

항공용 전자전장비의 방향탐지 정확도 분석기법

A Study on Direction Finding Accuracy Analysis for Airborne ESM

이영중* **김인선*** **박주래***
Lee, Young-Joong Kim, In-Seon Park, Joo-Rae

ABSTRACT

The helicopter position, heading data and the direction finding data of ESM are essentially required to compensate the parallax and analyze the direction finding accuracy of heliborne ESM in flight test phase. In the case of the long test range compared with small platform like as LYNX helicopter and Jisim Island test site, the parallax compensation for direction finding accuracy calculation and GPS position error can be neglected. In this paper, the direction finding accuracy on the basis of helicopter propeller was calculated by coordinate changing between helicopter and transmitting antenna from WGS84 coordinate to navigation coordinate using helicopter position and direction finding data.

주요기술용어(주제어) : Airborne ESM(항공용 전자전장비), Heliborne ESM(헬기용 전자전장비), Direction Finding Accuracy Analysis(방향탐지 정확도 분석), WGS84 Coordinate(WGS84 좌표계), Navigation Coordinate(항법 좌표계), GPS, Parallax Compensation(시차 보정), Chi-Square Goodness-of-fit Test(카이 스퀘어 검증)

1. 머리말

LYNX 헬기는 모함인 KDX(Korean Destroyer eXperimental)에 실려 다니다 작전시 이륙해 의심표적에 접근하여 헬기에 탑재된 레이더, 소나, FLIR(Forward-Looking Infrared) 등을 이용하여 표적을 식별하고 모함에 보고하는 임무를 수행한다. 기존의 LYNX 헬기는 이처럼 위협성을 감수하고 운용되었다. 이러한 위협성을 줄이고 헬기의 생존성과 KDX의 전술작전 능력을 향상시키기 위하여 데이터링크 기능을

보유한 LYNX용 ESM 장비가 개발되었다. LYNX용 ESM 장비는 고고도에서 운용되는 LYNX 헬기 특성상 해상의 적합 레이더 신호를 먼저 탐지하여 분석·식별된 결과와 헬기에 탑재된 레이더의 표적정보, 소나 표적정보, 자이로 침로정보, GPS(Global Position System)의 경위도정보, 항법컴퓨터의 속도·고도정보 등을 모뎀을 통해 실시간으로 모함에 전송한다. 모함인 KDX에서는 모뎀을 통해 실시간으로 제공되는 이러한 정보를 함정수신장치가 다양한 형태로 전시해주어 운용자에게 KDX 주변의 전술상황을 한눈에 파악할 수 있도록 해준다. 따라서 데이터링크 기능을 보유한 LYNX용 ESM 장비는 헬기의 생존성 뿐 아니라 KDX의 전술작전 능력을 향상시킬 수 있다.

* 2008년 10월 9일 접수~2008년 11월 28일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : youngcenter@add.re.kr

ESM 장비는 전자파 신호의 재원과 도래방향(AOA : Angle Of Arrival)을 전시해준다. ESM의 주요한 기능중 하나가 전자파 신호의 도래방향을 정확히 측정하는 것이며 해상환경의 시험평가 과정에서 이러한 방향탐지 정확도를 측정하는 것도 매우 중요한 문제이다. 시험평가는 우선 실내의 전자파 무반사실에서 ESM 장비의 기본 성능인 방향탐지 정확도를 측정한 후 LYNX 헬기에 탑재하고 해상에서 LYNX 헬기의 비행중에 방향탐지 정확도를 측정한다. 실내의 전자파 무반사실에서의 방향탐지 정확도 측정은 ESM 장비를 포지셔너에 고정 장착하여 포지셔너를 일정 각도씩 회전시킴으로서 고정된 전자파 신호원을 송신함으로써 비교적 간단히 수행할 수 있다. 헬기가 이륙하여 비행하는 중에 방향탐지 정확도를 측정하는 시험평가는 좀 더 복잡한 측정 방법이 요구된다. 본 논문에서는 헬기가 해상에서 비행하는 시험평가 항목중 방향탐지 정확도를 측정하기 위하여 ESM 장비가 보유한 데이터링크의 정보 중 헬기의 GPS 경위도 좌표 데이터, 자이로 침로 데이터, ESM 방향탐지 데이터를 활용하였다. 전자파 송신 신호원은 지심도 시험소의 기 정밀 측량된 경위도 좌표에 설치하였다. 정확한 방향탐지 정확도를 분석하기 위해서는 헬기의 헤딩과 시차(Parallax) 정보를 활용하여 GPS 안테나 위치로부터 4개의 RF수신장치의 교차점 또는 프로펠라 기준으로의 시차 보정을 수행하였지만 시차 보정의 영향과 GPS의 자체 위치 오차(12m RMS)의 영향을 무시하기 위하여 LYNX 헬기의 플랫폼의 크기(약 12m)에 비해 지심도 시험소와 시험 헬기간 거리(500~2000m)를 아주 멀리 설정하였다. 본 논문에서는 LYNX 헬기 자체의 데이터링크 데이터 중 헬기의 GPS 안테나 위치와 방향탐지 데이터를 이용하는 방향탐지 오차 분석 프로그램을 개발하여 시험을 수행하였으며 이외에 데이터링크 데이터 중 헬기의 침로 및 시차 정보를 활용하여 GPS 안테나로부터 프로펠라의 시차를 보정하였을 경우 시차 보정의 영향이 무시할 수준으로 시험 거리가 설정되었음을 확인하였다. 또한 카이제곱(Chi-Square) 검증을 통해 시험 횟수에 따른 방향탐지 정확도의 표준편차가 규정치 대비 요구되는 신뢰도의 충족여부를 검증함으로써 시험 횟수를 설정하였다.

