

고출력 위협신호 모의장치 개발 및 추적레이다 연동

Development of High power Threat Signal Simulator and Interfacing Tracking Radar

곽용길

국방과학연구소 항공기레이다체계단

Yong-Kil Kwak

PMO of Aircraft Radar System, Agency For Defense Development, Daejeon, 34186, Korea

[요 약]

본 연구에서는 항공기 체계의 성능을 시험하기 위해 시험 대상 항공기에 실제 위협과 유사한 신호를 고출력으로 송신할 수 있는 위협신호 모의 장치를 설계하였다. 고출력 위협신호 모의장치는 광대역(UHF대역, L대역, S대역, X 대역)의 통신신호, 레이더 신호를 송신하는 것이 가능해야 하며, 추적 레이더와 연동을 통해 항공기에 정확하게 지향하여 신호를 송신하는 제어시스템이 필요하다. 개발된 장비의 신호의 세기는 신호의 종류에 따라서 63 dBm, 93 dBm 이상이며, 추적 정밀도는 0.1° 이하로 요구되는 전기적/기계적 성능을 모두 만족함을 확인하였고, 추적 레이더 연동을 통해 고출력 위협신호 모의장치의 안테나가 항공기 위치로 신호를 정확하게 지향할 수 있음을 확인하였다.

[Abstract]

In this study, in order to test the performance of the aircraft system, a threat signal simulator that can transmit a signal similar to the actual threat to the aircraft under test with high power was designed. The high-power threat signal simulator should be able to transmit broadband (UHF band, L band, S band, X band) communication signals and radar signals, and control to transmit signals accurately directed to the aircraft through interfacing tracking radar. The signal strength of the developed equipment is 63 dBm to 93 dBm or more depending on type of signal, and the tracking precision is less than 0.1 degree, which satisfies the required performance. And it was confirmed that the antenna of the high-power threat signal simulator can accurately direct the signal to the aircraft position through the tracking radar interfacing.

Key word : Antenna positioning control, Coordinate conversion, High power threat signal simulator, Interfacing tracking radar.

<https://doi.org/10.12673/jant.2022.26.2.85>



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 31 March 2022; Revised 6 April 2022
Accepted (Publication) 18 April 2022 (30 April 2022)

*Corresponding Author : Yong-Kil Kwak

Tel: ***-****-****

E-mail: ykkwak7@gmail.com

I. 서 론

무기체계 개발 간 항공기, 유도무기 등 비행체에 대한 성능 검증은 많은 시간과 자원이 요구된다. 시험대상 항공기가 비행 시 검증하고자 하는 신호의 제원에 대해 실신호를 탐지, 분석하는 시험은 매우 제한적이다. 따라서, 시험 대상 항공기에 개발자가 원하는 신호를 모의하여 송출하는 시스템이 필요하다. 시험 대상 항공기는 통신신호 및 레이더 신호를 탐지하고 분석하는 장비가 탑재되어 있다. 따라서 이의 성능을 검증하기 위하여 통신신호 및 레이더 신호를 포함하는 위협신호 모의장치의 설계 및 개발이 필요하다. 따라서, 본 연구에서는 근거리 및 원거리에서 비행 중인 시험대상 항공기를 향해 UHF, L, S, X 대역의 각종 통신신호, 레이더 신호를 고출력으로 송신할 수 있는 장비를 설계, 개발하였다. 그리고, 개발된 장치의 대역 별 안테나가 각각 그리고 동시에 근거리, 원거리의 항공기를 정확히 지향할 수 있도록 안테나 구동부를 설계하고, 서해안 인근의 추적 레이더와 연동하여 위협 신호를 정확하게 시험 대상 항공기에 송신할 수 있도록 시스템을 개발 하였다.

