

항공기용 신호 송출 POD의 설계 및 개발

Design and Development of Signal Transmitting POD for Aircraft Application

김지흥¹ · 콧용길² · 김기출³ · 박주래^{2*}

¹한국과학기술원 인공위성연구소

²국방과학연구소

³항공안전기술원

Jee-heung Kim¹ · Young-kil Kwak² · Kichul Kim³ · Joo-rae Park^{2*}

¹Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, 34141, Korea

²Agency for Defense Development, Daejeon 34186, Korea

³Korea Institute of Aviation Safety Technology, Incheon 22851, Korea

[요 약]

본 연구에서는 항공기에 장착하여 S/C대역의 신호를 장거리 표적으로 방사하기 위한 장치를 개발하였다. 장치는 요구된 실효 등방성 복사전력을 충족시키기 위해 대역별 송신기와 광대역 안테나로 RF 인터페이스를 구성하였다. 장치의 외형은 항공기 연료 탱크와 동일한 포드(pod) 형상으로 설계했고, 측정된 장치의 중량은 119.8 kg, 무게중심은 1391.35 mm 그리고 관성 모멘트는 $46.07 \pm 0.05(I_{yy}) \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 과 $45.36 \pm 0.09(I_{zz}) \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 로 모두 항공기 장착을 위한 요구도를 충족함을 확인하였다. 비행 안전을 확인하기 위해 전자기 간섭 시험(RE102, CE102), 환경시험(고온/저온 운용, 고도), 체계 내 전자기 적합성 시험 그리고 인체 전자기 복사 위해도 시험을 수행하였으며, 모든 항목의 시험 결과가 요구사항을 충족함을 확인하였다. 장치는 요구되는 전기적/기계적으로 요구되는 사항을 모두 충족함으로써 항공기 장착이 가능함을 확인하였다.

[Abstract]

In this research, we develop an airborne equipment radiating S/C-band signal to a target located at a long distance. RF interface of the equipment comprises band-specific transmitters and an broadband antenna to satisfy EIRP(effective isotropic radiated power) requirements. The equipment is in a shape of a POD like an aircraft fuel tank. The measured weight of the equipment is 119.8 kg, the CG(center of gravity) is 1391.35 mm and the MOI(moment of inertia) are $46.07 \pm 0.05(I_{yy}) \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, $45.36 \pm 0.09(I_{zz}) \text{ kg}\cdot\text{m}^2$. All results are found to meet the requirements for aircraft installation. To verify flight safety, EMI(electromagnetic interference) tests (RE102, CE102), environmental tests (high/low temperature operation, altitude), intra-system EMC(electromagnetic compatibility) and HERP(hazards electromagnetic radiation personnel) tests have been conducted and all the test results met the requirements. It is confirmed that the equipment could be mounted on the aircraft by meeting all electrical and mechanical requirements.

Key words : E3, HERP, EMI, Center of gravity, Moment of inertia.

<https://doi.org/10.12673/jant.2020.24.1.1>



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 3 February 2020; Revised 5 February 2020

Accepted (Publication) 27 February 2020 (28 February 2020)

*Corresponding Author; Joo-rae Park

Tel: +82-10-3158-5733

E-mail: jrpark@add.re.kr

I. 서 론

무기체계 개발 간 무인 항공기, 유도무기 등 비행체에 대한 사전 성능검증은 많은 시간과 자원이 요구되는 비행시험의 실패 위험을 최소화하기 위해 반드시 필요한 절차이다. 이러한 검증 방안으로는 지상 또는 비행 환경에서 수행할 수 있는데, 항공기의 외부 연료탱크인 POD를 활용한 탑재비행시험(CFT; captive flight test)은 실제 운용환경과 유사한 상황에서 시험이 가능하기에 그 필요성이 증가하고 있다[1]. POD를 활용한 탑재비행시험은 시험항공기의 연료탱크인 POD와 동일한 외형을 가진 외부 구조물을 제작하고 내부에 시험을 위한 구성품을 탑재한 뒤 시험을 진행하게 된다[2]. 이때, 항공기의 비행 안전을 위해 POD에 대한 관성 특성 측정, POD 단독 EMI시험 그리고 E3시험을 통한 안전성 검증이 요구된다.

