

차세대 RNSS 감시국을 위한 고장 검출 알고리즘 개발 방안

Development Approach of Fault Detection Algorithm for RNSS Monitoring Station

정 다 님¹ · 이 수 민¹ · 이 찬 희¹ · 김 의 호^{2*} · 최 현 호³

¹홍익대학교 기계공학과

²홍익대학교 기계시스템디자인공학과

³한국항공우주연구원 지상·사용자시스템개발부

Da-nim Jung¹ · Soo-min Lee¹ · Chan-hee Lee¹ · Eui-ho Kim^{2*} · Heon-ho Choi³

¹Department of Mechanical Engineering, Hongik University, Seoul, 04066, Korea

²Department of Mechanical & System Design Engineering, Hongik University, Seoul, 04066, Korea

³Ground and User Segment Development Division, Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, 16984, Korea

[요 약]

위치, 항법 및 시각정보 서비스를 제공하는 위성항법시스템은 위성시스템, 지상시스템, 사용자시스템으로 구성된다. 지상시스템의 구성요소인 감시국은 위성항법시스템의 서비스 제공 및 고장 검출을 위해, 위성항법 신호를 연속적으로 수집하고 위성의 SIS (signal-in-space) 고장과 수신기 및 다중반사파를 포함한 Local 고장과 같은 신호 이상을 검출하여 수신한 데이터와 검출 결과를 중앙처리국으로 전송하는 역할을 한다. 본 논문에서는 기존 위성항법시스템 감시국의 수신한 위성 신호에 대한 품질 판단 및 고장 검출을 위한 주요 모니터와 측정치 전처리 과정을 소개하고, 이를 활용하여 차세대 지역 위성항법시스템 (RNSS; regional navigation satellite system) 감시국의 구성요소와 아키텍처 및 알고리즘 개발 방안을 제시하였다.

[Abstract]

Global navigation satellite system (GNSS) providing position, navigation and timing (PNT) services consist of satellite, ground, and user systems. Monitoring stations, a key element of the ground segment, play a crucial role in continuously collecting satellite navigation signals for service provision and fault detection. These stations detect anomalies such as threats to the signal-in-space (SIS) of satellites, receiver issues, and local threats. They deliver received data and detection results to the master station. This paper introduces the main monitoring algorithms and measurement pre-processing processes for quality assessment and fault detection of received satellite signals in current satellite navigation system monitoring stations. Furthermore, it proposes a strategy for the development of components, architecture, and algorithms for the new regional navigation satellite system (RNSS) monitoring stations.

Key word : GNSS, Ground segment, Integrity monitor, Monitoring station, RNSS.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2024.28.1.1>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 19 December 2023; Revised 22 February 2024

Accepted (Publication) 24 February 2024 (29 February 2024)

*Corresponding Author; Eui-ho Kim

Tel: +82-2-320-1636

E-mail: euihokim@hongik.ac.kr

1. 서론

최근 4차 산업시대의 핵심기반 기술 마련을 위해 더욱 정밀하고 신뢰할 수 있는 위치, 항법 및 시각정보 (PNT; positioning, navigation and timing) 서비스의 요구가 증가하고 있다. 또한 GPS, Galileo, GLONASS 및 BeiDou와 같은 전지구 위성항법시스템 (GNSS; global navigation satellite system)의 의존성을 줄이기 위해 독자적인 지역 위성항법시스템 (RNSS; regional navigation satellite system)에 대한 연구 개발이 활발하게 진행되고 있다.

위성항법시스템은 위성시스템, 지상시스템, 사용자시스템으로 구성되며, 이때 감시국은 위성항법시스템의 서비스 제공 및 고장 감시를 위한 지상시스템 구성요소로, 위성항법 신호를 연속적으로 수집하고 신호 이상을 검출하여 수신한 데이터와 검출 결과를 중앙처리국으로 전송하는 역할을 수행한다[1].

감시국의 주요 역할은 항법 메시지와 의사거리 및 반송파 측정값을 수집하고 전송해야 하며, 중앙처리국의 처리과정에서 제외되어야 할 위성 또는 수신기를 판별하여 flag를 선언하고 전송하는 역할을 한다. 이때 신호품질 및 고장 검출에 대한 최종 판단은 중앙처리국이 담당한다.

감시국의 주요 고장 검출 항목은 위성의 SIS (signal-in-space) 고장과 수신기 및 다중반사파를 포함한 local 지역의 고장 검출을 목표로 한다. 표 1은 SIS 고장과 local 고장의 세부 고장 검출 항목을 나타낸다.

이러한 고장 검출을 위한 감시국의 주요 모니터에는 신호 품질 모니터링, 측정치 품질 모니터링, 데이터 품질 모니터링, 의사거리 잔차 모니터링 및 측정치 전처리 과정과 검출된 고장에 대한 판단 알고리즘 등이 포함되어 있다[2].

따라서 본 논문에서는 해외 GNSS 및 보강항법 시스템의 감시국의 아키텍처와 구성 요소를 파악하며 각 구성 요소들의 기능과 요구되는 성능을 파악하였고, 이를 기반으로 차세대 RNSS 감시국의 아키텍처와 신호 품질 및 고장 감시를 위한 알고리즘 개발 방안을 제안하였다.

2장에서는 감시국에서 수신한 위성 신호에 대한 품질 판단 및 고장 검출을 위한 모니터 종류와 각각의 알고리즘에 대해 기

술하였다. 3장에서는 중앙처리국에서 여러 감시국 수신기 측정값들을 동시 활용하고 추가적인 처리를 할 수 있게 하는 측정치 전처리 과정을 기술하였다. 4장에서는 차세대 RNSS 감시국을 위한 구성요소와 아키텍처를 도출하고 신호 품질 및 고장 감시를 위한 알고리즘 개발 방안을 기술하였다.

II. 타 GNSS 감시국의 고장 검출 알고리즘

감시국의 SIS 고장과 local 고장 검출을 위한 주요 모니터에는 신호 품질 모니터링, 측정치 품질 모니터링, 데이터 품질 모니터링, 의사거리 잔차 모니터링 및 검출된 고장에 대한 판단 알고리즘 등이 포함되어 있다.

2-1 임계값 결정을 위한 Overbounding 기법

고장 검출을 위한 모니터는 고장 검출을 위해 테스트 통계량을 계산하며 대응하는 임계값과 비교하여 이상 여부를 결정한다. 모니터의 원활한 성능을 위해서는 올바른 임계값을 설정하는 것이 중요하지만, 위성항법시스템의 테스트 통계량 대부분의 경우 확률 밀도 함수 (PDF; probability density function)가 2-시그마 이상에서도 정확한 이론적 모델은 존재하지 않는다. 이에 일정한 오검출 확률을 갖는 임계값을 결정하기 위해서 논문의 코드-캐리어 발산 테스트 통계량에 대한 예시처럼 분석적 PDF 모델 생성하고 데이터 분포의 두 꼬리를 오버바운드하는 가우시안 분포 기반으로 임계값을 계산한다[2],[3].

2-2 신호 품질 모니터링

신호 품질 모니터링 (SQM; signal quality monitoring)은 수신된 GNSS 신호의 고장 검출을 위해, 코드 correlation peak test, 수신 위성 신호 강도 검사 및 코드-캐리어 발산 검사의 세 가지 모니터로 구성된다 [4]-[7].

1) Correlation Peak Test

코드 correlation peak test는 수신기가 여러 개의 correlator 간격에서 C/A 코드 correlation 측정치를 출력하고 알고리즘에 따라 evil waveform과 같은 신호 왜곡 영향으로 이상적인 삼각형의 형상이 변경되었는지 여부를 결정한다. 이러한 비대칭성을 감지하기 위한 알고리즘으로는 휴리스틱적 판단을 기반으로 한 SQM2b 및 수학적으로 정량화된 Alpha metric이 사용된다 [8],[9].

