論文

GNSS 대안항법시스템 요구사항 및 기술 분석

조상훈*, 강승은*, 강자영*, 고상호*

Alternative PNT Requirements and Technology Analysis

Sanghoon Jo*, Seung-eun Kang*, Ja-young Kang*, Sangho Ko*

ABSTRACT

The recent transition to Performance Based Navigation in aviation enhances the accuracy of aircraft position, safety and efficiency in air traffic operations by using satellite-based navigation system such as GNSS. However, intentional interferences with GNSS signal as well as ones coming from natural phenomena such as solar storm increase. GNSS have very low power and therefore their signals are more susceptible to interferences than ground-based navigation signals. This paper introduces requirements of alternative positioning, navigation and timing(APNT) system and relevant technologies when the GNSS signals are not valid.

Key Words : GNSS(위성항법시스템), PBN(성능기반항행), APNT(대안항법시스템), Multilateration(다변측정감시시스템), TDOA(도달시간차이), CRLB(크래머 라오 하한)

1. 서 론

항공운항분야에서는 물리적으로 제한된 공역에서 급증하는 항공교통 수용량에 대비하여 1991년 9월 열린 제10차 국제민간항공기구(ICAO) 항행회의를 통하여 위성항법과 디지털 통신기술을 활용한 CNS/ATM 개념의 차세대 항행시스템으로 전환하기로 결의하였다. 이에 따라, ICAO 회원국은 본격적으로 국가 또는 지역별로 CNS/ATM 구축기본계획을 수립하여 추진하고 있다.

차세대 항행시스템은 성능에 기반을 둔 항법을 제공하기 위해 Global Navigation Satellite System(GNSS)를 활용하기 때문에 언제 어디서나 자신의 위치와 속도를 실시간으로 인지할 수 있고, 타 항공기와의 비행 데이터 교환도 가능하여

지상 관제시설의 도움 없이도 상호 감시 및 분리를 유지할 수 있어 국가와 대륙의 경계를 초월한 비행을 가능하게 한다. GNSS는 현재까지 미국의 Global Positioning System(GPS)이 주축이 되어 세계 각국의 차량, 선박, 항공기, 통신, 과학, 측량, 농업 등 여러 응용분야에서 이용되고 있다.

GNSS는 지구 전역에서 사용 가능한 가장 이상적인 항법 시스템이라는 많은 장점에도 불구하고 몇 가지 취약점을 갖고 있다. 지상 20,000km 상공의 인공위성에서 신호를 송출하므로, 수신되는 신호의 강도가 약해 인위적인 간섭에 취약할 수밖에 없다[1]. 이러한 신호의 취약점을 이용하여 국내에서는 최근 2011년 3월과 2012년 5월 인위적인 교란현상이 있었다. 이 교란전파에 대해 정부는 북한 해주와 개성 지역 군부대에서 발생한 것이라고 발표하였다. GPS의 수신 장애로 인하여 이동통신 시스템의 시간 오차가 발생하였고, 인천, 김포공항에서는 GPS 사용이 제한되기도 하였다.

2009년 미국 뉴저지주 뉴어크(Newark)공항에서는 GPS 교란장치를 사용하며 인근 고속도로를 왕래하던 트럭으로 인해 GPS 항공기 착륙 유도

2012년 08월 21일 접수 ~ 2012년 09월 19일 심사완료
논문심사일 (2012.08.27 1차), (2012.09.19, 2차)

* 한국항공대학교

연락처: E-mail : shjo@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대길 100

가 불가능 하였다. GPS 교란장치는 인터넷 상거래 사이트를 검색하면 누구나 손쉽게 구할 수 있고, 사용법도 단순하기 때문에 GPS 신호는 인위적인 교란 위험에 취약하다[2].

또한, GNSS 위성 신호는 태양폭발과 같은 자연적 교란현상에 따라 위치오차가 발생할 수 있다. 태양폭발은 흑점이 복잡하게 얽힌 곳에서 발생하는데, 흑점과 그 주변부에 자기장 변화가 발생하면서 에너지가 폭발하는 것이다. 태양 흑점 폭발은 코로나 물질(Coronal Mass Ejection)로 불리는 고속의 플라스마 입자를 만들어 내고, 플레어 폭발은 자외선, X선 등 강력한 전자기파를 방출한다. 이러한 양성자와 전자가 섞인 플라스마 덩어리와 전자기파는 지자기 폭풍을 일으켜 지구의 각종 통신과 항법장치, 인공위성 등에 영향을 주게 된다. 이러한 이유로 GNSS 항법을 대체하여 사용할 수 있는 대안항법이 필요하다는 견해가 늘어나고 있다.

