

극지 무인탐사 지원을 위한  
다중위성군 고정밀/고안전성  
지상기반 GNSS 보강항법시스템 개발 연구

Highly Precise and Assured Navigation System For  
Unmanned Explorations In The Polar Regions



한국과학기술원

# 제 출 문

극지연구소장 귀하

본 보고서를 “국내 학·연 극지연구진흥프로그램(PAP사업)”에 관한 연구 “극지 무인탐사 지원을 위한 다중위성군 고정밀/고안전성 지상기반 GNSS 보강항법시스템 개발 연구” 과제의 최종보고서로 제출합니다.



연구기관명 : 한국과학기술원

연구책임자 : 이 지 윤

참여연구원 : 김 동 우

“ : 최 필 훈

“ : 장 혜 연

“ : 민 동 찬

“ : 김 선 진

“ : 선 기 영

“ : 이 효 진

“ : 김 민 찬

“ : 남 기 훈

# 요 약 문

## I. 제 목

극지 무인탐사 지원을 위한  
다중위성군 고정밀/고안전성 지상기반 GNSS 보강항법시스템 개발 연구

## II. 연구개발의 목적 및 필요성

무인이동체 기술이 발달함에 따라, 극지역 빙하 모니터링, 생태계 연구, 내륙 탐사 등 다양한 극지 임무에 무인이동체의 활용 가치가 주목 받고 있다. 원활한 극지 탐사 임무 수행을 위해서는 정밀하고 강건한 항법시스템이 수반되어야 하나, 극지역의 지리적 특성으로 인한 항법 환경의 제약이 존재한다. 대표적인 항법 시스템인 위성항법시스템은 위성 궤도 특성 상 고위도 지역에서는 항법 성능이 저하된다. 또한, 무인이동체의 방향 결정에 활용되는 자력계 역시 지자기력의 수직 방향 성분이 강화되는 극점에 가까울수록 부정확해진다. 이에 따라 본 연구개발은 극지 무인탐사 지원을 위한 고정밀/고안전성 지상기반 GNSS 보강항법시스템 개발을 목적으로 한다.

## III. 연구개발의 내용 및 범위

고정밀/고안전성 지상기반 GNSS 보강시스템 개발을 위해 달성하기 위한 연구내용은 다음과 같다. 첫 번째로, 극지방에서 제한적인 GPS 항법성능을 개선하기 위해 세종/장보고 기지의 GPS 기준국 활용이 가능한 다중위성군 기반 보강항법시스템을 개발한다. 두 번째, 극지자기 환경에 강인한 무인이동체 방향 추정을 성능 확보를 위해 복합항법기술을 구현하고, 항행 안전성 확보를 위한 항법해 고장감시 및 검출 기법 연구를 수행한다. 세 번째, 제안한 시스템의 검증에 위해, 극지 모사환경 하에서의 " 무인기 기반 기지주변 지형탐사 " 케이스 스터디를 수행한다.

## IV. 연구개발결과

본 연구에서 수행한 연구 개발 결과는 세 단계로 요약된다.

첫 번째로, 다중위성군 기반의 보강항법시스템 지상장치를 개발하였다. 지상장치 개발 과정에서 무인이동체의 고정밀 항법해 획득을 위해 요구되는 GPS/GLONASS 위성군을 활용한 차분 보정정보 지상국 알고리즘을 구현하였다. 또한, 항법 사용자의 안전성 보장을

위해 지상국에서 작동하는 무결성 알고리즘을 구현하였으며, 특히 GPS 위성군에 한정되어 있던 기존의 보강항법시스템의 알고리즘을 GLONASS 위성군의 특성을 고려해 확장 연구를 수행하였다. 제안된 극지 지상기반 보강항법시스템의 실효성 분석을 위해, 실제 극지 현장에서 관측한 위성항법시스템 데이터를 활용해 정확성 성능 분석을 수행하였다.

두 번째로, 극지자기 환경에 강건한 무인이동체 탑재항법시스템을 개발하였다. 극지역에서 부정확해지는 자력계의 대안으로, 극지자기 환경에 강건한 GNSS 기반 정밀 헤딩 측정치를 활용한 방향 결정 방법론을 구현하였다. 또한, GNSS 정밀 헤딩 활용 시의 안전성 보장에 대한 연구의 일환으로 GNSS 기반 헤딩 고장 모니터링 기법 및 무결성 위협 확률 평가 방법론을 개발하였다.

세 번째로, 개발된 소프트웨어/플랫폼을 활용한 케이스 스터디를 수행하였다. 먼저, 항법 시스템 소프트웨어 개발을 수행하였다. 이 과정에서 극지의 항법 환경을 반영할 수 있는 제약조건을 적용하였다. 본 연구에서 제안한 항법시스템 구동이 가능한 하드웨어 테스트베드(지상국 및 무인항공기 탑재체)를 구현하고 이를 활용해 자율 비행 테스트를 수행하였다. 비행 중 기록된 항법 데이터를 기반으로 정확성과 무결성 평가 분석을 수행해 개발한 시스템의 성능을 검증하였다.

#### V. 연구개발결과의 활용계획

본 연구에서 제안된 통합항법시스템은 기존 극지 위성항법시스템 기준국 활용을 통해 구축이 가능함으로써, 설치/유지 비용 절감이 가능하다. 또한 극지역의 낮은 위성가시성을 극복한 고정밀/고안전성 항법해를 확보하여 크레바스 탐사, 운석탐사 및 채집, 남극내륙 탐사, 빙하유실 모니터링 등의 다양한 무인탐사 임무를 지원할 수 있다. 통합항법 시스템의 상시 운용을 통해 정밀 위치해를 필요로 하는 다양한 임무에 활용되어 극지 임무의 효율성을 증대시킬 수 있다.

# 목 차

제 1 장 서론

제 2 장 국내외 기술개발 현황

제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과

제 4 장 연구개발목표 달성도 및 대외기여도

제 5 장 연구개발결과의 활용계획

제 6 장 참고문헌



## 제 1장. 서론

### 1절. 연구 개발의 목적 및 필요성

#### 1. 무인이동체를 활용한 극지 탐사연구의 중요성 증가

극지 탐사연구에 있어 무인이동체가 제공하는 대표적인 장점은 효율성, 임무적합성, 안전성 크게 세 가지로 설명할 수 있다. 먼저 무인이동체는 인간의 개입이 최소화되므로 반복적이고 다량의 데이터를 일관성 있게 수집해야 하는 극지 임무에 매우 효율적이다. 다음으로 무인이동체는 연구 목적 및 특성에 따라 임무 수행에 적합하도록 개발된다. 현재 알려진 무인이동체를 활용한 극지 임무에는 극지 부존자원 탐사, 운석탐사 및 채집, 정밀항공지도 작성, 빙하유실 모니터링 등이 있다. 마지막으로 무인이동체는 인간에게 위험할 수 있는 임무를 대신할 수 있다. 저온, 강풍, 극심한 자외선 등의 극지 환경은 인간의 생존에 위협이 되는 요인이다.

이러한 장점으로 인해 극지 탐사연구에서의 무인이동체 활용의 중요성이 대두되고 있다. 본 연구에서는 무인이동체를 활용한 극지 임무 수행의 중요성을 인지하고, 극지 임무를 보다 효율적이고 안전하게 지원하기 위해 극지에서의 무인이동체 항법에 대한 연구 수행을 목적으로 한다.

#### 2. 극지 무인탐사에 최적화된 항법기술 부재

무인이동체의 임무수행 및 귀환에 있어 고정밀 항법시스템이 반드시 수반되어야 하나, 극지의 지리적 특성 및 혹한환경으로 인해 극지 항법기술에는 다음과 같은 한계점들이 존재한다. 먼저 무인이동체 항법에 가장 널리 사용되는 위성항법시스템은, 궤도 특성상 극지역에서의 위성 가시성이 감소하여 고른 수직 위치정확도 확보를 위한 위성 분포 획득이 어렵다. 또한, 극지방의 지자기적 특성으로 인해 전리층 신틸레이션 현상이 빈번히 발생해 위성 신호의 획득에 영향을 주게 된다. 위성기반 광역보강시스템은, 메시지를 방송하는 정지궤도위성의 궤도 특성으로 인해 실제로 유효한 수신 가능 위도는 70도 내외로, 고위도 지역에서는 저앙각의 신호 수신만이 가능하다. 또한, 광역보강시스템 기준국의 설치 가능 지역이 제한적이고 극점에 가까울수록 접근이 제한적이기 때문에 설치 및 유지보수의 편리성이 떨어지는 특징을 갖는다. 안전한 무인이동체 운용을 위해서는 이러한 극지 항법 환경의 제약을 극복하는 연구의 수행이 필수적이다.

#### 3. 무인이동체 극지활용을 위한 고안전성 항법기술 부재

극지역은 지리적/지자기적 특성으로 인해 극심한 전리층 신틸레이션으로 인한 신호 손실, 저위도 위성신호의 낮은 위성신호 세기, 높은 지자기 편각으로 인한 방향결정 오류 등 다양한 항법 고장 요인에 노출되어 있다. 항법 시스템의 고장으로 인한 항법해 오류는 사전에 계획된 임무수행에 문제를 야기하고, 무인이동체의 유실, 훼손 및 최악의 경우 인명 피해 등의 추가적 사고로 이어질 수 있다. 특히, 이/착륙 절차가 수반되는 무인기의 경우, 고도의 항법 안전성이 요구되므로, 이러한 항법 고장에 대한 대응이 필수적이다. 그러나 현재까지 극지 무인이동체에 관한 연구는 이것의 활용성에 초점이 맞춰져 왔으며, 무인이동체 항법의 안전성 보장 기술에 관한 연구는 부족한 실정이다.

## 2절. 연구개발 범위 및 목표



그림 1.1. 고정밀/고안전성 통합 극지항법 시스템 연차별 개발 목표

본 연구는 "극지역 무인탐사 지원을 위한 고정밀/고안전성 통합 항법 시스템 개발"을 목표로 한다. 이를 달성하기 위해 설정한 연차별 개발 목표 및 달성 내용은 아래와 같다.

- 1차년도: 극지방에서 제한적인 GPS 항법성능을 개선하기 위해 세종/장보고 기지의 GPS 상시 관측소를 기준국으로 활용이 가능한 다중위성군 기반 지역 보강항법시스템을 개발한다.
  - 다중위성군 지상기반 고정밀 항법 알고리즘 구현
  - 고안전성 고장감시 알고리즘 개발
  - 알고리즘 성능검증 및 통합 소프트웨어/플랫폼 확보
- 2차년도: 극지자기 환경에 강인한 무인이동체 복합항법기술과 항행안전성 확보를 위한 항법해 고장감시 및 검출 기법을 연구한다.
  - 다중센서 기반 복합항법 알고리즘 구현
  - 탑재항법시스템 성능검증 및 플랫폼 확보
  - 지상장치 및 탑재항법시스템 테스트베드 성능시험 및 문제점 도출
- 3차년도: 제안한 항법시스템의 검증을 위해, 극지 모사환경(항법 정확성/안전성 위협 시나리오)에서의 "무인기 기반 기지주변 지형탐사" 케이스 스터디를 수행한다.
  - 극지역 무인기 운용상황에서의 항법 정확성/안전성이 위협되는 시나리오 구성
  - "무인기 기반 기지주변 지형탐사" 케이스 스터디 수행
  - 케이스 스터디를 통한 무인기 항법해의 정확성/안전성 분석

## 제 2장. 국내 외 기술 개발 현황

표 2.1. 극지에서의 항법에 관한 기술 현황과 본 연구의 지향점

기술 분류	극지항법의 문제점	극지항법 관련 기술 동향	본 연구의 독창성
고정밀 항법기술	<ul style="list-style-type: none"> <li>GPS 위성들의 낮은 가시성으로 인한 위치정확도 감소[1]</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>극지에서 GPS보다 높은 가시성을 갖는 GLONASS, Galileo 및 BeiDou 위성군을 사용함으로써 위치정확도 개선[2,3]</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>다중위성군 지상기반 DGNSS 개발을 통한 고정밀 항법해 제공</li> <li>DGNSS 지상국 및 기준기압계(barometer)를 통합함으로써 수직 정확도 향상</li> <li>기존 극지 GPS 기준국 활용을 통한 고정밀 DGNSS 구축 및 유지비용 절감</li> </ul>
	<ul style="list-style-type: none"> <li>극지방의 극야현상으로 인해 제한된 비전센서 기반 항법</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>저시계 환경에서 적외선 카메라를 활용하여 비전센서기반 항법 개선</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>DGNSS 항법해를 기반으로 저시계 환경에서 고정밀 항법해 도출 가능</li> <li>비전센서 미사용으로 인한 payload 감소</li> </ul>
	<ul style="list-style-type: none"> <li>극지에서 자기장 변화가 극심하여 지자기 컴파스를 사용한 방향 결정 불가능[4]</li> <li>극지는 진북에 가까워 자이로컴파스 운용이 제한적임[5]</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>GNSS 항법해 기반으로 자세 추정 가능 (정확한 자세 추정을 위해서 높은 GNSS 정확도가 요구됨)</li> <li>GNSS 반송파 측정치를 기반으로 자세추정 가능 (강건성 부족)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>고정밀 DGNSS 및 탑재체 다중센서 통합을 통해 자세추정 성능향상</li> <li>반송파 측정치 기반 정밀 헤딩 추정 알고리즘 개발</li> </ul>
고안전성 항법기술	<ul style="list-style-type: none"> <li>위성기반 보강항법시스템의 극지활용이 제한적임 (SBAS GEO 위성의 실관측범위 는 70° 이내)[6]</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>극궤도 통신위성을 기반으로 한 위성기반 보강시스템 활용성 증대[2]</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>지상국 기반의 고안전성의 항법시스템 구축</li> <li>지상국을 기반으로 한 지속적인 고장감시 지원</li> </ul>
	<ul style="list-style-type: none"> <li>극심한 전리층 신틸레이션으로 인한 신호손실[7]</li> <li>저위도 위성의 낮은 신호세기</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>위성항법시스템 고장 관련 연구는 미흡(가시성 증대연구 주류) [2]</li> <li>극지 신틸레이션 완화기법 [8]</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>극지환경에 최적화된 고장감시 기법 개발</li> <li>- 신틸레이션 고장 감시</li> <li>- 융합센서 항법 고장 감시</li> <li>- 관성센서 자세추정 고장감시</li> </ul>



## 제 3장. 연구개발수행 내용 및 결과

### 1절. 다중위성군 기반의 보강항법시스템 지상장치 개발

#### 1. 다중위성군 지상기반 고정밀 항법 알고리즘 구현

##### 가. 다중위성군 고정밀 DGNSS 항법해 기법 구현 및 시뮬레이션 기반 위성 기하 분포 분석

세종기지에는 국토지리정보원 관리 하에 운영 중인 위성항법시스템의 상시관측소가 설치되어 있다. 본 연구에서는 극지역의 제한적인 GNSS 항법성능 개선을 목적으로 상시관측소를 무인기용 지상기반 보강항법시스템의 지상국으로 활용하고자 한다.

무인기용 지상기반 보강항법시스템의 지상국으로 활용 검토 중인 세종기지 상시관측소의 설치 지점을 획득하고, 획득한 위치를 기준으로 극지역 다중위성군의 가시성을 분석하였다. 본 시스템에 활용될 위성군으로는 가장 일반적으로 사용되는 미국의 GPS와 러시아의 GLONASS만을 취급하였다. 극지연구소의 협조를 통해 획득한 세종기지 상시관측소 설치 지점의 위, 경도 정보는 표 1과 같으며 이를 지도에 표시하면 그림 1과 같다.

표 1. 세종기지 상시관측소 수신기 설치 지점

위도 (DMS)	경도 (DMS)	타원체고 (m)
62° 13' 26.2920" S	58° 47' 30.1490" W	26.6626



그림 3.1. 세종기지 상시관측소 수신기 설치 지점 (출처: 구글 지도)

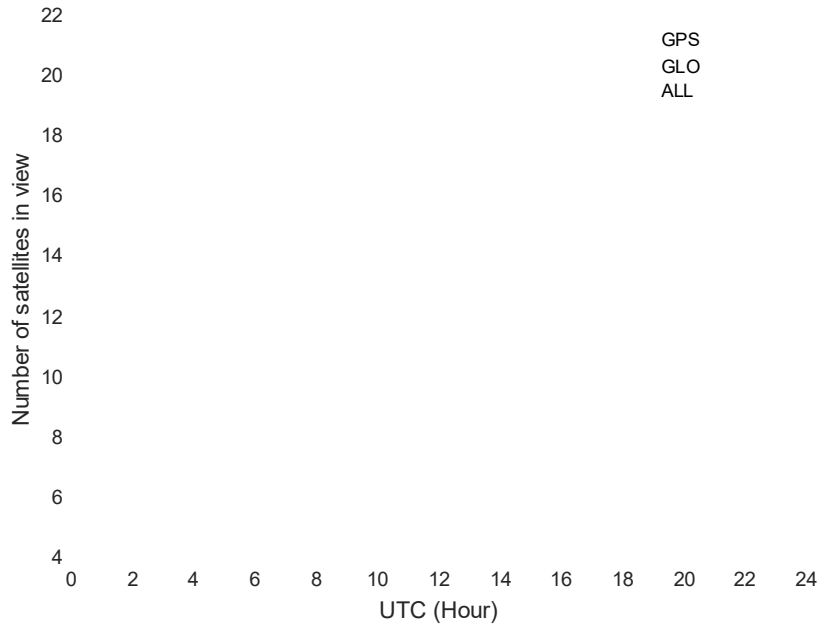


그림 3.2. 세종기지 상시관측소 기준 24시간 동안의 위성군 별 가시 위성 수

설치된 세종기지 상시 관측소의 지점을 기준으로 시뮬레이션을 통해 위성 가시성 분석을 수행하였다. 시뮬레이션에는 RTCA 표준 24개의 GPS 위성과 23개의 GLONASS 위성의 알마낙이 사용된다. 그림 2는 세종기지 상시관측소의 위/경도에서 시뮬레이션 상 관측된 가시 위성의 수를 5분 간격으로 나타낸 그림이다. 이 때 적용된 수신 고도각은 5도로 설정되어 그 이하의 양각을 갖는 위성은 집계 과정에서 제외되었다. 파란선은 GPS, 붉은선은 GLONASS의 가시 위성 수를 의미하며, 총 가시 위성의 수는 노란선으로 표시된다. 해당 관측지에서 가시 위성이 가장 많이 관측된 때는 21개를 기록한 UTC 3:45이고, 가장 적게 관측된 때는 14개를 기록한 0:05이다.