2. LYNX ESM 방향탐지 정확도 분석 기법

가. 진폭비교 방향탐지 기법 및 방향탐지 부

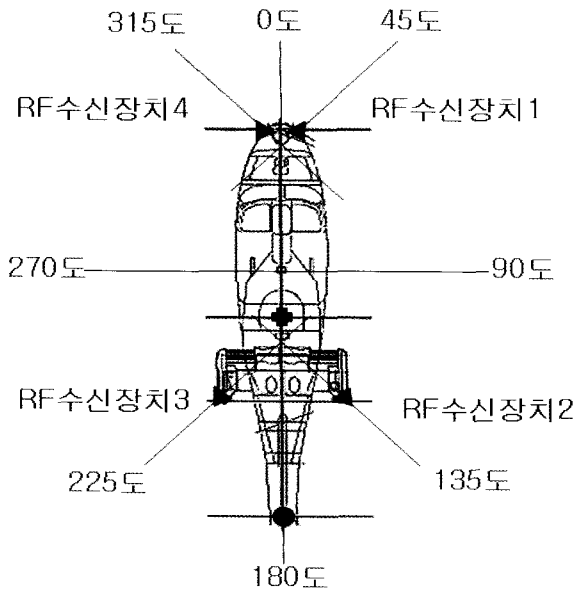
방향탐지 기법은 크게 진폭비교 방향탐지 기법과 위상비교 방향탐지 기법이 있다. 진폭비교 방향탐지 기법은 방향성 이득 패턴을 갖는 여러개의 안테나를 등각도로 원형 배열하여 신호원이 입사한 방향에 있는 두 인접 안테나의 신호세기를 측정하고 두 안테나 간의 진폭차를 비교함으로써 신호원의 도래 방향을 계산하는 기법이다. 위상비교 방향탐지 기법은 두 개 이상의 안테나를 일정 간격으로 배열하여 신호원으로 부터 각 안테나에 도착하는 전자파 전달 경로차를 안테나간의 상대적인 위상차로 측정하여 방향정보를 탐지하는 기법이다. 진폭비교 방향탐지 기법은 비교적 간단하고 방향탐지 확률은 비교적 높으나 안테나의 이득 패턴이 주파수에 따라 특성이 변하며 반사파 등에 따라 수신되는 신호세기가 민감하게 변하므로 방향탐지 정확도는 비교적 낮다. 위상비교 방향탐지 기법에서 안테나 등의 고주파 소자 특성변화가 위상차 측정에 비교적 작게 작용하며, 반사파 영향 또한 비교적 작으므로 정확한 위상차 측정이 가능하여 방향탐지 정확도가 매우 높다. 그러나 정밀하게 위상차를 측정하기 위해서는 일반적으로 중간 주파수로 변환하여 협대역에서 위상차를 측정하는 구조를 사용하므로 동조 주파수 신호 발생 소요 시간으로 인해 펄스 단위 측정이 어려워 방향탐지 확률이 낮은 단점이 있다.

진폭비교 방향탐지에 사용되는 안테나에는 혼(Horn) 안테나와 스파이럴(Spiral) 안테나가 있다. 혼 안테나는 비교적 좁은 빔폭의 안테나 패턴을 가지므로 방향탐지 정확도를 높일 수는 있으나 안테나 특성이 주파수에 따라 민감하게 변하므로 광대역 사용에 제한을 가지며, 빔폭이 좁으므로 다수의 안테나를 사용해야하는 단점이 있으므로 소형의 플랫폼인 LYNX 헬기의 경우 스파이럴 안테나를 사용하는 것이 적합하다.

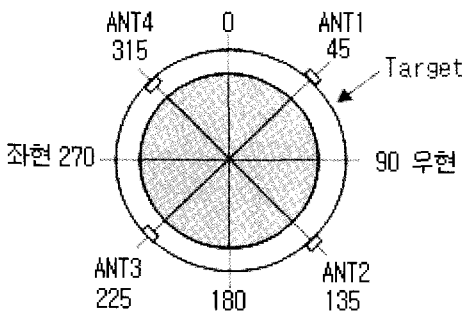
따라서 LYNX 헬기용 ESM 장비는 방향탐지 정확도는 비교적 낮으나 그림 1과 같이 안테나를 포함하는 RF수신장치 4개를 90° 간격으로 배치하여 360° 전방위 방향탐지를 실시할 수 있는 진폭비교 방향탐지 기법을 적용하였다. 실제 시험 조건인 송신 신호원과 LYNX 헬기와의 거리(약 1~2km)에 비해 LYNX

헬기에 장착된 RF수신장치들의 이격 거리(1~6m)는 무시할 정도로 작으므로 그림 2와 같이 원판에 RF수신장치가 등간격, 등각도로 장착되어 있다고 가정해도 무방하다.

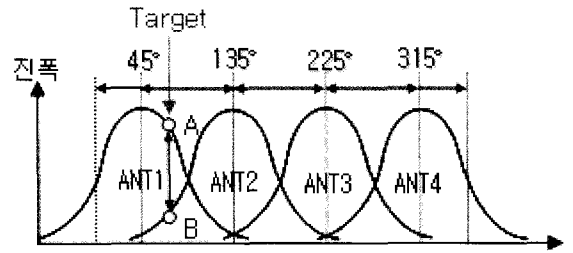
진폭비교 방향탐지 기법은 그림 1에서와 같이 안테나를 90° 간격으로 설치하였을 때 그림 3과 같이 인접 수신패턴간의 신호세기 차이(모노 펄스비)를 이용하여 방향을 탐지하므로 수신패턴간 이득균형(Gain Balance)이 매우 중요하다. 수신패턴을 결정하는 요소로는 크게 첫째 수신채널간 이득 전달특성 변화와 둘째 안테나 빔패턴 변화가 있다. 안테나 4개를 갖는 방향탐지부의 기본 구성은 그림 4와 같다.



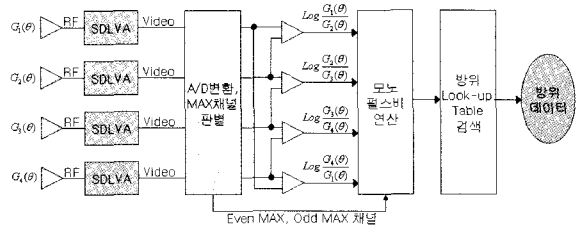
[그림 1] LYNX ESM RF수신장치(안테나) 배치



[그림 2] LYNX ESM RF수신장치(안테나) 등각 배치



[그림 3] 인접 안테나 모노 펄스비



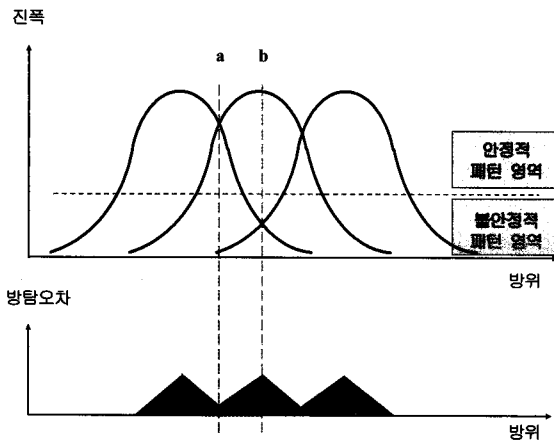
[그림 4] LYNX ESM 방향탐지부 구성도

첫째 수신채널 이득 전달특성 변화는 각각 채널내 주요 구성품(SDLVA(Successive Detection Log Video Amplifier), ADC(Analog to Digital Converter), HMIC(Hybrid Microwave Integrated Circuits) 등)의 이득 전달특성 변화와 제작공정상 채널간 구성품의 이득 전달특성의 변화와 열잡음에 의한 변화로 구분된다.

