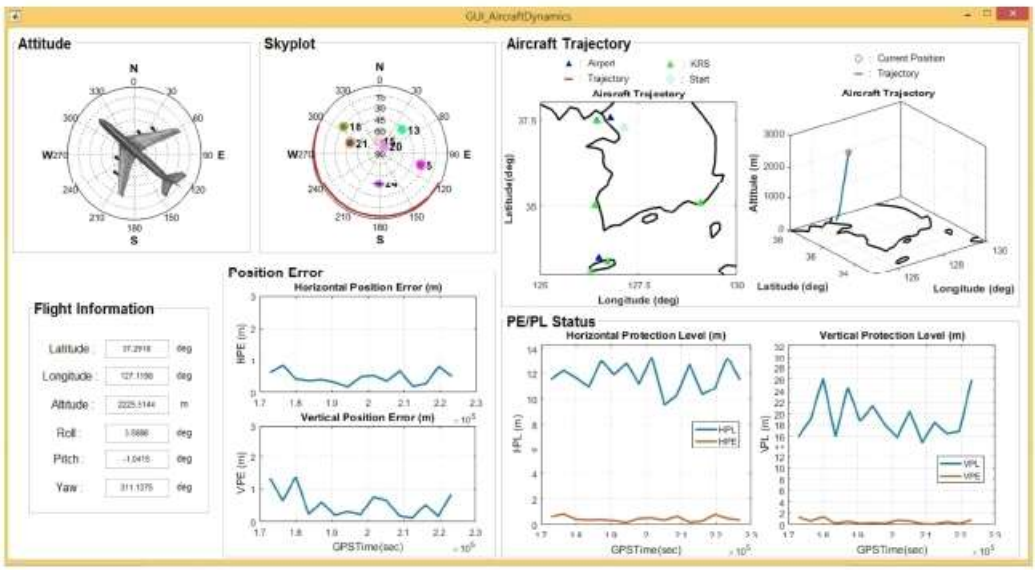
http://gnss.snu.ac.kr

❖ MATLAB GUI를 이용한 소프트웨어 구현



6. GUI 소프트웨어 개발

http://gnss.snu.ac.kr



나. 중간모니터링 의견 수정 및 보완사항

표 53 중간모니터링 수정 및 보완사항

위원회 보완 요청 내용	수정 및 보완 사항
• SBAS 사업단 과제와의 향후 연계 및 활용 방안 등을 고려할 필요가 있으며, 이를 위하여 SBAS 본 과제와의 공동 워크숍, 세미나 등의 추진을 고려하기 바람.	• 한국항공우주연구원 KASS 사업단에 연구 수행자료를 전달하여 과제 내용 교류함. • 교류 내용은 “11.가. 국내외 연구관련 기관 자문 회의 및 교류“ 에 기재함.
• 현재 기초연구로서 실험실 차원의 검증 수준이나, 향후 우리나라 공항 등에 실제 적용할 수 있는 실용화 방안을 검토 및 제시할 필요가 있음.	• 항공기 운용시험평가와 각 공항 별 가용성 성능 예측 기술 등에 본 과제의 성과물을 활용할 수 있을 것으로 기대하고, “5. 가. 연구개발성과의 활용방안”에 해당 내용을 구체적으로 기재함.
• 가용성 목표치에 대하여 Monte-Carlo Simulation 외에 정확한 오차를 확인할 수 있는 Simulation 기법에 대해 검토할 것을 권고함.	• 정적인 사용자에 대하여 24시간 시뮬레이션 수행했던 것을 더 긴 시간, 여러 위치의 동적 사용자에 대하여 수행함으로써 시뮬레이션 신뢰도를 높임.
• 2차년도 최종 연구결과 분석 기술에 대해 현재 운용중인 선진국 수준에 대비하여 구체적이고 객관적인 기준의 정립이 필요함.	• 본 연구의 최종 개발 기술 수준을 APV-I급 이상 성능 평가 및 예측을 목표로 구체화함. • 1차년도에서 조사한 선진국 시뮬레이션 소프트웨어 (미국의 MAAST, 유럽의 SBASimulator)에 구현된 주요 기능들을 바탕으로 본 과제에서 개발할 기능 리스트를 구체화하고 해당 기능들을 모두 포함하도록 개발함.