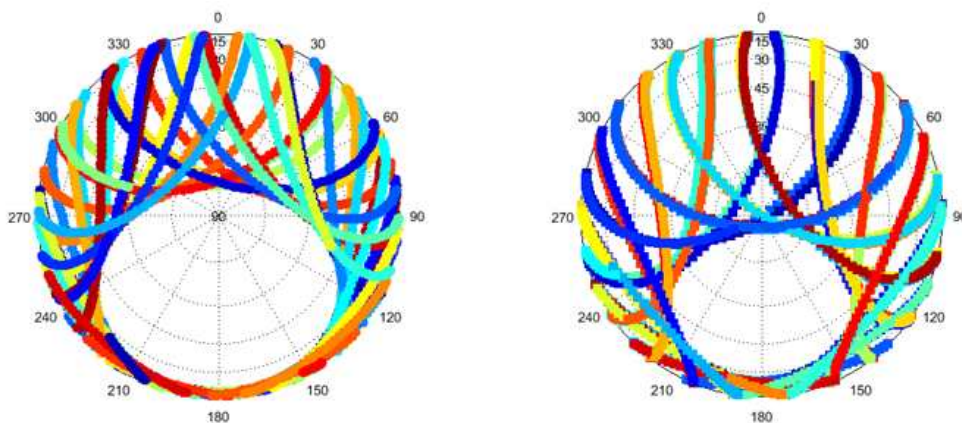


그림 3.3. 세종기지 상시관측소 기준 하루 동안의 위성 궤적, GPS(좌), GLONASS(우)

그림 3은 GPS와 GLONASS 위성의 하루 동안의 궤적을 나타낸 그래프이다. 위성의 식별번호인 PRN (Pseudorandom Noise) 번호에 따라 각각 다른 색으로 궤적을 표시하였다. 세종기지 상

시관측소에서는 GPS의 경우 북쪽 방향에서 약 80°의 고양각 위성이 수신되는 시점이 존재하나 남쪽의 지구 극점 방향으로 20° 이하의 저양각 위성들만 관측된다. 반면, GLONASS의 경우 GPS에 비해 궤적의 구멍이 더 작으며 더욱 높은 양각의 위성 신호 수신에 관측 가능하다. 이는 GPS 위성군의 설계상 복각(Inclination Angle)이 55°인 반면, GLONASS 위성군의 복각이 64.8°로 상대적으로 고위도 지역에 활용되기 유리하게 설계되었기 때문이다.

이어서 세종기지 상시관측소에서 관측되는 위성군의 DOP (Dilution of Precision) 분석을 수행하였다. DOP는 위성 신호의 품질과 상관없이 위성의 위치 및 기하학적 분포에 따라 결정된다. 또한 DOP는 위성신호 측정치의 오차가 항법해 추정 과정에 얼마큼 작용하는지 가늠하기 위한 척도이다.

세종기지 상시관측소 위치를 기준으로 하루 동안의 GPS와 GLONASS의 HDOP, VDOP 변화 추이를 구하면 그림 4와 같이 나타난다. 파란선은 GPS, 붉은선은 GLONASS, 두 위성군 조합의 수치는 노란선으로 표시된다. GPS와 GLONASS 위성군의 HDOP, VDOP이 수치적으로 큰 차이를 보이지 않는 이유는, 세종기지 상시관측소가 위치한 지역이 GPS 가시위성의 개수가 매우 적어지는 극 고위도 지역이 아니기 때문이다. 그러나 일부 GLONASS에 비해 GPS의 HDOP, VDOP이 더욱 크게 나타나는 구간이 존재하며, GPS와 GLONASS를 같이 사용하였을 경우 HDOP, VDOP의 크기가 최대 1.5로 나타난다. 이러한 경향성은 그림 4에서 나타나듯 극 고위도 지역일수록 더욱 뚜렷하게 나타난다. 그림 5은 세종기지 상시관측소 보다 위도가 13도 더 높은 지역인 장보고 기지(남위 74.6도, 동경 164.2도)의 HDOP, VDOP 결과이다. 결과적으로 고위도 지역에서의 시스템 활용 시, 단일위성군을 사용하는 것보다 GPS와 GLONASS 위성군을 함께 사용함으로써 얻는 위성의 기하학적 분포 상에서의 이득이 큼을 확인하였다.

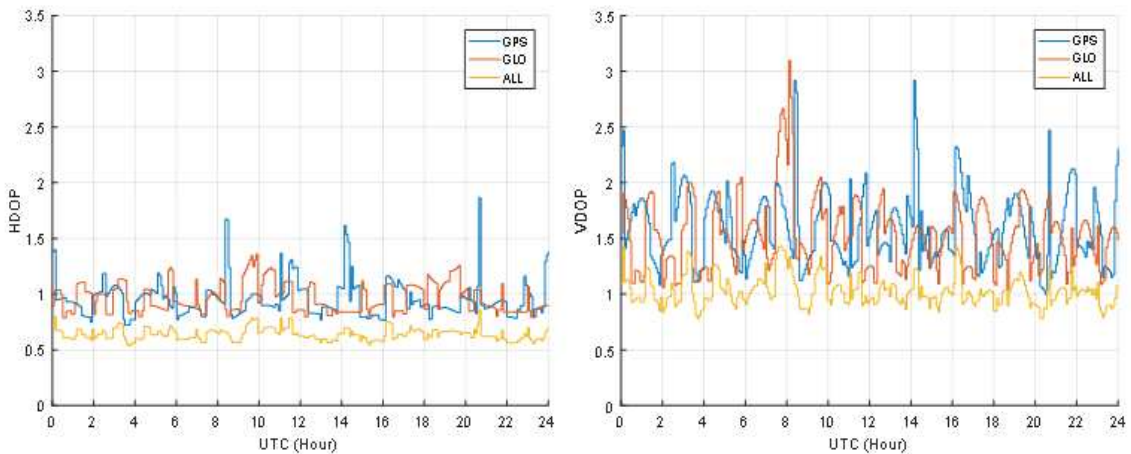


그림 3.4. 세종기지 상시관측소 기준 위성군 별 HDOP(좌) 및 VDOP(우)

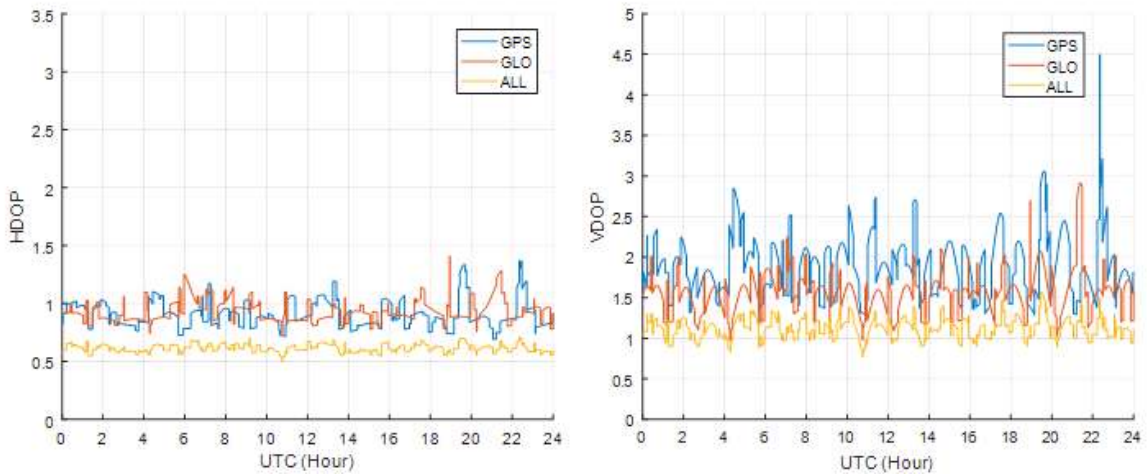


그림 3.5. 장보고 기지 기준 위성군 별 HDOP(좌) 및 VDOP(우)

#### 나. KPS, QZSS 위성 시뮬레이션을 통한 극지 활용성 분석

세종기지와 장보고기지에서 관측되는 KPS, QZSS 위성의 하루 동안의 궤적을 분석해보면 아래 그림 6과 같다. 먼저 세종기지는 한국의 반대편에 위치하기 때문에, 한국 및 일본 지역을 지나도록 설계된 KPS와 QZSS 위성을 거의 관측할 수 없다. 장보고 기지는 한국과 비슷한 경도 구간에 위치하므로, 일부 위성 관측이 가능한 시간대가 존재한다. 그러나, 정지궤도 위성의 신호는 양각이 매우 낮고, 궤적을 따라 움직이는 나머지 위성들이 관측 가능한 시간이 길지 않음을 확인할 수 있다. 이러한 이유로 본 연구에서는 가장 널리 사용되는 GPS와 고위도 지역 활용에 적합한 궤도로 설계된 Glonass의 사용만을 고려한다.

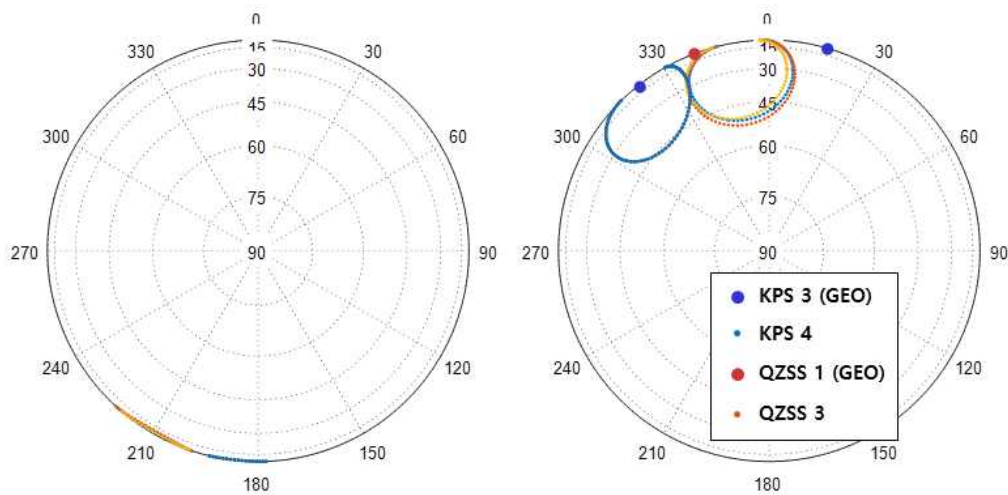


그림 3.6. KPS (7개 위성), QZSS 활용 시 위성 궤적, 세종기지 기준(좌), 장보고기지 기준(우)

#### 다. 기준 기압계를 활용한 고도 정확도 향상 기법 구현

기압계는 대기의 압력을 측정하는 센서로써, 고도가 높아짐에 따라 기압이 감소하는 관계를 활용하여 고도 측정에 널리 활용되고 있는 센서이다. 기압계의 기압 변화에 따른 상대고도를 측정하거나, 해수면 기준 압력을 활용하여, 해수면 압력을 기준으로 해수면 고도로부터의 절대고도를

측정할 수 있다. 하지만, 해수면 기준 압력은 바람, 공기의 움직임 등에 따라 국부적인 압력 변화가 발생하며, 이로 인해 주기적 보정이 없으면 수분간의 비행 중에도 수 미터의 고도 변화가 발생할 수 있다. 극지는 날씨의 변화가 극심하므로, 기압계 기반 고도측정 시 오차 보정의 필요성이 더욱 크다.

본 연구에서 제안하는 항법 시스템에서는 고도 정확도 향상을 위해 기준기압계를 활용한 방법론을 활용한다. 기준기압계 기반 고도 정확도 향상 분석을 목적으로 기압계 데이터 처리를 수행하였다. 그림 7은 실제 세종기지에 설치된 기압고도계에서 관측한 측정치를 기반으로 산출한 상대고도 변화 그래프이다. 고정된 기압계에서 얻은 고도이므로, 실제 고도는 일정해야 하지만 기준 해수면 압력 변화에 따라 고도변화를 확인할 수 있다. 14시간 동안의 상대고도 변화는 약  $\pm 200\text{m}$ 로써, 환경에 따른 고도변화가 큰 것을 확인하였다.

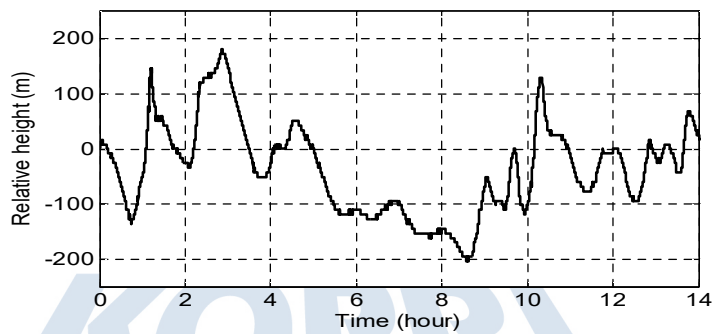


그림 3.7. 세종기지에 위치한 기압고도계의 상대고도 변화

따라서 기압계를 활용해 정확한 고도를 측정하기 위해서는 주기적인 해수면 기준압력에 대한 보정이 수행되어야 한다. 그림 8은 본 연구에서 제안하는 기준기압계를 활용한 고도 정확도 향상 기법에 대한 개념도로, 지상장치에서 생성한 기압계 고도 보정정보를 메시지를 통해 인근의 무인기가 실시간으로 전달받고 해당 보정정보를 활용해 고도 오차를 보정하는 방법을 나타내고 있다.

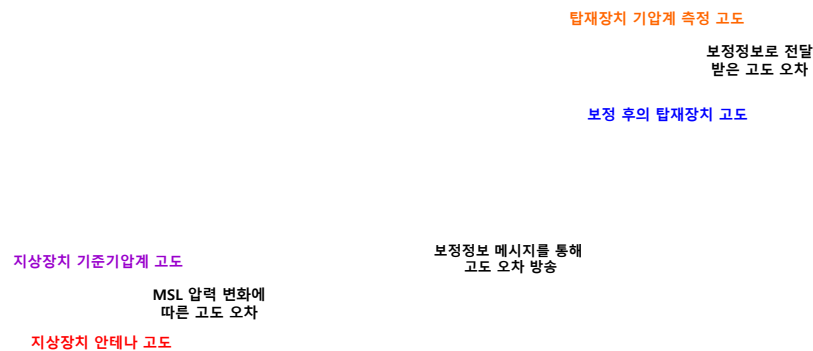


그림 3.8. 기준기압계를 이용한 고도보정 개념도

무인이동체에서 많이 사용되는 저가형 기압계인 ‘BMP280’ 모델을 활용하여, 교내 건물 옥상에 약 150m의 간격으로 기준기압계와 사용자 기압계를 설치하여 60분의 데이터를 수집하였다. 그림 9의 왼쪽 파란색 실선 그래프는 정확한 고도를 알고 있는 기준기압계에서 추정된 기압고도계의

고도값을 나타내며, 실제 고도(파란색 점선)와의 차이를 통해 기압계 보정정보를 산출한다. 사용자(무인항공기)에 탑재되어있는 기압계에서는 실제 환경을 반영한 해수면 기압값이 아닌 세계 평균 해수면 기압값 1013.25 hPa를 기본값으로 적용하여 고도를 산출하므로, 사용자단에서 추정된 고도는 그림 9 오른쪽 그래프의 녹색 선으로 나타난다. 기준기압계에서 산출된 기압계 보정정보를 사용자 추정 고도에 적용하면 붉은색 실선 그래프로 보정된 고도값을 산출할 수 있다. 보정정보를 통해 근거리 내에서 해수면 기압/온도 변화로 인한 고도 변화 값을 보정 가능하다.

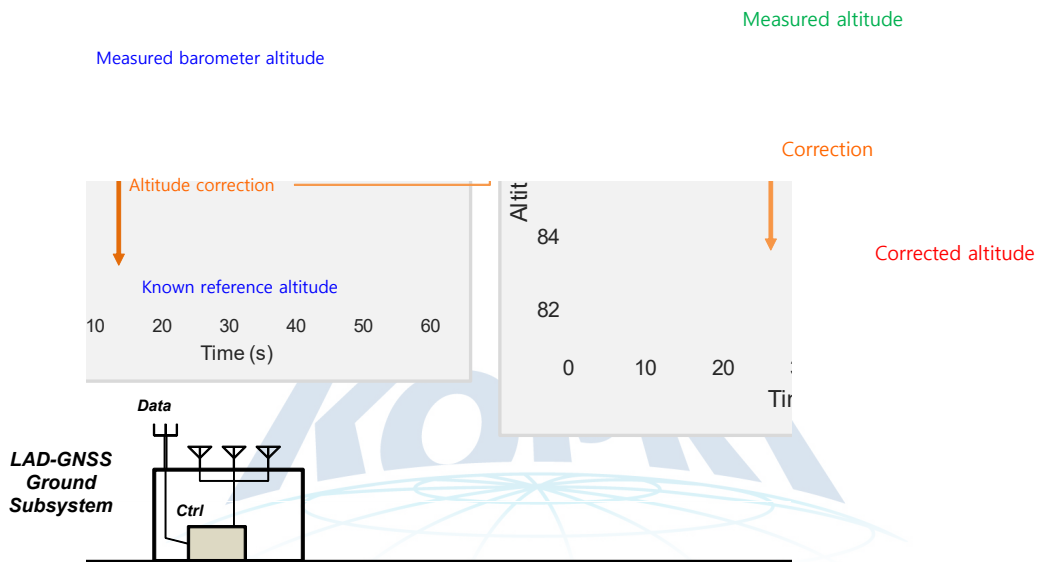


그림 3.9. 기준기압계를 활용한 사용자 고도보정 실험 결과

그림 10은 기준기압계를 통한 고도 보정 후의 고도 오차 및 고도 오차의 확률 분포를 나타낸다. 이 때 고도 오차의 평균은 0.07 m, 표준편차는 0.29 m로 계산되었다. 고도 보정을 적용함으로써, 환경 변화로 인해 발생한 고도 바이어스 값을 상당 부분 제거할 수 있음을 확인하였다.