2) 수신 위성 신호 강도 검사

SQM의 두 번째 모니터인 수신 위성 신호 강도 검사 (signal power monitoring)는 C/N0가 임계값보다 낮은 경우 거리 측정 오차를 증가시키고 무결성 위협을 초래할 수 있어 해당값을 확인하는 역할을 한다[10]. 절대적인 신호 세기는 수신기에서 측

표 1. 감시국 고장 검출 항목

Table 1. Monitoring station fault detection items

SIS Threat	RR/Local Threat
Excessive carrier phase	Cycle slip
Pseudo range jumps	Interference
Code phase anomaly	Multipath
Code-carrier divergence	Scintillation
Navigation data	Reference receiver (RR) failures
Satellite hardware correction	Time synch. among RR
Satellite clock	Code phase consistency among RR

정하기 어려울 수 있어, 감시국 수신기는 상대적인 신호 강도의 변동을 추적하여 이상을 감지한다. 식 (1)은 LAAS (local area augmentation system)의 신호 강도 모니터에서 사용되는 평균치 계산 방식으로 m 은 수신기, n 은 위성을 나타내는 지표로 각 채널에 대한 신호 강도 평균치를 나타낸다[11, 12].

$$C/N_{0_avg,m,n}(k) = \frac{1}{2}(C/N_{0,m,n}(k-1) + C/N_{0,m,n}(k)) \quad (1)$$

3) 코드-캐리어 발산 검사

코드-캐리어 발산 검사 (CCD (code-carrier divergence) monitoring)는 비정상적인 코드-캐리어 발산 값을 검출하여 반송파를 이용한 평활화 과정에서 오차가 증폭하는 것을 방지한다. t_1 에서 t_2 동안 추적한 위성에 대해 식 (2)와 같이 다음의 세 조건을 만족하는 경우 CCD 실패로 정의한다[13].

$$100 \leq T \leq 7200 \quad (2)$$

$$t_1 \leq t \leq t_2 - T$$

$$CCD_{L_j,L_k}^{L_i}(t, t+T) > 6.1m$$

이때 L_i 주파수에서 t 시점부터 $t+T$ 시점 동안의 CCD는 식 (3)과 같이 계산되며, 계산 시 L_j 와 L_k 의 캐리어 신호를 이용하여 이온층 오차를 보정하고 네 가지 조합 중 하나라도 임계값을 초과하지 않으면 코드-캐리어 발산 검사를 통과한 것으로 판단한다.

$$CCD_{L_j,L_k}^{L_i}(t, t+T) = PR_{L_i}(t+T) - PR_{L_i}(t) - [CR_{L_i}(t+T) - CR_{L_i}(t)] - 2\left(\frac{f_{L1}}{f_{L_i}}\right)^2 \Delta I_{L_j,L_k}(t, t+T) \quad (3)$$

$$L_j \in \{L1, L1C\}, L_k \in \{L2, L5\}$$

여기서, $\Delta I_{L_j,L_k}(t, t+T)$ 는 L_j 와 L_k 캐리어 신호에서 각각 계산한 t 시점부터 $t+T$ 시점 간 $L1$ 이온층 지연 차이이며, $PR_{L_i}(t)$ 와 $CR_{L_i}(t)$ 는 L_i 주파수의 t 시점에서의 의사거리와 반송파를 의미한다.

2-3 측정치 품질 모니터링

측정치 품질 모니터링 (MQM; measurement quality monitoring)은 GPS 위성 시계 이상 또는 감시국 수신기 고장으로 인해 발생하는 step과 같은 급격한 오류 감지를 위해 일정 epoch에 걸친 의사거리 및 반송파 측정치의 일관성을 확인한다. 이는 세 개의 모니터인 수신기 lock time check, CSC (carrier smoothed code) innovation test 및 acceleration-ramp-step test로 구성된다 [11],[14].

1) Lock time check

수신기 lock time check는 감시국에서 수신한 반송파 위상 잠금 (PLL; phased locked loop)의 연속성을 감지하기 위하여 수신기 내부 lock time의 수치적인 차이를 계산하여 각 채널에서의 수신기 PLL의 연속성을 보장하며, 이를 잃는 경우를 감지하면 중앙처리국에 측정값을 전달할 때 사이클 슬립 flag도 함께 보고한다.

2) CSC innovation test

원시 의사거리 측정값에서 impulse 및 step 에러를 감지하는데 사용되는 CSC innovation test는 다중반사파가 제거된 의사거리를 활용하여 innovation 값을 식 (4)과 같이 도출한다.

$$Inno_{m,n}(k) \equiv PR_{m,n}(k) - (PR_{sc,m,n}(k-1) + \Phi_{m,n}(k) - \Phi_{m,n}(k-1)) \quad (4)$$

$$PR_{sc,m,n}(k) = PR_{m,n}(k) - \mu_{L_j}^i(k)$$

여기서, m 은 수신기, n 은 위성을 나타내는 지표이고, $PR_{m,n}(k)$ 와 $\Phi_{m,n}(k)$ 는 k 시점에서의 의사거리와 반송파를 의미하고, $PR_{sc,m,n}(k)$ 는 식 (33)으로부터 얻은 다중경로 오차 보정정보($\mu_{L_j}^i$, 식 (32))를 적용한 평활화된 의사거리이다.

이때 세 번의 연속된 epoch에서 세 수신기의 innovation 값 중 두 개 또는 모든 값이 임계값을 초과하면 해당 채널에 flag가 생성된다.

3) Carrier acceleration-ramp-step test

MQM의 세 번째 모니터인 carrier acceleration-ramp-step test로 impulse, step, ramp 및 과도한 acceleration 등 반송파 위상 측정치의 급격한 변화를 감지한다. 이는 각 채널에 대하여 10개의 연속적인 반송파 측정치를 fitting하여 식 (5)와 같은 이차식 모델을 생성한다.

$$\Phi_{m,n}^*(k,t) = \frac{d^2 \Phi_{m,n}^*(k,t)}{dt^2} \cdot \frac{t^2}{2} + \frac{d\Phi_{m,n}^*(k,t)}{dt} \cdot t + \Phi_{0,m,n}^*(k) \quad (5)$$

해당 모델에서 첫 번째 항이 acceleration, 두 번째 항이 ramp, 마지막 항이 step 또는 최신 측정값의 변화량을 나타낸다. 한 채널에서 각각의 값을 도출한 후 세 개의 테스트 통계치 중 한 가지라도 임계값을 초과한다면 해당 채널은 flag가 생성된다. 이때 한 채널에서 큰 측정 오류가 있을 경우 측정치 fitting 과정에서 다른 채널 값에 영향을 주어 false alarm을 일으킬 수 있으므로, 연쇄적인 flag 발생을 피하기 위해 그림 1과 같이 각 항목의 최댓값을 이용해 실제 flag를 구분하는 판별 절차가 구현되어야 한다.

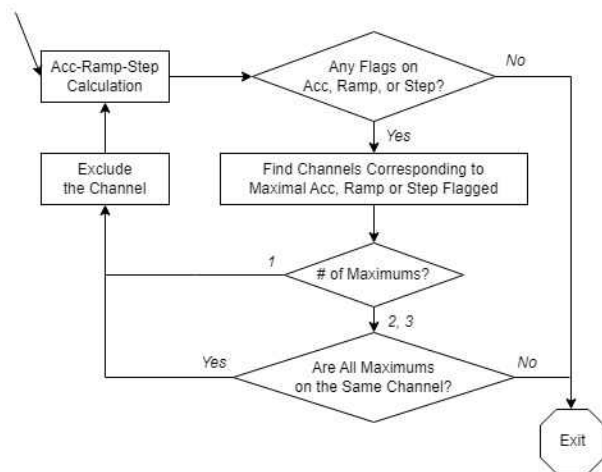


그림 1. Acceleration-ramp-step 판별 절차[2]
 Fig. 1. Acceleration-ramp-step determination Logic[2]

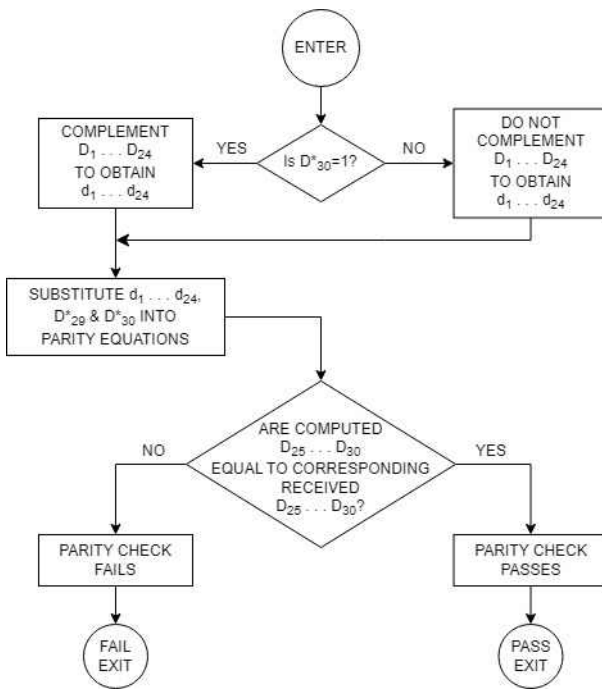


그림 2. LNAV parity 확인 알고리즘 사용자 구현 흐름도 예시[18]
 Fig. 2. Parity check algorithm example[18]

2-4 데이터 품질 모니터링

데이터 품질 모니터링 (DQM; data quality monitoring)은 감시국 관측 범위 내의 위성에 대해 항법메시지 신호를 복호화하고 오류 검출을 위해 parity check를 진행하여 데이터의 유효성을 확인하는 기능을 한다[15].