FAA는 미국 공역내에서 GNSS 신호 두절 시 운항 안전 유지 및 경제적 충격을 최소화하기 위해 대안항법 서비스가 필요하다는 PNT (Positioning, Navigation, Timing) 정책을 견지하였고, GPS 표준측위서비스(Standard Positioning System)를 이용하는 항공기 수신시스템에 대한 외부 전파교란의 위험도 제기됨에 따라 Alternative PNT(APNT)에 대한 연구를 진행하고 있다[3].

본 논문에서는 기존의 연구를 참조하여 성능기반항행에서의 GNSS 대안항법 요구사항과 GNSS 대안항법의 방안 중 Multilateration(MLAT)의 위치측정 기술에 대하여 살펴보고자 한다.

2. 성능기반항행에서의 항법 요구사항

2.1 GNSS 항법 요구사항

세계적으로 항공운항분야에서는 항공교통의 현대화 프로그램의 일환으로 성능기반의 항법을 적용하여 항공기간 분리 및 운항 효율성을 높이려 하고 있다. 새로운 기능의 대부분은 GNSS가 제공하는 PNT 기능에 따라 달라진다. 특히, 성능기반항행(Performance Based Navigation, PBN)과 자동종속감시(Automatic Dependent Surveillance-Broadcast, ADS-B)는 GPS를 통한 위성기반보정시스템(Satellite Based Augmentation System, SBAS) 또는 지상기반보정시스템(Ground Based Augmentation System, GBAS)을 이용하여 정보를 제공한다. PBN과 ADS-B는 항적기반운영

(Trajectory-Based Operation, TBO), 지역항법(Area Navigation, RNAV), 필수항행성능(Required Navigation Performance, RNP), 정밀접근 등 항행시스템의 운영 개선에 사용되고 있다. 이러한 항법시설의 현대화 및 개선이 진행되는 동안 GNSS 서비스에 대한 의존도는 계속적으로 높아질 것이다[4].

Fig 1. 항법시설 완숙도에 따른 GNSS 의존도[4]

ICAO는 Doc 9613, PBN Manual에 성능기반항행을 ATS Route, 계기접근절차 또는 지정된 공역 안에서 비행하는 항공기에게 요구되는 성능에 기반을 둔 지역항법으로 정의하였다. 따라서 PBN은 지상기반의 VOR/DME RNAV나 DME/DME RNAV, 위성기반의 GNSS RNAV를 모두 통칭하는 항법이 되었다.

RNAV는 지상시설인 VOR, DME 뿐만 아니라 위성도 이용이 가능하며 도달 범위 내에 위치하는 시설을 복수로 사용하여 항공로를 자동으로 생성할 수 있다. 항공기가 항법시설의 신호 도달 범위 내에만 있다면 항공로 설정이 기존의 VOR과 같은 지상 시설만을 이용한 비행보다는 자유롭게 설정할 수 있다. 그러나 RNAV는 항공기가 항공로를 이탈할 경우 확인 할 수 있는 방법이 없기 때문에 관제사의 지속적인 감시를 필요로 한다. RNAV에서 더 나아가 항공기에 탑재된 장비가 항행 정확도를 감시하여 자동으로 조종사에게 경고하는 RNP 개념도 등장하게 되었다.

RNP의 경우 자동으로 감시가 가능하기 때문에 관제사의 업무량을 줄여주고, 지역항법보다 항공로 폭을 더 감소시킬 수 있다.

PBN 항법은 이/착륙 절차, 항로(En-Route), 대양항로(Oceanic Route) 등 모든 공역의 항공로 구간에 모두 적용된다. PBN의 이행을 위해서는 항법 시설의 성능요건에 맞게 항공로를 설정한

다. <표 1>에서와 같이 비행 단계 중 어느 특정 항로 구간에 따라 각기 다른 항법 요건이 적용되어야 한다.