둘째 안테나 빔패턴의 형상은 주파수에 따라 빔폭의 변화량이 존재한다. 즉, 주파수가 증가할수록 빔폭이 좁아지고 안테나 이득(Gain)이 커지는 특성을 갖는다. 안테나 빔패턴 변화는 주파수와 수신편파에 따라 안테나 개구면 주위의 위상 왜곡과 방사체 끝의 저항성분의 변화로 인한 안테나의 빔폭변화, 주파수에 따른 스피어럴안테나 내부 발룬의 전류불균형, 에칭패턴의 비대칭과 흡수체의 비균질성과 안테나 설치간격과 안테나 Boresight간 간격간의 불일치성에 의한 Squint 각 변화, 주파수에 따른 안테나의 비균질성으로 인한 이득 변화등이 있다.

방향탐지 정확도를 결정하는 요인으로는 수신채널 측정오차와 안테나 설치간격과 빔패턴 변화등이 있다. 방향탐지 정확도를 증가시키기 위해서는 두 요인을 최소화 시켜야 한다. 그림 5처럼 방향각 'a' 지점에서 낮은 방향탐지 오차를 갖고 'b' 지점에서는 높은 방향

탐지 오차를 갖는다. 그 이유는 'a' 지점에서의 두 안테나 간의 빔패턴 특성은 잡음(Noise) 레벨 이상의 안정적인 영역에서 존재하므로 방위각 변화에 따른 안테나 간의 신호세기 차가 그대로 방향탐지 정확도 산출에 적용된다. 그러나 'b' 지점에서는 두 안테나 중 하나의 안테나 빔패턴 특성이 잡음 레벨 이하로 떨어져 있으므로 잡음 레벨 이하로 묻힌 안테나 신호세기는 고정되므로 방위각 변화에 따른 안테나 간의 신호세기 차의 폭이 'a' 지점보다 줄어들게 되어 방향탐지 정확도가 떨어지게 된다. 따라서 진폭비교 방향탐지 기법을 적용한 수신기에서는 안테나의 Boresight 위치보다는 두 안테나가 교차되는 부분에서의 방향탐지 정확도가 더 크게 나타난다.



[그림 5] 방위별 방향탐지 정확도 특성도

특정 방향에서 수신감도 이상의 위협 신호가 존재하면 그림 4와 같은 방향탐지부에서 스파이럴 안테나로 RF 신호가 입력되며 SDLVA를 거쳐 RF 신호세기에 비례하는 비디오신호로 변경되며 A/D 변환과 4개 안테나 채널 중 비디오 신호 레벨이 1, 3번의 홀수 안테나중 신호레벨이 큰 MAX 채널과 2, 4번의 짝수 안테나중 신호레벨이 큰 MAX 채널을 판별한다. 이렇게 판별된 짝수와 홀수 MAX 채널 중 MAX 채널을 찾아 비디오신호의 비를 이용하여 방위 Look-up Table을 참조하여 방위를 결정하게 된다.

스파이럴 안테나는 Boresight(그림 3의 45°, 135°, 225°, 315°에 해당하는 각도로서 RF수신장치의 지향

각을 의미함)로부터 좌우로 변화하는 빔패턴의 형태가 마치 지수(Exponential) 형태로 변화하기 때문에 가우스(Gaussian) 함수로 표현 가능하다. 스파이럴 안테나 1개의 빔패턴을 $P(\phi)$ 라 할 때 안테나 boresight에서의 상대적인 이득을 1로 보면 식 (1)과 같이 표현할 수 있다^[1].

$$P(\phi) = e^{-0.69 \left(\frac{\phi}{\theta_B} \right)^2} \quad (1)$$

단, ϕ 는 입사방위각, θ_B 는 안테나 3dB 빔폭의 1/2.

방향탐지를 위해서는 인접한 안테나 2개의 패턴이 동시에 고려되어야 하므로 두 패턴의 상관관계를 나타낼 수 있도록 식 (2), (3)을 같이 고려해야 한다.

$$P_1(\phi) = e^{-0.69 \left(\frac{\phi}{\theta_B} \right)^2} \quad (2)$$

$$P_2(\phi) = e^{-0.69 \left(\frac{\phi - \theta_S}{\theta_B} \right)^2} \quad (3)$$

단, θ_S 는 안테나 Squint 각도로서 인접한 안테나 설치각도의 간격을 나타내며 LYNX ESM의 경우 4개를 등간격 배치하므로 90°이다. 식 (2)는 $\phi=0^\circ$ 에서 이득이 최대인 패턴이고, 식 (3)은 $\phi=\theta_S=90^\circ$ 인 인접 안테나의 Boresight에서 최대 이득을 갖음을 나타낸다.

하지만 방향탐지 시스템에서는 대개 임의의 안테나의 Boresight를 0°로 설정하지 않고 전방 두 안테나 빔 패턴의 교차점(Crossover Point, $\phi=\theta_S/2=45^\circ$)를 0°로 사용하여 LYNX 헬기의 선수(Heading)가 0°와 같게 만든다. 안테나 패턴 외에 각 수신채널의 이득값을 고려하면 식 (2), (3)은 다시 (4), (5)로 표현할 수 있다.

$$P_1(\theta) = Ae^{-0.69 \left(\frac{\theta - \frac{\theta_S}{2}}{\theta_B} \right)^2} \quad (4)$$

$$P_2(\theta) = Be^{-0.69 \left(\frac{\theta + \frac{\theta_S}{2}}{\theta_B} \right)^2} \quad (5)$$

단, A, B는 수신채널의 이득값이며 θ 의 함수가 아니므로 단순히 이득값으로만 표현된다. 식 (4), (5)는 안테나 빔패턴 및 수신채널의 이득 특성을 고려한 수신패턴에 대한 최종 모델링 표현식으로서 두 안테나간의 모노펄스비에 영향을 미치는 요소는 안테나의 이득변화, 3dB 빔폭변화, Boresight에서의 Squint 각도 변화 및 수신 채널의 이득변화 등임을 알 수 있다^[2]. 이상적인 경우로서 안테나의 이득과 빔폭이 동일하고 Squint 각도 변화량이 없으며 수신 채널이 동일한 특성을 갖는다면 두 안테나 사이에서 수신되는 신호의 모노펄스비(R)는 식 (6)과 같이 간단히 표현된다.

$$R = 10 \log \frac{G_1(\theta)}{G_2(\theta)} = 5.99 \frac{\theta_S}{\theta_B^2} \theta \quad (6)$$

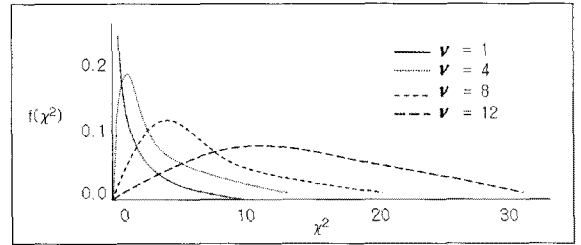
식 (6)에서와 같이 방위각 θ 는 모노펄스비에 직접 비례하기 때문에 R을 측정하면 θ 를 쉽게 Look-up Table에서 찾을 수 있다. 그러나 실제 환경에서는 가우스 함수로 모델링된 함수내의 변수들과 수신 채널 변수들이 고정된 값을 유지하지 않고 주파수 등에 따라 변화하며 이들 변화량이 모노펄스비에 영향을 주어 복잡한 형태의 모노펄스 비를 갖는 Look-up Table이 측정을 통해 생성된다.