다. 최종평가 의견 수정 및 보완사항

표 54 최종평가 수정 및 보완사항

위원회 보완 요청 내용	수정 및 보완 사항
• 연구 결과에 대한 적극적 활용과 후속 연구를 위한 지원이 필요하다고 판단되며 향후 계획에 대한 보완이 필요함.	• 본 연구과제의 핵심 개발결과물은 항공기 공항 접근 시 실시간 자세 변화에 따른 SBAS 성능 평가 및 예측이 가능한 기초 SW임. • 본 연구과제 결과물의 적극적인 활용을 위해 KASS 사업단에서 활용 할 수 있는 내용에 대해 “5. 가. 연구개발성과의 활용방안”에 보다 구체적으로 기재함. 특히 공항 지역 성능 평가 및 예측을 통해 개발 중인 KASS 시스템의 목표 성능을 미리 예상하여 개발 단계에서 발생할 수 있는 문제점을 미리 발견하고 수정할 수 있을 것으로 기대함.
• 개발결과물의 활용을 위해서는 국내에서 APV-1 수준의 SBAS 시스템을 구축중인 KASS 사업단과의 협업 혹은 연계를 통한 지속적인 연구가 필요할 것으로 사료되며 이에 대한 계획 명시필요.	• 핵심 개발결과물을 KASS에 적극적 활용하기 위해서는 사업단과의 지속적 연계가 필요함. 특히 KASS 사용자 성능 평가는 KASS 시스템에서 생성한 보강 메시지만 있으면 가능하지만, KASS 사용자 성능 예측은 KASS 시스템이 실제로 사용하는 무결성 정보 생성 핵심 알고리즘에 대한 교류가 필요함. 이러한 부분에 대해 KASS 사업단과 교류하고, 상호 교차 검증 및 피드백을 수행할 필요가 있음.
• SBAS 성능 평가에 있어 평가 도구 자체의 다양한 신뢰성 확보에 대한 계획이 필요하며, 향후 추가적인 연구를 통하여 한국형 SBAS의 검증, 평가 그리고 최종 인증까지 활용될 수 있도록 적합성 기준 마련 등 추가 보완계획 필요.	• 본 연구과제에서는 표준화된 SBAS 사용자의 항법해 및 보호수준 계산 알고리즘에 대한 신뢰성 검증을 고정된 사용자 위치에서 해외 상용 SW를 사용하여 수행하였음. 따라서 향후 독립적인 기관에서 KASS 메시지의 사용자 영역 성능을 상호 교차 검증하기 위해서는 본 개발결과물을 기반으로 검증용 소프트웨어를 개발하고, 다양한 환경(위성 배치, 전리층 활동 등) 및 다양한 사용자 위치에서 추가적인 검증을 통해 개발한 SW에 대한 신뢰성 확보를 수행할 필요가 있음.