II. 고출력 위협신호 모의장치의 개발

그림 1은 시험대상 항공기와 고출력 위협신호 모의장치를 이용한 비행시험 구성도를 보여준다. 시험대상 항공기는 약 -000 dBm의 수신 감도를 가지며 비행 상황에서 위협신호 모의장치와 수십 km ~ 200 km의 이격 거리를 가지면서 비행한다. 이러한 환경에서 고출력 위협신호 모의장치는 전기적으로 장 거리에 위치한 시험 대상 항공기의 수신 감도 이상을 충족하는 세기의 신호를 방사할 수 있어야 하며, 고출력 위협신호 모의장치의 안테나 구동부는 별도의 추적레이더와 연동하여 항공기 위치로 안테나를 정밀하게 제어시켜야 한다. 추적 레이더가 비행 중인 항공기를 추적하고, 그 결과값을 안테나 제어기에 전달하면 안테나 제어기는 항공기의 위치를 계산하여 안테나의 고각과 방위각을 제어한다. 각 대역별 안테나의 헤딩(Heading)을 각각 설정하여 정밀한 위치 제어가 가능하도록 설계하였다.

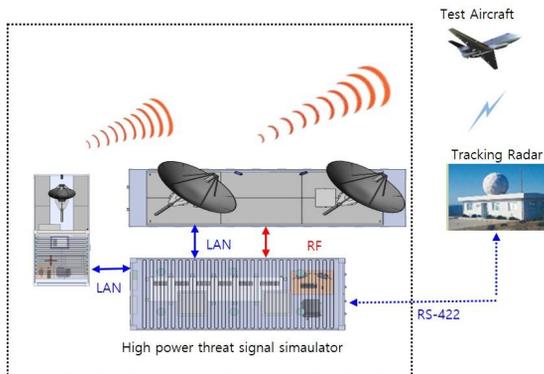


그림 1. 비행시험 구성도
Fig. 1. Configuration of flight test

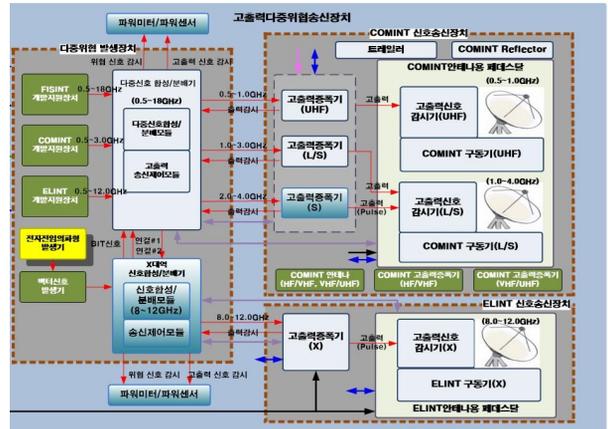


그림 2. 장치의 구성도
Fig. 2. Configuration of system

2-1 장치 설계

그림 2는 장치의 구성도를 보여준다. 장치의 최대 자유 공간 손실과 시험 대상 항공기의 최저 수신감도를 고려하여, 대역별로 63 dBm에서 93 dBm 이상의 유효방사출력(EIRP : effective isotropic radiated power)을 가져야 한다. 원하는 통신신호는 VSG(vector signal generator)를 이용하여 생성한다. 생성된 신호는 다중신호 합성/분배기를 통해 각 대역 별 고출력 증폭기로 입력된다. 대역별 고출력 증폭기에 입력된 신호는 안테나를 통해 시험 대상 항공기로 방사된다. 다중신호 합성/분배기는 밴드 선택 제어, 고출력 증폭기 제어, 임피던스 정합, 연동 트리거 신호 등을 제어한다. 고출력 증폭기는 이득 60dB, 신호 유형은 CW이다.

레이더 신호는 AWG(arbitrary waveform generator)와 VSG(vector signal generator)를 통해 생성 후, 신호 합성 분배모듈을 통해 증폭기로 입력되고, 증폭기에서 나온 RF 신호는 안테나를 통해 자유 공간으로 방사된다.