1) GPS LNAV (legacy navigation) 데이터

LNAV 데이터의 원시 데이터로 복호화하고 parity를 확인하

는 한 가지 예시 알고리즘은 그림 2와 같다. 데이터 서브프레임 4, 5는 두 가지 유형의 위성 health 데이터를 포함하며, 첫 번째는 표 2에 나타난 것과 같이 LNAV 데이터의 health 상태를 나타내고, 두 번째는 표 3에 나타난 것과 같이 신호를 수신한 위성의 신호 구성요소 health 상태를 나타낸다.

2) GPS CNAV (civil navigation) 데이터

CNAV 데이터는 LNAV 데이터에 제공된 값보다 더 정확한 데이터를 포함하며, parity 확인을 위해서는 LNAV와 다른 알고리즘을 사용한다. 그림 3과 같이 각 메시지는 12초 (300 bits) 전체를 커버하는 24 bits로 구성된 CRC (cyclic redundancy check) parity 블록을 포함한다. 메시지 생성 실패 시 위성은 해당 메시지 타입을 기본 메시지 타입인 0으로 교체하여 방송해야하며, 각 기본 메시지의 39-276번째 bits는 1과 0이 번갈아 입력되어야 하고 메시지에는 CRC parity 블록이 포함되어야 한다.

위성 신호의 health 상태는 메시지 타입 10의 52-54번째 bits가 순서대로 L1, L2, L5 신호를 나타내며 0이면 이 반송파의 데이터와 코드가 일부 혹은 전체가 정상이고, 1이면 전체가 사용 불가능하다[16].

2-5 의사거리 잔차 모니터링

의사거리 잔차 모니터링 (RM; range residual monitoring)은 단일/이중주파수로 평활화된 의사거리에서 오차 요소들을 보정한 값을 안테나와 위성의 거리와 비교하여 고장 유무를 판단한다[17, 18].

1) 단일 주파수 의사거리 잔차 모니터

표 2. LNAV 데이터 상태 확인 지표[18]
 Table 2. LNAV data health indication[18]

Bit Position in Page			Indication
137	138	139	
0	0	0	ALL DATA OK
0	0	1	PARITY FAILURE – some or all parity bad
0	1	0	TLM/HOW FORMAT PROBLEM – any departure from standard format (e.g., preamble misplaced and/or incorrect, etc.), except for incorrect Z-count, as reported in HOW
0	1	1	Z-COUNT IN HOW BAD – any problem with Z-count value not reflecting actual code phase
1	0	0	SUBFRAMES 1,2,3 – one or more elements in words three through ten of one or more subframes are bad
1	0	1	SUBFRAMES 4,5 – one or more elements in words three through ten of one or more subframes are bad
1	1	0	ALL UPLOADED DATA BAD – one or more elements in words three through ten of any one (or more) subframes are bad
1	1	1	ALL DATA BAD – TLM word and/or HOW and one or more elements in any one (or more) subframes are bad

표 3. 위성 신호의 코드 상태 확인 지표[18]

Table 3. Codes for Health of SV Signal Components[18]

MSB LSB	Definition
00000	All Signals OK
00001	All Signals Weak*
00010	All Signals Dead
00011	All Signals Have No Data Modulation
00100	L1 P Signal Weak
00101	L1 P Signal Dead
00110	L1 P Signal Has No Data Modulation
00111	L2 P Signal Weak
01000	L2 P Signal Dead
01001	L2 P Signal Has No Data Modulation
01010	L1C Signal Weak
01011	L1C Signal Dead
01100	L1C Signal Has No Data Modulation
01101	L2C Signal Weak
01110	L2C Signal Dead
01111	L2C Signal Has No Data Modulation
10000	L1 & L2 P Signal Weak
10001	L1 & L2 P Signal Dead
10010	L1 & L2 P Signal Has No Data Modulation
10011	L1 & L2C Signal Weak
10100	L1 & L2C Signal Dead
10101	L1 & L2C Signal Has No Data Modulation
10110	L1 Signal Weak*
10111	L1 Signal Dead
11000	L1 Signal Has No Data Modulation
11001	L2 Signal Weak*
11010	L2 Signal Dead
11011	L2 Signal Has No Data Modulation
11100	SV Is Temporarily Out (Do not use this SV during current pass)**
11101	SV Will Be Temporarily Out (Use with caution)**
11110	One Or More Signals Are Deformed, However The Relevant URA Parameters Are Valid
11111	More Than One Combination Would Be Required To Describe Anomalies (Not including those marked with “**”)

* 3 to 6 dB below specified power level due to reduced power output, excess phase noise, SV attitude, etc.

** See definition above for Health Code 11111.

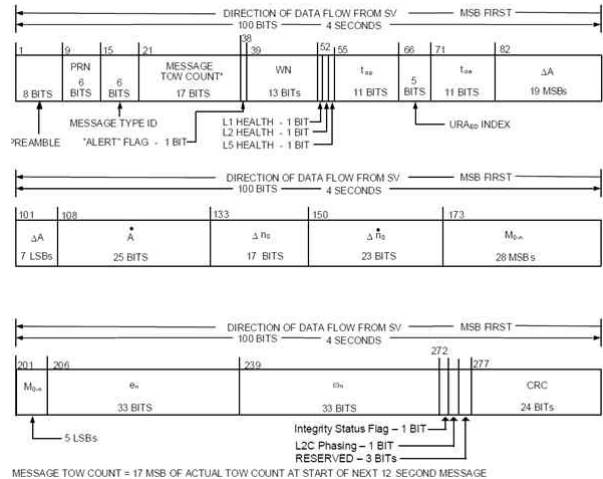


그림 3. 메시지 타입 10 - Ephemeris 1 (CNAV)[18]

Fig. 3. Message Type 10 - Ephemeris (CNAV)[18]

표 4. 단일 주파수 활용 시 오차요소와 제거 및 완화 방법

Table 4. Error terms and removal/mitigation methods for single frequency user

Error term	Error mitigation methods
I_{Lj}	Single frequency ionospheric delay correction [ICD-GPS-200 20.3.3.5.2.5] ionospheric model parameters (Message Type 30 - subframe 4, page 18) [IS-GPS-200]
T	SBAS tropospheric delay model
dt^s	[GPS-ICD-200] clock correction section $\Delta t_{sv} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r$ t_{oc} : clock data reference time (seconds) Δt_r : relativistic correction term (seconds)
dt_u	remove geometric range, and estimate with RR average
ISC_{Lj}	[GPS-ICD-200] clock correction section group delay differential terms: $T_{GD}, ISC_{L1,C/A}, ISC_{L2C}$ (bits 128 through 166 of Message Type 30) [IS-GPS-200] $(\Delta t_{sv})_{L1,C/A} = \Delta t_{sv} - T_{GD} + ISC_{L1,C/A}$ $(\Delta t_{sv})_{L2C} = \Delta t_{sv} - T_{GD} + ISC_{L2C}$ $(\Delta t_{sv})_{L5I} = \Delta t_{sv} - T_{GD} + ISC_{L5I}$
IFB_{Lj}	-

다중경로 오차가 제거된 단일주파수 의사거리에서 오차 요소를 보정한 후 잔차 값은 식 (6)과 같이 모델링된다. 식 (6)에서 $PR_{sc,Lj}$ 는 다중반사파가 제거된 단일 주파수 의사거리, R 는 geometric range, I 는 이온층 지연, T 는 대류층 지연, dt^s 는 위성 시각 오차, ISC_{Lj} 는 위성 하드웨어 바이어스이다.

$$Res_{sc,Lj} = PR_{sc,Lj} - [R + I_{Lj} + T - dt^s + dt_u + ISC_{Lj}] \quad (6)$$

이때 SIS 고장에 대한 검출을 위해 보정할 오차 요소들과 제거 및 완화 방법은 표 4에서 볼 수 있다.