나. 방향탐지 결과의 신뢰도

실제 야외(Field)에서 방향탐지 정확도 측정 시설을 이용하여 헨기를 이륙하여 방향탐지 정확도를 측정한 결과 $0^\circ \sim 360^\circ$ 범위에서 144개의 시험 데이터를 사용할 경우 특정 대역에서 $X^\circ\text{RMS}$ (수직편파)/ $X^\circ\text{RMS}$ (수평편파)의 시험결과를 얻었다.

시험횟수에 따른 방향탐지 정확도의 요구되는 신뢰도를 충족하는지 여부는 카이 자승(χ^2) 검증 방식이 일반적으로 많이 사용된다. 카이 자승 함수는 식 (7), 그림 6과 같이 표현하며 자유도(ν)가 커짐에 따라 대칭적인 그래프로 변하며 자유도가 ∞ 이면 정규분포를 따르는 특징을 갖는 함수이다. Gamma 함수 Γ 는 식 (8)과 같다.

$$f(\chi^2) = \begin{cases} \frac{1}{2^{\nu/2} \Gamma(\nu/2)} \chi^{2(\nu/2-1)} e^{-\chi^2/2}, & \chi > 0 \\ 0, & \chi \leq 0 \end{cases} \quad (7)$$



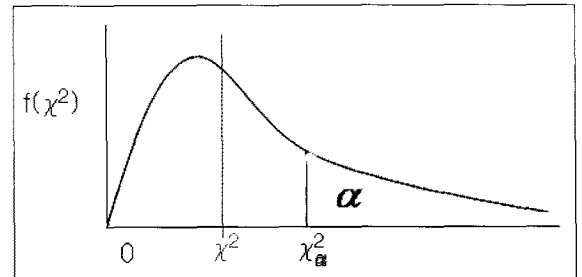
[그림 6] 자유도(ν)에 따른 카이 자승(χ^2) 분포

$$\Gamma(\nu/2) = \int_0^\infty e^{-x} x^{\nu/2-1} dx \quad (8)$$

카이 자승 검증을 통해 요구되는 신뢰도(α)에 대한 충족 조건은 식 (9), 그림 7과 같이 χ^2 값이 요구되는 신뢰도(α)를 만족하는 카이 자승 값인 χ_α^2 보다 작아야 하며 요구되는 신뢰도(α)는 식 (10)과 같이 계산된다^[3].

$$\chi^2 < \chi_\alpha^2 \quad (9)$$

$$\alpha = \int_{\chi_\alpha^2}^\infty f(\chi^2) dx \quad (10)$$



[그림 7] 요구 신뢰도(α)를 만족하는 χ^2 조건

시험횟수(n), 규정 표준편차(σ) 및 측정 표준편차(s)에 의해 χ^2 는 식 (11)과 같이 계산된다.

$$\chi^2 = (n-1) \frac{s^2}{\sigma^2} = \nu \frac{s^2}{\sigma^2} \quad (11)$$

시험횟수(n)와 자유도(ν)에 따라 99.45%(3σ), 99%, 95%(2σ), 68.27%(σ)의 요구 신뢰도(α)를 만족하는 χ_α^2 값은 표 1과 같으며 특정 대역에서의 방향탐지 정

확도 규정 표준편차 10°RMS, 측정 표준편차 X°RMS (수직편파), X°RMS(수평편파)에 대해 요구 신뢰도별 필요 시험횟수는 그림 8, 표 2와 같다.

X°RMS와 X°RMS의 수직편파와 수평편파 방향탐지 정확도 측정 결과는 규정치인 10°RMS를 99.45% 신뢰도로 만족하기 위해서는 각각 적어도 11번과 12번의 시험을 수행해야 한다. 72개 이상 데이터 사용시 100% 신뢰도 확보가 가능하다^[4]. 본 논문에서는 방향탐지 정확도 시험 횟수를 14번 수행하였으므로 이렇게 획득한 규정치 대비 측정 결과는 100% 신뢰도를 갖는다.

[표 1] 요구 신뢰도(α)를 만족하는 χ^2_α 값

시험횟수 (n)	자유도 (ν)	α			
		0.9945	0.99	0.95	0.6827
2	1	0.00004	0.00016	0.00393	0.1480
3	2	0.0100	0.0201	0.1030	0.7130
4	3	0.0717	0.1150	0.3520	1.4240
5	4	0.2070	0.2970	0.7110	2.1950
6	5	0.4120	0.5540	1.1450	3.0000
7	6	0.6760	0.8720	1.6350	3.8280
8	7	0.9890	1.2390	2.1670	4.6710
9	8	1.3440	1.6460	2.7330	5.5270
10	9	1.7350	2.0880	3.3250	6.3930
11	10	2.1560	2.5580	3.9400	7.2670
12	11	2.6030	3.0530	4.5750	8.1480
13	12	3.0740	3.5710	5.2260	9.0340

[표 2] 요구 신뢰도(α)별 시험횟수

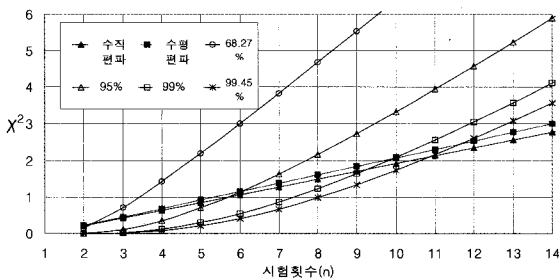
요구 신뢰도(α)	시험 횟수(n)	
	수직편파	수평편파
68.27%(σ)	3	3
95%(2 σ)	6	7
99%	10	10
99.45%(3 σ)	11	12