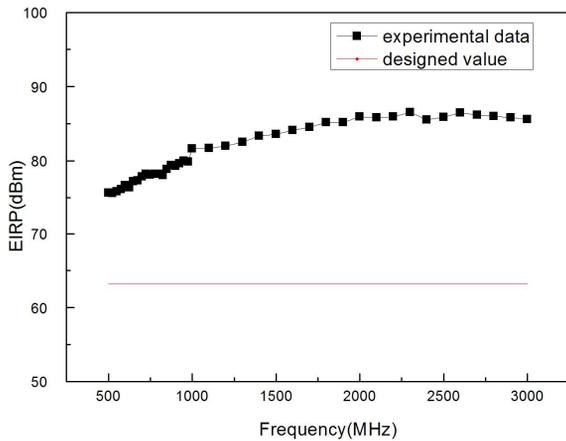
안테나는 시험 대상 항공기 방향으로 고출력 빔을 지향할 수 있도록 2축 제어를 하며 추적 레이더에서 추적하고 있는 신호와 연동하여 2축 구동이 가능하며 분해능 $\pm 0.5^\circ$, 고각/방위각 속도는 1°/sec 이상으로 설계하였으며 DC 모터/엔코더를 이용하여 제어하였다. 추적레이더를 이용하여 항공기 위치를 탐지/추적하고, 이를 좌표 변환하여 비행 중인 시험 대상 항공기를 향해 모의 신호를 방사하는 안테나는 실시간으로 제어한다. 추적레이더에서는 비행체에 대한 위치는 ENU 좌표로 40ms의 주기로 업데이트되며, 일정 거리가 떨어진 위협신호 모의장치의 안테나 제어부로 변환되어 전달된다. 위협신호 모의장치의 각 대역별 안테나는 헤딩(Heading) 방향이 추적레이더와 다르기 때문에 ENU(east-north-up) 좌표를 변환하여 신호 송신 안테나로 적용시켜 시험 대상 항공기 지향 시스템을 구성하였다.

2-2 전기적 성능

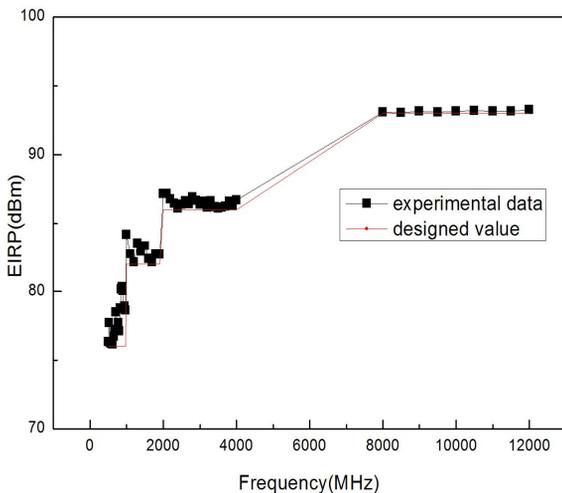
표 1. 유효방사출력 설계치

Table 1. Design value of EIRP

Band	EIRP(dBm)	
	CW	Pulse
UHF - band	63 dBm	76 dBm
L - band	63 dBm	82 dBm
S - band	63 dBm	86 dBm
X -band	-	93 dBm



(a) CW 신호 출력 세기
(a) Output level of CW



(b) CW 신호 출력 세기
(b) Output level of CW

그림 3. 유효방사출력 시험 결과값

Fig. 3. Test results of EIRP

각 주파수 대역별 유효방사출력을 측정하기 위해 안테나 입력단을 감쇠기를 통하여 스펙트럼 분석기를 통해 측정하였다[1]. 출력 신호의 세기 결과값은 안테나 이득과 감쇠를 고려하여 설계 목표치를 만족해야 한다. 표 1은 각 대역 별 연속파

(CW :continuous wave)파와 펄스파에 대한 유효방사출력 설계 목표치이다. UHF 대역에 대해서는 25 MHz 단위로 연속파, 펄스파에 대한 측정을 하였고, L대역, S대역은 100 MHz 단위로 연속파, 펄스파 출력을 측정하였고, 마지막으로 X대역은 펄스파에 한해 500 MHz 단위로 유효방사출력을 측정하였다.