표 1. 비행 단계별 PBN 적용[5]

항법 종류	비행 단계						
	대양/원격항로	대륙항로	착륙	접근			
				초기	중간	최종	실패
RNAV 10	10						
RNAV 5		5	5				
RNAV 2		2	2				
RNAV 1		1	1	1	1		1 ^b
RNP 4	4						
Basic-RNP 1			1 ^{a,c}	1 ^a	1 ^a		1 ^{a,b}
RNP APCH				1	1	0.3	1

* 단위: NM

a. 출발 도착절차에만 사용되도록 제한

b. 실패접근단계의 초기 상승 이후에만 설정

c. 비행장 표점에서 30NM 이후 경고 기능의 정확도 범위는 2NM.

참고문헌 [5]-[8]에 기술된 비행 단계별 PBN 적용 항법 요건을 살펴보면, 대양항로에서는 RNAV 10과 RNP 4 두 가지 종류의 항법 요건이 사용된다. 두 종류의 항법 요건에서는 모두 GNSS 항법을 기본으로 하며, 대양 및 원격항로용으로 사용되기 때문에 지상기반의 항행시설은 요구하지 않고 GNSS와 INS 항법이 요구된다. RNAV 10 항공로의 최소 분리 간격은 50NM이지만, RNP 4 항공로는 항공 교통량의 증가로 인해 대양 및 원격항로에서도 더욱 정확하고 조밀한 분리 간격이 요구되어 항로의 분리 간격이 50NM에서 30NM로 좁게 설계되게 되었다.

대륙항로에는 RNAV 5를 적용하며, RNAV 5 항공로간의 간격은 항공교통관리 분리 기준에 따라 10~18NM 정도로 적용될 수 있다. RNAV 2 항공로는 항로 간의 간격이 최소 8NM이며, 고도에 따라 DME/DME, DME/DME/IRU, GNSS를 사용하게 된다. 이때 요구되는 최소 장비 역시 고도에 따라 다르게 적용된다.

이착륙 항공로를 포함하는 터미널 항로 부근에서는 RNAV 1과 Basic RNP 1을 적용한다. RNAV 1과 Basic RNP 1은 각각 레이더 감시를 제공하는 지역과 제공하지 않는 지역의 출발/도착절차에 적용된다. RNAV 1은 GNSS, DME/DME, DME/DME/IRU 장비를 갖추어야 사용할 수 있으며, FDE(Fault Detection and Exclusion) 기능이 요구된다.

Basic RNP 1에 사용되는 GNSS 시스템은 RAIM(Receiver Autonomous Integrity Monitoring) 기능을 가지고 있어야 한다. RAIM은 GPS 항법에서 무결성(Integrity) 감시에 사용되며 위치 계산 시 성능이 좋지 않은 위성을 찾아내 한 번에 위성을 하나씩 제외시킴으로써 GPS 위치의 신뢰도를 높인다. GPS가 항공기의 위치를 탐지해내기 위해서는 최소 4개의 위성이 필요한데 RAIM을 사용하기 위해서는 추가의 위성을 이용해야 하므로 5개 이상의 위성이 필요하게 된다.

접근단계의 운영에서는 RNAV 개념은 사용하지 않고 RNP 개념만 사용한다. 접근 개념은 계기 접근의 첫 접근, 중간접근, 최종접근, 실패접근을 포함하며, 0.3~0.1NM 또는 그 이하의 정확도를 요구하는 RNP 요건을 필요로 한다. RNP APCH(Approach)에는 혼잡이 심하거나 환경적 문제를 가지는 구역에서 공역을 유연하게 활용하여 이러한 문제를 해결할 수 있도록 RNP AR(Authorization Required) APCH를 도입할 수 있다. RNP AR APCH의 경우 항로의 보호구역을 감소시키기 때문에 항공기 운전자(항공사), 항공기, 운항 승무원에 대한 인가가 필요하다.