표 5. 이중 주파수 활용 시 오차요소와 제거 및 완화 방법
Table 5. Error terms and removal/mitigation methods for dual frequency user

Error term	Error mitigation methods
I_{Lj}	$PR_{iono-free,L1Lj} = \frac{(PR_{sc,Lj} - \gamma_{1j} PR_{sc,L1,C/A})}{1 - \gamma_{1j}} + \frac{c(ISC_{Lj} - \gamma_{1j} ISC_{L1,C/A})}{1 - \gamma_{1j}} - cT_{GD}$
T	SBAS tropospheric delay model
dt^s	<p>[GPS-ICD-200] clock correction section</p> $\Delta t_{sv} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r$ <p>t_{oc} : clock data reference time (seconds) Δt_r : relativistic correction term (seconds)</p> $(\Delta t_{sv})_{L1,C/A-L5I} = \Delta t_{sv} - T_{GD} + \frac{ISC_{L5I} - \gamma_{15} ISC_{L1,C/A}}{1 - \gamma_{15}}$ $(\Delta t_{sv})_{L1,C/A-L5Q} = \Delta t_{sv} - T_{GD} + \frac{ISC_{L5Q} - \gamma_{15} ISC_{L1,C/A}}{1 - \gamma_{15}}$
dt_u	remove geometric range, and estimate with RR average
ISC_{Lj}	<p>[GPS-ICD-200] clock correction section group delay differential terms : $T_{GD}, ISC_{L1,C/A}, ISC_{L2C}$ (bits 128 through 166 of Message Type 30) [IS-GPS-200]</p> $(\Delta t_{sv})_{L1,C/A} = \Delta t_{sv} - T_{GD} + ISC_{L1,C/A}$ $(\Delta t_{sv})_{L2C} = \Delta t_{sv} - T_{GD} + ISC_{L2C}$ $(\Delta t_{sv})_{L5I} = \Delta t_{sv} - T_{GD} + ISC_{L5I}$
IFB_{Lj}	-

2) 이중 주파수 의사거리 잔차 모니터

이중주파수 측정치 조합에서 이온층 지연 및 ISC (inter signal correction) 바이어스를 제거한 의사거리의 오차 요소를 보정한 후 잔차는 식 (7)과 같이 모델링된다[19]. 이중주파수 조합을 통해 이온층 지연을 제거할 경우 일반적으로 다중경로 오차가 증폭되는 단점이 있으나, 단일주파수 전처리 과정에서 식 (33)과 같이 다중경로 오차가 제거된 의사거리를 활용하여 이를 회피할 수 있다.

$$Res_{iono-free,L1Lj} = PR_{iono-free,L1Lj} - [R + T - dt^s + dt_u] \quad (7)$$

여기서, $PR_{iono-free,L1Lj}$ 는 이온층 오차를 제거한 이중 주파수 거리, R 은 geometric range, T 는 대류층 지연, dt^s 는 위성시각 오차, dt_u 는 수신기시각오차이다. 이중 주파수를 활용하는 경우 의사거리의 SIS 고장 검출을 위해 보정할 오차 요소들과 제거 및 완화 방법은 표 5에 나타났다.

2-6 고장 검출 알고리즘

고장 검출 알고리즘 (EXM; executive monitoring)은 감시국의

표 6. 각 채널의 신호 수신여부를 나타내는 T 행렬의 예시. O : 수신, X : 미수신.

Table 6. An example of the T matrix representing signal reception status for each channel. O : Received, X : Not received.

PRN #	1	2	3	4	11	12	21
RR 0	O	O	O	O	O	O	X
RR 1	O	O	O	O	O	X	X
RR 2	O	O	O	O	X	X	O

표 7. 각 채널의 신호 flag 여부를 나타내는 D 행렬의 예시. V : flag, / : non-flag.

Table 7. An example of the D matrix indicating the signal flag status for each channel. V : flag, / : non-flag.

PRN #	1	2	3	4	11	12	21
RR 0	V	V	V	V	V	V	/
RR 1	V	V	V	V	V	/	/
RR 2	V	V	V	V	/	/	V

표 8. 한 채널의 세 가지 QM flag에 대한 logical-OR 논리연산 및 EXM-I flag 결과 예시. V : flag, / : non-flag.

Table 8. Example of logical-OR logic operation for three QM flags and result of EXM-I in a single channel. V : flag, / : non-flag.

PRN 1	SQM flag	DQM flag	MQM flag	EXM-I flag
RR 0	V	V	/	V
RR 1	V	/	/	V
RR 2	/	/	/	/

모니터와 측정치 전처리 과정에서 생성된 flag에 대한 고장 판단을 위해 생성된 flag를 취합하여 logical-OR 논리연산을 수행하고 각 감시국에서의 최종 고장 판단을 중앙처리국에 전달한다.

1) EXM-1

1차적인 수신기 및 위성의 고장을 판단하는 EXM-1은 특정 고장 항목 검출을 목적으로 하는 DQM, SQM, MQM에서 생성한 flag를 수합하여 처리한다. 현재 GBAS (ground based augmentation system) 감시국 무결성 모니터에서는 이를 지원하기 위해 T(tracking)와 D(decision) 행렬이 이용되며, 행렬 각각의 요소는 각 수신기에서의 개별 채널(위성-수신기)을 의미한다. T 행렬은 각 기준 수신기(RR; reference receiver)에서 신호를 수신한 위성을 기록하며, 그에 대한 예시는 표 6과 같다. D 행렬은 DQM, SQM, MQM의 세 가지 flag에 대한 logical-OR 논리 연산을 통해 구성된다. (세 모니터 중 하나라도 flag가 존재할 시 D의 flag가 생성된다.) D 행렬의 예시는 표 7과 같고, 표 7의 flag 여부는 표 8의 logical-OR 방식 예시와 같이 구성된다.

EXM-1의 세부적인 고장 검출 케이스는 11개이고, 이 중 2개

표 9. 각 flag 여부에 따른 측정치 제거의 예시. (다음과 같은 경우 첫 번째 케이스에 해당하는 (RR2-PRN21), 두 번째 케이스에 해당하는 PRN1, 세 번째 케이스에 해당하는 RR0의 측정치가 제외된다.)

Table 9. Example of measurements exclusion based on each flag status (In this case, measurements corresponding to the first case (RR2-PRN21), the second case (PRN1), and the third case (RR0) will be excluded).

PRN #	1	2	3	4	11	12	21
RR 0	V	V	V	V	V	V	/
RR 1	V	/	/	/	/	/	/
RR 2	V	/	/	/	/	/	V

표 10. 감시국 수신기의 교차 thread 수정 처리와 bias 모니터의 flag 생성 예시. V : flag, / : non-flag.

Table 10. Example of generating flag on cross thread edit processing and bias monitor. V : flag, / : non-flag.

PRN #	1	2	3	4	11	12	21
RR 0-1	/	/	V	/	/	/	/
RR 1-2	/	/	/	/	/	/	/
RR 2-1	/	/	V	/	/	/	/

를 제외한 모든 케이스는 아래의 세 가지 기본적인 경우의 조합이며, 표 9는 각 채널의 flag 여부에 따른 측정치 제거의 예시를 나타낸다.

- (1) 한 수신기에서 한 위성에 생성된 flag
- (2) 한 위성에 대하여 여러 수신기에 생성된 flag
- (3) 한 수신기에서 여러 위성에 대하여 생성된 flag

2) EXM-2

EXM-2는 의사거리 잔차 모니터와 측정치 전처리 과정에서 생성된 flag를 활용하여 고장 검출을 결정한다. 의사거리 잔차 모니터는 EXM-1과 동일하게 각 수신기에서 개별 위성에 대한 flag를 생성하는 반면, 측정치 전처리 과정의 thread 간 수정 처리와 감시국 bias 모니터는 한 쌍의 수신기 측정값 조합에 대한 이상을 탐지하므로 표 10과 같이 flag를 생성한다. 표 10의 예시는 위성 PRN 3에 대해 수신기 쌍 0-1과 2-1에서 flag가 생성되었고, 이는 수신기 1의 PRN 3 위성 측정값의 고장을 판단할 수 있다.

EXM-2의 최종 고장 판단은 EXM-1과 EXM-2의 flag를 종합하여 logical-OR 논리연산을 통해 결정되며 이는 중앙처리국에 전달된다.

III. 감시국의 측정치 전처리 과정

측정치 전처리 과정은 감시국 수신기들 간의 시각 오차를 추정하며, 과도한 다중반사파 및 반송파 사이클 슬립을 감지하고 이중 주파수 측정값을 활용하여 의사거리의 다중반사파를 제거한다. 다중반사파가 제거된 측정값과 반송파는 고장 검출 결과와 함께 중앙처리국으로 전달된다[20].

한 감시국에서 보통 3개의 수신기를 사용하며 각 수신기마다 개별적인 안테나를 사용하거나 하나의 안테나를 공유할 수 있다. 하나의 안테나를 공유하는 경우 수신기의 다중경로 오차가 동일하여 이를 제거하기 용이하다는 장점이 있지만, 감시국마다 설치 환경이 다를 수 있고 안테나의 고장이 모든 수신기 측정값에 영향을 줄 수 있다는 단점이 있다. 이에 본 장에서는 그림 4와 같이 한 감시국의 모든 수신기가 개별적인 안테나를 사용한다는 가정 하에 기술하였다.

3-1 상대 시각 오차 추정 방식

상대 시각 오차 추정 알고리즘 (Relative Clock Bias Estimate) 은 각 감시국에서 수신기 간의 시각 오차 평균치를 산출하고, 상대 시각 오차 추정값을 3-2절의 thread 간 수정 과정과 3-4절의 감시국 bias 모니터에서 사용한다. 이는 주파수 별로 계산이 별도 진행되며, 세 수신기의 processing thread를 순서대로 thread A, B, C라고 할 때 두 thread의 조합에 대하여 일반화된 수식으로 모두 적용이 가능하다. (thread A-B, A-C, B-C) 아래의 처리 과정 설명을 위해 thread A-B를 사용한다.