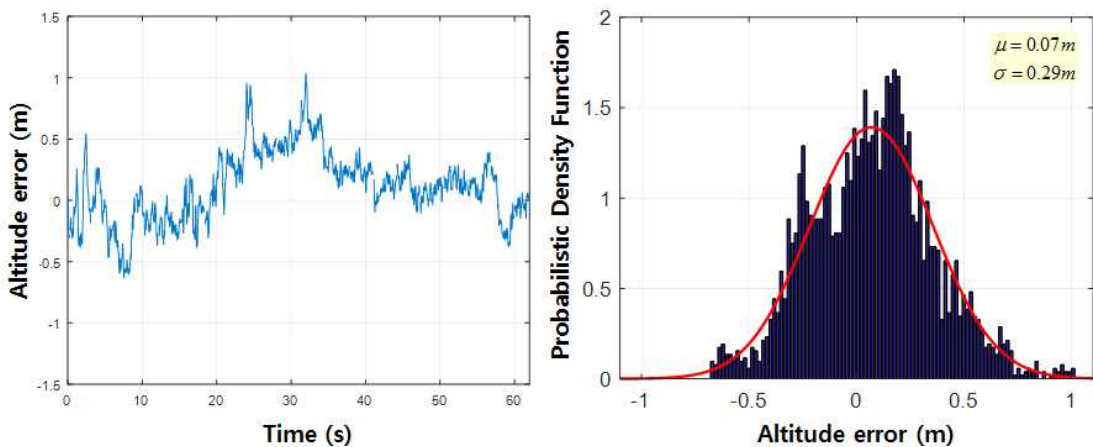


그림 3.10. 고도 보정정보 적용 후의 고도 오차 변화 트렌드(좌), 고도 오차의 확률 분포(우)

## 2. 고안전성 고장감시 알고리즘 개발

### 가. $\sigma_\phi$ 기반 위상 신틸레이션 모니터링 설계

신틸레이션(Scintillation)은 위성 신호가 전자 밀도가 불균질한 전리층 영역을 통과할 때 발생하는 현상으로, 위성 신호의 감쇄, 품질 저하, 손실을 야기한다. 신호의 영향을 받는 영역에 따라 진폭 신틸레이션(Amplitude Scintillation)과 위상 신틸레이션(Phase Scintillation)으로 분류되며, 주로 저위도 지역에서는 진폭 신틸레이션, 고위도 지역에서는 위상 신틸레이션이 자주 발생하는 것으로 알려져 있다. 따라서 극지역에서의 안전한 GNSS 시스템 활용을 위해서는, 극지역의 대표적 전리층 불균질 현상인 위상 신틸레이션의 특성을 파악하고 이를 감지하는 모니터를 설계하는 것이 필수적이다.

위상 신틸레이션은 신호의 측정치, 특히 위상 정보를 반영하는 반송파 측정치에 강한 잡음을 유발한다. 이러한 특성을 고려하여, 위상 신틸레이션 모니터는 식 (1)과 같이 정의된  $\sigma_\phi$  지수를 기반으로 설계된다. 이는 필터링된 반송파 측정치의 특정 시간 동안 표준편차를 의미하며, 강한 신틸레이션에 영향을 받을수록 잡음의 크기가 커지므로 큰 수치의 지수를 갖게 된다. 지수 계산에 적용되는 시간 간격은 1초에서 60초까지 관측하고자 하는 신틸레이션의 정도에 따라 설정되며, 100 Hz 수준의 측정치 기록 주기가 요구된다.

$$\sigma_\phi = \sqrt{\langle \sigma_d^2 \rangle - \langle \sigma_d \rangle^2} \quad (1)$$

이 때,  $\langle \cdot \rangle$ 는  $\cdot$ 의 평균을 나타내는 연산자,  $\sigma_d$ 는 고역 필터링된 반송파 측정치를 의미한다.

반송파 측정치 값은 주로 실시간으로 이동하는 위성의 위치에 따른 위성-수신기 간 거리 변화에 영향을 받는다. 그러나 신틸레이션에 영향은 보다 작은 크기에서 잡음의 형태로 발생하기 때문에, 이러한 고주파수 영역의 변화만을 포착하기 위해 반송파 측정치의 고역 필터링을 수행한다. 이 때 적용되는 고역 필터는 일반적으로 차단주파수를 0.1~0.3 Hz로 하는 6차 버터워스 필터를 사용한다.

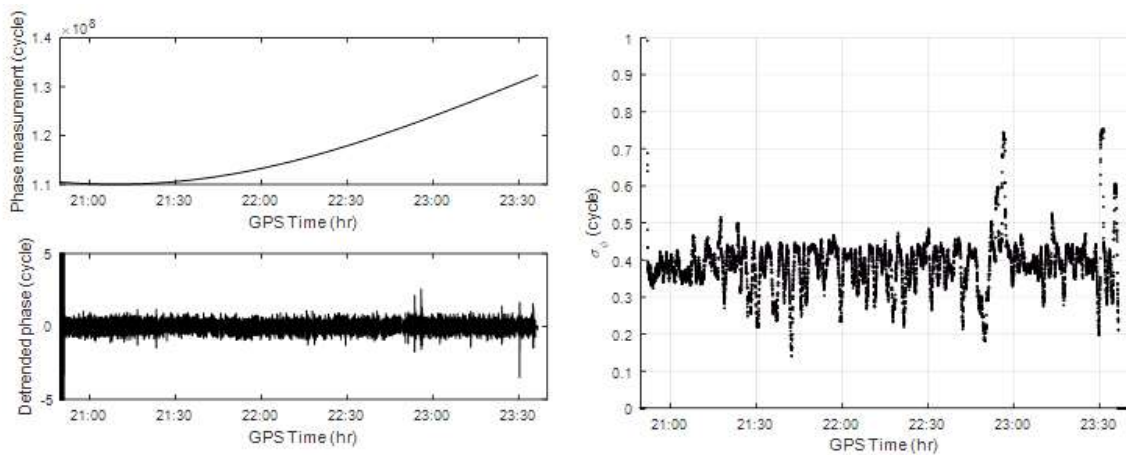


그림 3.11. PRN 8번 위성의 반송파 측정치(좌상), 필터링된 반송파 측정치(좌하),  $\sigma_\phi$  트렌드(우)

그림 11은  $\sigma_\phi$  산출 과정의 예시를 나타낸다. 고역 필터를 적용하기 전의 반송파 측정치는 위성-수신기 간 거리에 영향을 크게 받아 고주파수 영역의 잡음 관찰이 어렵지만, 고역 필터를 적용

할 경우 고주파수 영역의 잡음 관찰이 가능해진다. 이를 이용해 60초 시간 동안의 표준편차를 계산하여 잡음의 크기를 매 시각 산출함으로써 위상 신틸레이션을 감지한다. 일반적으로 0.6 또는 0.7 이상의 가 발생하였을 시, 강한 위상 신틸레이션이 발생하였다고 판단한다.

#### 나. 전리층 공간 기울기 감시 기법을 위한 우주기상 지수 상관관계 분석

본 연구에서는 우주기상 지수를 활용한 전리층 공간 기울기 감시 기법 연구를 위해 전리층 공간 기울기와 우주지상 지수와의 상관관계 분석을 수행하였다. 대표적 우주기상 지수인, 지상기반 측정 우주기상 지수 Dst (disturbance storm time)와 위성기반 측정 우주기상 지수인 IMF (Interplanetary Magnetic Field) Bz를 활용하였다. 상관관계 분석을 위한 전리층 활동이 약했던 기간과 전리층 활동이 활발했던 기간의 전리층 기울기와 해당 날짜의 우주기상 지수를 사용하였다.

상관관계 분석 결과, 두 데이터셋에서 모두 양의 상관관계가 도출되었으며, 전리층 활동이 활발한 데이터셋이 전리층 활동이 적은 데이터셋보다 높은 상관관계를 가짐을 확인하였다.

- 1) 전리층 활동이 활발한 데이터셋:  $r=0.93$  (Dst 지수),  $r=0.79$  (IMF Bz 지수).
- 2) 전리층 활동이 적은 데이터셋:  $r=0.57$  (Dst 지수),  $0.30$  (IMF Bz 지수).

또한 전리층 활동이 적은 데이터셋의 경우, IMF Bz 지수가 전리층 공간 기울기의 변화를 약 1일정도 앞서 감지하는 추세를 발견하였으며, 이러한 추세를 반영하여 1일 씩 IMF Bz 지수를 뒤로 이동하여 분석을 재수행해본 결과, 상관관계가 0.30에서 0.72로 높아짐을 확인하였다. 이러한 관계를 기반으로 IMF Bz를 활용한 전리층 공간 기울기 예측 알고리즘 개발 가능성을 확인하였다. 분석 결과를 토대로 사용자가 우주기상 지수를 활용하여 사용자가 겪을 수 있는 전리층 공간 기울기에 대한 실시간 혹은 선행적 감시가 가능함을 확인하였다.

#### 다. 지상국 기반 극심한 전리층 기울기 검증 기법 기반 모니터링 구현

본 연구에서 제안하는 항법시스템에서는 본 연구진이 보유한 전리층 기울기 검증 기법을 기반으로 전리층 공간 기울기 모니터링 기법 연구를 수행하였다, 구현된 방법론은 국제 GNSS 관측 데이터를 활용해 극심한 전리층 기울기의 대표적 사례(850,7 mm/km 기울기)에 적용해 검증하였다. 그림 4는 전리층 공간 기울기 모니터링 기법의 예시 결과로, 인접한 4개의 지상국-위성 조합에서 관측된 전리층 공간 기울기가 모두 382-477 mm/km 정도의 큰 값을 가지는 것을 확인함으로써, 해당 날짜에서 관측된 전리층 기울기가 실제 전리층 현상으로 인한 것임을 판단할 수 있다.



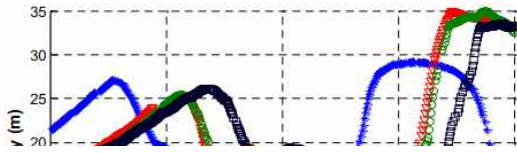


그림 3.12. 지상국 기반 전리층 기울기 검증 기법 적용 예시

라. 확률적 접근 방법 기반 전리층 기울기 무결성 위협 평가 방법론 설계

지역 보강항법시스템 지상국과 사용자가 겪는 전리층 지연 오차에 차이가 있을 경우, 잘못된 전리층 보정정보를 제공함으로써 사용자 항법 안전성에 위협이 발생할 수 있다. 기존의 전리층 공간 기울기에 의한 무결성 위협 평가는 최악의 시나리오를 가정해 매우 보수적인 방법으로 이루어졌다. 본 연구에서는 기존 방법론의 보수성을 완화하기 위해 몬테카를로 시뮬레이션의 확률적 접근 방식을 적용하였다. 이 방법론에서는 아래의 과정으로 진행되는 개별 시뮬레이션을 번 반복하여 무결성 위협 확률을 산출한다.

- 1) 전리층 기울기 매개변수(기울기 크기, 이동방향, 속도, 너비 등) 임의 생성
- 2) 전리층 기울기 진행에 따른 사용자 의사거리 오차 및 모니터 검정통계량 산출
- 3) 시뮬레이션 기간 중 발생한 최대 의사거리 오차 및 최대 모니터 오감지 확률 획득

전리층 기울기에 의한 무결성 위협 확률은 최대 의사거리 오차가 특정 임계값을 넘는 시뮬레이션에 한해 최대 모니터 오감지 확률을 합산하고, 이를 총 시뮬레이션 횟수로 나누어 계산한다. 본 시뮬레이션에서는 고위도 지역의 전리층 현상 특성 반영을 위해 전리층 기울기의 크기, 이동 방향, 속도, 너비 등을 매개변수로 시뮬레이션을 설계하였다.

마. 다중위성군 기반 보강항법시스템의 지상국 고장감시 알고리즘 설계

지역 보강항법시스템은 신틸레이션 모니터링 외에, 잘못된 GNSS 신호(고장)로부터 안전한 항법해를 보장하기 위해 CCD (Code-Carrier Divergence) 모니터, 반송파 Acc/Ramp/Step 모니터, Carrier-Smoothed Code (CSC) Innovation Test, MFRT (Message Field Range Test) 등의 고장감시 알고리즘을 포함하고 있다. 또한, 전리층 공간 기울기로 인한 안전성 위협 완화를 위해 위성 기하의 품질을 평가하는 모니터링이 포함된다.

이러한 모니터링 알고리즘 중, 반송파 Acc/Ramp/Step 모니터는 GPS 신호의 급작스런 반송파 변화를 감지하기 위해 제안되었던 기법이다. 해당 모니터는 연속된 10개의 반송파 보정치의 변화 추이의 다항식 피팅 함수로부터 계수를 산출해 이를 검정통계량으로 활용한다. 그런데 이를 GLONASS 위성군에 적용할 시 다음과 같은 문제가 발생할 수 있다. 아래 그림 13은 대전 지역에서 기록한 GPS/GLONASS 관측치로부터 획득한 반송파 보정정보의 변화 추이를 나타낸다. 각 선의 색깔은 해당 시각 수신기에 추적된 위성을 나타낸다. 앞서 언급되었듯이, 반송파 모니터는 연속된 반송파 보정정보 값을 이용해 다항식 접합을 수행하고, 산출된 다항식의 접합 계수를 검

정통계량으로 이용하여 반송과 보정정보의 급격한 변화를 감지한다. 그러나 GLONASS의 경우 위성 궤도력 업데이트 시 부정확한 위성 위치 및 시계 오차 추정으로 인해 그림 13의 붉은 원으로 표시된 것처럼 불연속 시점이 발생한다. 이러한 불연속점이 포함된 구간에서 다항식 접합이 수행될 경우 큰 접합 계수가 산출되어, 실제 위성 시계의 드리프트가 발생하지 않은 상황임에도 반송파 모니터에 감지되게 된다. 이러한 모니터 오작동을 방지하기 위해 채택한 GLONASS 반송파 모니터의 보완전략은 그림 14와 같다. 위성의 궤도력이 업데이트되는 시점에 불연속 점이 발생한다. 따라서 해당 시점이 포함된 구간에 대해서는 동일한 궤도력을 이용해 계산한 위성 위치, 시계 오차로부터 연속된 반송파 보정정보를 산출하고, 해당 연속 데이터를 이용해 다항식 접합을 수행함으로써 모니터의 오작동을 방지한다.

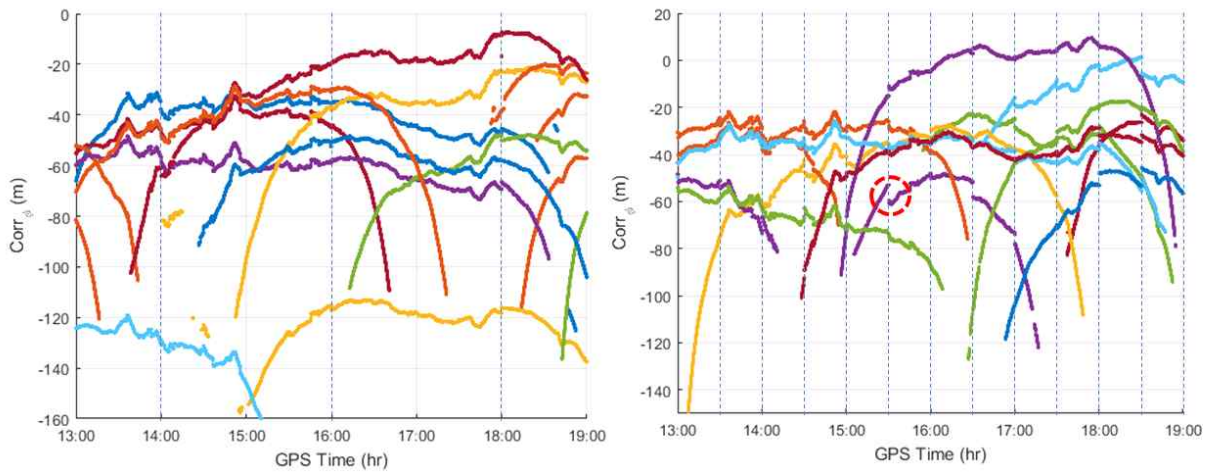


그림 3.13. 반송파 보정정보 결과 예시, GPS(좌) 및 GLONASS(우)

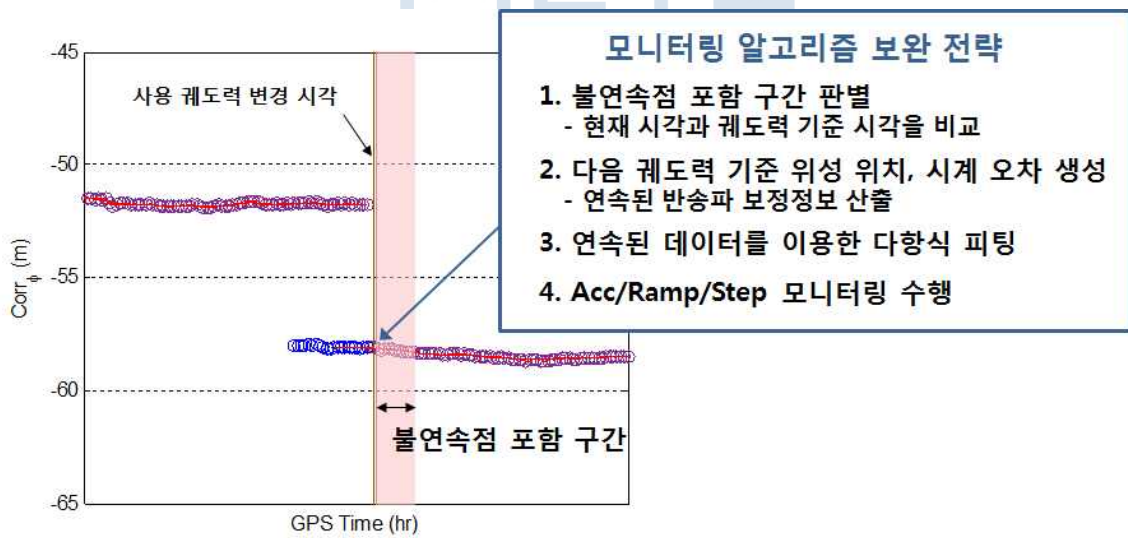


그림 3.14. GLONASS 반송파 모니터링 알고리즘 보완 전략

### 3. 알고리즘 성능검증 및 통합 소프트웨어/플랫폼 확보

#### 가. 세종기지 GNSS 관측 데이터 수집

다중위성군 기반 고정밀 DGNSS 항법해의 정확도를 검증하기 위해 남극 세종기지에서 기록한 GNSS 관측 데이터를 이용하였다. 지상국과 사용자에게 해당하는 GNSS 수신기를 고정점에 설치하여 2018년 1월 약 4일 간 GPS, GLONASS L1/L2 신호의 측정치를 RINEX (Receiver Independent Exchange Format) 형식으로 기록하였다. 수신기 설치 환경은 그림 16과 같으며 GNSS 자료에 대한 정보는 표 (2)와 같다. 지상국과 사용자 수신기의 정밀위치는 각각 고정밀 보정정보 생성과 항법해의 오차 산출을 위해 필요하다. 사용자 수신기의 경우 제공된 정밀위치 정보의 부재로 인해, 고정밀 보정정보를 적용하여 산출된 사용자 위치를 평균 내어 추정하였다.