Fig 2. PBN 비행단계별 개념도[9]

2.2 GNSS 대안항법(APNT) 요구사항

앞서 살펴본 바와 같이 이륙에서부터 착륙 때까지 PBN 항로를 사용하기 위해서는 GNSS의 이용이 필수적으로 요구된다. GNSS의 활용도에 따라 항공기의 정밀한 접근이 가능해 진다는 것이다. RNP 최종접근절차에는 DME/DME와 VOR/DME의 항법시설이 적용되지 않으며, RNP 1은 첫 접근, 중간 접근, 실패 접근에 적용되고, RNP 0.3은 최종 접근에 적용된다. GNSS 시스템을 활용할 수 없을 경우 기존의 DME/DME를

활용하여 RNAV 2단계 까지는 적용할 수 있으나 GNSS로 운영되었을 경우와 같이 모든 절차를 사용할 수는 없으며, 모든 항법요건을 만족할 수 없다.

표 2. 항법시스템 별 지원가능 성능[10]

	GNSS	INS(IRS)	DME/DME	DME/DME/IRU	DME/VOR
RNAV 10	✓	✓			
RNAV 5	✓	✓	✓	✓	✓
RNAV2/1	✓		✓	✓	
RNP 4	✓				
Basic-RNP 1	✓				
RNP APCH	✓				
RNP AR APCH	✓				

RNP 1 기준까지만 지원이 가능한 DME/DME/IRU를 사용할 경우에는, <Fig 3>에서 나타난 바와 같이 4NM 이하의 분리기준의 적용이 불가능하며, 따라서 보다 효과적인 항적 기반 운영을 위해서는 RNP 0.3까지 지원이 가능한 항법시설이 필요하다.

Fig 3. 3NM 분리에 따른 항법 요건[11]

GNSS의 대안항법으로 활용할 수 있는 장비는 GNSS와 같이 출발에서부터 최종접근 단계에 까지 사용할 수 있는 항법시스템이어야 할 것이고 항공분야에서 사용할 수 있는 무결성을 갖추어야 할 것이다. 또한 대안항법시스템은 <Fig 4>와 같이 GBAS를 통해 제공되는 정밀접근절차를 수행할 수 있어야 한다.

	Navigation (≥ 99.0% Availability)		Surveillance (≥ 99.9% Availability)			Positioning GNSS PNT (99.0 – 99.999%)
	Accuracy (95%)	Containment (10 ⁻⁷)	Separation	NACp (95%)	NIC (10 ⁻⁷)	
En Route	10 nm	20 nm	5 nm	308m (7)	1 nm (5)	GPS
	4 nm	8 nm				
	2 nm	4 nm				
Terminal	1 nm	2 nm	3 nm	171m (8)	0.6 nm (6)	SBA3
LNAV	0.3 nm	0.6 nm				
RNP (AR)	0.1 nm	0.1 nm				
LPV	16m/4m	40m/50m	2.5 nm DPA	171m (8)	0.2 nm (7)	SBA3
LPV-200	16m/4m	40m/35m				
GLS Cat-I	16m/4m	40m/10m	2.0 nm IPA	121 m (8)	0.2 nm (7)	GBAS
GLS Cat-III	16m/2m	40m/10m				

Fig 4. 대안항법(APNT) 요구사항[11]

2.3 대안항법(APNT) 시스템 별 장단점

최근 항공분야에서 연구되고 있는 APNT 기술 [4][11]에는 DME/DME, MLAT, DMPL(DME Pseudolite), eLoran(e-Long Range Radio Navigation) 시스템이 있다. 첫 번째로 DME/DME는 기존에 사용되고 있는 시스템을 활용한다는 이점으로 항공기 장비에 영향을 최소화 할 수 있는 반면 관성항법이 없는 DME/DME가 장착된 항공기는 현재 RNAV/RNP 항로로의 운항이 불가능하다. 관성항법이 있는 DME/DME가 장착된 항공기라도 <표 2>에서 나타난 바와 같이 RNAV/RNP 0.3 이하의 접근은 불가능하다. 두 번째로 MLAT의 경우 목표수준 이내로 정확도를 사용할 수 있고 데이터 갱신 주기가 1초 또는 그 이하이기 때문에 목표물 추적 오차를 상당히 감소시킬 수 있으며, 기존의 시스템과 호환성이 좋다는 장점이 있다. 그러나 항공기 위치를 계산하는데 최소 3개의 장비가 필요하고, 무결성에 대한 모니터링과 계산하는데 시간이 필요하다. 또한, 제한된 신호 범위로 많은 지역에 장비를 배치해야 한다. 세 번째로 DMPL는 지상기반시스템으로 덜 복잡하고 항공기 기반 통합 솔루션이 가능하며, 기존 DME를 활용할 수 있다. 또한, 다른 항행 데이터를 항공기에 Uplink할 수 있다는 장점이 있는 반면에 항공기 위치 계산에 최소 3개의 위치가 필요하고, 처리시설과 지상파 통신네트워크에 상당한 투자가 필요하다. 그리고 일반적인 GPS의 참조가 필요하며, 항공기 전자기기에 큰 영향을 미친다. 아직까지는 최소한의 개발만 되어 있어 완성된 개념으로 표준이 존재하지 않는다는 단점이 있다. 마지막으로 eLoran은 장거리무선항법체