- 1) 안테나와 위성 간 상대적 위치 차이에 대해 thread B의 의사거리와 위상 측정치를 보정

안테나와 위성 위치 정보는 감시국 좌표와 위성 ephemeris를 이용하여 구하며, 식 (8)과 같이 thread B를 각 위성에 대해 다른 thread와의 상대적 위치 차이, $\Delta R_{AB}^i(t)$ 를 계산한다.

$$\Delta R_{AB}^i(t) = PR_{e,A}^i(t) - PR_{e,B}^i(t) \tag{8}$$

식 (8)의 상대적 위치 차이에 대하여 식 (9), (10)과 같이 thread B의 의사거리와 위상 측정치를 보정한다.

$$PR_{B'}^i(t) = PR_B^i(t) + \Delta R_{AB}^i(t) \tag{9}$$

$$\Phi_{B'}^i(t) = \Phi_B^i(t) + \Delta R_{AB}^i(t) \tag{10}$$

- 2) 반송파 처리 과정

상대 시각 오차 반송파 처리 과정은 연속적인 위상 측정치 기록을 생성한다. 평균 위상 측정치 기록을 생성하기 위해 위상 측정값이 처음 수신된 순간의 미지정수와 평균 위상 오차 초기값을 고려한 초기화 과정은 식 (11)과 같다. 이러한 초기화 과정을 거친 현재 시점의 위상 추정치는 식 (12)와 같다.

$$D_{AB,ref}^i = D_{AB}(t_{init}^i) - (\Phi_A^i(t_{init}^i) - \Phi_{B'}^i(t_{init}^i)) \tag{11}$$

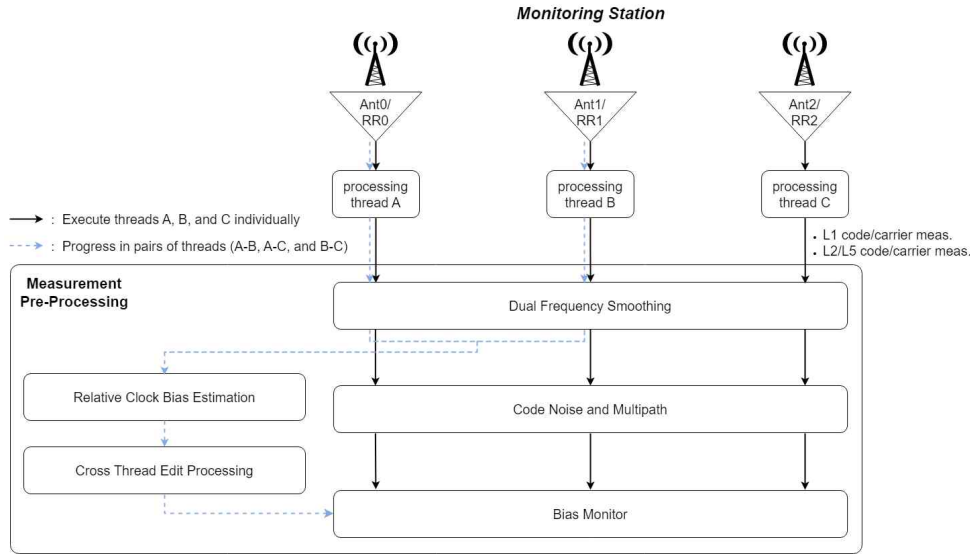


그림 4. 감시국의 측정치 전처리 과정
 Fig. 4. Measurement pre-processing of monitoring station.

$$D_{AB}^i(t) = (\Phi_A^i(t) - \Phi_B^i(t)) + D_{AB,ref}^i \quad (12)$$

여기서, $D_{AB}^i(t)$ 는 위성 i 에 대한 thread A와 B의 위상 차이이고, $D_{AB,ref}^i$ 는 위성 i 에 대한 thread A와 B의 초기 위상 차이, $D_{AB}(t)$ 는 평균 위상이다.

각 위성의 위상 추정치는 median edit logic으로 사이클 슬립 검사가 이루어지고, 해당 검사를 통과한 측정치만 thread 간 상대 위상 평균값을 생성하는데 이용된다. 식 (13)은 생성된 평균값을 고도각(EL)에 따른 가중치를 주어 낮은 고도각에서 현저한 다중경로 오차와 노이즈의 영향을 최소화한다.

$$D_{AB}(t) = \frac{\sum_{i=1}^N D_{AB}^i(t) / W^i(t)}{\sum_{i=1}^N 1 / W^i(t)} \quad (13)$$

$$W^i(t) = [0.003 + e^{(-EL^i(t)/10)}]^2$$

3) 의사거리 처리 과정

의사거리 처리 과정에서는 식 (14)와 같이 thread 간 의사거리 차이를 계산하고, median value 또는 이전의 상대 시각 오차 추정값으로 이상치를 검출하고, 해당 검사를 통과한 측정치만 식 (15)와 같이 thread 간 의사거리 평균값을 생성하는데 이용된다. 여기서 $PR_B^i(t)$ 는 식 (9)에서 상대적 위치 차이를 보정한 thread B의 의사거리 측정치이다.

$$A_{AB}^i(t) = PR_A^i(t) - PR_B^i(t) \quad (14)$$

$$A_{AB}(t) = Ave_i A_{AB}^i(t) \quad (15)$$

4) 상대 시각 오차 추정치 도출

식 (15)의 평균 의사거리에서 식 (13)의 평균 위상을 차분하여 식 (16)과 같이 지연 필터의 입력 값으로 사용하고, 시간 상수(τ)로 12시간을 적용하여 하드웨어의 장기적인 bias 변화를 따라가도록 한다.

$$A_0(t) = \left(1 - \frac{1}{\tau}\right) A_0(t-1) + \frac{1}{\tau} (A_{AB}(t) - D_{AB}(t)) \quad (16)$$

상대 시각 오차 추정치는 식 (17)과 같이 식 (16)의 지연 필터 값과 식 (13)의 평균 상대 위상 측정치의 합으로 계산된다.

$$\Delta WRE_{AB}(t) = A_0(t) + D_{AB}(t) \quad (17)$$

3-2 Thread 간 수정 처리

Thread 간 수정 처리 과정 (cross thread edit processing)은 processing thread 간 측정치를 비교하여 다중경로 오차를 식별하고 사이클 슬립을 검출하여 임계값을 초과하는 특정 thread를 격리한다.

1) thread 간 의사거리 편집 기능

식 (14)의 thread 간 의사거리 차이 값에 대해 식 (18)과 같은 고도각에 따른 별도의 임계값을 사용하여 해당 임계값을 초과한 구간은 특정 thread로 분리하여 이후 처리 과정에서 제외된다. 이는 다중경로 상황이 안테나 간 동일하지 않으므로 thread 간 측정치를 비교하여 다중경로 오차를 식별할 수 있기 때문이다. 이때 고도각이 15° 이상인 경우 $EL^i(t)$ 는 15° 라고 가정한다.

$$T_{EDIT}^i(t) = 0.5 + 3.0 \cdot e^{(-EL^i(t)/30)} \quad (18)$$

2) thread 간 사이클 슬립 처리 기능

thread 간 위상 차이에서 식 (13)의 thread 간 평균 위상 차이를 차분하여 식 (19)와 같이 보정할 수 있다. 식 (20)은 새로운 위상 측정치를 해당 값에 대해 차분하고 1/2 미지정수 이상을 검출하도록 설정된 각 주파수 별 임계값(L1 주파수의 경우 0.055 m, L2 주파수의 경우 0.065 m)과 비교하여 초과한 구간을 특정 thread를 격리할 수 있다. 이때 식 (20)의 $\bar{\Phi}_{AB}^i$ 는 30초의 시간 상수를 적용하여 평활화한 위성 i 의 L1 혹은 L2 위상 차이 값이다.

$$\Phi_{AB}^i(t) = (\Phi_A^i(t) - \Phi_B^i(t)) - D_{AB,L1}(t) \quad (19)$$

$$|\bar{\Phi}_{AB}^i(t-1) - \Phi_{AB}^i(t)| > T_i \quad (20)$$

3-3 CNMP 모니터

CNMP 모니터 (code noise and multipath monitor)는 반송파 평활화 필터를 사용하여 다중경로 오차를 검출하며, 의사거리 측정치에서 다중경로 오차를 제거하고 CNMP 표준편차를 추정하는 과정이다. 이는 아래와 같은 다섯 개의 수행 단계를 포함하고 있다[21].