• 향후 프로그램의 안정성 또는 KASS 시스템의 성능을 평가할 수 있도록 다양한 항공기 기종과 환경을 고려한 성능 비교가 필요함.	• Eurocontrol의 EGNOS 운용 시험과 관련한 문서에 따르면 항공기 날개의 위치, 엔진의 개수, 항공기 크기 등 항공기의 다양한 하드웨어적 요소가 GNSS 수신기 성능에 영향을 줄 수 있기 때문에 항공기 기종에 따라 성능 비교를 하는 것이 타당함. 하지만 모든 항공기 기종 및 환경을 고려하여 평가하기에는 일의 규모가 너무 광대해지는 어려움이 따르기 때문에, 최악의 성능 저하 상황이 발생할 수 있는 항공기 기종(예, 항공기에 의한 위성차단 및 실제 안테나 패턴 적용) 또는 필요에 따라 환경(예, 산악지형에 의한 위성차단)을 고려하여, 개발한 KASS 시스템이 요구성능을 만족할 수 있는지에 대한 보수적인 평가를 적용할 수 있을 것으로 판단함. 본 연구과제에서 개발한 소프트웨어는 항공기의 실시간 자세와 위치 정보만 있으면 성능 평가/예측이 가능하므로 다양한 상황을 가정하고 성능을 분석할 수 있음.
• SBAS 시스템 성능저하의 다양한 조건들을 고려한 ARAIM의 성능 평가에 대한 향후 연구계획이 필요함	• SBAS 시스템 성능 저하가 발생할 수 있는 다양한 상황에 대하여 “3. 마. RAIM/ARAIM 기반 사용자 보호수준 계산 알고리즘 설계”에 보다 구체적으로 기재함. 특히 가까운 미래에 다중 위성항법 다중 주파수 기반 SBAS로 시스템이 확장된 경우를 가정한다면, 항공기 기동에 의해 SBAS GEO 신호 통신이 두절되어 서비스 제공이 불능 시 ARAIM 알고리즘이 필수적으로 활용될 것으로 기대함. 현재 ARAIM 알고리즘은 선진국에서도 표준화되어 있지 않고, 지속적으로 개발 중이기 때문에 향후에도 ARAIM 알고리즘에 대한 지속적인 연구가 필요하다고 판단됨.

이 면은 공백임

10. 참고 문헌

[1] A. Steciw, “Galileo Overview and Status”, Cracow, 2004.

[2] A, Francisco, I. Delgado, and F. J. Jimenez. "EGNOS integrity from within-EGNOS CPF Processing Set Internal Check Function." Look at the changing landscape of navigation technology: 638-647, 2001.

[3] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins, Global Positioning System Theory and Practice, 5th ed, New York, NY: Springer, 2001.

[4] Brocard, D., T. Maier, and C. Busquet. "EGNOS Ranging and Integrity Monitoring Stations (RIMS)." GNSS 2000 Conference, Edinburgh, Scotland, UK. Vol. 3. 2000.

[5] C. Kee, “History and Implementation Plan of SBAS in Korea, Stanford’s 2014 PNT Symposium, 2014.

[6] C. Kee, T. Walter, P. Enge, B. Parkinson, “Quality Control Algorithms on WAAS Wide-Area Reference Stations,” Journal of The Institute of Navigation, vol. 44, no. 1, pp. 53-62, 1997.

[7] C. Milner (ENAC), “Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring (ARAIM), 2015.

[8] D. Hanlon, “Wide Area Augmentation System Status”, FAA, 2003.

[9] D. Jiri, K. Igor, “Upgrade of SBAS Simulator User Manual,” ESA-ESTEC, Netherlands, Nov. 2015.

[10] D. Lawrence, “FAA WAAS Update”, Munich Satellite Navigation Summit, 2015.

[11] E. Bang, J. Lee, J. Lee, J. Seo, T. Walter, “Constructing Ionospheric Irregularity Threat Model for Korean SBAS,” in The Institute of Navigation Pacific PNT 2013, Honolulu, HI, 2013.

[12] EGNOS Monthly Performance Report, July, 2015.

[13] EGNOS Safety of Life (SoL) Service Definition Document, Vol. 2.1, December, 2014.

[14] ESA, “SBASimulator User Manual”, 2010.

[15] ESSP, “EGNOS Services Implementation Roadmaps”, EGNOS Service Provision Workshop 2015, 2015.

[16] EUROCONTROL, EGNOS operational test and validation for civil aviation: programme outline, EEC Technical / Scientific Reports, 1999

[17] European Space Agency, European GNSS(Galileo) open service, OS SIS ICD Issue 1.1, European Union, 2010.

[18] FAA, “Global Positioning System Wide Area Augmentation System (WAAS) Performance Standard,” US Gov. Doc., no. 1, p. 60, 2008.

[19] FAA, “ICD-GPS-240B”, 2018.

[20] FAA, Wide Area Augmentation System Offline Monitoring Quarterly Report, April 10, 2014.

[21] Federal Aviation Administration, “Specification for the Wide Area Augmentation System (WAAS),” Paragraph 2.6.5, 2001.

[22] G. Stupak, “SDCM Present Status and Future. GLONASS Signals Development”, The Eighth Meeting of the International Committee on Global Navigation Satellite Systems, 2013.