다. 해상에서의 GPS를 이용한 상대 좌표 및 방위각 계산

1) GPS 수신기

GPS는 총 24개의 인공위성으로 이루어진 위성군(Space Segments)과 위성을 제어하는 지상 제어국(Control Segment), 위성으로부터 신호를 수신하는 사용자(User Segment)부로 구성된다. GPS 위성군은 총 24개의 위성으로 구성되어 있어 지구상 어느 위치에서나 기상에 관계없이 4개 이상의 위성을 관측할 수 있도록 설계되었다. 위성은 11시간 58분 주기를 갖는 고도 20,200km의 원궤도를 돌고 있다. 각 위성은 수신기가 위성을 식별할 수 있도록 위성의 위치와 신호 송신시간을 항법 메시지 속에 포함시켜 전송한다. 수신기는 신호의 전파시간을 측정하여 위성까지의 거리를 계산한 후, 이를 이용하여 위치를 구한다. 그런데 수신기에 사용되는 시계는 수정 발진자를 사용하므로 측정된 거리는 수신기 시계오차를 포함한다. GPS는 10.23MHz 반송파(Carrier)를 기본 주파수(f_0)로 사용하며 L1 반송파($154f_0$)인 1575.42MHz와 L2 반송파($120f_0$)인 1227.60MHz 주파수를 사용한다. 또한 주파수 대역이 각각 1.023MHz와 10.23MHz인 C/A(Coarse/Aquisition) 코드와 P(Precision) 코드가 제공된다. P 코드와 C/A 코드는 L1 반송파에 실려 송신되며, P 코드는 L2 반송파에만 실려 송신된다. C/A 코드는 민간용으로 개방되어 사용되며 P 코드는 군용으로 사용되고 있다. 2000년 5월 미국 정부는 GPS 수신기의 위치 정확도를 고의적으로 저하시키는 SA(Selectivity Available) 정책을 중지하겠다는 성명서를 발표하였으며 이 후 민간용 GPS 수신기의 정확도가 크게 향상되어 측지분야를 포함한 많은 분야에서 널리 사용되어지고 있다^[5].

시험횟수에 따른 방향탐지 정확도 신뢰도



[그림 8] 요구 신뢰도(α)별 시험횟수

2) WGS-84 좌표계

WGS-84 좌표계는 미국방성 지도국(Defense Mapping Agency)에서 개발한 지구 질량 중심을 원점으로 하고 지구와 함께 회전하는 타원체상에서 정의되는 좌표계이다. Z축은 국제시보국(BIH)에서 1984년에 정의한 지구의 회전축인 CTP(Conventional Terrestrial Pole)의 방향과 평행하며 WGS-84 좌표계의 회전축이다. Y축은 CTP에서 정의한 적도면과 그리니치 천문대를 지나는 기준자오선의 교점방향으로 향하는 축으로 정의된다. X축은 Z축과 Y축에 의하여 오른손 법칙에 따라 정의되는 축으로 적도면에 존재한다.

GPS가 사용하는 좌표계는 WGS-84(World Geodetic System 1984) 좌표계이며, 이것은 좌표계의 원점이 지구의 중력중심인 지심직각 좌표계(ECEF : Earth Centered Earth Fixed)로서 동경(Longitude)은 그리니치 자오선이 0도이며 북위(Latitude)는 적도가 0도로서 기준이 된다. 임의의 점 P를 WGS-84 좌표계(위도, 경도, 고도)에서 지구 중력중심 지각좌표(X, Y, Z)로의 변환은 식 (12)와 같다^[6,7].

$$\begin{aligned} X &= (N+h)\cos\phi\cos\lambda \\ Y &= (N+h)\cos\phi\sin\lambda \\ Z &= \left(\frac{b^2}{a^2}N+h\right)\sin\phi \end{aligned} \quad (12)$$

단, ϕ, λ, h : WGS-84 위도, 경도, 고도

$$N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2(\sin\phi)^2}} - \frac{a^2}{\sqrt{a^2(\cos\phi)^2 + b^2(\sin\phi)^2}}$$

모유선 곡률반경(횡곡률 반경),

$$f = \frac{a-b}{a} = 0.003352811 \text{는 편평율,}$$

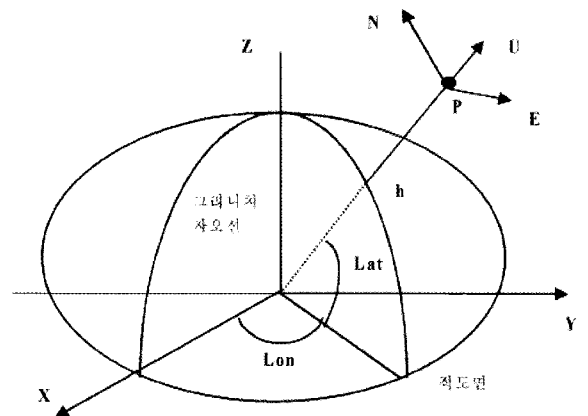
$$e = \sqrt{2f - f^2} \text{ : WGS-84 이심률,}$$

$$a, b \text{ : 장반경(6378137m), 단반경(6356752.298m)}$$

3) 항법 좌표계

지구 표면상을 운행하는 함의 항법을 위해 정의되는 좌표계로서 WGS-84 타원체의 한 점이 수평면에 접하는 평면과 이 수평면을 지나는 법선이 만나서 이루는 좌표계로서 E-N-U(East-North-Up)로 표기한

다. 원점은 여러 위치 중에서 한 개를 기준 점으로 두고 이 점의 위치를 원점으로 정의한다. E는 타원체의 수평면(Ellisoidal Horison)에서 동쪽(East)으로 향하는 방향이다. N은 타원체의 수평면에서 자오선의 북쪽으로 향하는 방향이다. U는 E, N 평면에 수직이며 지구중심과 반대방향이다. 그림 9는 WGS-84 좌표계와 항법 좌표계 사이의 관계를 보여준다. P는 항법 좌표계의 원점이며 Lat, Lon, h는 WGS-84 좌표로 표시되는 원점의 위도, 경도, 고도를 나타낸다. 원점 P는 기준 안테나의 위치로 두며 이 원점의 좌표는 코드(C/A) 신호를 이용하여 구한다. 즉, 위치 결정에서 상대위치 결정기법을 사용하므로, 원점의 오차가 구해지는 기선벡터에 미치는 영향은 무시할 수 있다. WGS-84 좌표계 R_e 와 항법 좌표계 R_i 간 변환관계는 식 (13), (14)와 같이 나타낼 수 있다^[8,9]. 이렇게 계산된 항법 좌표계의 기준 좌표(지심도 레이돔 위치)와 시험 좌표(LYNX 헬기 위치)간 변위를 이용하여 방향탐지 시험 데이터의 평가에 기준 데이터로서 사용할 수 있다.