계의 일종으로 Loran-C(Long range navigation version C)를 개량한 것으로서 하나의 주국과 2~4개의 종국으로 구성되어 있다. 각 송신국에서 발사된 전파의 도달시간차를 계산하여 위치정보를 얻는 GPS와 원리는 비슷하나 eLoran은 지상에 설치된 안테나를 이용하기 때문에 주파수 출력력이 강해 전파교란과 허위신호에 강하고 군 등기존에 사용하던 장비를 개량하여 사용할 수 있다는 장점을 갖고 있다. 하지만 여전히 오차범위가 20m에서 460m로 GNSS 항법 성능보다 정확도가 떨어진다는 문제점이 있다.

현재의 DME/DME, 또는 DME/DME + 관성장치를 사용하는 경우 RNAV 2, RNAV 1까지는 지원이 가능할 것으로 보이나 GNSS를 활용한 항법보다는 정밀도가 떨어진다. MLAT는 항공기의 위치를 탐지하여 관제 현시장치 등에 실시간으로 표시하는 감시시스템으로 개발되어 다른 APNT 기술과 비교해 볼 때 위치정확도가 매우 우수한 장점을 갖고 있다. MLAT 시스템의 위치추정 방식은 종래의 GNSS의 위치추정방식과 유사하고, GNSS와 독립적이며 대안항법으로 사용할 경우 항공기에 추가 장비가 불필요하다.

Fig 5. 대안항법으로서의 Wide Area Multilateration 개념도[11]

3. Multilateration 위치추정 기술

본 장에서는 GNSS 대안항법시스템 중 향후 성능기반항행에서의 요구조건을 만족할 수 있는 MLAT 위치추정 방법을 기존의 연구[12][13]를 참조하여 살펴보고자 한다.

3.1 TDOA 쌍곡선 항법

MLAT는 항공교통관리에 사용할 수 있는 새

로운 감시기술로 항공기에서 방출한 신호를 받아 쌍곡선 측량 방법을 통해 항공기의 위치를 찾는다. 지상국들은 각 지상국에서 받은 표적 신호의 도달시간을 바탕으로 중앙처리장치(central processor)를 통해 도달시간차(Time Difference Of Arrival, TDOA)를 계산하여 항공기의 위치를 추측한다. 각각의 신호 도달 시간차에 따른 측정 결과는 다수의 수신기(Remote Unit) 신호를 수신하여 측정을 반복하고, 수신된 결과를 축적하여 쌍곡선의 교차점을 통해 표적의 위치를 찾는다. 표적의 3차원 위치를 측정하기 위해서는 적어도 4개의 수신기가 필요하며, 기지국을 추가 할수록 표적 위치추정의 정확성을 향상시킬 수 있고, line-of-site에 대한 제한을 줄일 수 있다. MLAT 시스템의 정확도는 수신기와 표적의 위치 관계에 따라 달라진다. 두 지점 사이의 거리를 정의하는 쌍곡선 방정식은 다음과 같다.

$$d = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2} \quad (1)$$

신호를 방출하는 항공기와 수신기 사이의 거리는 방출된 신호가 표적에 도달하는 시간을 측정하여 계산한다. 빛의 속도(c)는 $c = 3 \times 10^8 \text{ m/s}$ 로 시간을 곱하여 거리 d 를 구한다. 3개의 수신기의 위치는 고정되어 있고 항공기의 위치(x, y, z)를 알기위한 방정식은 다음과 같다.