본 연구에서는 이동하며 신호를 송출하는 비행체 모의를 위하여 지원항공기(XKO-1, 5호기)의 파일론(pylon)에 장착되어 신호를 송출하는 POD(이하 '장치')를 개발하였다. 개발된 장치는 항공기운용자의 선택에 따라 장거리에 있는 표적을 대상으로 신호를 송신한다. 따라서 장치 운용에 따른 시험 지원항공기의 한정 장비들 영향, 장치의 송출 신호 세기에 의한 조종사 및 점검 요원들의 위해도 등 비행 안전을 위한 검증이 필요하다. 이를 위해 장치에 요구되는 성능을 충족하기 위한 설계 및 시험을 수행하였다. 그리고 항공기 플랫폼 장착을 위해 요구되는 장치 단독 EMI시험, 인체 전자기 복사 위해도와 체계 내 전자기 적합성 시험을 수행하여 안전성을 검증하였다. 시험항목은 장치의 운용환경을 고려하여 보정(tailoring)하였다.

II. 장치의 개발

그림 1은 비행시험 구성도를 보여준다. 시험대상 항공기는 -100 dBm의 수신감도를 가지며 비행상황에서 시험지원 항공기와 최대 70 km의 이격거리를 갖는다. 이러한 환경에서 장치에는 다음과 같은 전기적으로 장거리에 위치한 시험대상 항공기의 수신감도 이상을 충족하는 세기의 신호를 방사할 수 있어야 하고 비행시험 결과 분석을 위해 GPS데이터 송신기능을 보유해야 한다. 그리고 장치 동작에 의한 타 전자장비들과의 전자기 간섭과 인원에 대한 피해가 없어야 한다. 기계적 요구사항으로는 시험지원 항공기의 파일론에 장착 가능한 형상과 비행안전성을 위해 적합한 CG/MOI 값을 가져야 한다.

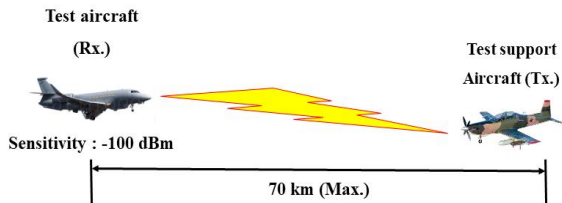


그림 1. 비행시험 구성도
Fig. 1. Configuration of the flight test.

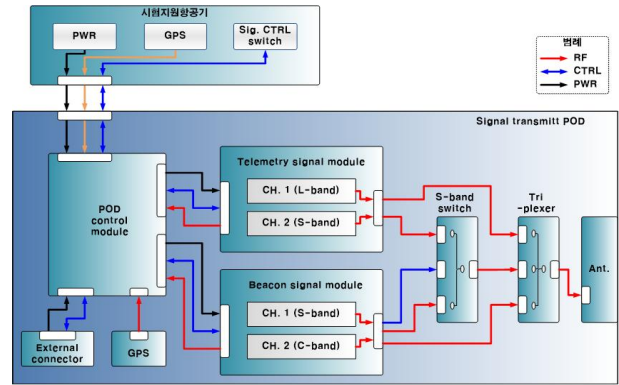


그림 2. 장치의 구성도
Fig. 2. Configuration of the equipment.

2-1 장치의 설계

그림 2는 장치의 구성도를 보여준다. 장치의 S/C-band 에서 최대 자유 공간 손실은 144.1 dB으로 대상의 최저 수신감도를 고려하여 장치는 최소 44.1 dBm의 유효 등방성 복사전력을 가져야 한다. 장치는 요구되는 주파수 대역과 세기의 신호를 발생시키기 위해 각각 Quasonix社의 S 대역용 신호 송신기와 Genmix Tech.社의 S/C 대역용 신호 송신기를 적용했다. 그리고 POD 전방 레이돔 내부 장착이 가능하고 대상 주파수 범위에서 최소 8 dBi 이상의 이득을 갖는 A-info社의 LB-1080 안테나를 장착하였다.