[그림 9] WGS84좌표계와 항법 좌표계

$$R_i = T_e^l R_e \quad (13)$$

단, $R_i = [\Delta E \ \Delta N \ \Delta U]^T$: 항법 좌표계에서의 벡터

$R_e = [\Delta X \ \Delta Y \ \Delta Z]^T$: WGS-84 좌표계에서의 벡터

$$T_e^l = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\sin\phi\cos\lambda & -\sin\phi\sin\lambda & \cos\phi \\ \cos\phi\cos\lambda & \cos\phi\sin\lambda & \sin\phi \end{bmatrix}$$

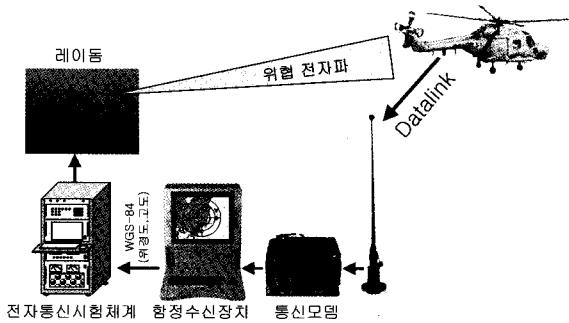
$$\Delta E = -\sin\lambda \cdot \Delta X + \cos\lambda \cdot \Delta Y$$

$$\Delta N = -\sin\phi\cos\lambda \cdot \Delta X - \sin\phi\sin\lambda \cdot \Delta Y + \cos\phi \cdot \Delta Z$$

$$\Delta U = \cos\phi\cos\lambda \cdot \Delta X + \cos\phi\sin\lambda \cdot \Delta Y + \sin\phi \cdot \Delta Z \quad (14)$$

4) 상대좌표 및 방위각의 계산

지심도 시험소의 전자통신 시험체계는 그림 10과 같이 LYNX ESM 데이터링크를 통해 전송되는 헬기의 WGS-84 좌표(위도, 경도, 고도) 데이터를 함정수신장치로부터 입력 받아 지심도 레이돔과의 방위각과 고각으로 레이돔 안테나를 지향한다.

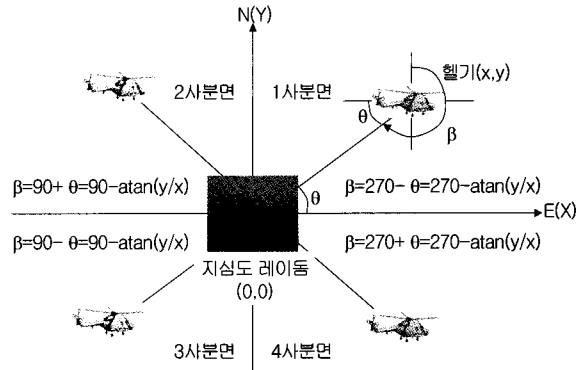


[그림 10] 지심도 레이돔 안테나의 방위각/고각 지향

LYNX ESM 체계는 진방위 기준으로 위협 전자파 신호의 도래방향(Angle Of Arrival)을 전시한다. 따라서 그림 11과 같이 헬기의 위치와 지심도 레이돔의 WGS-84 좌표를 알면 지심도 레이돔을 기준으로 항법 좌표계를 구할 수 있다. 방향탐지의 계산은 2차원 투영을 통해 이루어지므로 WGS-84의 고도 데이터는 고려하지 않아도 무방하다. 항법 좌표계의 기준점인 지심도 레이돔으로부터 상대적인 LYNX 헬기의 위치가 (x, y)라 하면 그림 11과 같이 항법 좌표계의 도래방향(β)은 I, IV사분면과 II, III사분면이 각각 식 (15), (16)과 같다^[10].

$$\beta = 270 - \text{atan} \frac{y}{x} \quad (15)$$

$$\beta = 90 - \text{atan} \frac{y}{x} \quad (16)$$

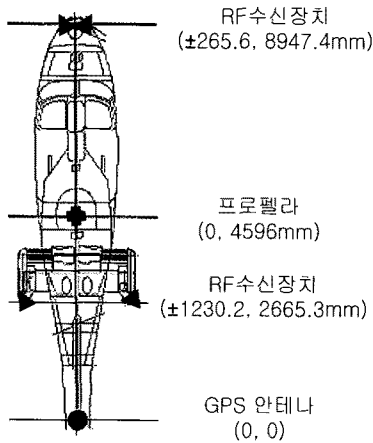


[그림 11] 항법 좌표계에서의 전자파 도래방향

5) 프로펠라 기준의 시차(Parallax) 보정

LYNX 헬기의 GPS 안테나, RF수신장치, 프로펠라의 위치는 그림 12와 같다. 지심도 레이돔 안테나는 위협신호를 LYNX 헬기의 GPS 안테나를 향해 송신하며 4개의 RF수신장치는 이 신호를 이용하여 방향을 탐지한다. 4개의 RF수신장치는 그림 12와 같이 비대칭으로 헬기에 배치되어 있고 방향탐지 정확도 측정에 있어 기준이 되는 GPS 안테나는 4개의 RF수신장치의 경계 밖에 존재함에 따라 방향탐지 오차가 발생한다. 이러한 오차를 최소화하기 위해 비대칭 배치된 4개의 RF수신장치의 기준점을 선정하여야 하지만 비대칭 배치로 인해 4개 RF수신장치의 정밀 기준점을 설정하는 데는 많은 어려움이 따른다. 이러한 기준점은 비대칭 배치된 4개의 RF수신장치의 교차점(Cross-over Point) 또는 헬기의 프로펠라로 설정될 수도 있다. 본 논문에서는 프로펠라를 기준점으로 설정하여 시차보정을 수행하였으며 이러한 기준점의 영향을 최소화하기 위하여 또한 GPS 수신기의 위치 정확도가 12m RMS이므로 이러한 오차를 시험에서 최소화하기 위하여 LYNX ESM의 수신감도를 만족하는 범위 내에서 송신 신호원인 지심도 시험소와 LYNX 헬기간의 거리를 최대 2km로 설정하였다.

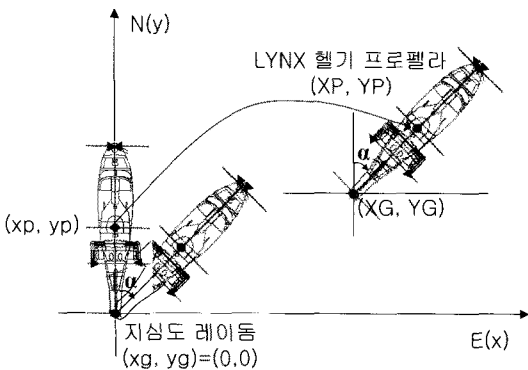
프로펠라 기준의 시차보정은 식 (17), 그림 13과 같다^[11,12]. GPS 안테나 기준 프로펠라의 시차 벡터를 침로만큼 시계 방향으로 회전시키고 GPS 안테나의 절대 좌표 만큼 평행 이동시키면 프로펠라 기준의 절대 좌표로의 시차 보정이 완료된다.