그림 3은 각 대역별 유효방사출력의 측정값이다. 그림 3(a)에서 보는 바와 같이 연속파에 대해 0.5 GHz ~ 1 GHz 대역의 유효방사출력값은 75.64 dBm ~ 79.95 dBm, 1 GHz ~ 3 GHz의 측정값은 81.6 dBm ~ 86.53 dBm으로 설계 목표치인 63dBm을 만족한다. 그림 3(b)에서 보는 바와 같이 펄스파에 대해 0.5 GHz ~ 1 GHz 대역은 76.14 dBm ~ 80.33 dBm으로 76 dBm을 만족하고, 1 GHz ~ 2 GHz 및 2 GHz ~ 4 GHz 대역은 82.13 dBm ~ 83.34 dBm, 86.1 dBm ~ 86.72 dBm로 각각 82 dBm, 86 dBm을 만족한다. 8 GHz ~ 21 GHz는 93.09 dBm ~ 93.25 dBm으로 설계 목표치인 93 dBm을 만족함을 알 수 있다.

2-3 기계적 성능

시험 대상 항공기의 정밀한 위치 추적을 위하여 안테나 구동부는 DC 모터와 엔코드를 이용하여 피드백 제어를 통해 방위각, 고각에 대한 위치 정밀도 0.5°이내, 속도는 1%/sec 이상으로 구현하였다. 안테나 구동부의 방위각 방향의 정밀도는 0°, ±45°, ±90°에 대하여 엔코드 데이터를 이용하여 계측하였고, 구동기의 방위각 방향 속도는 +90° 방향으로 0.05초 단위로 측정하였고, 다시 -90° 방향으로 0.05초 단위로 측정하여 결과를 구하였다.

구동기의 고각 방향의 정밀도는 고각 구동 범위인 -10°에서 +25°에 대하여 엔코드 데이터를 이용하여 측정하였고, 고각 방향의 속도는 구동부를 +25° 방향으로 이동하면서 0.01초 단위로 측정하고, 다시 -10° 방향으로 이동하면서 0.01초 단위로 측정하였다. 정밀도 시험 결과를 표 2에 나타내었으며, 방위각 방향의 오차는 0.00°, 고각 방향의 오차는 각 지점에서 1.0°이다.

표 2. 방위각 정밀도

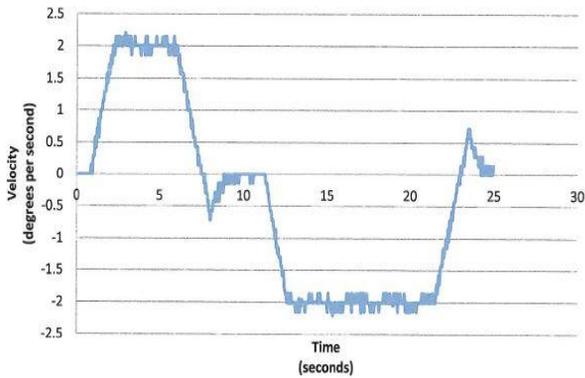
Table 2. Accuracy of Azimuth

Command	Reading	Difference
45°	45.0°	0.0°
-45°	-45.0°	0.0°
90°	90.0°	0.0°
-90°	-90.0°	0.0°