표 2. 세종기지 GNSS 관측 자료 정보

항목	지상국	사용자
관측 자료	GPS/GLONASS L1/L2 의사거리, 반송파 측정치	GPS/GLONASS L1/L2 의사거리, 반송파 측정치
기록 주기	1초	1초
관측 장비	TOPCON Hiper V	TOPCON Hiper V
정밀 위치	위도 - 62.22264 m 경도 - 58.78802 m 고도 25.823 m	제공된 정보 없음 (DGNSS 항법해의 평균으로 추정함)
자료 별 관측 기간	1. 17일 12시 15분 - 15시 27분 2. 17일 15시 31분 - 19시 59분 3. 17일 17시 21분 - 24시 05분 4. 18일 10시 24분 - 15시 00분 5. 18일 15시 40분 - 20시 10분 6. 18일 20시 52분 - 23시 32분 7. 19일 14시 14분 - 18시 40분 8. 19일 18시 57분 - 23시 04분 9. 20일 20시 52분 - 22시 58분	1. 19일 15시 50분 - 18시 59분 2. 19일 19시 01분 - 23시 03분 3. 20일 12시 13분 - 19시 19분 4. 20일 20시 49분 - 24시 14분



그림 3.15. 극지연구소 지상국(좌)/사용자(우)  
GNSS 관측 수신기 설치 현황

나. 필드 테스트 데이터를 이용한 항법해 정확도 검증

항법해 정확도 검증을 위해 지상국/사용자 자료의 관측 기간이 동일한 시간 구간에 대해 1)GPS만 사용하는 경우와 2)GPS와 GLONASS를 통합해 사용하는 경우에 대해 단독 A)측위 (Stand-Alone), B)DGNSSS 두 가지 방식으로 항법해 오차를 산출하였다.

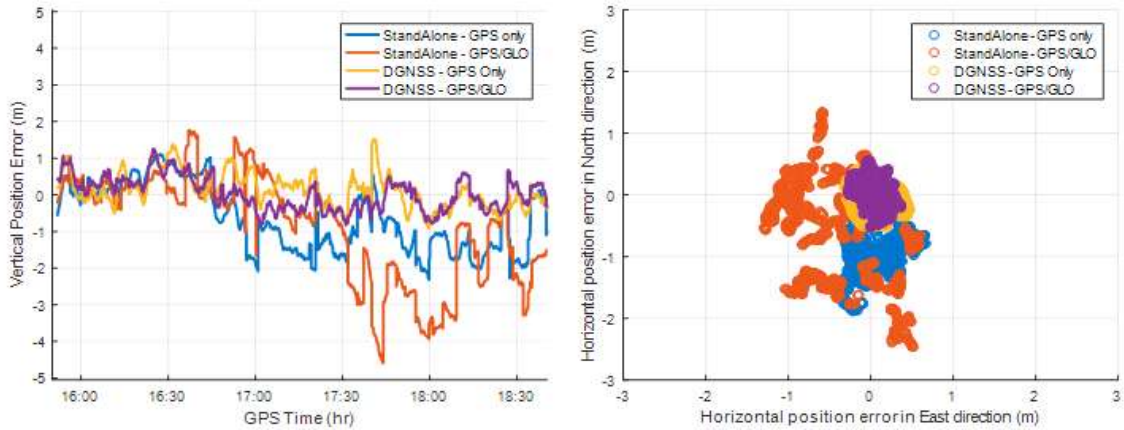


그림 3.16. 7-A 데이터 조합(19일)의 항법해 수직(좌)/수평오차(우) 산출 결과

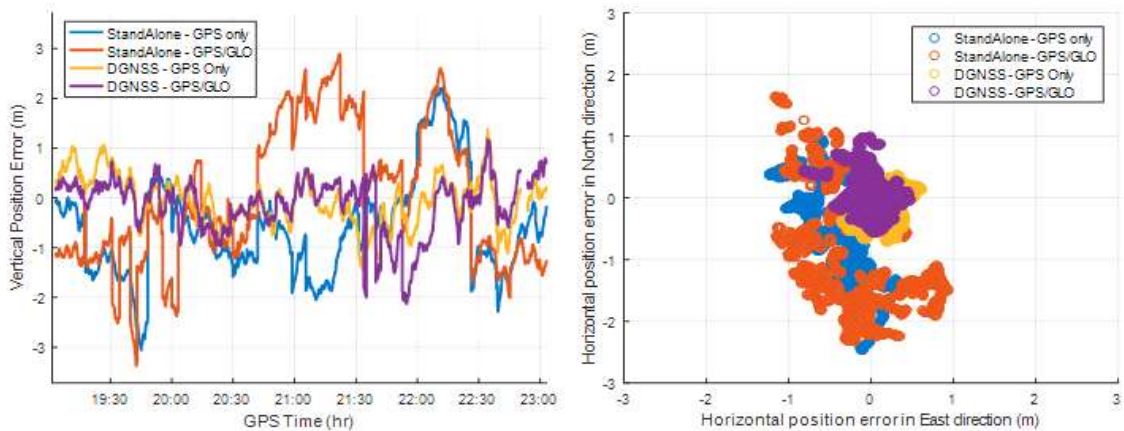


그림 3.17. 8-B 데이터 조합(19일)의 항법해 수직(좌)/수평오차(우) 산출 결과

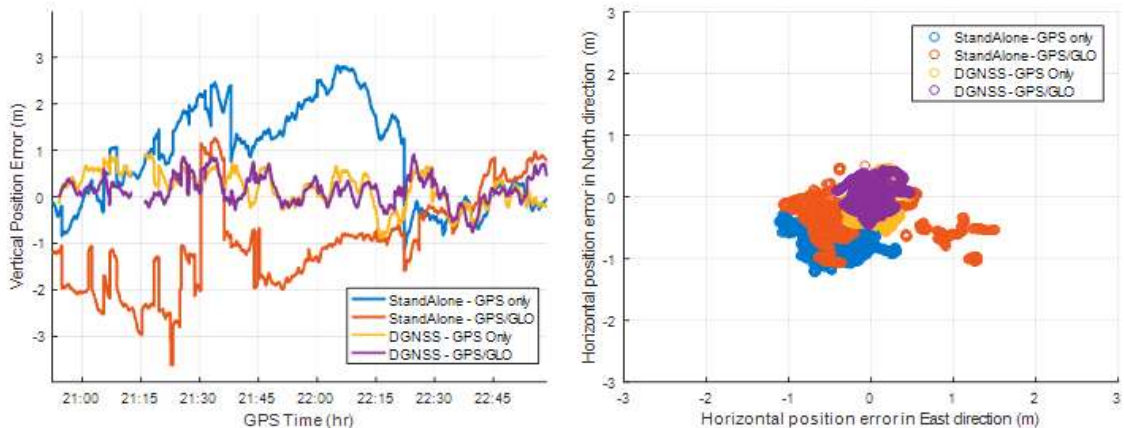


그림 3.18. 9-D 데이터 조합(20일)의 항법해 수직(좌)/수평오차(우) 산출 결과

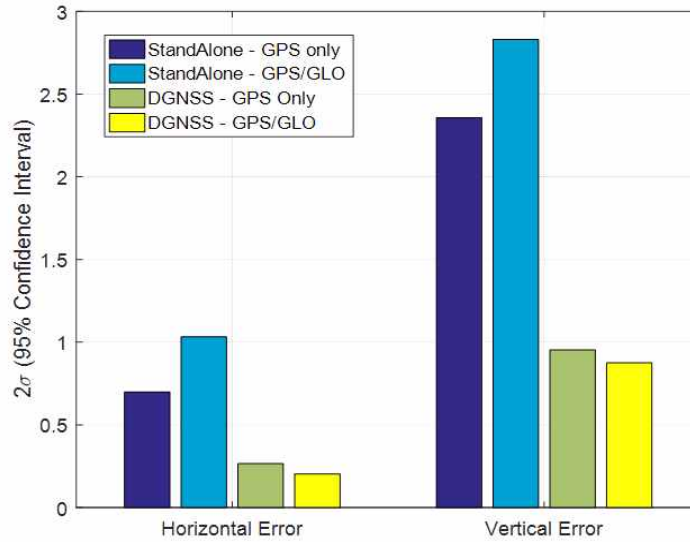


그림 3.19. 총 데이터 기간의 95% 수평, 수직방향 항법해 정확도

그림 16-18의 왼쪽은 수직 방향 오차, 오른쪽은 수평방향의 오차를 나타내며, 세 기간의 데이터를 모두 취합하여 2의 항법해 정확도를 산출하면 그림 19과 같다. 사용자의 데이터만 사용하는 단독 측위 시, 수평 정확도의 경우 약 1 m 내외, 수직 정확도의 경우 약 3 m 내외를 기록하였다. 그런데 GPS만 사용했을 때보다 GLONASS를 같이 사용하였을 때 오차의 크기가 커지는데, 이는 GLONASS 시스템 자체의 성능이 좋지 못한 점에서 기인한다. 특히, GLONASS는 위성의 위치 정보 및 시계 오차를 추정하기 위해 제공되는 항법 메시지의 정확도가 GPS에 비해 부정확하며, 시스템 자체적으로 신호 전리층 지연 오차 모델, 대류층 오차 모델을 지원하지 않고 GPS 오차 모델을 사용하므로 이로부터 의사거리 측정치의 오차 보정이 GPS에 비해 정밀하지 못하다. 반면, 지상국과 사용자의 데이터를 동시에 사용하는 DGNSS 방식의 측위 시, GPS만 사용했을 때에 비해 GLONASS를 같이 사용하였을 때 미미하게 정확해지는 것을 확인하였다. 수평 정확도의 경우 DGNSS 시스템에서는 약 0.25m 내외, 수직 정확도의 경우 약 1m 내외의 수치로 계산되었다. 이는 GPS의 가용 위성수가 부족해지는 극 고위도지역까지 시스템 사용 범위를 확장할 시, 다중위성군을 활용한 측위의 이점이 더욱 도드라질 것으로 예상된다.

#### 다. 필드 테스트 데이터를 이용한 고장감시 알고리즘 통계치 산출

고장감시 알고리즘의 통계치는 해당 지역의 환경을 반영하는 변수이므로, 실제 시스템을 운용하려는 지역에서 수집한 자료를 토대로 적합한 통계치 산출 과정이 수반되어야 한다. 본 절에서는 지상국 수신기에서 17일~20일 간 기록한 GNSS 관측자료에 대해 CCD 모니터와 CSC Innovation 모니터의 검정통계량 산출을 수행하고 이에 따른 표준편차 산출 결과를 기술하였다.

그림 20, 21은 양각 별 CCD 모니터와 CSC Innovation 모니터의 검정통계량 및 통계치를 GPS와 GLONASS 위성군 별로 나타낸 그래프이다. 각 그래프의 과란점은 계산된 검정통계량이며, 이에 따른 양각 1도 구간마다 표준편차, 오버바운딩이 적용된 팽창된 표준편차, 그리고 기존 시스템에서 사용하는 모델의 통계치를 노란선, 빨간선, 검은선으로 나타내었다. GPS의 경우, 세종

기지 데이터 기반의 팽창된 통계치가 20도 이하의 저양각 구간을 제외하면 기존 시스템 모델의 통계치와 비슷한 값을 보였다. GLONASS의 경우, 기존 시스템에서 GLONASS를 사용하지 않으므로 GPS 모델과 비교를 하였다. 비교 결과, GLONASS의 경우 팽창된 통계치가 기존 GPS 모델보다 미세하게 크게 산출된 것을 확인하였다. 이는 항법해 성능 결과에서와 마찬가지로 GLONASS 위성군의 성능이 GPS 보다 부정확한 점에서 기인한 것으로 예상된다. 설치된 지상국 수신기 주변에 장애물이 있는 점을 감안하여도 기존 모델과 큰 차이를 나타내지 않음을 확인하였으나, 실제 운용에 이용하기 위한 통계치 획득을 위해서는 장애물이 없는 지상국 설치 환경에서, 보다 많은 기간의 데이터 처리 결과가 반영될 필요가 있다.

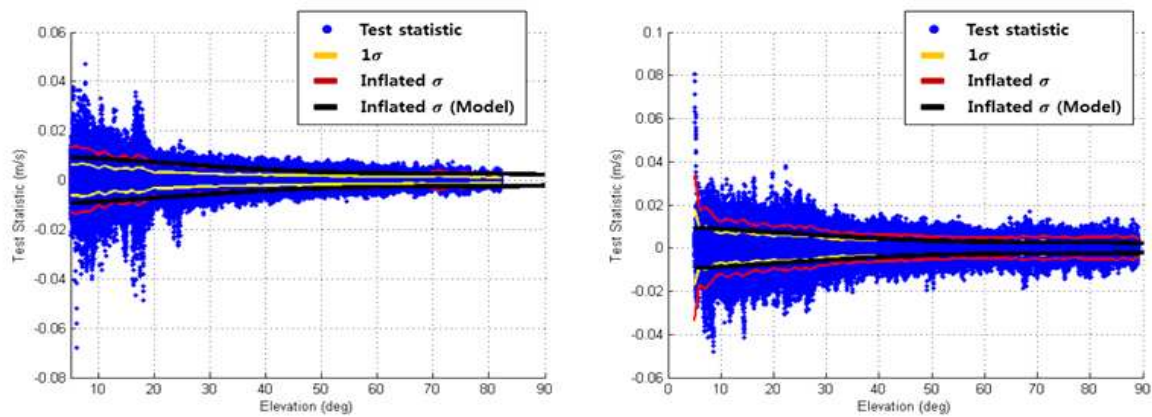


그림 3.20. GPS(좌)/GLONASS(우) 위성군 별 양각에 따른 CCD 모니터 검정통계량 및 통계치

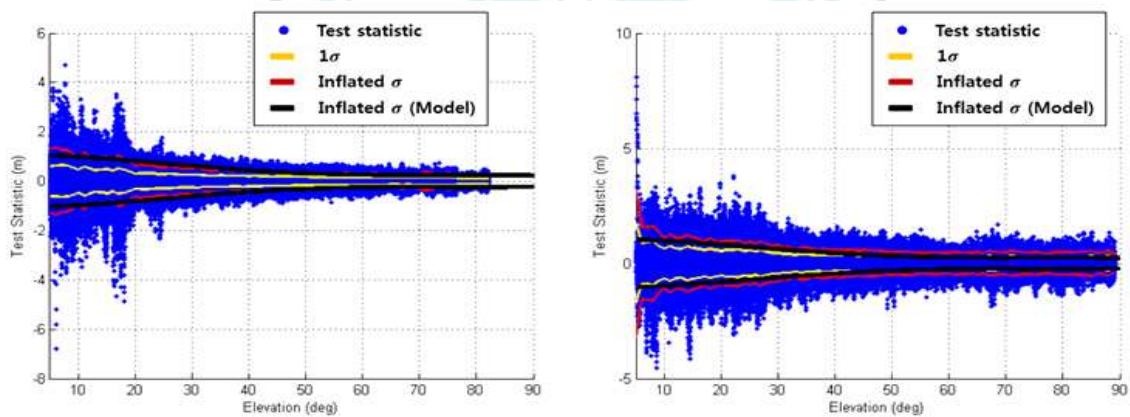


그림 3.21. GPS(좌)/GLONASS(우) 위성군 별 양각에 따른 CSC Innovation 검정통계량 및 통계치

## 2절. 극지자기 환경에 강건한 무인이동체 탑재항법시스템 개발

### 1. 다중센서 기반 복합항법알고리즘 구현

#### 가. 확장 칼만 필터 기반 GNSS & INS 융합 항법

본 연구에서 제안하는 복합항법시스템은 DGNSS와 INS(Inertial Navigation System)의 활용을 골자로 한다. 기본적으로 INS 항법을 수행하며, DGNSS 측정치가 입력되는 주기마다 확장 칼만 필터를 통해 융합 항법을 수행하게 된다. DGNSS 측정치는 0.5초 또는 1초의 주기로 입력되는 위치와 속도를 포함한다. 통합 항법해 산출 시 사용된 기준좌표계는 가장 일반적으로 사용되는 NED (North-East-Down)을 사용하였다.