$$ct_1 = R_1 = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} \quad (2)$$

$$ct_2 = R_2 = \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} \quad (3)$$

$$ct_3 = R_3 = \sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2} \quad (4)$$

여기서 $x_1, y_1, z_1, x_2, y_2, z_2, x_3, y_3, z_3$ 는 수신기 3개의 x, y, z 좌표이다. 루트의 영향으로 3개의 값은 간단하고 명확하게 나오지 않음으로 1개의 수신기 좌표를 추가하여 계산을 단순화하고 정확성을 높일 수 있다.

$$R_1 - R_2 = R_{12} = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} - \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} \quad (5)$$

$$R_1 - R_3 = R_{13} = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} - \sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2} \quad (6)$$

$$R_3 - R_2 = R_{32} = \sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2} - \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} \quad (7)$$

$$R_3 - R_4 = R_{34} = \sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2} - \sqrt{(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2} \quad (8)$$

이와 같은 방법으로 위치를 알고 있는 고정된 4개의 수신기 신호의 도달시간차이를 통하여 표적의 위치를 추정할 수 있다. 항공기의 더욱 정확한 위치를 추정하기 위해서는 수신기의 개수가 많을수록 좋지만 항공기의 정확한 위치 추정을 위해서는 잡음의 영향을 분석할 수 있는 척도 역시 필요하다.

3.2 CRLB를 통한 표적 위치 추정의 정확도 분석

앞서 언급하였듯이 TDOA 쌍곡선 항법을 사용하기 위해서는 각 관측 지점에서의 신호 도달 시간차를 측정하는 것이 중요한데, 실제 신호에는 항상 잡음이 포함되어있으므로 계산을 통해 나온 위치가 잡음에 얼마나 영향을 받는지 평가를 할 수 있는 척도가 필요하다.

이러한 기준을 제시해 주는 지표로 CRLB(Cramer-Rao Lower Bound)가 많이 사용되고 있다. 신호 도달시간차에 백색잡음이 추가된다고 하면 각각의 시간차는 독립적이므로 이에 대한 공분산 행렬은 다음과 같다.

$$C = \begin{bmatrix} C_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_4 \end{bmatrix} \quad (9)$$

시간차를 측정하기 위하여 반송파를 사용하는 경우 파라미터를 $\theta = [x, y, z, f_e]^T$ 로 하면 CRLB는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$C_{CRLB}(\theta) = [H^T C^{-1} H]^{-1} \quad (10)$$

$$H = \nabla_{\theta} \mathbf{s} = \begin{bmatrix} \frac{\partial s_1(\theta)}{\partial \theta_1} & \frac{\partial s_1(\theta)}{\partial \theta_2} & \frac{\partial s_1(\theta)}{\partial \theta_3} & \frac{\partial s_1(\theta)}{\partial \theta_4} \\ \frac{\partial s_2(\theta)}{\partial \theta_1} & \frac{\partial s_2(\theta)}{\partial \theta_2} & \frac{\partial s_2(\theta)}{\partial \theta_3} & \frac{\partial s_2(\theta)}{\partial \theta_4} \\ \frac{\partial s_3(\theta)}{\partial \theta_1} & \frac{\partial s_3(\theta)}{\partial \theta_2} & \frac{\partial s_3(\theta)}{\partial \theta_3} & \frac{\partial s_3(\theta)}{\partial \theta_4} \\ \frac{\partial s_4(\theta)}{\partial \theta_1} & \frac{\partial s_4(\theta)}{\partial \theta_2} & \frac{\partial s_4(\theta)}{\partial \theta_3} & \frac{\partial s_4(\theta)}{\partial \theta_4} \end{bmatrix} \quad (11)$$

여기에서 H 는 Jacobian 행렬이며 $\mathbf{s}$ 는 위치 추정에 대한 관계식으로 $\mathbf{s} = [s_1, s_2, s_3, s_4]^T$ 이다.

CRLB를 계산하면 항공기의 위치, 각 수신기의 위치 그리고 수신기의 성능에 대한 함수로 표현된다. 최적의 위치추정 알고리즘을 가지고 있다고 가정할 경우, CRLB의 값은 여기서 구할 수 있는 위치추정 성능의 하한값이 된다. 그러므로 CRLB를 최소로 할수록 전체적인 위치추정 성능은 향상될 것이다.