장치 동작을 위한 전원은 시험지원 항공기로부터 28 Vdc의 전원을 공급받고, 송신 신호 제어는 조종석에 위치한 제어 스위치(Sig. CTRL switch)를 통해 이루어진다. 이때, 두 송신기의 중복 대역인 S 대역에서 신호의 동시 송신으로 인한 신호 왜곡을 방지하기 위해, S 대역 스위치(S-band switch) 제어로 하나의 송신기 신호만 출력될 수 있도록 구성하였다. 이후 신호는 3개 대역의 신호 결합을 위한 트리플렉서(triplexer)를 통해 안테나로 전달되게 된다. 그리고 비행시험 결과 분석을 위해 자체/시험지원 항공기의 GPS 데이터를 함께 송신하도록 설계했고 지상 점검을 위한 외부 커넥터(external connector)를 설치하였다.

장치의 외형과 재질은 시험지원 항공기의 파일론에 장착되는 연료통과 동일하게 설계했고 시험지원 항공기 양측 균형을 위해 장치 내부에 무게추(weight dummy)를 설치하였다. 그림 3은 설계된 장치의 내부 구성과 외형을 보여준다.

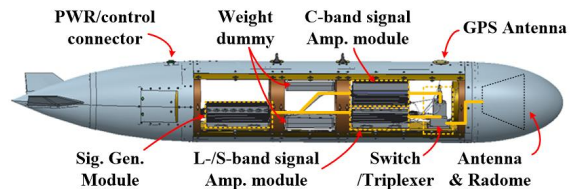


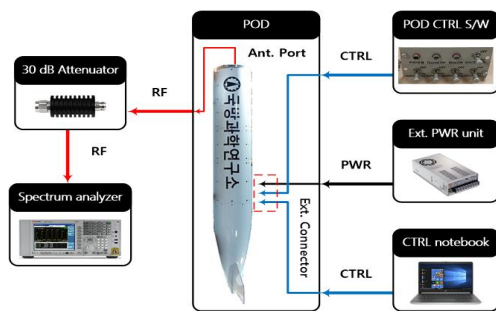
그림 3. 장치의 내부 구성 및 외형
Fig. 3. Outline and configuration of the equipment.

2-2 장치의 시험

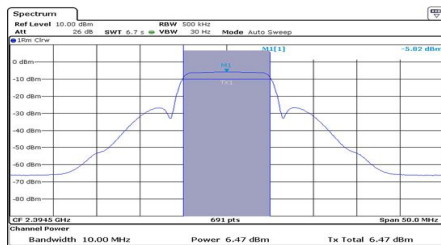
1) 전기적 성능 시험

그림 4 (a)는 개발된 장치의 전기적 시험 구성도를 보여준다. 장치의 외부 커넥터를 통해 전원공급 및 신호를 제어했고 안테나 입력 포트에서 출력되어 30 dB 감쇠된 신호의 세기를 측정하였다. 출력 신호의 세기는 최소 안테나 이득인 8 dBi와 30 dB 감쇠를 고려하여 최소 6.1 dBm 이상이어야 한다.

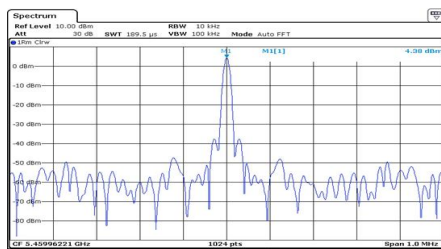
측정 결과 S-band 신호의 출력 세기는 6.47 dBm으로 케이블 손실 1.54 dB를 보상하면 8.01 dBm, C-band 신호 출력 세기는 4.38 dBm으로 케이블 손실 3.12를 보상하면 7.5 dBm의 결과를 갖는다. 측정 결과 대상 주파수들의 출력 신호 세기는 요구되는 6.1 dBm 이상을 충족함을 확인하였다.



(a) 전기적 시험 구성
(a) Configuration of electrical test



(b) S-band 신호 출력 세기
(b) Output level of S-band signal



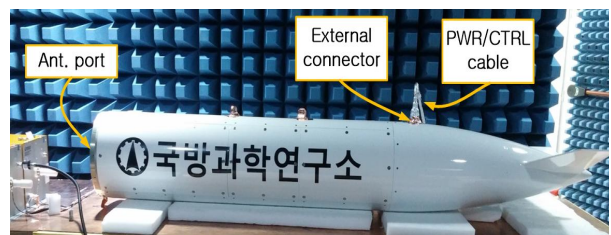
(c) C-band 신호 출력 세기
(c) Output level of C-band signal

그림 4. 시험 구성도 및 시험 결과
Fig. 4. Configuration of the test and test results.