[23] Global Positioning System Wide Area Augmentation System (WAAS) Performance Standard, 1st Edition, October, 2008.

[24] H. Tashiro, “Current MSAS Status and Future Plan”, EGNOS Service Provision Workshop 2016, Poland, 2016.

[25] http://mycoordinates.org/performance-measurement-of-egnos-integrity-and-continuity/

[26] http://www.navipedia.net/index.php/Integrity

[27] ICAO, “Global Navigation Satellite System (GNSS) Manual”, Doc 9849, 2005.

[28] ICAO, International Standards and Recommended Practices (SARPs), Aeronautical Telecommunications, Annex 10, Vol. 1, 6th Edition, July, 2006.

[29] J. Blanch, “Using Kriging to bound satellite ranging errors due to the ionosphere”, Ph.D Thesis. 2003.

[30] J. Burns, “Wide Area Augmentation System (WAAS) - Program Status Update”, RTCA Working Group 2, 2013.

[31] J. Speidel, et.al., “Integrity for Aviation: Comparing Future Concepts”, Inside GNSS, 2013.

[32] J. Wilde, “The Impact of NANUs on RAIM Prediction”, 2009.

[33] Japan Civil Aviation Bureau, “MSAS Current Status”, Second Meeting of the International Committee on Global Navigation Satellite Systems (ICG) organized by the International Space Research Organization, Bangalore, India , 5 - 7 September 2007

[34] K. Alexander, “U.S. GPS Program and Policy Update”, SBAS International

Working Group, 2013.

[35] Karl Shallberg, “WAAS Measurement Processing; Current Design and Potential Improvement”, PLANS 2008, 2008

[36] Kee, Changdon, et al. "Comparison of Full Vector and Common View WAAS Algorithms." Proceedings of the 51st Annual Meeting of The Institute of Navigation. 1995.

[37] Komjathy, A., Sparks, L., Mannucci, A.J. et al., “The ionospheric impact of the October 2003 storm event on Wide Area Augmentation System”, GPS Solution (2005) 9: 41.

[38] L. Eldredge, “Enabling Multi-Constellation Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring (ARAIM)”, FAA Navigation Services, 2008.

[39] L. Sparks, J. Blanch, N. Pandya, “Estimating Ionospheric Delay Using Kriging: 1. Methodology,” Radio Sciences, Vol. 46, RS0D21, Oct 2011.

[40] M. Joerger and B. Pervan, “Solution Separation and Chi-Squared ARAIM for Fault Detection and Exclusion,” 2014 IEEE/ION Position, Locat. Navig. Symp. - PLANS 2014, pp. 294-307, 2014.

[41] N. Pandya, M. Gran, E. Paredes, “WAAS Performance Improvement with a New Undersampled Ionospheric Gradient Threat Model Metric”, in Proceedings of the 2007 National Technical Meeting of The Institute of Navigation, San Diego: CA, pp. 22-24, Jan. 2007.

[42] P. Alleau, G. Buscarlet, S. Trilles, M. Van Den Bossche, J. Bigot, “Comparative Ionosphere Electron Content Estimation Method in SBAS Performances,” in the 26th International Technical Meeting of the ION Satellite Division, ION GNSS+2013, Nashville, TN, 2013.

[43] P. Y. Hwang, G. A. Mcgraw, J. R. Bader, “Enhanced Differential GPS Carrier-Smoothed Code Processing Using Dual-Frequency Measurements,” Journal of The Institute of Navigation, vol. 46, no. 2, pp. 127-137, 1999.

[44] PKC, “GNSS GLONASS Augmentatation System - SDCM Status and Development”, 2015.

[45] R. Blasi, “EGNOS History, Status and Plans,” European GNSS Agency, 2015.

[46] R. Ramasubramanian, “GAGAN Status and Plan”, 2016.

[47] R.D.Till, W.Wanner, J.R.Evangelos, “WAAS Test and Evaluation Concepts”, in Aerospace and Electronics Conference, 1995. NAECON 1995., Proceedings of the IEEE 1995 National , vol.1, no., pp.169-174 vol.1, 22-26 May 1995

[48] Rho, Hyunho, and Richard B. Langley. The usefulness of WADGPS satellite

orbit and clock corrections for dual-frequency precise point positioning. Proc ION GNSS. Vol. 2007. 2007.