[그림 12] GPS 안테나와 프로펠라 위치

$$\begin{bmatrix} X_p \\ Y_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos(-\alpha) & -\sin(-\alpha) \\ \sin(-\alpha) & \cos(-\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_p - x_g \\ y_p - y_g \end{bmatrix} \quad (17)$$

단, X_p, Y_p 는 프로펠라 절대 위치,
 X_G, Y_G 는 GPS 절대 위치,
 x_p, y_p 는 프로펠라 시차(0, 4596mm)
 x_g, y_g 는 GPS 시차(0, 0)
 α 는 헬기 침로

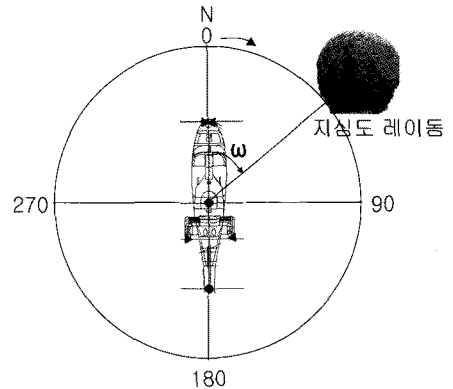


[그림 13] 프로펠라 기준 시차 보정

6) 방향탐지 오차 분석 결과 도시

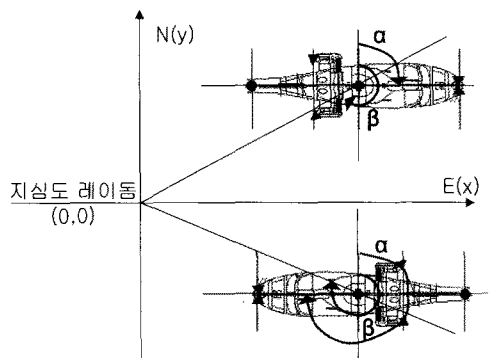
LYNX 헬기의 방향탐지 시험은 10° 간격으로 360° 범위를 시험한다. 이를 위해서는 일반적으로 세가지 방법이 사용된다. 첫째, LYNX 헬기가 지심도 레이돔을 중심으로 일정 거리에서 360° 회전 비행하거나 둘

째, 특정 고정 위치에서 360° 회전 정지비행하거나 셋째, 헬기를 특정 방향(진북)으로 고정 지향한 채 헬기를 중심으로 지심도 레이돔이 일정 거리에서 360° 회전 이동하는 방법이 있을 수 있다. LYNX 헬기의 방향탐지 시험에서는 둘째 방법을 사용하여 헬기를 특정 고정 위치에서 정지비행한 채 침로가 0°일 때부터 10° 간격으로 360°를 회전하였다. 하지만 방향탐지 오차를 도시는 데는 그림 14와 같이 셋째 방법의 개념이 가장 효과적이다. 이러한 도시를 위해서는 헬기의 침로(α)와 방향탐지값(β) 사이의 관계로부터 헬기의 진북 선수 기준의 지심도 레이돔 방위각(ω)를 계산해야 한다.



[그림 14] 방향탐지 오차 데이터의 도시

ω 는 그림 15와 같이 사분면에 관계없이 α 와 β 의 크기를 비교하여 각각 식 (18), (19)와 같이 구할 수 있다^[13].



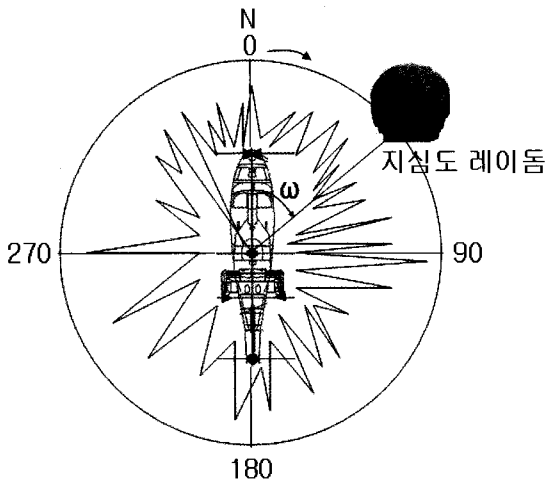
[그림 15] 헬기 선수와 신호원의 각(ω)

$$\omega = \beta - \alpha, (\beta \geq \alpha) \quad (18)$$

$$\omega = 2\pi - (\alpha - \beta) = 2\pi + (\beta - \alpha), (\beta < \alpha) \quad (19)$$

이렇게 구해진 $\omega(i)$ 는 방향탐지 오차($df_{error}(i)$)와 함께 그림 16과 같이 도시되며 도시되는 (x, y) 좌표는 식 (20)과 같이 계산되어 그래프에 도시된다. 이때 도시의 편의상 방향탐지 오차는 절대값을 취한다.

$$\begin{aligned} x &= |df_{error}(i)| \sin \omega(i) \\ y &= |df_{error}(i)| \cos \omega(i) \end{aligned} \quad (20)$$



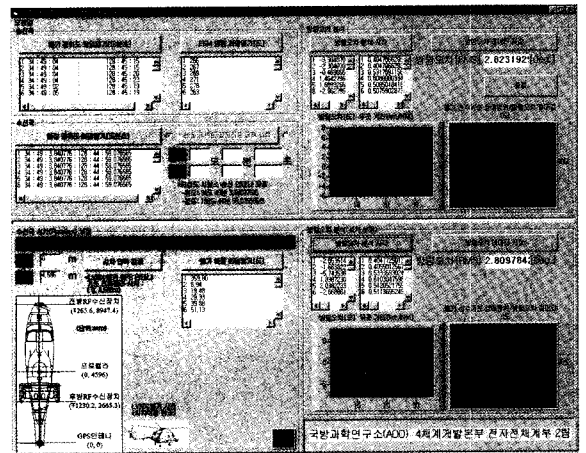
[그림 16] 헬기 선수 기준의 방향탐지 오차 도시

라. 분석 소프트웨어 설계

그림 17은 특정 주파수에 대하여 헬기의 프로펠러를 기준으로 방향탐지 정확도를 분석한 프로그램 화면이다. 프로그램은 헬기 경위도 좌표 데이터와 방향탐지 데이터 및 위협 전자파 신호원인 지심도 레이돔의 경위도 좌표를 설정한다. 전자파 신호원이 고정국인 경우는 고정 경위도 좌표를 선택하여 입력 가능하고 이동국인 경우는 경위도 좌표 파일을 설정하면 된다. 또한 선택적으로 시차 보정 좌표와 헬기 침로값을 입력할 수 있다. 방향탐지 오차 분석 실행 버튼을 누르면 방향탐지 오차 분석이 수행되며 각 이벤트에 대한 방향탐지 오차와 헬기(GPS 기준)와 위협 신호원 레이돔간의 거리가 참고적으로 계산되며 전체

결과에 대한 RMS 값을 전시한다. 또한 분석요원에 게 시험결과를 쉽게 파악할 수 있도록 2차원 GUI(Graphical User Interface)를 제공하여 방향탐지 오차의 분포를 한눈에 파악할 수 있다.