2) 전자기 간섭 시험

장치는 플랫폼 탑재를 위해 요구되는 전자기 간섭 요구조건을 충족시켜야 한다[3]. 장치에 적용될 시험은 MIL-STD-461F의 CE102, RE102(aircraft and space system application, fixed wing external) 두 항목에 대해 수행하기로 하였다.

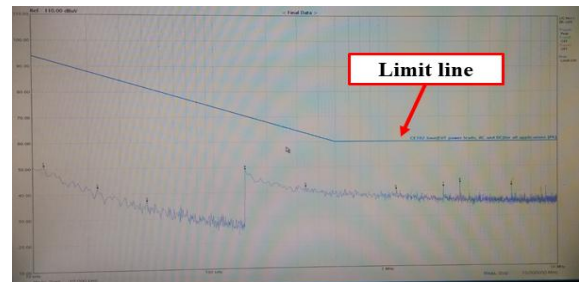
그림 5(a)는 CE102의 시험구성을 보여주고 그림 5(b), (c)는 각각 전원 입/출력 선에 대한 CE102 시험 결과를 보여준다. 6(a)와 (b)는 각각 RE102의 수평/수직 편파에 대한 시험구성을 보여주고 그림 6(c), (d)는 각각 수평/수직 편파에 대한 RE102 시험 결과를 보여준다. 두 시험은 장치 전방 레이돔과 안테나를 탈착한 후, 안테나 포트에 종단기(termination)를 적용한 후 수행하였다. 장치의 전도/방사 전자파는 모두 요구도 제한선(limit line) 이하의 값을 가짐을 시험결과를 통해 확인하였다.



(a) CE102 시험구성
(a) CE102 test configuration

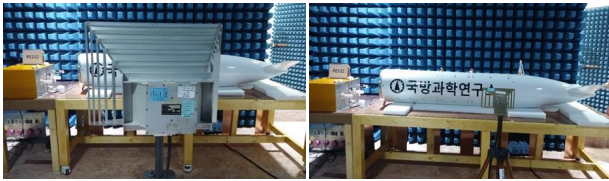


(b) 시험 결과 (28 Vdc HOT line)
(b) Test result (28 Vdc HOT line)

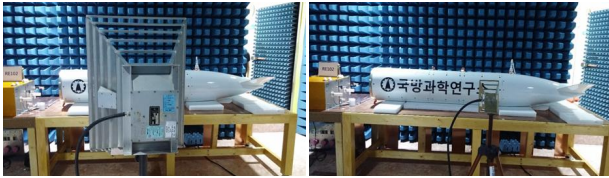


(c) 시험 결과 (28 Vdc RTN line)
(c) Test result (28 Vdc RTN line)

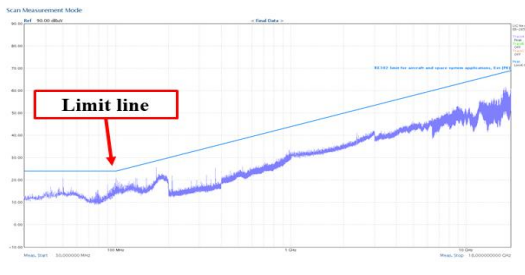
그림 5. CE102 시험 구성 및 결과
Fig. 5. CE102 test configuration and results.



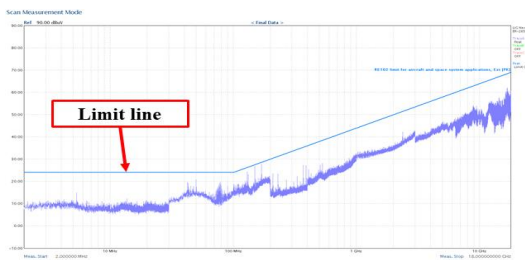
(a) RE102 H-Pol. 시험구성
(a) RE102 H-Pol. test configuration



(b) RE102 V-Pol. 시험구성
(b) RE102 V-Pol. test configuration



(c) RE102 H-Pol. 시험 결과
(c) RE102 H-Pol. test result

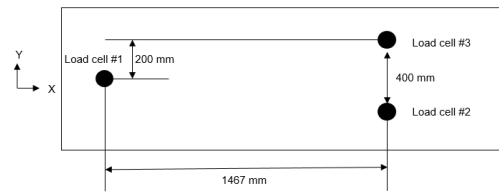


(d) RE102 V-Pol. 시험 결과
(d) RE102 V-Pol. test result

그림 6. RE102 시험 구성 및 결과
Fig. 6. RE102 test configuration and results.