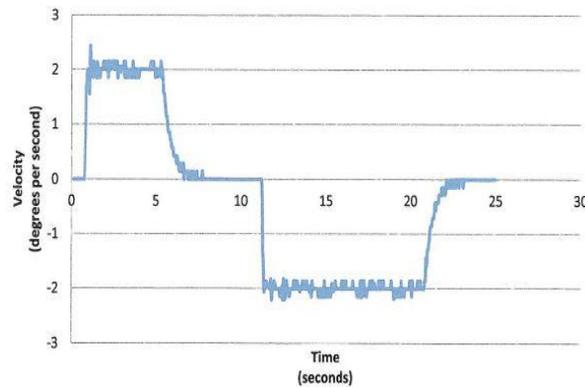
표 3. 고각 정밀도

Table 3. Accuracy of Elevation

Command	Reading	Difference
25°	25.0°	0°
-5°	-11.1°	-0.1°
-10°	-10.1°	-0.1°



(a) 방위각 속도
(a) Velocity of Azimuth



(b) 고각 속도
(b) Velocity of Elevation

그림 4. 안테나 구동기 속도

Fig. 4. Control results of antenna motion velocity

그림 4는 안테나 구동부의 속도 시험 데이터를 나타낸다. 안테나 구동부의 방위각, 고각의 최대 속도는 약 2°/sec로 시험 항공기가 원거리 및 근거리 비행 시에도 추적 레이더의 속도를 연동하여 추적 속도를 만족할 수 있었다.

III. 추적 레이더 연동

고출력 위협신호 모의 장치는 비행 중인 시험 대상 항공기를 향해 모의 신호를 방사하는 장비이다. 이를 위해 항공기의

위치를 실시간으로 수신하고, 이를 연동하여야 한다. 이때 항공기의 위치를 알기위해서 항공기 위치 정보를 실시간으로 알려 줄 수 있는 추적 레이더가 필요하다. 본 논문에 사용된 추적 레이더는 시험 대상 항공기에 대한 위치 정보가 ENU 데이터로 40ms 주기로 정보가 업데이트되며, 추적레이더와 일정 거리가 떨어진 고출력 위협신호 모의장치로 RS-422을 통해 전달된다. 본 논문에서는 추적레이더에서 전달하는 ENU 좌표를 ECEF(earth centered earth fixed)좌표로 변환 후, 이를 다시 Geodetic 좌표계로 변환한 후, 고출력 위협신호 모의장치의 고각, 방위각, 거리를 산출하는 산술적으로 계산하는 방법과 안테나 제어기를 통해 기준 위치를 추적 레이더의 위치로 변경하고, 안테나 위치를 기준으로 ENU 좌표에서 직접적으로 변환하는 방법을 비교하였고, 추적 정밀도가 높은 방식을 적용하였다.

3-1 좌표 변환

고출력 위협신호 모의장치의 방위각, 고각을 제어하기 위해 두 가지 방식을 고려하였다. 첫 번째 방법은 통상적인 방법으로 ENU좌표를 ECEF 좌표로 변환하고, 변환된 ECEF 좌표를 Geodetic 좌표로 변환하여 방위각, 고각을 운용 소프트웨어 계산하는 방식이다.

추적레이더로부터 시험대상 항공기의 실시간 위치는 고출력 위협신호 모의장치의 안테나 제어기로 수신되며 이의 변환을 위해 역행렬을 구하여 ECEF로 변환하는 것은 식(1)과 같다 [2],[3].

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & -\cos\lambda\sin\phi & \cos\lambda\cos\phi \\ -\cos\lambda & -\sin\lambda\sin\phi & \sin\lambda\cos\phi \\ 0 & \cos\lambda & \sin\phi \end{bmatrix} \begin{pmatrix} E \\ N \\ U \end{pmatrix} \quad (1)$$

여기서, ECEF로 변환된 좌표를 다시 Geodetic 좌표계로 변환하는 것은 Geodetic 좌표계를 ECEF로 변환하는 식(2), (3), (4)에 따라 수치적으로 반복하여 계산한다.