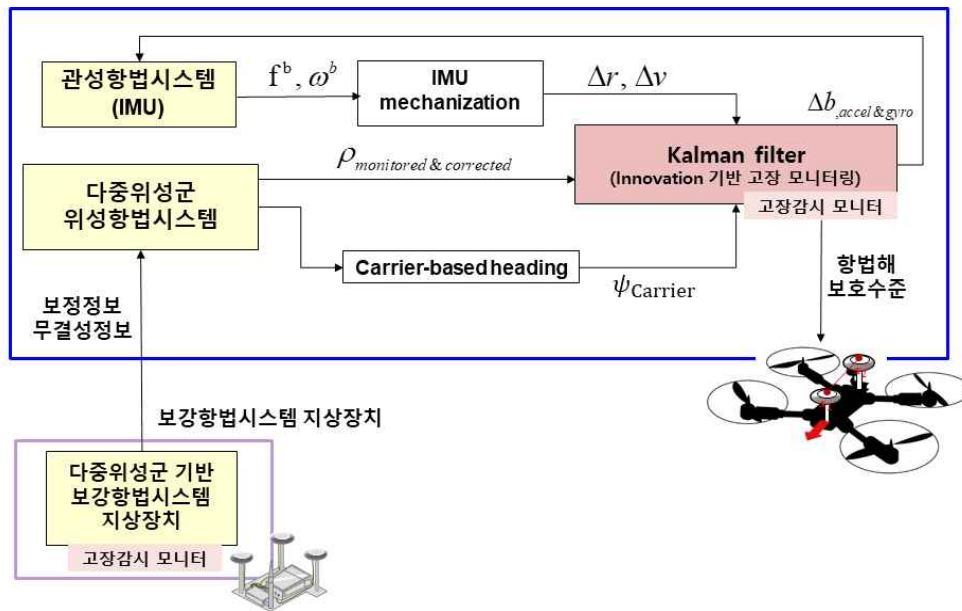


그림 3.22. 확장 칼만 필터 기반 통합 항법해 산출 알고리즘 개략도

INS는 추측 항법이므로 시간이 지남에 따라 추정 오차가 발산하게 된다. 이를 보완하기 위해 주로 GNSS를 융합하여 INS의 발산을 방지한다. 본 연구에서 제안하는 통합 항법 시스템은 차분 보정 정보가 적용되어 계산된 코드 정보를 측정치로 반영하기 위해 강결합 확장 칼만 필터를 이용하며 융합을 위한 확장 칼만 필터 알고리즘의 개략도는 그림 9와 같다. 필터에서 추정하는 상태 벡터( $X$ )는 식 (2)와 같이 INS 항법해의 자세 오차( $\delta\psi$ ), 속도 오차( $\delta v$ ), 위치 오차( $\delta P$ ), 가속도 계 바이어스( $B_a$ ), 자이로 바이어스( $B_g$ ), 위성 시계 오차( $\rho_{clk}$ ), 위성 시계 드리프트( $\dot{\rho}_{clk}$ )로 구성된다. 자세 오차는 또한 각 축에 대해 롤( $\phi$ ), 피치( $\theta$ ), 요( $\psi$ )에 대한 오차로 구성된다.

$$X = \begin{bmatrix} \delta\psi_{nb}^n \\ \delta v_{cb}^n \\ \delta P_b \\ B_a \\ B_g \\ \rho_{clk} \\ \dot{\rho}_{clk} \end{bmatrix}, \quad \delta\psi_{nb}^n = \begin{bmatrix} \delta\phi_{nb}^n \\ \delta\theta_{nb}^n \\ \delta\psi_{nb}^n \end{bmatrix} \quad (2)$$

나. Carrier 기반 정밀 헤딩 측정치 추정 및 자세정확도 개선 기법 구현

극지역에서 무력화되는 자력계의 대안으로, 두 개의 GNSS 안테나를 활용해 획득하는 반송파 기반 정밀 헤딩 측정치를 사용하고자 하였다. 반송파 측정치 풀이를 통해 두 안테나의 정밀 위치를 안다고 가정하였을 시, 식 (3)과 같이 NED (North-East-Down) 좌표계로 표현된 기선 벡터 성분으로부터 정밀 헤딩을 유도할 수 있다.

$$\psi_{carrier} = \tan^{-1}\left(\frac{b_E}{b_N}\right) \quad (3)$$

반송파 측정치는 모호 정수를 포함하고 있으므로 정밀한 산출 결과를 얻기 위해서는 모호 정수의 풀이 과정이 수반되어야 한다. 이러한 모호 정수를 풀이하기 위한 모델은 식 (4)와 같이 GNSS의 풀이 모델인 선형방정식으로 표현될 수 있다.

$$E(y) = Aa + Bb, \|b\| = l, a \in Z^n, b \in R^3 \quad (4)$$

좌변은 GNSS 측정치 벡터의 기댓값을 나타내고, 미지수  $a, b$  는 각각 모호 정수와 나머지 잔류 항들을 의미한다. 잔류항 는 두 안테나 간 차분된 이후 잔류한 전리층, 대류층 오차, 기선 벡터를 포함한다. 본 연구에서는 기선 거리가 멀리 떨어져있는 RTK 상황과 달리 두 개의 안테나가 매우 근접하므로, 두 안테나가 겪는 전리층 및 대류층 오차는 거의 같아  $b$ 를 안테나 간 기선 벡터로 간주할 수 있다. 또한, 기선 벡터  $b$ 의 크기는 미리 알고 있는 정보로써 모호 정수 풀이 시의 제약조건으로 적용이 가능하다. 행렬  $A, B$  는 각각 미지수  $a, b$  에 대한 계수를 포함한다. 위의 미지수  $a, b$  의 풀이는 모호 정수 풀이에 일반적으로 사용되는 BC LAMBDA (Baseline Constrained Least-squares AMBiguity Decorrelation Adjustment) 기법을 활용한다.

Carrier 기반 헤딩 측정치는 칼만 필터의 측정치 업데이트 단계에서 식 (5)와 같이 반영된다.

$$Z_\psi = \psi_{eaG}^n - \psi_{eb}^n = H_\psi X + \nu_\psi \quad (5)$$

이 때,  $\psi_{eaG}^n$ 은 Carrier 기반의 헤딩 측정치,  $\psi_{eb}^n$ 은 상태 벡터로부터 획득한 예측치를 나타낸다.

다. Innovation의 누적 검정통계량 기반 헤딩 측정치 고장 모니터링 설계

고장(fault)이 발생한 측정치를 이용할 경우 산출된 항법해에는 예상치 못한 큰 오차를 겪을 수 있다. 특히, 현재의 측정치만을 측위에 이용하는 기존 위성항법시스템의 항법해 도출 방식과 달리, 칼만 필터의 추정치는 이전의 측정치 및 상태 정보로부터 도출된다. 이는 칼만 필터 추정치의 무결성 보장을 위해서는 현재의 측정치 고장 뿐만 아니라 이전의 측정치 고장까지 고려해야 됨을 의미한다. 따라서 특정 시각에 검출되지 않고, 여러 시간 동안 추정치에 영향을 주는 고장을 검출하기 위해 innovation의 성분을 누적한 검정통계량을 모니터링에 이용한다. 아래는 누적 검정통계량을 계산하여 고장을 감지하는 과정을 기술하였다.

$k$ 번째 시각의 innovation 벡터( $\gamma_k$ )와 공분산 행렬( $P_{\gamma,k}$ )은 식 (6)과 같이 측정치 정보와 예측치 정보의 관계식으로 계산된다.



$$\begin{aligned}\gamma_k &= z_k - H_k X_k^- \\ P_{\gamma,k} &= H_k^T P_k^- H_k + R\end{aligned}\quad (6)$$

n번째 이전에 고장이 발생하였다고 가정할 시, k번째 시각의 누적 검정통계량( $q_k$ )는 k-n번째 시각부터 k번째 시각까지 각 시각의 공분산  $P_{\gamma,i}$ 로 정규화된 innovation  $\gamma_i$ 의 제곱합의 합으로 계산된다.

$$q_k = \sum_{i=k-n}^k \gamma_i^T P_{\gamma,i}^{-1} \gamma_i \quad (7)$$

이때 각 시각의 innovation은 정규 분포를 따르므로, 이들의 제곱합으로 산출되는 해당 검정통계량은  $\chi^2$  분포를 따른다고 할 수 있다. 임계값( $T_q$ )은 시스템의 설정된 연속성 위협 확률( $P_{cont}$ )을 만족하도록 결정된다.  $\chi^{-1}(p, n)$ 은 n개의 자유도를 따르는  $\chi^2$  분포의 확률  $p$ 에 해당하는 역함수이다. 본 연구에서  $P_{cont}$ 는  $10^{-3}$ 으로 설정되었다.

$$T_q = \chi^{-1}(1 - P_{cont}, n) \quad (8)$$

검정통계량이 임계값을 초과할 시, 시스템은 해당 측정치에 이상현상이 발생하였음을 판단하여 해당 측정치의 공분산 행렬 원소를 무한대로 설정함으로써 필터 추정 과정에서 제외하게 된다.

## 2. 탑재항법시스템 성능검증 및 플랫폼 확보

### 가. heading 추정 정확도 검증 시뮬레이션

GNSS 기반 heading 측정치의 효용성 검증을 위해 heading 추정 정확도 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에는 420초 동안 약 80km를 이동하는 항공기 모델을 사용하였으며, 위치, 자세, 속도 정보를 포함한 true profile로부터 역으로 생성한 GNSS, INS 측정치를 사용하게 된다. 이 때, GNSS 측정치 생성 조건으로는 31개의 GPS 위성군 사용, 10도 양각 제한을 적용하였다. INS는 저가형 MEMS IMU 활용 상황을 상정하였다. 측정치 생성 시 적용된 오차 모델 및 조건은 표 3과 같다. 두 측정치는 각각 0.5초, 0.01초 주기로 생성되었다. 필터에 적용된 공분산 행렬의 정보는 표 4와 같다.

표 4. GNSS/IMU 측정치 생성 오차 모델

DGNSS		INS	
코드	<ul style="list-style-type: none"> <li>AAD-b curve</li> <li>수신기 clock offset 10000 m</li> <li>수신기 clock drift 100 m/s</li> <li>약 0.3-0.5 m</li> </ul>	가속도계	<ul style="list-style-type: none"> <li>Cross coupling 오차</li> <math display="block">M_a = \begin{bmatrix} 50000 &amp; -15000 &amp; 10000 \\ -7500 &amp; -60000 &amp; 12500 \\ -12500 &amp; 5000 &amp; 20000 \end{bmatrix} \times 10^{-6}</math> <li>잡음 Power spectral density</li> <math display="block">PSD_a = 0.0098</math> <li>Quantization 오차</li> <math display="block">Q_a = 0.1</math> </ul>
코드 변화율	<ul style="list-style-type: none"> <li>수신기 clock drift 100 m/s</li> <li>rate track 오차 0.02 m/s</li> </ul>	자이로	<ul style="list-style-type: none"> <li>Cross coupling 오차</li> <math display="block">M_g = \begin{bmatrix} 40000 &amp; -14000 &amp; 12500 \\ 0 &amp; -30000 &amp; -7500 \\ 0 &amp; 0 &amp; -17500 \end{bmatrix} \times 10^{-6}</math> <li>G-dependent 오차</li> <math display="block">G_g = \begin{bmatrix} 90 &amp; -110 &amp; -60 \\ -50 &amp; 190 &amp; -160 \\ 30 &amp; 110 &amp; -130 \end{bmatrix} \times \frac{\pi}{180(3600 \times 9.8)}</math> <li>잡음 Power spectral density</li> <math display="block">PSD_g = 0.00029</math> <li>Quantization 오차</li> <math display="block">Q_g = 0.002</math> </ul>

표 5. 필터 측정치 공분산 오차 모델

코드	코드 변화율	DGNSS 헤딩	Carrier 헤딩
2.5 m	0.1 m/s	10°	0.5°

그림 23은 시뮬레이션 시행 결과를 나타낸다. 파란선은 true profile 내 헤딩의 참값을 의미한다. 붉은색, 노란색, 보라색 선은 순서대로 GNSS 기반 헤딩 측정치를 사용하지 않는 경우, DGNSS 헤딩만을 사용한 경우, Carrier 헤딩 측정치까지 같이 사용한 경우의 필터 헤딩 추정 값을 나타낸다. 이를 헤딩 참값과의 차이인 오차로 표현한 그래프는 그림 24와 같다. 측정치의 정확도가 가장 높은 Carrier 헤딩 측정치를 사용할 경우의 오차의 표준편차는 0.04로, 측정치 조합 중 필터 헤딩 추정치의 오차 수준이 가장 작음을 확인할 수 있다. DGNSS 헤딩 측정치만을 사용한 경우에는 0.22의 표준편차를 기록했으며 여전히 충분히 작음을 확인할 수 있다. 그러나 기체가 곡선 경로를 따라 이동할 때 미세하게 헤딩 추정 오차가 증가하는 것을 확인할 수 있는데, 이는 곡선 주행 시 이동 방향과 헤딩 사시에 발생하는 편각에 기인한다. 마지막으로 헤딩 측정치를 사용하지 않았을 경우에는 표준편차가 0.53로 가장 큰 오차 수준을 갖게 된다. 또한 헤딩의 변화가 없는 200초 이후의 구간 이후로 오차가 조금씩 누적되는 것을 확인할 수 있는데, 이는 수평 방향 가속도 성분이 존재하지 않을 경우 필터의 헤딩 추정치가 수렴하지 못하고 발산하게 되는 현상에 기인한다. 따라서 안정적인 헤딩 추정을 위해서는 직접적인 헤딩 정보를 업데이트할 수 있는 GNSS 헤딩의 사용이 요구됨을 확인할 수 있다.

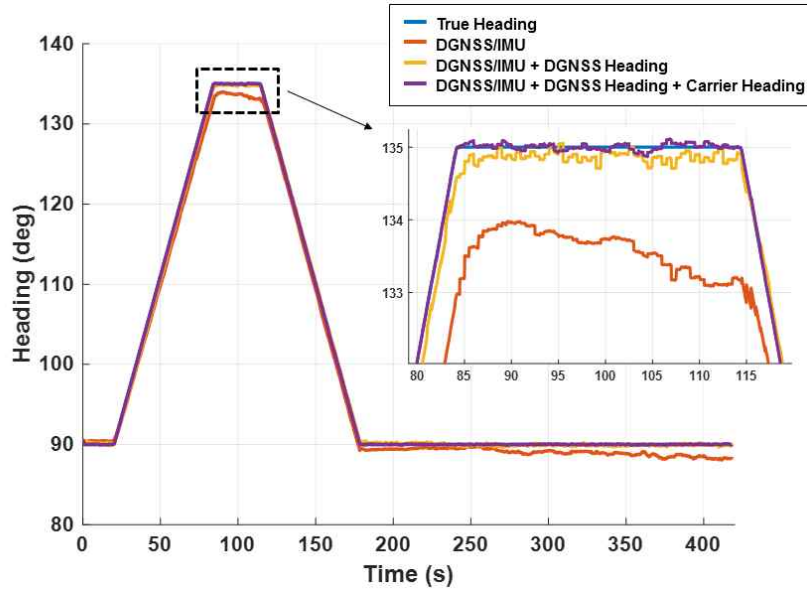


그림 3.23. 측정치 사용 조합 별 필터 heading 추정 결과

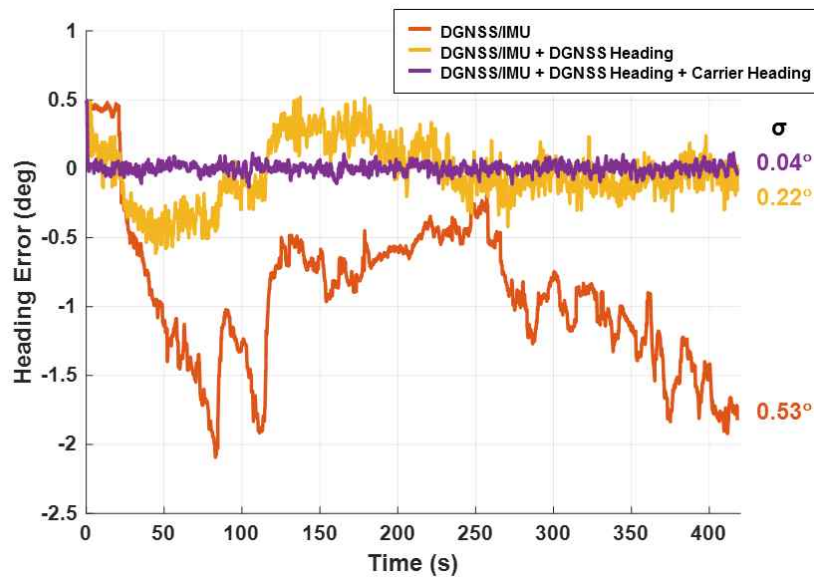


그림 3.24. 측정치 사용 조합 별 필터 heading 추정 오차

#### 나. Innovation 모니터링 시뮬레이션

시뮬레이션 조건은 heading 추정 정확도 검증 시뮬레이션과 같으며, 300~350초 구간에 Cycle slip으로 인해 Carrier heading 측정치에 20 만크의 바이어스가 발생한 상황을 가정하였다. 그림 8은 고장 모니터링 시뮬레이션 결과를 나타내며, 파란색, 주황색 선은 각각 모니터가 작동 중인 경우와 작동하지 않는 경우의 필터 heading 추정 오차를 나타낸다. 300초에 고장이 주입되었을 경우, 모니터가 작동하지 않을 때는 필터의 heading 추정 오차가 고장 바이어스의 크기만큼 상승한다. 그러나 모니터가 작동 중일 경우, 고장 주입 시각 직후 검정통계량이 임계값을 초과하여 고장이 감지된다. 이에 따라 필터에서는 고장이 감지된 Carrier heading 측정치를 heading 추정 과정에서 제외하게 되고, 해당 구간에서는 DGNSS heading 측정치를 사용해 heading을 추정하게 된다.