3) CG/MOI 시험

장치는 파일론 장착을 위해 중량은 34.0 ~195.0 kg 이내, 무게중심은 1329.7 ~1444.3 mm 이내, 관성 모멘트는 12.699 ~ 62.59 kg·m² 이내의 값을 가져야 한다. 장치의 중량 및 무게중심의 측정은 3 포인트 로드셀(load cell) 압축 방식을 적용하여 수행했다. 1개 평면 내에 3개 포인트에 로드셀을 위치시켜 장치의 중량을 측정하고, 1차 평면에서 중량과 무게중심을 측정한 후, 기체를 90° 회전시켜 1차 평면과 수직인 2차 평면에서의 중량과 무게중심 값을 측정하여 3차원 무게중심 값을 도출한다.



(a) 측정 개념도
(a) Diagram of the measurement



(b) 측정 구성
(b) Configuration of the measurement

그림 7. 측정 개념도 및 구성
Fig. 7. Diagram and configuration of the measurement.

표 1. 무게중심과 중량 측정 결과
Table 1. Measurement results of CG and Weight

Weight (kg)	CG (mm)		
	XCG	YCG	ZCG
119.8	1391.35	-0.33	-2.94

그림 7(a)는 3 포인트 로드셀 측정 개념도, 그림 7(b)는 실제 측정의 구성을 보여준다. 장치의 무게중심 측정은 측정 센서를 시계방향으로 이동시키며 총 10회 반복 수행하였다. 표 1에는 측정된 무게중심 결과의 10회 평균치를 정리하였다.

장치의 관성 모멘트 측정은 정확한 측정 데이터를 얻을 수 있는 피벗-베어링(pivot-bearing) 방식을 적용하여 측정하였다. 측정은 장치, 스프링, 로드 셀 그리고 주파수 카운터를 이용하여 구성된다. 측정 방법은 힌지(hinge)를 이용하여 장치의 한쪽 면을 고정하고 반대 면에 스프링으로 강제 진동을 인가하여 최종 주파수를 측정한 후, 측정된 값을 식 (1)을 이용하여 장치의 질량 관성모멘트를 계산한다. 여기서, ω 는 진동수, k 는 스프링 상수, l_1 은 스프링과 피벗 간의 거리, W_{pod} 는 장치 무게, h 는 무게중심과 피벗간의 높이, l_2 는 장치의 무게중심과 피벗 간의 거리를 나타낸다.

$$I_{yy} = \left(\frac{1}{\omega}\right)(kl_1^2 - W_{pod}h) - \frac{W_{pod}}{g}(h^2 + l_2^2) \quad (1)$$

그림 8은 측정 개념도를 보여주고, 표 2에는 장치의 관성 모멘트 측정 결과를 정리하였다.

장치의 측정 결과를 통해 중량, 무게중심 그리고 관성 모멘트 모두 요구되는 범위 이내의 값을 갖는 것을 확인하였다.

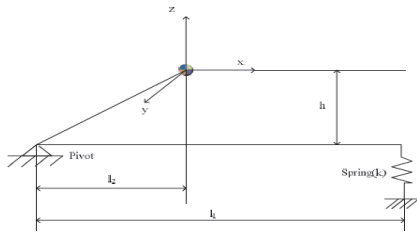


그림 8. MOI 측정 개념도
Fig. 8. Measurement diagram of the MOI

표 2. 관성 모멘트 측정 결과

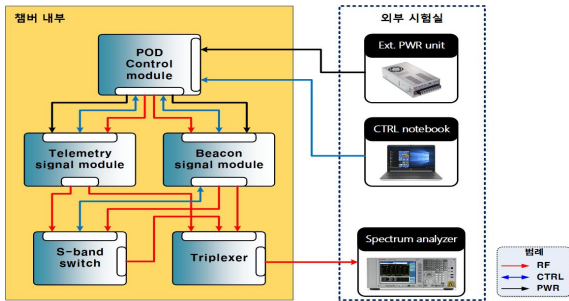
Table 2. Measurement results for the MOI.