$$x = (R_N + h)\cos\phi\cos\lambda \quad (2)$$

$$y = (R_N + h)\cos\phi\sin\lambda \quad (3)$$

$$z = ([1 - e^2]R_N + h)\sin\phi \quad (4)$$

$$e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}} \quad (5)$$

$$R_N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2\sin^2\phi}} \quad (6)$$

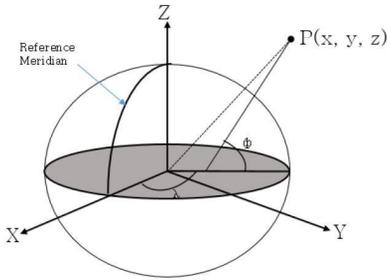


그림 5. 지구 타원 좌표 위치
 Fig. 5. Position of point P in ellipsoidal coordinates

여기서, e 는 타원의 이심율이고, R_N 은 곡률의 일차 수직 반지름이다.

두 번째 방법은 산술적인 계산없이 추적레이다 위치 기준의 고출력 위협신호 모의장치의 안테나 위치로 변환한 후, 안테나 제어기가 안테나 위치를 계산하여 고각/방위각을 계산하여 구동한다.

3-2 추적레이다 연동 결과

추적레이다와 개발된 장치의 연동 결과를 알아보고자, 그림 6과 같이 서해안 해안의 특정 지점 10개의 추적 레이다 보정 위치를 지정하고, 이를 추적레이다와 연동하여 각각의 위치 데이터를 추적레이다가 수집한다. 수집된 레이다 정보에 대해 식 (3), (4), (5)를 통해 산술적으로 구해진 좌표를 안테나 구동기의 방위각, 고각 변환을 통해 계산된 결과값의 오차를 표 4에 정리하였다. 추적레이다를 연동하여 계산된 데이터 값의 오차 평균 값은 위도, 경도 각각 0.00237° , 0.001498° 이며, 이를 산술 계산하여 방위각/고각에 대한 변환 결과에 대한 오차는 0.0423955° , 0.1213447° 이다.

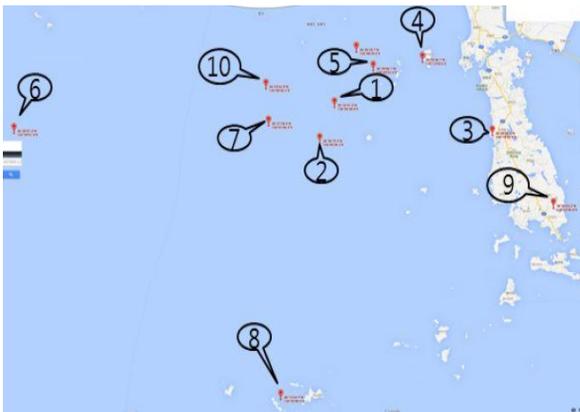


그림 6. 좌표 변환 대상 지점
 Fig. 6. Target point of Coordinates conversion

표 4. 임의 지점에 대한 좌표 및 변환 오차
 Table 4. Coordinates for random points and results of conversion.

NO	Random target of tracking radar					Azi. error(°)	Ele. error(°)	dis. error(m)
	lat. (°)	longi. (°)	Azi. (°)	Ele. (°)	dis. (m)			
1	36.544714	126.110801	196.6	23.98	19435	-0.035979	-0.085716	11.100214
2	36.505350	126.090639	197.78	19.374	23849	-0.047205	-0.061043	14.135679
3	36.513991	126.330667	144.575	-0.427	25160	-0.053310	-0.109773	1.016704
4	36.594640	126.233216	152.979	9.436	13097	-0.039438	-0.058834	2.138316
5	36.585039	126.164568	181.033	16.984	13097	-0.041973	-0.054252	4.170861
6	36.515941	125.664420	245.869	8.196	49830	-0.041237	-0.216107	29.635313
7	36.524542	126.018480	214.299	11.739	24462	-0.040708	-0.100918	9.988443
8	36.223519	126.035681	192.544	21.449	58485	-0.041840	-0.269096	88.072686
9	36.434235	126.415544	142.609	9.782	37218	-0.042016	-0.168015	19.377972
10	36.564678	126.015613	222.242	19.443	21363	-0.040249	-0.089693	11.327462

표 5. 방법 1과 방법 2에 따른 오차값
 Table 5. Error values according to method 1 and 2.