1) 이중 주파수 평활화 (dual frequency smoothing)

반송파를 이용한 의사거리 평활화 처리는 이온층 영향을 배제하기 위해 이중 주파수 조합을 사용하며 식 (21)과 25초의 시간 상수(τ)를 사용한다.

$$PR_s^i(t) = \frac{1}{\tau} \rho^i(t) + \frac{\tau-1}{\tau} PR_s^i(t-1) + \hat{\Phi}^i(t) - \hat{\Phi}^i(t-1) \quad (21)$$

여기서 $PR_s^i(t)$ 는 위성 i 의 평활화된 의사거리를 $\rho^i(t)$ 는 위성 i 의 평활화되지 않은 의사거리를 나타낸다. 식 (22)와 식 (23)은 각각 이온층 오차가 보정된 위성 i 의 L1, Lj 반송파를 나타내며 Lj는 L2 또는 L5 주파수를 의미한다.

$$\hat{\Phi}_{L1}^i(t) = (1 + 2 \cdot k_j) \cdot \Phi_{L1}^i(t) - 2 \cdot k_j \cdot \Phi_{Lj}^i(t) \quad (22)$$

$$\hat{\Phi}_{Lj}^i(t) = (2 + 2 \cdot k_j) \cdot \Phi_{L1}^i(t) - (1 + 2 \cdot k_j) \cdot \Phi_{Lj}^i(t) \quad (23)$$

$$k_j = \frac{f_{Lj}^2}{(f_{L1}^2 - f_{Lj}^2)}$$

$$(f_{L1} = 1575MHz, f_{L2} = 1227MHz, f_{L5} = 1176MHz)$$

반송파를 이용한 평활화 과정은 사이클 슬립에 영향을 받으므로 사이클 슬립 검출이 반드시 선행되어야 하며, 검출 시 다시 초기화되어야 한다.

2) 사이클 슬립 검출

사이클 슬립 검출은 각 주파수 별 반송파에 모두 필요한 과정이며, 사이클 슬립 검출 성능을 높이기 위해 이중 주파수 조합을 사용하고 고장 검출 시 단일 주파수에 대한 사이클 슬립 검출을 다시 시도한다.

(1) 이중 주파수 조합

이중 주파수 조합은 L1/Lj 반송파 값을 사용하며 식 (24)와 같이 계산하며, L1/L2 조합은 0.055 m, L1/L5 조합은 0.045 m의 임계값을 초과하면 사이클 슬립이 발생했다고 판단한다.

$$\Phi_{L1-Lj}^i = (\Phi_{L1}^i(t) - \Phi_{L1}^i(t-1)) - (\Phi_{Lj}^i(t) - \Phi_{Lj}^i(t-1)) \quad (24)$$

이중 주파수 조합으로 검출 시 L1/Lj 주파수 중 어떤 주파수에서 사이클 슬립이 발생했는지 알 수 없으므로, 발생한 주파수를 특정하기 위해 단일 주파수 사이클 슬립 검출을 시행한다.

(2) 단일 주파수

식 (25)는 단일 주파수 L1, L2, L5에서 high pass 필터를 거친 도출 값을 나타내며, 식 (26)과 같이 필터링된 값에서 현재 위상 측정치를 차분한 값이 0.35 m를 초과하면 해당 주파수에서 사이클 슬립이 발생했다고 판단한다.

$$\Phi_{HPF}^i(t) = 4\Phi_{Lj}^i(t-1) - 6\Phi_{Lj}^i(t-2) + 4\Phi_{Lj}^i(t-3) - \Phi_{Lj}^i(t-4) \quad (25)$$

$$|\Phi_{HPF}^i(t) - \Phi_{Lj}^i(t)| > T_{HPF} \quad (26)$$

(3) range rate

WAAS (wide area augmentation system)에서는 사이클 슬립 검출을 위해 range rate를 또 하나의 검출 수식으로 사용한다. 해당 과정은 식 (27)과 같이 이온층 오차가 보정된 반송파 range rate를 계산하고, 해당 값에서 예측한 range rate를 차분하여 식 (28)을 도출한다. 식 (29)는 $\Delta Rate^i(t)$ 값이 이전 시간의 값과의 차이로 임계값인 T_{Rate} 이상이면 사이클 슬립을 검출하였다고 판단하고 CNMP 과정을 초기화한다. 여기서 사용된 T_{Rate} 는 1.0m/s 이고, $\overline{\Delta Rate}^i$ 는 10초의 시간 상수를 적용하여 평활화한 range rate 차이이다.

$$\dot{\Phi}_{free}^i(t) = (\Phi_{L1}^i(t) - \Phi_{L1}^i(t-1)) \cdot a_2 - (\Phi_{Lj}^i(t) - \Phi_{Lj}^i(t-1)) \cdot a_1 \quad (27)$$

$$a_1 = k, a_2 = k+1$$

$$\Delta Rate^i(t) = \dot{\Phi}_{free}^i(t) - (PR_e^i(t) - PR_e^i(t-1)) \quad (28)$$

$$|\Delta Rate^i(t) - \overline{\Delta Rate}^i(t-1)| > T_{Rate} \quad (29)$$

이때 ephemeris 업데이트에 의한 사이클 슬립 오검출을 방지하기 위해 ephemeris 평활화 과정이 요구된다.

3) Mean filter 처리

CNMP 추정치, MP 를 구하기 위한 mean filter 처리에서는 먼저 식 (30)과 같이 의사거리에서 이온층 오차가 보정된 반송파를 차분한다.

$$\begin{aligned} MP_{L1}^i(t) &= PR_{s,L1}^i(t) - \hat{\Phi}_{L1}^i(t) \\ MP_{Lj}^i(t) &= PR_{s,Lj}^i(t) - \hat{\Phi}_{Lj}^i(t) \end{aligned} \quad (30)$$

이때 계산된 MP 값에는 반송파 미지정수, 위성 및 수신기 하드웨어 바이어스가 포함되어 있어 이를 제거하기 위해 아래 4번 과정을 진행한다.

4) 다중경로 오차 보정정보 계산 및 다중경로 오차가 제거된 평활화된 의사거리

각 주파수에서 사이클 슬립이 발생하지 않을 시 6초간의 warm up 이후 식 (31)과 같이 시간 상수(τ)가 7200초인 지연 필터로 평활화된 코드의 MP 측정값을 식 (32)와 같이 현재 MP 값에서 차분한 결과가 다중경로 오차 보정정보($\mu_{Lj}^i(t)$)이다.

$$\overline{MP}_{Lj}^i(t) = \frac{1}{\tau} MP_{Lj}^i(t) + \frac{\tau-1}{\tau} \overline{MP}_{Lj}^i(t-1) \quad (31)$$

$$\mu_{Lj}^i(t) = MP_{Lj}^i(t) - \overline{MP}_{Lj}^i(t) \quad (32)$$

다중경로 오차를 보정한 평활화된 의사거리($PR_{sc,Lj}^i(t)$)는 식 (33)과 같다.

$$PR_{sc,Lj}^i(t) = PR_{s,Lj}^i(t) - \mu_{Lj}^i(t) \quad (33)$$

5) CNMP 신뢰도 추정

다중경로 오차를 보정한 의사거리의 잔차 오차에 대한 신뢰도 (confidence level)는 Mean filter 처리에 사용된 측정값의 샘플 개수를 기반으로 식 (34)와 같이 표준편차가 계산되며, 평균 오차 함수에 대한 방정식과 계수는 표 11에 제시되어 있다.

$$\sigma_{MP}[t] = \frac{\varepsilon[tc]}{K} + \sigma_{carrier} \quad (34)$$

3-4 감시국 bias 모니터

감시국 bias 모니터는 측정치가 이후의 무결성 모니터에 사용되기 전 단계로 최종적인 유효성 검사를 수행한다. 각 감시국에서 인접한 processing thread 간의 일관성 확인을 위해 3-1절에서 계산한 상대적 위치 차이에 대해 보정된 의사거리(식 (9))와 상대 시각 오차 추정값(식 (17)) 그리고 3-3절에서 계산한다

표 11. 평균 오차 함수의 방정식과 계수[21]

Table 11. Equations and coefficients for the mean error function[21]

Number of samples	Mean error function
$tc < \frac{TL}{4}$	$\varepsilon[tc] = \frac{A0 \cdot \sin\{2\pi \cdot (tc/TL)\}}{2\pi \cdot (tc/TL)}$
$\frac{TL}{4} \leq tc < TL2$	$\varepsilon[tc] = \frac{A0}{2\pi \cdot (tc/TL)}$
$TL2 \leq tc < TL3$	$\varepsilon[tc] = A - B \cdot (tc - TL2)$
$TL3 \leq tc$	$\varepsilon[tc] = Floor$

$$TL = 1600, TL2 = 1525, TL3 = 12000$$

$$A0 = 10, Floor = 0.4, \sigma_{carrier} = 0.03, K = 3.29$$

$$A = \frac{A0}{2\pi \cdot (TL2/TL)}$$

$$B = (A - Floor) \cdot (TL3 - TL2)$$

중경로 오차가 보정된 의사거리 측정치(식 (33))와 CNMP 표준편차(식 (34))를 활용해 식 (35)를 형성한다.

$$\Delta PR_{\mu_{AB}}^i(t) = (PR_A^i(t) - \mu_A^i(t)) - (PR_B^i(t) - \mu_B^i(t)) - \Delta WRE_{AB}(t) \quad (35)$$

이에 대한 임계값은 다중경로 오차가 보정된 의사거리 측정치와 CNMP 표준편차를 활용하여 식 (36)과 같이 고정된 임계값 T_{fixed} 과, 식 (37)와 같이 노이즈 기반 임계값 T_{noise} 와 각각 비교된다. 두 임계값 중 하나라도 초과하는 측정치는 무결성 모니터에 적합하지 않아 제외되어야 한다는 flag가 생성된다.

$$|\Delta PR_{\mu_{AB}}^i| > T_{fixed} \quad (36)$$

$$|\Delta PR_{\mu_{AB}}^i| > T_{noise} \cdot \sqrt{\sigma_{MP,A}^2(t) + \sigma_{MP,B}^2(t)} \quad (37)$$

여기서, L1, L2 측정값에 대한 T_{noise} 는 4 m, T_{fixed} 는 8 m이고, $\sigma_{MP,A}^i$ 와 $\sigma_{MP,B}^i$ 는 각각 위성 i 에 대한 thread A와 thread B의 CNMP 표준편차 값을 나타낸다[21].