분석 결과는 이벤트별 오차의 분포 및 개선 효과를 한눈에 확인할 수 있으며 방위별 방향탐지 성능에 대해서도 파악할 수 있다.



[그림 17] 프로펠라 기준 방향탐지 오차 분석 소프트웨어

3. 맺음말

본 연구는 진폭비교 방향탐지 기법을 사용하는 LYNX ESM 장비의 운용시험 평가시의 방향탐지 정확도 분석을 위한 방법을 제시하였다. LYNX ESM 장비의 진폭비교 방향탐지 알고리즘의 특징과 오차 요인들 및 방향탐지를 수행하는 RF수신장치에 대해 설명하였다. LYNX ESM 장비의 방향탐지 측정 정확도는 진폭비교 알고리즘과 하드웨어의 성능에 의해 요구규격(x° RMS)을 만족하며 정확도를 저하시키는 반사파 등의 시험요인을 배제하기 위해 반사파가 없는 곳에 헬기를 위치시켰다. 일반적으로 방향탐지 정확도에 대한 오차 분석에서의 측정 오차 요인은 헬기 GPS 경위도 오차와 측정 데이터들의 시간 비동기에 따른 오차 요인이 있다. 헬기 GPS 경위도 오차 요인을 배제하기 위해서 경위도 오차에 의한 거리에 비해

헬기와 수신국간의 거리가 멀어 무시될 수준($0.0x^\circ$)으로 헬기를 이격 운용하여 시험을 수행하였다. 또한 측정 데이터의 시간 비동기 요인은 헬기에서 모든 측정 데이터가 동기를 맞추어 저장되고 방향탐지 데이터, GPS 경위도 데이터, 헬기 진방위 데이터가 약 2초 후에 데이터링크를 통해 전송되므로 본 시험 환경에서는 시간 비동기는 존재하지 않는다. 요구되는 신뢰도를 만족하기 위한 시험횟수의 유효성을 카이 지수를 통해 검증하였다. 144번의 시험횟수는 10° RMS의 방향탐지 표준편차 규정치 대비 표준편차 X° RMS(수직편파), X° RMS(수평편파) 측정치에 대해 99.5% 이상의 신뢰도를 확보함을 확인하였다. 또한 LYNX 헬기의 방향탐지 정확도 분석을 위해 GPS의 WGS-84 좌표로부터 항법 좌표를 계산하여 프로펠라 기준의 시차 보정을 통해 방향탐지 정확도 분석 기법을 제시하였다. GPS 수신기의 위치 오차를 시험에서 최소화하기 위하여 헬기와 송신 신호원의 거리를 수신감도 이내에서 가능한 최대가 되도록 시험 조건을 설정하였다. 설계된 분석 프로그램은 GPS 프로펠라 위치에 대한 이벤트별 오차를 도시하여 분석가에게 각 이벤트별 오차 분포를 한눈에 파악할 수 있는 정보를 전시하는 GUI를 제공한다. 또한 헬기 선수 기준으로 위협신호 도래방향별 방향탐지 오차를 도시함으로써 방위별 오차 분포도 제공하여 장치 개발자에게 ESM의 성능에 참고할 만한 정보를 제공할 수 있다. 본 논문에서 제시한 방향탐지 분석 기법은 많은 유사 무기체계의 시험평가에 유용한 정보를 제공하며 개발된 프로그램은 위협 신호원의 위치를 고정국과 이동국으로 선택할 수 있고 시차 보정 기능을 통해 다양한 탑재체에 탑재된 많은 무기체계의 시험평가에 직접 적용 가능하다.

참 고 문 헌

- [1] R. S. Andrews, "Antenna and Other Systematic Effects on Amplitude Comparison Monopulse Systems", *Electronic Circuits and Systems*, Vol. 3, No. 3, pp. 103~108, May. 1979.
- [2] 이규송, "교차진폭비교 방탐기법을 이용한 방탐 정확도 개선 연구", 국방과학연구소, ADD-00-2169, 1997.
- [3] Ronald E. Walpole, Raymond H. Myers, Sharon L. Myers, Keying Ye, "Probability & Statistics for Engineers & Scientists", Prentice Hall, pp. 216~219.
- [4] Herndon H. Jenkins, "Small-Aperture Radio Direction-Finding", Artech House, pp. 216~219.
- [5] The White House Office of the Press Secretary, "Statement by the President Regarding the United States Decision to Stop Degrading Global Positioning System Accuracy", www.ngs.noaa.gov/FGCS/info/sans_SA/docs/statement.html, May, 2000
- [6] Ashtech, ADU2 Operation and Reference Manual, 1997.
- [7] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtengger, J. Collins, *Global Positioning System-Theory and Practice*, Springer-Verlag Wien, 1993.
- [8] A. El-Mowafy, *Kinematic attitude determination from GPS*, Department of Geomatics Engineering, The Univ. of Calagary, 1994.
- [9] J. C. McMillan, D. A. G. Arden, G. Lachalle, G. Lu, "Dynamic GPS Performance using INS/GPS Reference", *Proceedings of ION GPS-94*, 1994.
- [10] R. Hatch, H. J. Euler, "Comparision of Several AROF Kinematic Techniques", *Proceedings of ION GPS-94*, pp. 363~370, 1994.
- [11] 이성호, "GPS를 이용한 이동체 자세 결정기법", 국방과학연구소, NWSD-517-980754, 1998.
- [12] 유복모, "측지학", pp. 103~105, 동명사, 1992.
- [13] 정희인, "함정 탑재 안테나의 복사패턴 측정기법 연구", *한국군사과학기술학회지 제4권 제1호*, pp. 177~187, 2001.

[1] R. S. Andrews, "Antenna and Other Systematic Effects on Amplitude Comparison Monopulse Systems", *Electronic Circuits and Systems*,