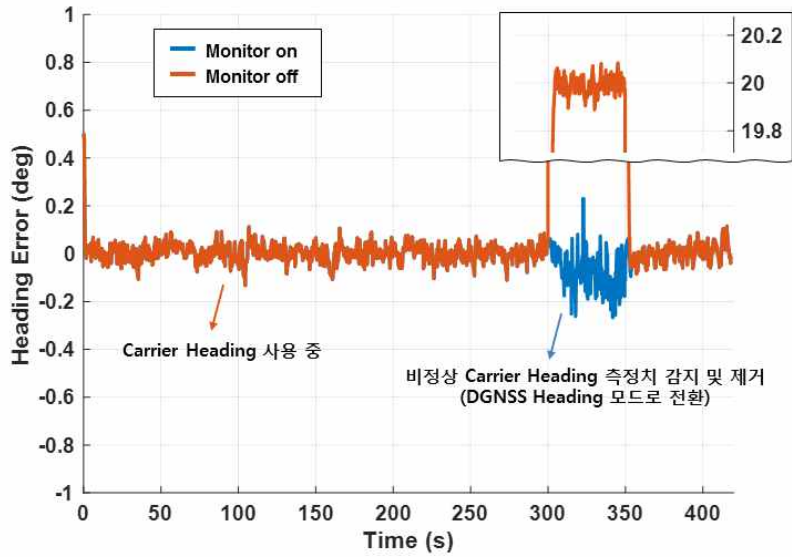


그림 3.25. 고장 모니터링 시뮬레이션 결과

다. 최악의 고장 벡터 탐색을 통한 최대 heading 무결성 위협 확률 분석 수행

항법 시스템의 heading 무결성 위협 확률은 아래 식과 같이 고장(fault) 발생 시 heading 추정 오차 ( $\delta\psi$ )가 요구되는 한계치( $l$ )를 초과할 확률로 정의된다. 무결성 위협 확률은 모호 정수가 올바르게 풀이되었는지에 따른 가설로 나뉘고, 이는 다시 모호 정수가 잘못 추정된 IF(Incorrect Fix)의 지속시간  $i$ 에 대한 가설로 세분화된다. 각 가설마다 최악의 고장 벡터 탐색을 통해 heading 무결성 위협 확률이 산출되고, 이는 합산되어 총 heading 무결성 위협 확률로 계산된다.

$$\begin{aligned}
 P_{HMI} &= P(|\delta\psi| > l \cap q < T_q | H_{fault}) P_{fault} \\
 &= P(|\delta\psi| > l | H_{CF}) P_{CF} + \sum_{i=1}^n P(|\delta\psi| > l \cap q_i < T_{q,i} | H_{IF,i}) P_{IF,i}
 \end{aligned} \tag{9}$$

사전 발생 확률인 연속된  $i$  시간 동안 지속되는 IF가 발생할 확률은 베이지 법칙을 통해 계산된다.

$$P_{IF,i} = P_{IF} P(\text{duration} = i | IF) \tag{10}$$

heading 오차가 넘어서는 안되는 한계치( $l$ )는  $5^\circ$ 로 설정되었고, 시스템의 요구 무결성 위협 확률은 무인 시스템의 특성에 따라  $2 \times 10^{-7}$ 으로 결정되었다. 계산된 무결성 위협 확률이 미리 정해진 시스템의 요구 무결성 위협 확률보다 작다면, 항법 시스템은 무결성 요구조건을 만족한다고 할 수 있다.

먼저 IF의 지속시간에 따라 세분화된 가설 별 최악의 고장 벡터 탐색을 통해 계산된 heading 무결성 위협 확률의 결과는 그림 26과 같다. 가로축은 연속적으로 발생한 IF의 지속 횟수를 나타내고, 세로축은 그때의 최대 무결성 위협 확률을 나타낸다. 더 길게 발생하는 IF를 가정할수록 무결성 위협 확률이 지속적으로 증가하는 것을 확인할 수 있다. 그 이유는 IF의 지속시간이 늘수록, 같은

시점에서 발생한 과거의 고장의 크기가 더 크게 발생할 수 있기 때문이다.

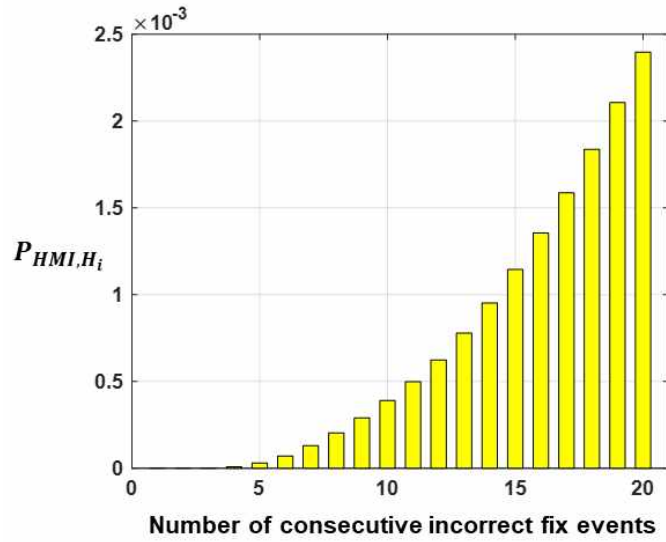


그림 3.26. 고장 가설 별 최대 무결성 위협 확률

다음으로 IF의 사전확률을 구하는 과정은 아래와 같다. 먼저 IF의 발생확률은 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 획득된다. 개별 시뮬레이션에서는 특정 한 시점에 대해 모호 정수 풀이 시뮬레이션을 수행한다. 이를 특정 측정치(코드 & 반송파) 노이즈 시나리오에 대해 각각  $10^5$  번 시행한다. 노이즈 시나리오 별 IF의 발생 확률은 전체  $10^5$ 의 사건 중 IF가 발생한 사건의 비율로 계산된다. 그림 27은 노이즈 시나리오 별 IF의 발생 확률을 나타낸다. IF의 발생 확률은 주로 코드 노이즈 보다는 반송파 노이즈의 영향을 받는 것을 확인할 수 있다. 코드 노이즈가 1m, 반송파 노이즈가 10mm인 시나리오에 IF 발생 확률은 약 4.785%로 계산되었다.

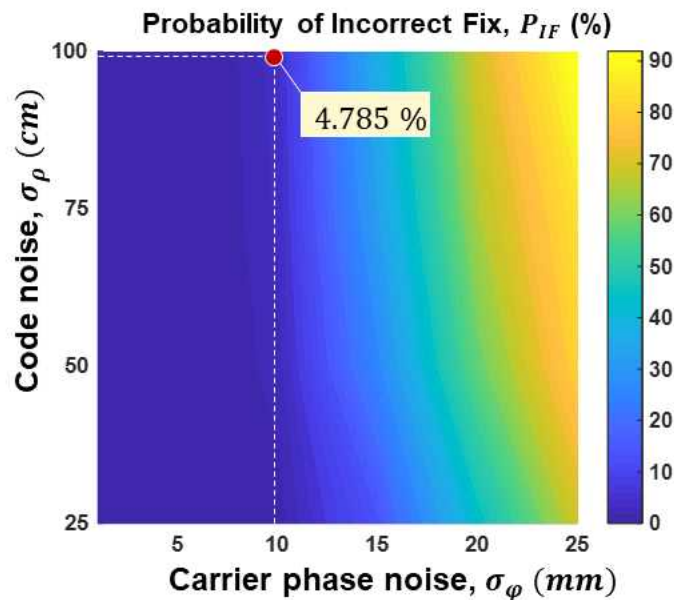


그림 3.27. 측정치 노이즈 별 IF 발생 확률 시뮬레이션 결과

IF가 발생하였을 시, 발생한 IF가  $i$  시간만큼 지속될 조건부 확률은 다음과 같은 과정을 통해 계산된다. 마찬가지로 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 확률을 모델링한다. 개별 시뮬레이션 시, 연속된 400 epoch의 모호 정수 풀이 시뮬레이션을 수행한다. 이 때 측정치의 다중경로 오차가 시간 상관성이 있는 점을 반영하여, 측정치의 오차를 1차 마르코브 프로세스로 모델링해 생성한다. 해당 마르코브 프로세스의 시상수는 5초가 적용되었다. 이 과정 역시 측정치의 노이즈 시나리오에 따라 각각  $10^4$  번을 시행하고, 연속적으로 IF가 발생한 샘플을 수집하여 히스토그램을 획득하게 된다. 그림 28은 코드 노이즈가 1m, 반송파 노이즈가 10mm일 때의 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 검은색 막대는 실제 시뮬레이션에서 획득된 연속된 IF의 샘플을 나타낸다. 이 지속시간의 확률은 아주 긴 시간의 IF 가설에서도 발생 확률 값을 가질 수 있도록 푸아송 분포로 모델링을 수행한다. 붉은선은 샘플 데이터로부터 모델링된 푸아송 분포를 나타낸다.

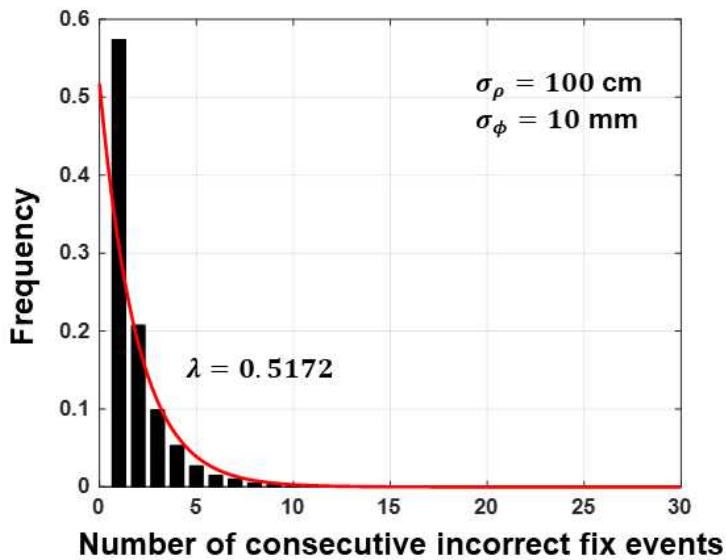


그림 3.28. 고장의 지속 시간에 따른 IF 발생 비율

마지막으로 위 일련의 과정에서 획득한 결과를 식 (9)에 대입함으로써 특정 노이즈 시나리오 하에서의 총 헤딩 무결성 위협 확률을 산출할 수 있다. 그림 29는 고장 가설 별 총 헤딩 무결성 위협 확률의 값을 로그 스케일로 나타낸 결과이다. 고장의 지속시간이 너무 짧다면 헤딩 오차에 큰 영향을 주지 않아 무결성 위협 확률이 낮고, 지속시간이 너무 길다면 그 발생 확률이 매우 작기 때문에 무결성 위협 확률이 낮은 것을 확인할 수 있다. 적당한 길이의 고장이 가장 큰 무결성 위협 확률을 유발하는 것을 확인할 수 있다. 코드 100cm, 반송파 10mm의 시나리오에 대해 모든 고장 가설의 무결성 위협 확률을 더한 값은  $6 \times 10^{-7}$ 으로 산출되었다. 앞서 결정한 시스템 요구조건 만족을 위해서는 carrier 잡음 레벨이 10 mm 보다 작아야함을 확인하였다.

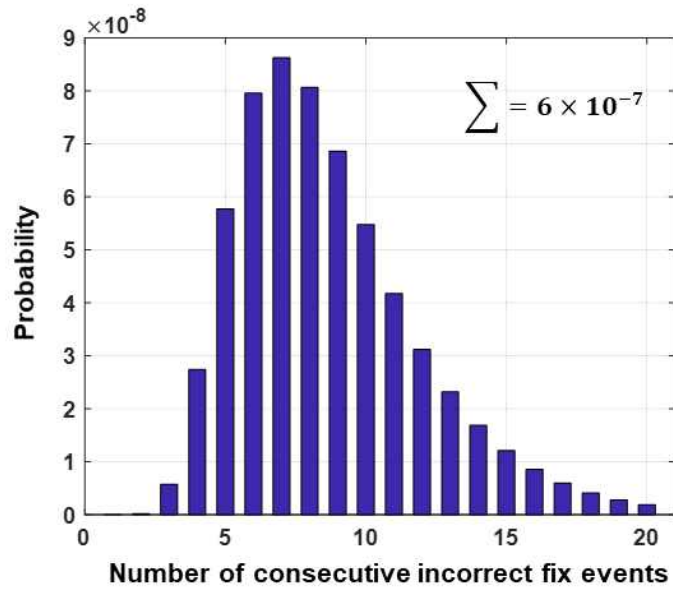


그림 3.29. 고장 가설 별 총 무결성 위협 확률

3. 지상장치 및 탑재항법시스템 테스트베드 성능시험 및 문제점 도출  
 가. 자율 비행 무인이동체 플랫폼 제작 및 구현



그림 3.30. 지상장치 및 탑재항법시스템 테스트베드

그림 30은 성능시험을 위해 제작된 지상장치와 탑재항법시스템을 나타낸다. 좌측은 1차년도 개발 결과물인 DGNSS 지상장치로 GNSS 신호를 수신하는 안테나와 수신기, 수신한 GNSS 측정치의 고장을 모니터링하고 무결성 정보 및 보정정보를 산출하는 미니 PC, 생성된 항법 정보를 인근의 GNSS 사용자에게 방송하는 통신 모듈로 구성된다. 우측은 탑재항법시스템을 장착한 옥토로터로 Carrier heading 산출을 위한 이중 안테나와 GNSS 수신기, 그리고 이러한 항법 정보를 활용해 비행체를 제어하는 비행 제어기로 구성된다.

나. 자율비행 성능시험 및 문제점 도출

약 10 m의 높이에서 사각형으로 설정된 약 경로를 따라 자율 비행을 수행하고, 다시 이륙한 지

점으로 돌아와 착륙을 수행하는 간단한 비행 시나리오에 대해 실험을 진행하였다. 이를 통해 무인이동체가 개발된 항법 장치를 이용해 자율비행 수행이 가능함을 확인하였다. 본 실험을 통해 도출한 문제점을 개선 방법과 함께 표 (6)에 정리하였다. 3절에서는 이러한 문제점을 보완하여 케이스 스터디를 수행하였다.

표 6. 자율 비행 실험의 문제점 및 개선 방법

문제점	개선 또는 해결 방법
무인이동체 실제 heading 값 부재	이동체의 이동 경로 및 움직임을 고정해 실제 heading을 유추 또는 고정밀 heading 추정치를 제공하는 센서를 추가 활용
무인이동체 실제 위치 값 부재	비행 중 기록한 반송파 측정치를 이용해 웹 오픈 PPP 서비스를 적용, 후처리로 고정밀 위치 추정치를 획득하여 비교 분석 수행
DGNSS heading 추정 기능 부재	탑재항법시스템에서 DGNSS heading 측정치를 생성해 항행에 활용할 수 있도록 기능 구현
지상장치 알고리즘 내 모니터링 파라미터 재산출 필요	비행을 계획한 지역에 대해 GNSS 관측 데이터를 수집, 처리하여 관련 파라미터 산출
이중 안테나가 부착된 카본 플레이트의 진동 발생	카본 플레이트의 두께는 2T로 비행 시 진동에 취약하므로, 플레이트 하부에 막대를 부착하는 등의 구조적 보강 필요





### 3절. 개발된 소프트웨어/플랫폼을 활용한 케이스스터디 수행

#### 1. 극지 항법 성능 저하 및 고장 발생 시나리오 생성

##### 가. 고위도 지역 GPS 수신 성능 저하

위성항법시스템은 개발은 상대적으로 인구가 많이 분포해 있는 지역에서 활용성을 고려해 수행되었다. 특히, 위성 신호 수신 가능 여부는 위성 궤적의 영향을 받으므로, 위성 궤도의 주요 설계 요소인 복각(inclination angle)은 사용자가 더욱 많은 위성 신호를 수신할 수 있도록 결정되었다. 미국에서 개발된 GPS의 경우 중위도에 걸쳐 있는 넓은 영토에 수신 환경을 보장하기 위해 위성 궤도의 복각(inclination angle)은 55°로 설계하였다. 반면 상대적으로 고위도 지역에 위치한 러시아에서는, 더욱 높은 64.8°의 복각을 설정하여 GLONASS의 위성 궤도를 설계하였다.

이러한 위성 궤도 설계상의 이유로, 고위도에 위치한 극지역에서는 위성항법시스템의 고양각 위성 확보가 어려워 항법 성능의 제약이 발생한다. 위성항법시스템 신호의 양각이 낮을수록 신호가 대류권을 투과하는 거리가 늘어나고 이로 인해 오차와 잡음이 상승해 신호의 품질이 저하된다. 전방위에서 고양각의 위성 신호를 획득하는 것은 위치해의 정확성을 높이고 불확실성을 줄일 수 있는 가장 중요한 요소이다.

그림 31은 본 연구 과제의 1차년도 연구에서 수행된 시뮬레이션의 결과로, 세종기지 상시관측소를 기준으로 24시간 동안 관측된 모든 GPS, GLONASS 위성의 궤적을 양각(elevation angle)과 방위각(azimuth angle)으로 극좌표계에 나타낸 도면을 나타낸다. 세종기지는 지리적으로 남쪽에 위치해있기 때문에 GPS와 GLONASS 모두 북쪽 방향에 대해서는 고양각의 위성 신호 수신 가능하지만, 남쪽 방향으로는 매우 저양각의 위성 신호만을 수신할 수 있게 된다. 즉, 극지역에서는 지리적인 특성으로 인해 그림과 같이 수신 불가 영역이 존재하게 된다.