IV. RNSS 감시국 아키텍처 개발 방안

이 장에서는 앞서 살펴본 타 GNSS 및 보강항법 시스템의 감시국 모니터 종류와 알고리즘 및 측정치 전처리 과정을 기반으로 차세대 RNSS 감시국의 아키텍처와 신호 품질 및 고장 감시를 위한 알고리즘 개발 방안을 제안한다. 그림 5의 감시국 아키텍처의 구조와 같이 각 감시국은 3개의 수신기와 각각의 개별 안테나로 구성되며, 원자시계를 이용한 수신기의 시각 동기화가 필요하다.

차세대 RNSS 감시국 알고리즘 구조는 크게 개별 수신기 측정값 기반 모니터 모듈과 다중 수신기 측정값 기반 모니터 모듈

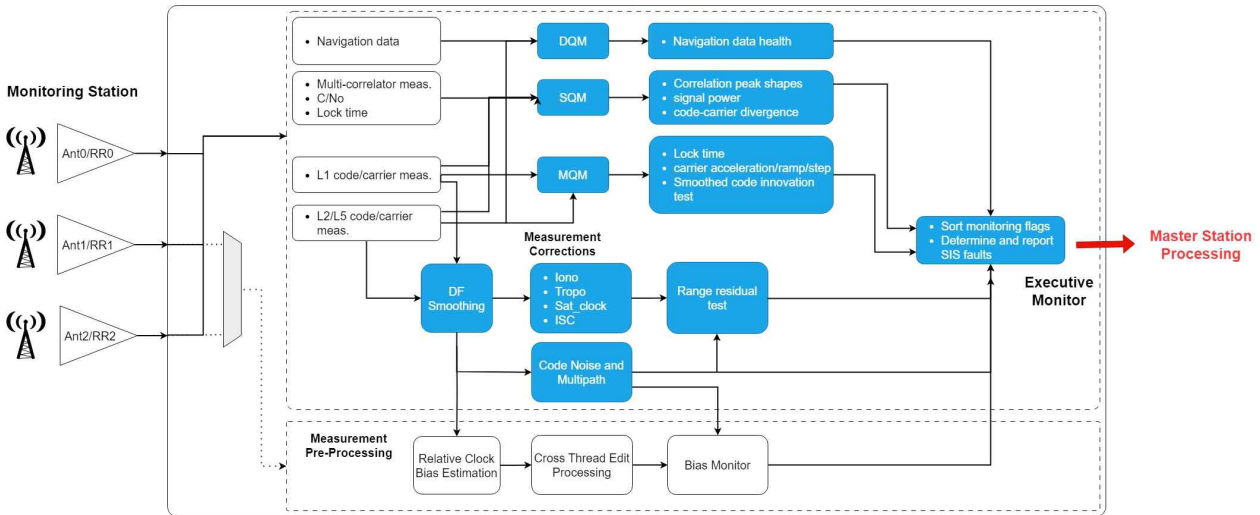


그림 5. RNSS 감시국 아키텍처 구조
 Fig. 5. RNSS monitoring station architecture.

로 구분되며, 적용 주파수 대역을 L1, L2에서 L1, L2, L5 신호 대역으로 확대하였다. L6 및 S-band 신호도 해당 알고리즘과 유사한 적용이 가능할 것으로 예상되지만, L6 신호는 사용 목적과 신호 설계가 명확히 결정된 후 이에 맞는 모니터링 기법이 개발되어야 하며, S-band 신호 대역은 보호대역 밖의 신호로 노이즈에 취약하여 세밀한 모니터링의 필요와 성능에 대한 추가적인 분석이 필요하다.

이에 본 알고리즘 개발 방안에서는 L6와 S-band 신호의 모니터링 기법은 포함되지 않았다. 감시국의 수신기는 L1, L2, L5 신호 대역의 의사거리, 반송파, C/N0, multi-correlator peak 측정값 및 반송파 lock time과 항법메시지 데이터를 수신하고, 수신한 데이터들은 감시국의 모니터링 알고리즘을 거치며 측정치를 보정과 전처리 후 고장 검출 알고리즘을 수행하여 각 항목들에 대한 고장을 판단한 결과와 측정치를 중앙처리국으로 전송한다.

4-1 Phase 1 감시국 모듈

각각의 개별 수신기 측정값에 기반한 처리 과정은 그림 6의 감시국 Phase 1 모듈에서 볼 수 있다. 각각의 DQM, SQM, MQM을 수행하여 이상치에 대한 검출을 진행하고 검출 시 해당 채널에 대해 flag를 생성한 후, EXM-1을 수행하여 flag가 있는 채널들에 대한 위성 혹은 수신기를 제거하고 필터를 초기화하여 감시국 Phase 2 모듈로 넘어간다.

4-2 Phase 2 감시국 모듈

감시국 Phase 2 모듈에서는 다중 수신기 측정값을 기반으로 그림 7과 같이 측정치 전처리 과정의 알고리즘과 RM을 수행하며 이상치에 대한 검출을 진행하고 검출 시 flag를 생성하고 EXM-2를 수행하여 종합적인 고장 판단을 진행한다. 판단 결과

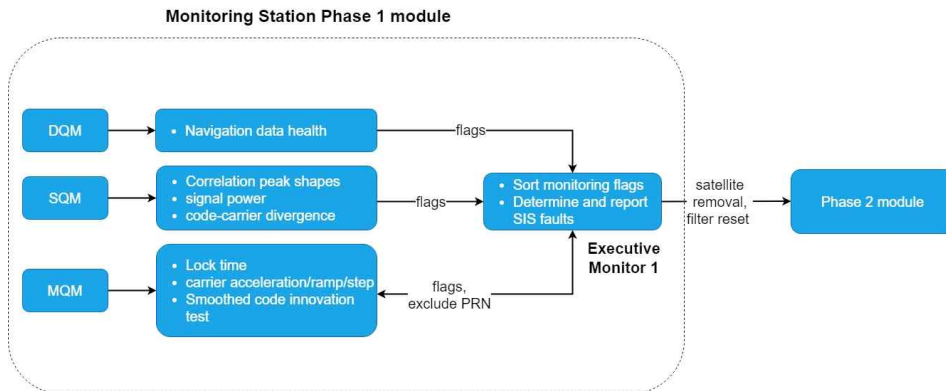


그림 6. RNSS 감시국 phase 1 모듈
 Fig. 6. RNSS monitoring station phase 1 module.

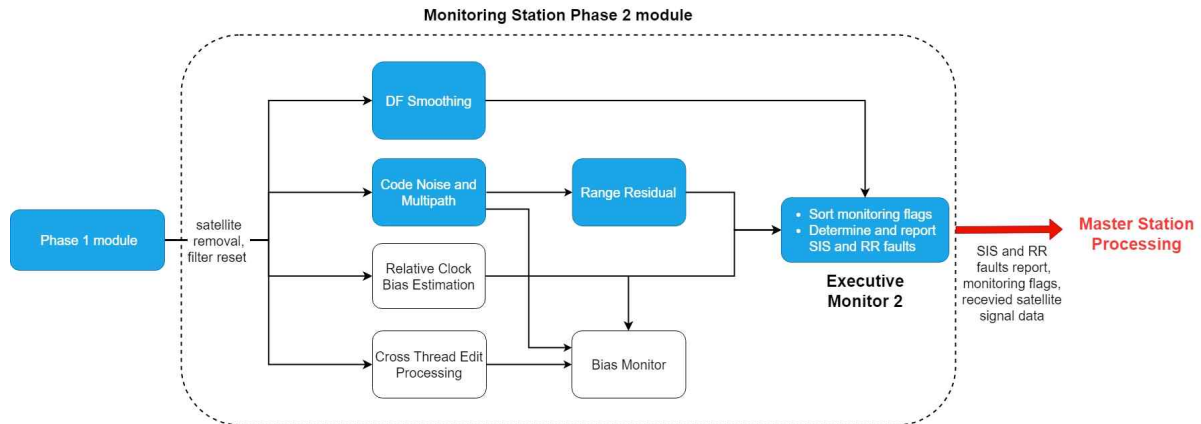


그림 7. RNSS 감시국 phase 2 모듈
 Fig. 7. RNSS monitoring station phase 2 module

와 측정치는 함께 중앙처리국으로 전달된다.