향후 GNSS 대안항법 시스템으로 MLAT를 구현할 경우, 수신기를 배치하려는 공역에 대하여 CRLB를 계산하고 비행 단계별 성능기반항행에서의 요구조건을 충족할 수 있도록 최적의 위치를 결정하여야 할 것이다.

4. 결 론

위성항법시설은 위성에서 보내는 전파신호를 받기만 하면 정확한 위치를 파악할 수 있어 국방, 행정, 통신 등 경제·사회 전반에 활용되고 있으며, 날이 갈수록 다양한 분야에서 매우 중요한 역할을 담당하고 있다. 하지만, 위성이 상공 2만km 밖에 있어 신호세기가 미약하므로 전파 방해에 취약하여 전파 교란이 매우 쉽고, 태양폭발 등 자연적 교란에도 영향을 받는다.

유럽의 GALILEO, 러시아의 GLONASS, 중국의 COMPASS, 일본의 QZSS 등이 모두 구축이 되기까지는 위성항법시스템에 대한 대안항행시스템이 필요하고, 모두 구축된다고 하더라도 대안항행시스템은 계속적으로 그 기능을 보조하는 수단으로 사용되어야 한다.

국제항로표지협회(IALA), 국제해사기구(IMO) 등을 비롯한 국제기구에서도 이러한 위성항법체계의 취약성을 보완하기 위해 지상파항법체계를 개발할 것을 권고한 바 있다. 우리나라에서는 최근 몇 년간 GPS 대체항법시스템의 중요성이 거론되기 시작하여 이제 대체항법시스템 연구의 도

입단계에 있다고 볼 수 있다. 우리나라도 대안항법 시스템과 전파교란 감시 시스템 등에 대한 문제를 예방하고 최소화하기 위해 관련 분야의 연구가 계속적으로 필요하다.

향후 GNSS 대안항법시스템으로서 MLAT 시스템을 도입할 경우, 최적 배치를 찾는 방안과 한정된 감시구역에서 요구된 정확도를 만족시키기 위한 방안 및 필요한 수신기의 수를 결정하는 방안에 대해 고려해 보아야 할 것이다.

후 기

이 논문은 국방과학연구소 생존성 기술 특화 연구센터의 사업으로 지원 받아 연구되었음(No. UD120019OD).

참고 문헌

- [1] 이상욱, 주인원, 신천식, 이정훈, 김재현, 손승호, "GPS 전파교란 감시기술 동향", 전파통신동향분석 제26권 제4호, 2011.
- [2] <http://www.pnt.gov/advisory>, "National PNT Advisory Board comments on Jamming the Global Positioning System - A National Security Threat: Recent Events and Potential Cures", November 4, 2010.
- [3] Leo Eldredge, Per Enge, Mike Harrison 외 5, "GNSS Vulnerability and Alternative PNT", July 1, 2010.
- [4] FAA, "Concept of Operations for NextGen Alternative Positioning, Navigation, and Timing (APNT)", March 1, 2012.
- [5] 국토해양부 항공정책실, "운항기술기준", 국토해양부고시 제2012-79호, Feb, 2012.
- [6] ICAO Document 9613, "Manual on Required Navigation Performance(PBN)", 2008.
- [7] JCAB, "RNAV Training for ATC", 2007.
- [8] 국토해양부, "국토해양부 PBN 온라인 교육자료", <http://pbn.mir9.co.kr>, 2011.
- [9] FAA, "Instrument procedures handbook", FAA-H-8261-1A, 2007.
- [10] Salt Okunur, "Introduction to Navigation Specifications", ICAO PBN Seminar, 2008.
- [11] Leo Eldredge, "Alternative Positioning, Navigation & Timing(APNT) Study", FAA, 2010.
- [12] RALPH BUCHER, D. MISRA, "A

Synthesizable VHDL Model of the Exact Solution for Three-dimensional Hyperbolic Positioning System", VLSI Design, 2002 Vol. 15, pp. 508~511, 2002.

[13] Inna M. Konchenko, Felix J. Yanovsky, "Influence of Multilateration Surveillance System Arrangement on The Target Localization", pp. 29~30, 2009.