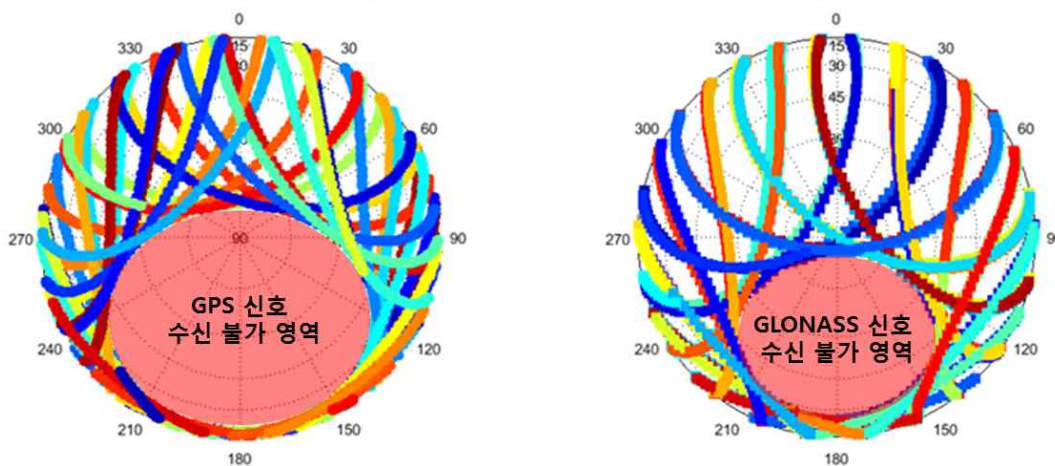


그림 3.31. GPS와 GLONASS 위성의 양각, 방위각에 따른 신호 수신 불가 영역

##### 나. 극지역 자력계 기반 heading 추정의 부정확성

일반적으로 소형 무인항공기는 heading(Heading) 추정 시 INS, 자력계 센서를 활용한다. 그러나 INS는 이전에 추정한 항법해에서 변화량을 더해 현재의 항법해를 추정하는 상대적(relative) 측위 방식에 기반하므로, 단독으로 활용할 경우 시간이 지남에 따라 오차가 누적된다. 이러한 이유로 무인기의 heading 추정은 절대적(absolute) 측정치를 제공하는 자력계의 활용에 의존적이다.

그러나 극지역에서는 자력계 기반의 heading 추정 정확성이 매우 떨어지게 된다. 그림 32는 자력

계의 heading 추정 원리를 기반으로 중/고위도 지역에서의 자력계 성능 차이를 개념적으로 설명한 그림을 나타낸다. 지구의 자기장은 자남에서 나와서 자북으로 흘러들어가는 자기력선으로 표현된다. 자력계는 직교하는 3축에 대한 지자기력(magnetic field)을 측정하는 센서를 통해 자북으로부터 얼마큼 방향이 틀어져 있는지, 즉 heading을 추정할 수 있다. heading은 지구 수평면의 지자기력의 비율에 대해 탄젠트의 역으로 추정할 수 있다. 수평 방향 자력의 성분이 충분한 중저위도 지역에서는 이러한 heading 추정 방식이 유효하지만, 수평 방향 자력의 성분이 약화되는 고위도 지역일수록 지자기력 측정 시 포함되는 잡음의 비율이 높아져 자력계 기반 heading 추정 기법의 정확성을 보장할 수 없게 된다. 특히, 극고위도 지역에 해당하는 극지역에서는 자력계의 정확성이 매우 낮아지므로, 자력계 기반 heading 추정치를 항법의 측정치로 이용할 시, heading 추정치의 성능이 매우 부정확해지고 수렴하지 않을 수 있다.

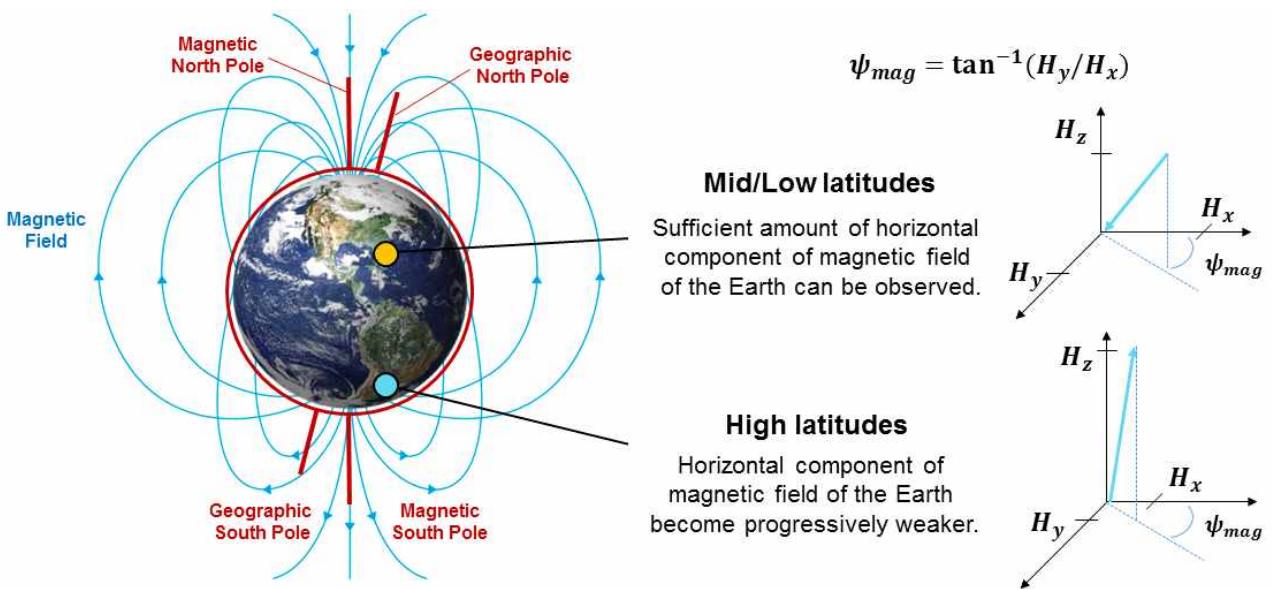


그림 3.32. 자력계 기반 heading 추정 원리

## 2. 극지방 환경모사 및 자율항행 무인기 설계

### 가. 소프트웨어 기반 극지역 환경 모사

앞서 언급하였듯 극지역에서는 위성항법시스템 신호 수신 불가 영역이 존재하며 자력계의 정확성이 떨어져 활용이 어렵게 된다. 본 절에서는 이러한 극지 항법 환경 모사를 위해, 실제 비행에 활용되는 비행제어기와 항법 모듈의 소프트웨어를 조정하였다. 본 절에서는 1) 위성항법시스템 신호 수신 불가 영역 지정과 2) 자력계 비사용 구현 시의 소프트웨어적 특이 사항에 대해 표 (7)에 기술하였다.

표 7. 소프트웨어 기반 극지역 환경 모사 적용 방안

GNSS 신호 수신 불가 영역 지정	<ul style="list-style-type: none"> <li>위성 양각과 방위각이 특정값을 가질 경우 신호 수신 불가 영역 내에 있다고 판단하여, 해당 위성을 보정정보 생성 과정에서 제외하는 기능을 구현하였다. 이때, 적용된 신호 수신 불가 영역은 GPS의 경우 방위각 150~210°과 양각 60° 이상의 구간, GLONASS는 방위각 150~210°의 구간으로 설정되었다.</li> </ul>
GNSS	<ul style="list-style-type: none"> <li>먼저, 비행제어기의 펌웨어로는 가장 대중적으로 사용되는 <u>아두쿠퍼터</u></li> </ul>

헤딩의 자력계 헤딩 대체	<p>(Arducopter)를 사용하였다. 아두콥터의 상용 버전은 비행제어기 제품에 ‘내장된 자력계 헤딩 대신 듀얼 안테나 헤딩 측정치를 활용해 헤딩을 추정하는 기능’의 구현이 되어있지 않다.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• COMPASS_USE, COMPASS_USE1, COMPASS_USE2 파라미터를 0으로 조정함으로써 내장된 자력계의 정지 설정이 가능하다.</li> <li>• GNSS 헤딩 측정치를 NMEA 프로토콜 형식으로 비행제어기에 전달하여 메시지를 해석(Parsing)할 수 있는 기능을 구현하였다.</li> <li>• 기존 자력계 헤딩 측정치를 기반으로 작동하는 EKF (Extended Kalman Filter) 알고리즘을 수정하여, GNSS 헤딩 측정치를 이용해 필터 아웃풋을 추정할 수 있는 기능을 구현하였다.</li> <li>• 자세한 구현 절차 및 그 외 기능은 연구노트에 기록하였다.</li> </ul>
---------------------	---

### 3. “무인기 기반 기지주변 지형탐사” 케이스 스터디 수행

#### 가. 지상/탑재 모듈 및 무인기 구축

“무인기 기반 기지주변 지형탐사“ 케이스 스터디 수행을 위한 자율항행 실험 장비를 구축하였다. 본 테스트를 위한 장비는 하드웨어적으로 지상 모듈과 탑재 모듈로 이루어지며, 2차년도에서 구축한 장치를 보완해 개발되었다. 장치 구성은 그림 33과 같으며, 지상 모듈과 탑재 모듈에는 GNSS 안테나/수신기, GNSS 정보 처리를 위한 미니 PC, 보정정보 송수신 용 RF 모듈이 공통적으로 활용된다.

지상 모듈과 탑재 모듈의 작동 개요는 다음과 같다. 먼저 지상 모듈에서는, GNSS 안테나/수신기를 통해 획득한 GNSS 신호는 지상 모듈의 컴퓨터로 전달되며, 지상 모듈 컴퓨터에서는 수신한 신호와 사전에 계산된 정확한 지상 모듈의 위치를 비교하여, 위성 신호 별 오차 보정정보를 생성한다. 또한, 고장 감시 알고리즘을 통해 GNSS 신호의 고장을 감시하고 무결성 정보를 생성한다. 생성된 오차 보정정보와 무결성 정보는 통신 모듈을 통해 인근의 무인기에 방송하게 된다. 탑재 모듈에서는, 통신 모듈을 통해 지상 모듈에서 방송한 보정정보/무결성 정보 메시지를 수신한 후, 탑재한 미니 PC로 해당 정보를 전송한다. 탑재 모듈의 GNSS 안테나와 수신기를 통해 획득한 GNSS 신호와 헤딩 측정치에 지상 모듈로부터 받은 방송 메시지를 적용해 정확하고 안전한 항법 정보를 생성하게 된다.

표 8. 지상/탑재 모듈 장치 구성 요소 모델

	지상 모듈	탑재 모듈
GNSS 수신기	Novatel FlexPak6	Novatel OEM7720
GNSS 안테나	Novatel GPS-302L	Tallysman TW8829
미니 PC	한성 Smarter mini	Intel NUC
RF 통신 모듈	FreeWave GXM-T14	
비행 제어기	해당 없음	Holybro Pixhawk 4

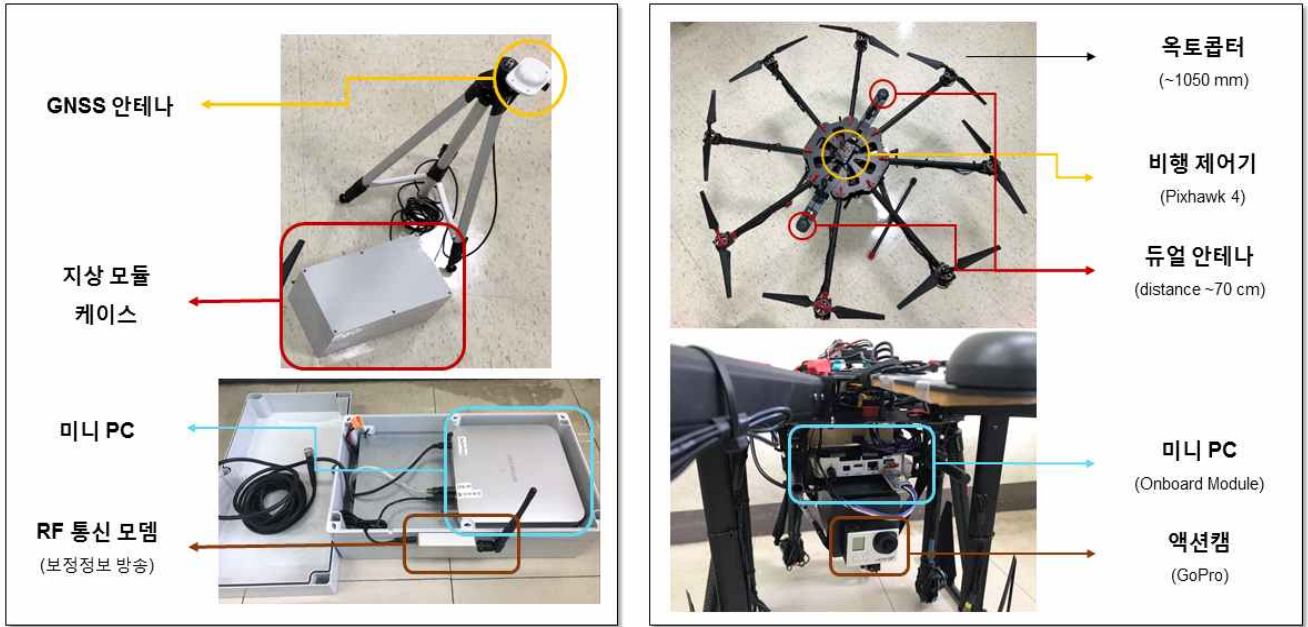


그림 3.33. 지상/탑재 모듈의 구성

이러한 역할을 수행하는 지상 모듈과 탑재 모듈의 하드웨어 구성의 특성과 극지 환경 모사를 위한 소프트웨어적 특성을 기술하였다.

1) 지상 모듈 구성 특이사항

- 외부의 충격에 대응해 폴리우레탄 재질의 케이스로 내부 장비를 동봉하였다. 안테나 케이블의 길이는 약 5m로, 안테나 거치대와 지상 모듈 케이스 간의 거리를 충분히 확보하여 지상 모듈 관련한 수작업 시 안테나 신호 품질의 영향을 받지 않도록 하였다.
- 지상 모듈의 미니 PC와 GNSS 수신기의 구동 시 필요한 전원 공급을 위해 XT-60 규격의 어댑터를 전원선에 부착하였다. 2~3셀의 전압에 해당하는 리튬폴리머 배터리만을 활용해야 하며, 그림 4는 7.4V의 2셀 리튬폴리머 배터리를 체결해 전원을 공급하고 있는 예시 사진이다.



그림 3.34. 리튬폴리머 배터리 체결

- 미니 PC의 전원 버튼을 누르면 지상 모듈이 작동을 시작하며, 수 분 이내로 보정정보를 생성해 방송을 시작하게 된다. 이때, 작동 과정에서 활용하는 위성항법시스템 측정치, 보정정보 생성을 위해 활용되는 위치의 기준값 등의 정보가 삽입된 USB에 텍스트 파일의 형태로 자동으로 기록(logging)되도록 구현되었다.

## 2) 탑재 모듈 구성 특이사항

- 탑재 모듈은 케이스 없이, 무인기 곳곳에 장비의 구성 요소들이 장착된다. 무인기는 Arm-to-arm 1050mm 급의 크기인 상용 옥토크터(Tarot 사의 Tarot-X8 모델) 프레임을 기반으로 제작되었다.
- 탑재 모듈의 GNSS 듀얼 안테나는 충분히 정확한 반송파 헤딩 측정치를 생성할 수 있도록 그림 5와 같이 센터 플레이트 앞뒤로 약 35cm의 카본 플레이트를 거치하여 양단에 부착되었다. 안테나 간 거리는 약 70cm로 측정되었다. 그림 5의 붉은색 점선으로 표시된 스트랩이 묶인 방향이 듀얼 안테나의 주 안테나(primary)가 부착된 드론의 전면부를 나타낸다. 미니 PC, GNSS 수신기는 센터 플레이트 아래 기체 내부에 고정하였다.



그림 3.35. 듀얼 안테나 부착 방향

- 전원 공급을 위해 XT-90 규격의 어댑터가 전원선에 부착되었고, 6셀의 전압에 해당하는 리튬폴리머를 활용해야 한다. 기체 하단부에 배터리를 장착해 전원선과 체결하게 되며, 공급된 전원은 센터 플레이트 내 회로를 통해 미니 PC, GNSS 수신기, 비행 제어기, 무인기의 모터에 나누어진다.
- 지상 모듈과 마찬가지로 배터리를 체결한 상태에서 미니 PC의 전원 버튼을 통해 탑재 모듈을 작동시켜야 한다. 또한, 듀얼 안테나에서 관측한 위성항법시스템 측정치, 헤딩 측정치, 지상 모듈로부터 수신한 보정정보 등의 정보를 텍스트 파일의 형태로 자동 기록하여 USB에 저장되도록 구현하였다.
- 기체 하단부 배터리 밑면에 액션캠(고프로 Hero3+) 제품을 부착해 무인기의 정면부를 촬영할 수 있도록 하였다.

나. 무인기 기반 기지주변 지형탐사 케이스 스터디

무인기 기반 기지주변 지형탐사 케이스 스터디의 테스트 조건은 표 (9)와 같다. 이때 극지 항법 환경을 모사하기 위해 위성 신호 수신 불가 영역 지정 및 GNSS 헤딩의 자력계 헤딩 대체 기능이 적용되었다. 그림 36는 비행 테스트를 위해 설정된 비행 경로(waypoint)를 나타낸다. 지상/탑재 모듈에서는 장착된 USB에 실험 중 관측한 GNSS 데이터를 기록하고, 이를 활용해 정확성/안전성 평가를 수행하였다.