MOI	Result (kg·m ²)	Aircraft principal axes
I_{yy}	46.07±0.05	Pitch
I_{zz}	45.36±0.09	Yaw

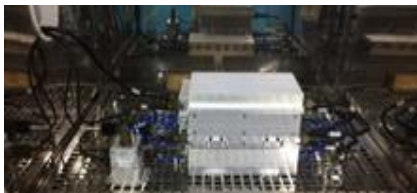
4) 환경 시험

장치는 탐재비행시험 환경에서 정상 동작을 검증하기 위해 요구되는 MIL-STD-810G의 관련 환경 규격을 충족해야 한다 [4]. 본 연구에서 장치에 적용될 시험 항목은 고온/저온 운용과 고도 항목에 대해 수행하였다.

환경시험은 챔버의 크기 제한으로 장치 내부 구성품 단위로 온도 및 고도 챔버 내부에 배치함으로써 시험을 구성하였다. 그림 9(a)와 (b)는 각각 시험 구성도와 시험 사진을 보여준다.



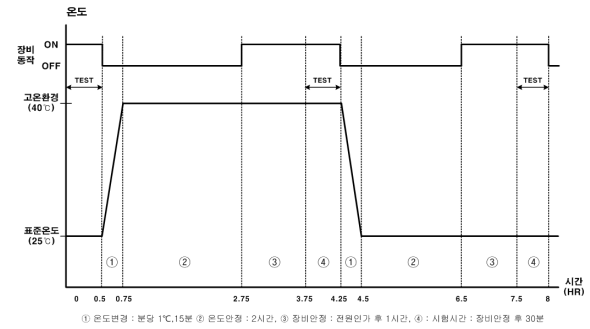
(a) 환경시험 구성도
(a) Configuration of environmental test



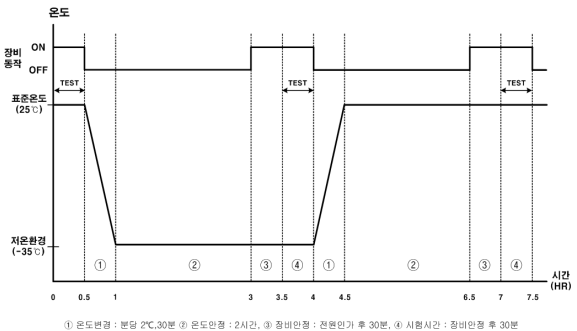
(b) 환경시험 구성 사진
(b) Picture of environmental test configuration

그림 9. 환경시험 구성도 및 사진

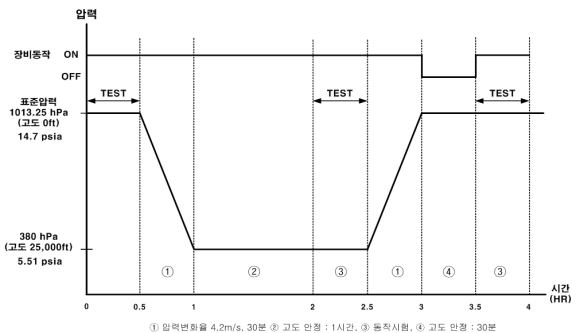
Fig. 9. Configuration and picture of environmental test.



(a) 고온동작 시험 프로파일
(a) Profile of operation test at high temperature



(b) 저온동작 시험 프로파일
(b) Profile of operation test at low temperature



(c) 고도 시험 프로파일
(c) Profile of altitude

그림 10. 환경시험 프로파일

Fig. 10. Profile of environmental test.