[49] Roturier B., Chatre E., Ventura-Traveset J., The SBAS Integrity Concept Standardised by ICAO, Application to EGNOS, ESA, EGNOS for Professionals, Publications, GNSS conference, May 2001.

[50] RTCA Incorporation SC-159 (2006), Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment, DO-229D, Washington, D.C.

[51] S. Pullen, Augmented GNSS: Fundamentals and Keys to Integrity and Continuity, ION GNSS 2011 Tutorial, September, 2011.

[52] S. Sayeenathan, "Indian Regonal Navigation Satellite System (IRNSS) and GPS-Aided GEO Augmented Navigation System (GAGAN)" ICG-8, Dubai, UAE, 2013.

[53] SBAS Interoperability Working Group (IWG), "Global SBAS Status", 2014.

[54] Shau-Shiun Jan (2010), "Vertical Guidance Performance Analysis of the L1-L5 Dual-Frequency GPS/WAAS User Avionics Sensor," Sensors, 10, pp.2069-2625.

[55] Status of the the U.S. WAAS, ICAO 8th Meeting of the Civil Aviation Authorities of the South America Region, April, 2003

[56] T. Authié, Performances Monitoring and Analysis for KASS, ION GNSS+ 2017

[57] T. Sakai, "MSAS Status", International Symposium on GNSS 2014 in Jeju, 2014.

[58] T. Schempp, S. Peck, R. Fries, "WAAS Algorithm Contribution to Hazardously Misleading Information (HMI)", ION GPS 2001, Sept. 2001.

[59] T. Walter and P. Enge, "Weighted RAIM for Precision Approach," ION GPS-94, Palm Springs, CA, pp. 1995-2004, 1995.

[60] T. Walter, "Satellite Navigation Science and Technology for Africa", International Centre for Theoretical Physics, 2009.

[61] T. Walter, "The Future of SBAS and RAIM", 2014.

[62] T. Walter, A. Hansen, J. Blanch, P. Enge, "Robust Detection of Ionospheric Irregularities," in the 13th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation 2000, Salt Lake City, UT, 2000.

[63] T. Walter, A. Hansen, P. Enge, "Message Type 28," in 2001 National Technical Meeting of The Institute of Navigation, Long Beach, CA, 2001.

[64] T.McHugh “WAAS Test Program Overview & In-service Monitoring”, DOT/FAA Technical Center

[65] T.Walter, Robust Detection of Ionospheric Irregularities, ION GPS 2000.

[66] Walter, T., “WAAS MOPS: Practical Examples”, Proc. ION National Technical Meeting, San Diego, CA, Jan 25-27, 1999.

[67] Walter, T., Blanch J., and Enge, P., “Coverage Improvement for Dual Frequency SBAS,” Proceeding of the ION 2010 ITM.

[68] Walter, T., Blanch J., and Enge, P., “Vertical Protection Level Equations for Dual Frequency SBAS,” Proceeding of the 23rd International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation.

[69] Walter, T., Hansen, A., Enge, P, "Message Type 28," Proceedings of the 2001 National Technical Meeting of The Institute of Navigation, Long Beach, CA, January 2001, pp. 522-532

[70] Walter, Todd, et al. "Evolving WAAS to serve L1/L5 users." Navigation 59.4 (2012): 317-327.

[71] Wide-Area Augmentation System Performance Analysis, Report #53, July, 2015.

[72] Y. C. Chao, “Real Time Implementation of the Wide Area Augmentation System for the Global Positioning System with an Emphasis on Ionospheric Modeling,” Ph.D. dissertation, Dept. Mechanical Eng. Stanford Univ., 1997.

[73] Y. J. Tsai, “Wide Area Differential Operation of the Global Positioning System: Ephemeris and Clock Algorithms,” Ph.D. dissertation, Dept. Mechanical Eng. Stanford Univ., 1999.