표 9. 비행 실험 및 시나리오 정보

장소	카이스트 캠퍼스 동측 원운동장
비행 시나리오	<ul style="list-style-type: none"> <li>경로 설정을 통한 자동 비행 수행 (비행속도 3m/s, 고도 7m, 거리 약 150m)</li> <li>착륙 지점 도착 후 고도 3m로 하강하여 10초 호버링 수행</li> <li>이후 자동 착륙 수행</li> </ul>

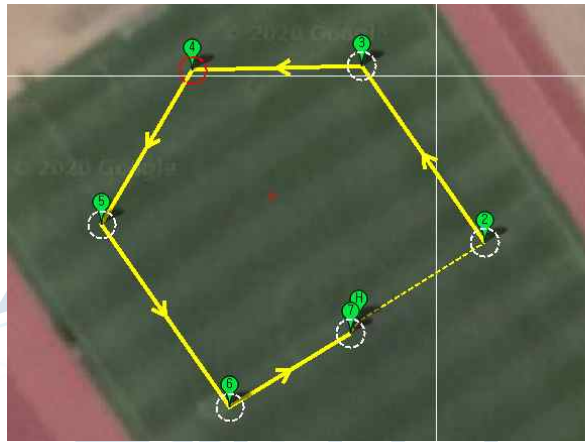


그림 3.36. 비행 실험 경로 설정

#### 4. 케이스 스터디를 통한 무인기 항법해의 정확성/안전성 분석

##### 가. 케이스 스터디 정확성 분석

그림 37는 비행 테스트 데이터를 이용해 도출한 정확성 분석 결과를 나타낸다. 좌측의 그래프는 0.5초 마다 산출된 무인이동체의 위도와 경도를 나타낸 것이고, 붉은색 점은 설정된 비행 경로를 의미한다. 우측의 그래프는 고도 산출 결과를 나타낸다. 두 그래프에서 모두, 파란색 선은 DGNSS 지상국을 사용하지 않은 단일 측위 시의 결과, 주황색 선은 DGNSS 측위 시의 결과, 그리고 노란색 선은 온라인 초정밀 측위 서비스를 기반으로 획득한 고정밀 위치 추정치를 나타낸다. 초정밀 위치 추정치를 참값으로 간주하면 수평, 수직 위치 오차 산출이 가능하며, 이에 대한 위치 오차  $2\sigma$  산출 값은 표 (10)과 같다. 결과로부터 DGNSS 활용 시, 활용하지 않을 시와 비교해 정확성의 향상을 이룰 수 있음을 확인하였다. 또한, 자력계 대신 GNSS 기반 헤딩 추정치를 활용하여도 비행 경로를 잘 추종함을 확인하였다.

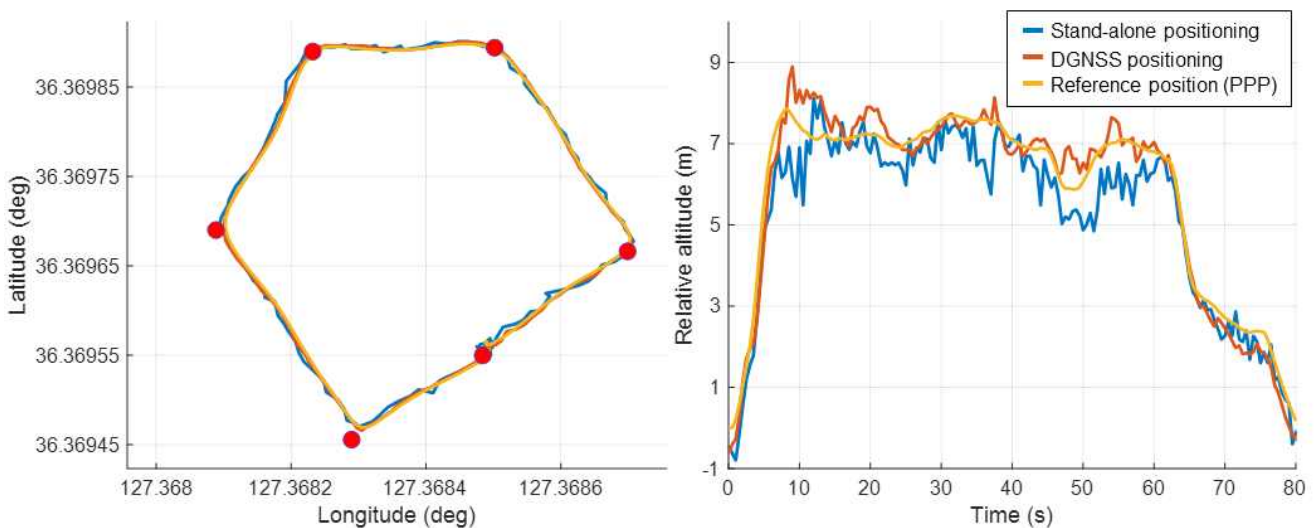


그림 3.37. 측위 기법 별 정확성 분석 결과 - 무인이동체의 위경도 추정치(좌), 고도 추정치(우)

표 10. DGNSS 지상국 사용 유무에 따른 수평/수직 위치 오차  $2\sigma$

	Stand-alone	DGNSS
수평 위치 오차 $2\sigma$	0.53 m	0.40 m
수직 위치 오차 $2\sigma$	0.77 m	0.32 m

나. 케이스 스터디 안전성 분석

비행 테스트 결과에 대해 안전성 분석을 수행하였다. 본 연구에서 제안한 항법 시스템의 안전성은 수직 위치 오차와 헤딩 오차의 무결성을 평가함으로써 보장된다. 먼저 수직 위치 오차의 무결성 보장은, 위치 오차를 특정 확률로 바운드 하는 수직 보호수준(VPL; Vertical Protection Level)을 계산하여 해당 값이 미리 설정된 위치 오차의 요구조건인 수직 경보한계(VAL; Vertical Alert Limit) 보다 낮은 값을 갖는지 여부를 비교함으로써 수행된다. 그림 16의 좌측 그래프는 비행 테스트 시 항법 시스템이 관측한 위성 기하의 분포를 반영해 분석한 수직 위치 오차에 대한 안전성 분석 결과를 나타낸다. 과란선은 고도 오차를 의미하고, 주황선은 수직 보호수준을 나타낸다. 극지 무인이동체에 대한 수직 경보한계 값은 아직 정립된 바 없으나 GPS 기반 항공기 정밀접근 및 착륙 시 요구되는 값인 10.8 m와 비교를 한다면, 수직 위치 오차에 대한 시스템의 안전이 보장되었음을 확인할 수 있다.

다음으로 헤딩 위치 오차의 무결성 보장은, 헤딩 측정치 오차로 인해 발생할 수 있는 최대 무결성 위협 확률 PHMI를 산출하고, 마찬가지로 이를 미리 설정된 요구조건 확률과 비교해 낮은 값을 갖는지 여부를 평가함으로써 수행된다. 그림 38의 우측 그래프는 헤딩 오차에 대한 안전성 분석 결과를 나타낸다. 주황선은 산출된 헤딩 위치 오차의 무결성 위협 확률을 나타내며, 초기에는 짧은 지속시간의 고장만을 고려했기 때문에 매우 낮은 확률을 기록하였으나, 시간이 지남에 따라 길게 지속되는 고장을 고려하게 되며 확률이 상승하는 것을 확인할 수 있다. 특정 지속시간 이상의 고장부터는 고장의 발생 확률이 미미해지기 때문에 무결성 위협 확률이 계속해서 상승하지 않고 수렴하게 된다. 이 수렴된 값은 약  $4 \times 10^{-9}$ 으로, 본 항법 시스템에서 미리 결정된 요구조건 확률인  $2 \times 10^{-7}$ 와 비교해 충분히 낮은 값을 가지므로 헤딩 오차에 대한 시스템의 안전이 보장되었음을 의미한다.

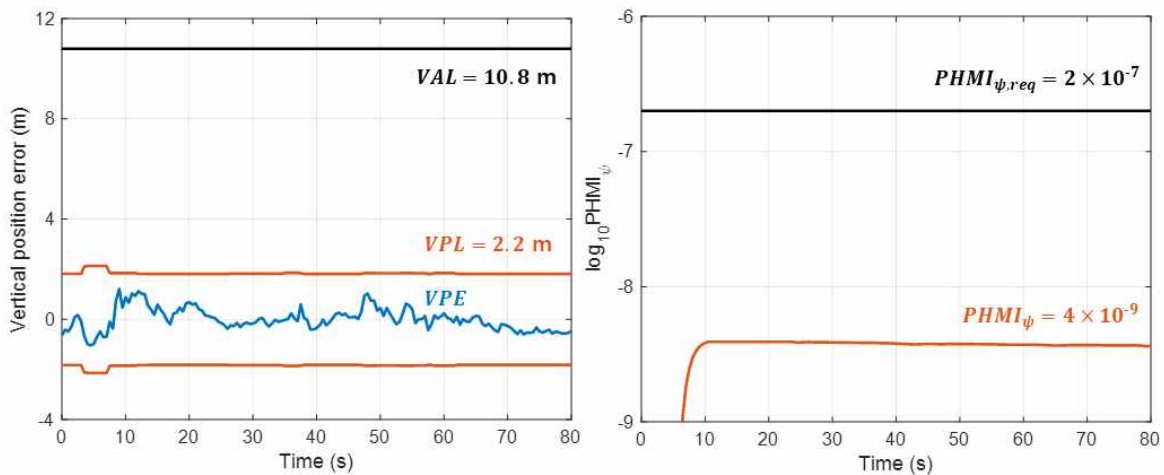


그림 3.38. 항법 시스템 무결성 분석 결과 - 수직 위치 오차 평가(좌), 헤딩 오차 평가(우)



## 제 4장. 연구개발목표 달성도 및 대외기여도

### 1절. 연구개발목표 달성도 및 달성내용

표 4.1 연차 별 연구개발목표 및 달성내용

	연구개발목표	달성내용
1차년도 (달성률 100%)	다중위성군 지상기반 고정밀 항법 알고리즘 개발	- 시뮬레이션 기반 위성 기하 분포 분석 - GPS/GLONASS 보정정보 생성 알고리즘 구현 - 기준기압계를 활용한 고도 보정 방법론 구현
	고안전성 고장감시 알고리즘 개발	- 위성 신틸레이션 모니터링 설계 - 지역보강항법 시스템 모니터링 설계 및 보완 - 전리층 기울기 모니터링 설계 및 구현
	알고리즘 성능검증 및 통합 소프트웨어/플랫폼 확보	- 필드 테스트 데이터를 이용한 항법정확도 및 모니터링 통계치 산출 - 필드 테스트 데이터 처리 소프트웨어 확보
2차년도 (달성률 100%)	다중센서 기반 복합 항법 알고리즘 개발	- DGNSS, IMU 통합 항법해 산출 필터 구현 - Carrier 기반 헤딩 측정치 생성 - GNSS 헤딩 사용을 통한 자세 정확도 개선
	탐재항법시스템 성능검증 및 플랫폼 확보	- 필터의 재귀적 고장 특성을 반영한 innovation 기반 누적 검정통계량 모니터 설계 - 최악의 고장 벡터 탐색을 통한 최대 헤딩 무결성 위협 확률 분석 수행
	지상장치 및 탐재항법시스템 테스트베드 성능시험 및 문제점 도출	- 자율 비행 무인이동체 플랫폼 제작 및 구현 - 자율 비행 실험 통한 문제점, 개선 방향 도출
3차년도 (달성률 100%)	극지역 무인기 운용상황에서의 항법 정확성/안전성이 위협되는 시나리오 구성	- GNSS 신호 수신 불가 영역 지정 및 자력계 작동 중지 기능을 통한 극지 비행 시나리오 수립
	“무인기 기반 기지주변 지형탐사” 케이스 스터디 수행	- 2차년도 도출한 문제점을 보완하여 케이스 스터디 용 비 행 플랫폼 제작 및 구현 - 케이스 스터디 자율비행 시나리오 설계
	케이스스터디를 통한 무인기 항법해의 정확성/안전성 분석	- 비행 테스트 데이터 기반 측위 기법 별 정확성 평가 수 행 - 수직 위치 오차 및 헤딩의 무결성 분석 수행

## 2절. 대외 기여도

1. 국내 극지연구 발전에 미칠 수 있는 영향
  - 안전한 극지 탐사를 위한 무인 탐사 시스템 개발에 핵심 기술로 활용될 수 있다.
  - 세종/장보고기지 주변의 정밀항공지도 작성, 위협지역 감시, 빙하유실 모니터링, 운석탐사·채집, 지구 온난화 등의 다양한 유/무인 임무를 지원할 수 있다.
  
2. 극지항법분야 학문발전예의 기여효과
  - 극지 통합항법시스템 개발을 통해 극지에서 항법시스템이 갖추어야할 성능을 분석/예상할 수 있으며, 이에 대한 연구결과는 극지역 항행시스템에 대한 국제적 표준(인증/운항기준) 정립연구에 활용 가능하다.
  - 본 연구와 연계되어 수집된 극지 GNSS 데이터는 추후 극지방 전리층이 GNSS 기반 항법에 미치는 영향 분석에 활용되어, 더 강건한 극지항법시스템 구축에 활용될 수 있다.
  - 종래의 항법정확도 분석에 집중되어왔던 기술 범위를 항법안전성 보장을 위한 항법기술로 확장시킴으로써, 기술패러다임 전환을 선도할 것이다.
  
3. 산업 발전예의 기여도 등 국제 경제에 미치는 효과
  - 고위도 환경에서의 효율적 항법시스템 구축을 통해 항공교통 및 물류 수송 등 다양한 분야의 발전과 경제적 이익이 기대된다.
  - 무인이동체의 고안전성/고정밀성을 보장하는 신개념 항법기술은 미래 무인시스템 인프라 구축이라는 새로운 산업의 초석으로 활용될 것임. 이는 미래 무인시스템 시장 형성 및 규모 확대의 촉매제로 작용하여, 고수익 시장 창출 및 새로운 산업 군을 형성하는 데 기여할 것이다.
  - 다양한 형태의 무인이동체 극지탐사를 촉진시켜 다양한 극지 부존자원(지하자원, 생물자원, 신물질 등)에 대한 기득권 확보를 가능하게 하고, 더불어 미래 국가 경쟁력 강화에 이바지할 수 있다.

## 제 5장. 연구개발결과의 활용계획

### 1. 고정밀/고안전성 통합 항법 시스템 소프트웨어/플랫폼 활용방안

- 기존 세종/장보고 기지 GPS 기준국과 통합하여, 저비용으로 유/무인이동체의 정확한 항법이 가능하다.
- 정확하고 안전성이 높은 위치 정보를 기반으로 하여 지자기 탐사, 기후변화 연구, 해안선 변화 및 빙상 탐사 등의 다양한 무인 극지탐사임무를 지원할 수 있다.

### 2. 연구개발 이후의 계획

- 개발된 통합항법 시스템 소프트웨어/플랫폼을 활용하여 각 탐사분야 별 추가적 케이스 스터디를 수행하고, 운용 환경에 따른 항법 성능 요구조건에 관한 기준을 정립할 것이다.
- 본 연구에서 개발된 항법해 안전성 기술에서 더 나아가, 무인이동체 항법해 신뢰성 제공을 위한 확률적 모델링 연구를 수행할 것임. 항법해 신뢰성 연구는 다수무인이동체 운용 등에 추가적인 기준을 제시할 수 있다.
- 세종/장보고 기지 주변 무인탐사 임무를 지원하기 위한 기존 인프라(GPS 기준국) 기반의 통합 항법시스템을 구축할 수 있다.
- 남극의 넓은 영토 어디에서나 고정밀/고안전성 항법을 제공해줄 수 있는 이동형 기준국 기반의 통합항법시스템으로 본 연구의 개념을 확장할 예정이다.

### 3. 극지탐사 인프라 구축 및 기술이전 가능성

- 극지의 혹한의 환경 및 넓은 영토로 인해 유인 탐사의 한계점이 존재함. 따라서 무인극지탐사를 위한 정확하고 안전한 극지항법시스템에 대한 수요가 증가할 것이다. 기지에 설치된 기존 기준국 활용하여 본 연구에서 제안한 통합항법시스템을 구축한다면, 저비용으로 극지무인탐사 인프라 구축이 가능하다.
- 세종/장보고 기지에 구축한 시스템 통해 실제 임무를 수행결과는 극지무인시스템 인프라 구축이라는 새로운 산업의 초석이 된다. 이는 새로운 시장 형성 촉매제로 작용하여 국내외 기업 및 연구팀에 기술이전 가능성이 높다.

## 제 6장. 참고문헌

- [1] T. G. R. Reid, T. Watter, J. Blanch, and P. Enge, "GNSS Integrity in The Arctic." Institute of Navigation, 2015
- [2] G. X. Gao, L. Heng, T. Walter, and P. Enge, "Breaking the Ice: Navigation in the Arctic." Global Navigation Satellite Systems:: Report of a Joint Workshop of the National Academy of Engineering and the Chinese Academy of Engineering. National Academies Press, 2012.
- [3] S. Schrivastava, "Russian GLONASS an answer to American GPS?" World Reporter, April 21, 2011.  
<http://www.theworldreporter.com/2011/04/russian-glonass-answer-to-american-gps.html>
- [4] S. Hanton, "Positioning Challenges of the Arctic Subsea." SPE Offshore Europe Oil and Gas Conference and Exhibition. Society of Petroleum Engineers, 2013.
- [5] Y. Paturel, J. B. Lacambre, and F. Patin, "Inertial navigation at high latitude: Trials and test results." OCEANS'15 MTS/IEEE Washington. IEEE, 2015.
- [6] T. Sundlisæter, T. Reid, C. Johnson, and S. Wan, "GNSS and SBAS System of Systems: Considerations for Applications in the Arctic." Available at SSRN 2228890 (2012). International Astronautical Congress, Naples, Italy.
- [7] Y. L. Andalsvik and K. S. Jacobsen, "Observed high latitude GNSS disturbances during a less than minor geomagnetic storm." Radio Science 49.12 (2014): 1277-1288.
- [8] J. Seo, T. Walter, and P. Enge, "Availability Impact on GPS Aviation Due to Strong Ionospheric Scintillation," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 47, No. 3, 2011, pp. 1963-1973.





주 의

1. 이 보고서는 극지연구소 PAP사업 연구결과보고서입니다.
2. 이 보고서 내용을 발표할 때에는 반드시 극지연구소에서 PAP 사업으로 수행한 연구결과임을 밝혀야 합니다.
3. 국가과학기술 기밀유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 안됩니다.