NO	Note	Tracing radar	Conversion (ENU/ECEF/Geodetic)	Error	Conversion (ENU/angle)	Error
1	Azi. (deg)	196.6	196.635979	-0.035979	196.63280058	-0.03280058
	Ele. (deg)	23.98	24.065716	-0.085716	23.97204936	0.00795064
	dis. (m)	19435	19423.899786	11.100214	19434.34923	0.65077
8	Azi. (deg)	192.544	192.58584	-0.04184	192.58566	-0.04166
	Ele. (deg)	21.449	21.71810	-0.2691	21.43918	0.00982
	dis. (m)	58485	58396.92731	88.07269	58484.87046	0.12954

표 5는 표4에서 정리한 임의의 좌표 중 2개의 좌표(1번, 8번)를 선택하여 두 번째 방법의 좌표 변환을 통한 결과값이다. 1번 지점에 대해서 첫 번째 방법의 방위각, 고각, 거리 오차는 0.035979° , 0.085716° , 11.1m 이나 두 번째 방법으로 구현하면 0.033° , 0.0079° , 0.65m 로 오차가 개선됨을 알 수 가 있다. 그리고, 8번 지점에 대한 오차는 각각 0.04184° , 0.269° , 88m 에서 0.0416° , 0.00982° , 0.129m 로 역시 개선됨을 알 수가 있다. 이는 반복 계산에 의한 산술적 오차에 기인한다고 볼 수 있다. 따라서 두 번째 방법의 변환이 산술 오차 및 산출 시간을 감소하여 고출력 위협신호 모의 장치의 안테나 구동부의 추적 정밀도 향

상시킴을 알 수가 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 추적레이다와 연동하며 원하는 통신, 레이 다 신호를 시험 대상 항공기에 송신하는 고출력 위협신호 모의 장치를 개발하였다. 장치는 수십~200 km 이격되어 비행하는 항공기 탑재 장비의 최저수신감도를 고려하여 신호에 따라 63 dBm에서 93dBm 이상의 출력 신호를 가질 수 있도록 개발되었다. 그리고, 시험 대상 항공기의 위치에 정확한 송신을 위해 고정밀 위치 결정을 갖는 안테나 구동기를 개발하였으며, 개발된 안테나 구동기가 항공기를 정밀 추적하기 위해 추적레이다와 연동하였고, 추적레이다의 ENU 좌표를 직접 변환하여 고출력 위협신호 모의 장치의 추적 정밀도가 높은 방법을 적용하였다.

References

- [1] J. Kim, Y. Kwak, K. Kim and J. Park, "Design and development of signal transmitting POD for aircraft application" *The Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 24, No.15, pp. 1-8, Feb. 2010.
- [2] Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger; J. Collins, *GPS - theory and practice*, 1997
- [3] Y. Kwak, J. Kim, Y. Park, J. Park and Y. Park, "A study on aircraft tracking accuracy of antenna through radar coordinate transform" in Conference on *the Korean Institute of Military Science and Technology*, Jeju, Korea, pp. 1925-1926, 2018.



곽 용 길 (Yong-Kil Kwak)

1997.2월 : 부산대학교 기계공학부(공학사)
1999.2월 : 부산대학교 기계공학부(공학석사)
2005.2월 : 부산대학교 기계공학부(공학박사)
2011.10월 ~ 현재 : 국방과학연구소 연구원
※관심분야 : 제어/계측, 레이더/전자전 시스템