[74] Yun, H., Han, D., and Kee C. (2014), "A Preliminary Study of Korean Dual-Frequency SBAS," Journal of Positioning, Navigation, and Timing, 3(1), pp.11-16.

[75] Yun, Y., Kim, D., Pyong, C. and Kee, C. (2004), "Performance Analysis of Korean WADGPS Algorithms with NDGPS Data," in ION GNSS 17th International Technical Meeting of the Satellite Division, Long Beach, CA, pp.1329-1339.

[76] Z. Avionik, Braunschweig, “EGNOS Operational Test and Validation for Civil Aviation Programme Outline”, Eurocontrol, Germany, EEC Report No. 342, Dec. 1999.

[77] 국토교통부, “SBAS 개발구축을 위한 기반조성 연구 최종보고서”, 2014.

[78] 기창돈 외, 위성항법 보정정보 표준화 동향, TTA journal, Vol 147, 2013

[79] 기창돈, 김도윤, 윤두희 (2010), “미래전장 핵심 인프라: 위성항법시스템”, 전자공학회지, 37(11), pp.1173-1188.

[80] 기창돈, 신동호 (1997), “한국형 광역보정위성항법 개발에 관한 연구”, 한국항행학회논문지, 1(1), pp.3-10.

[81] 기창돈, 윤호, 박병운 (2013), “위성항법 보정정보 표준화 동향 - GNSS 성능 향상을 위한 약속”, TTA Journal, 174, pp.95-102.

[82] 김도윤, “GNSS 광역보정시스템의 보정 정보 생성 알고리듬에 관한 연구”, 공학박사학위논문, 기계항공공학부, 서울대학교, 2007.

[83] 김동욱, 한덕화, 기창돈, 이철수, 이충희, “한반도 지역 SBAS 대류층 지연 보정 모델의 정확도 검증,” 한국항행학회논문지, 20권, 1호, pp. 23-28, 2016.

[84] 김희성, “국제 SBAS 개발 동향 및 확장 계획”, KASS 사업단: SBAS 해외 기술 동향, 2016.

[85] 남기욱, “KASS 소개”, 2016.

[86] 남기욱, 허문범, 심주영 (2007), “위성항법시스템 및 보강시스템의 구축 현황”, 항공우주산업기술동향, 5(1), pp.65-74.

[87] 박병운, “보정 정보의 국제 표준을 고려한 위성항법 보강시스템의 시공간 오차 감소 방안 연구”, 공학박사학위논문, 기계항공공학부, 서울대학교, 2008.

[88] 신천식, 김재훈, 안재영 (2014), “위성기반 포지셔닝 보정시스템(SBAS) 기술개발 동향”, 전자통신동향분석, 29(3), pp.74-85.

[89] 윤호, 기창돈, 김도윤, “한국형 광역보정시스템 테스트베드 가용성 성능 분석”, 한국항행학회논문지, 15(4), pp.510-516, 2011.

[90] 윤호, 한덕화, 기창돈, “이중 주파수 및 다중 위성항법 광역보강시스템 한반도 지역 성능 예측”, 한국항행학회논문지, 17(4), pp.377-385, 2013.

[91] 전훈기, 김근수, 송상배, 김상태, 심기훈, 강현우, 김무근, 이정은, 박건우, 성능기반항행(PBN) 기준 연구 최종보고서, 2009

[92] 한덕화, 윤호, and 기창돈. "국제표준을 고려한 광역보정시스템 메시지 스케쥴링 기법 연구." 한국항행학회논문지 15.4 (2011): 517-522.

[93] 한덕화, 윤호, 기창돈, “한국에서의 기준국 네트워크 선정에 따른 GNSS 광역보정시스템 성능 분석”, 한국항해항만학회지, 37(4), pp.367-373, 2013.

주 의

1. 이 보고서는 국토교통부에서 시행한 국토교통기술촉진연구사업의 연구보고서입니다.

2. 이 보고서 내용을 발표하는 때에는 반드시 국토교통부에서 시행한 국토교통기술촉진연구사업의 연구결과임을 밝혀야 합니다.

3. 국가과학기술 기밀 유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 안 됩니다.