법 및 위성기술 연구센터)의 지원을 받아 수행된 연구입니다.

V. 결 론

고정밀, 고신뢰 위치, 항법 및 시각정보를 제공하는 서비스의 수요가 증가하고, 타 GNSS의 의존성을 줄이기 위해 독자적인 지역 위성항법시스템에 대한 연구 개발이 가속화되고 있다. 이에 따라 차세대 지역 위성항법시스템의 구성요소와 효율적인 알고리즘 개발 방안이 필요하다.

본 논문에서는 수신한 위성 신호에 대한 기존 위성항법시스템 감시국의 신호 품질 판단 및 고장 검출을 위한 주요 모니터와 알고리즘을 소개하고, 감시국 수신기 간의 시각오차를 추정하고 측정값에서 과도한 다중반사파 및 사이클 슬립을 검출하고 제거하는 측정치 전처리 과정을 살펴보았다. 이를 기반으로 차세대 RNSS 감시국의 구성요소와 아키텍처를 도출하였고, 신호 품질 및 무결성 감시를 위한 고장 검출 알고리즘 개발 방안을 연구 수행하였다. 본 논문에서 제시한 감시국 고장 검출 알고리즘은 실 데이터를 이용한 후속 연구를 통해 검출 성능과 처리 시간을 도출하고 이 결과를 추후 보고할 예정이다. 또한, 이를 통해 RNSS 감시국의 모니터링 알고리즘을 적용하여 목표하는 SIS 및 Local 고장을 검출하고 중앙처리국에서의 데이터 활용을 지원할 수 있을 것으로 기대한다.

Acknowledgments

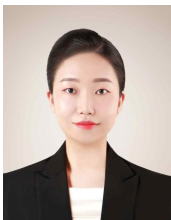
본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단, 무인이동체 원천기술개발사업단의 지원을 받아 수행되었습니다 (No. 2020M3C1C1A010986407).

본 논문은 2022년 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 미래우주교육센터 (2022M1A3C2074404, 미래우주항

References

- [1] N. Gerein, "Galileo ground segment reference receiver performance characteristics," in *Proceedings of the CDROM of ION GNSS 2003*, Graz: Austria, 2003.
- [2] G. Xie, *Optimal on-airport monitoring of the integrity of GPS-based landing systems*, Ph.D. dissertation, Stanford University. Mar. 2003.
- [3] C. A. Shively and R. Braff. "An overbound concept for pseudorange error from the LAAS ground facility," in *Proceedings of the IAIN World Congress and the 56th Annual Meeting of The Institute of Navigation*, San Diego: CA, pp. 661-671, Jun. 2000.
- [4] D. M. Akos, R. E. Phelts, S. Pullen, and P. Enge. "Signal quality monitoring: test results," in *Proceedings of the 2000 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, Anaheim: CA, pp. 536-541. 2000.
- [5] R. E. Phelts, D. Akos, and P. Enge, "SQM Validation Report," in *ICAO GNSSP WG-B Meeting*, Seattle, WA. May. 2000.
- [6] A. J. V. Dierendonck, D. Akos, S. Pullen, R. E. Phelts, and P. Enge, "Practical implementation considerations in the detection of GPS satellite signal failure," in *Proceedings of the IAIN World Congress and the 56th Annual Meeting of The Institute of Navigation*, San Diego: CA, pp. 250-259, Jun. 2000.
- [7] Specification, F. A. A, *Performance type one local area augmentation system ground facility*, FAA, Washington, DC. FAA-E-2937A, Apr. 2002.
- [8] R. E. Phelts, T. Walter, and P. Enge, "Toward real-time

- SQM for WAAS: improved detection techniques,” in *Proceedings of the 16th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation*, Portland: OR, pp. 2739-2749, Sep. 2003.
- [9] R. E. Phelts, D. M. Akos, and P. Enge, “Robust signal quality monitoring and detection of evil waveforms,” in *Proceedings of the 13th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2000)*, Salt Lake City: UT, pp. 1180-1190, Sep. 2000.
- [10] DoD, U. S, Global positioning system standard positioning serce performance standard, U.S. Department of Defense, Apr. 2020.
- [11] G. Xie, S. Pullen, M. Luo, P. L. Normark, D. Akos, J. Lee, and B. Pervan, “Integrity design and updated test results for the Stanford LAAS integrity monitor testbed.” in *Proceedings of the 57th Annual Meeting of The Institute of Navigation*, Albuquerque: NM, pp. 681-693, Jun. 2001.
- [12] F. V. Graas, Detection of satellite low signal power, Ohio University, Revised Draft. 2001.
- [13] T.J. Nagle, Global positioning system (GPS) civil monitoring performance specification, United States. Dept. of Transportation, El Segundo, CA, USA, DOT-VNTSC-FAA-09-8, 2009
- [14] LAAS KTA Group, FAA LAAS ground facility (LGF) Functions, Sep, 1998, Unpublished Manuscript, 2.
- [15] S. Matsumoto, S. Pullen, M. Rotkowitz, and B. Pervan, “GPS Ephemeris verification for local area augmentation system (LAAS) ground stations,” in *Proceedings of the 12th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 1999)*, Nashville: TN, pp. 691-704, Sep. 1999.
- [16] Directorate, G. P. S, NAVSTAR GPS space segment/user segment L1C interfaces, SAIC (GPS SE&I), El Segundo, CA, IS-GPS-800 Rev. F, Mar. 2019, [Online] Available: <https://www.gps.gov/technical/icwg/IS-GPS-800F.pdf>.
- [17] I. NAVSTAR, GPS interface control document ICD-GPS-200, El Segundo, CA, ICD-GPS-200, 1991.
- [18] Navstar GPS, Space segment/navigation user segment interfaces, IS-GPS-200, 2020.
- [19] A. J. Hansen, Global positioning system (GPS) civil monitoring performance specification, United States. Dept. of Transportation, Cambridge, MA, DOT-VNTSC-FAA-20-8, 2020.
- [20] K. Shallberg, and F. Sheng, “WAAS measurement processing; current design and potential improvements”, in *2008 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium*, Monterey: CA, pp. 253-262, May. 2008.
- [21] K. Shallberg, P. Shloss, E. Altshuler, and L. Tahmazyan, “WAAS measurement processing, reducing the effects of multipath,” in *Proceedings of the 14th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2001)*, Salt Lake City: UT, pp. 2334-2340, Sep. 2001.



정 다 님 (Da-Nim Jung)

2022년 2월 : 홍익대학교 기계시스템디자인공학과 (공학사)
 2023년 3월 ~ 현재 : 홍익대학교 기계공학과 석사과정
 ※ 관심분야 : 위성항법시스템, 센서 퓨전



이 수 민 (Soo-Min Lee)

2023년 2월 : 홍익대학교 기계시스템디자인공학과 (공학사)
 2023년 3월 ~ 현재 : 홍익대학교 기계공학과 석사과정
 ※ 관심분야 : 위성항법시스템, 정밀 측위, 최적 필터링



이 찬 희 (Chan-Hee Lee)

2022년 2월 : 홍익대학교 기계시스템디자인공학과 (공학사)
 2022년 3월 ~ 현재 : 홍익대학교 기계공학과 석사과정
 ※ 관심분야 : 위성항법시스템, 사이클 슬립



김 의 호 (Eui-Ho Kim)

2001년 1월 : Iowa State University 항공우주공학과 (공학사)
2003년 1월 : Stanford University 항공우주공학과 (공학석사)
2008년 1월 : Stanford University 항공우주공학과 (공학박사)
2015년 9월 : 청주대학교 항공기계공학과 조교수
2017년 3월 ~ 현재 : 홍익대학교 기계시스템디자인공학과 부교수
※관심분야 : 위성항법시스템, 대체항법시스템, RTK, PPP-RTK



최 현 호 (Heon-Ho Choi)

2008년 2월 : 충남대학교 전자전파정보통신공학과 (공학사)
2010년 2월 : 충남대학교 전자전파정보통신공학과 (공학석사)
2015년 2월 : 충남대학교 전자공학과 (공학박사)
2015년 3월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 연구원
※관심분야 : GNSS 수신기 설계, 보강항법시스템, 지역 위성항법시스템, 알고리즘 개발