그림 10(a), (b), (c)는 장치의 환경시험에 적용한 고온/저온 운용 및 고도 시험 프로파일을 보여준다. 환경시험 절차는 챔버를 밀폐하고 상온에서 온도 안정화 유지 후 ‘시험 전 시험’을 수행하고 고온/저온/저압 상태에서 프로파일에 표시된 시간에 ‘시험 중 시험’을 수행하였다. 이후 상온에서 온도 안정화 유지 후 ‘시험 후 시험’을 수행하였다. 시험 전/중/후 시험은 챔버 외부에서 외부 전원을 장치에 인가하고 컨트롤 PC로 장치를 제어하여 트리플렉서 출력 신호를 스펙트럼 분석기로 확인하여, 신호 레벨이 38 dBm 이상을 충족하는지 확인하였다.

표 3. 환경시험 결과

Table 3. Results of environmental test.

Test methods		POUT of S/C-band signal		
		Pretest (dBm)	During test (dBm)	Post test (dBm)
High Temperature	fS	38.42	38.45	38.15
	fC	36.99	38.64	36.65
Low Temperature	fS	38.15	38.15	38.35
	fC	38.78	39.88	39.06
Altitude	fS	38.09	38.67	38.51
	fC	38.82	39.40	39.60

표 4은 환경시험 결과를 보여주며, 출력 케이블의 각 대역 손실이 보상된 결과를 반영하였다. 시험 결과 모든 항목에서 요구되는 36 dBm 이상의 값을 갖는 것을 확인하였다.

2-3 체계적용을 위한 시험

장치는 플랫폼 장착 후 시스템과의 적합성을 검증하기 위한 시험을 수행해야 한다. 시험은 시험지원 항공기의 항전 장비들과의 전자기 적합성(EMC; electromagnetic compatibility)과 송출 전자파에 대한 인원의 안전에 대한 검증이 필요하다. 그리고 비행 중 비상상황에 대비하여 장치를 탈착할 수 있는 기능을 보유해야 한다.

1) 체계 내 전자기 적합성

체계 내 전자기 적합성 시험은 실 운용상황에서 플랫폼에 장착된 항전 장비들과 개발된 장비 사이의 전자기 적합성을 검증하기 위한 시험이다[5]. 이를 위해 개발 장치를 가해장비, 시험지원항공기의 항전 장비들을 피해장비로 설정하고 목록화하였으며, 각 장비들의 부적합 동작의 판정 기준을 설정하였다.

시험은 항공기 주기장에서 엔진 가동(engine-run) 상태에서 수행하였으며, 조종석에 탑승한 시험 인원들이 장치의 신호 방사 조건에서 항전 장비들의 동작 상태를 점검하였다. 그림 11은 장치가 장착된 시험지원 항공기의 체계 내 전자기 적합성 시험 사진을 보여준다[6].



그림 11. 체계 내 전자기 적합성 시험 사진
Fig. 11. Picture of intra-system EMC test.

가해 장비			L/H 계기신호 발생장치, R/H EFT	비 고
장비명	운용모드	주파수 (MHz)		
CCS	내부통화 (VOICE)	-	이상없음	
VHF	송/수신 (VOICE)	CH1	이상없음	
		CH2	이상없음	
		CH3	이상없음	
		CH4	이상없음	
UHF	송/수신 (VOICE)	CH1	이상없음	
		CH2	이상없음	
		CH3	이상없음	
		CH4	이상없음	
		CH5	이상없음	
		CH6	이상없음	
		CH7	이상없음	
		CH8	이상없음	
		CH9	이상없음	
		CH10	이상없음	
		CH11	이상없음	
IFF/SIF	송/수신	수신 : 1,000MHz 송신 : 1,000MHz	이상없음	
TACAN	송/수신	CH 73X	이상없음	
GPS/RNS	수신	L1 : 1,500~1,500MHz L2 : 1,200~1,200MHz	이상없음	
ASC	무장제어	-	이상없음	
전방상황시현기	정보시현	-	이상없음	
타기능시현기	정보시현	-	이상없음	
전자식비행계기	정보시현	-	이상없음	
전자시현전계기	정보시현	-	이상없음	
통신경보장치	정보시현	-	이상없음	

가해 장비			L/H 계기신호 발생장치, R/H EFT	비 고
장비명	운용모드	주파수 (MHz)		
방빙계통	-	-	이상없음	
AOA Test	정보시현	-	이상없음	
NWS	-	-	이상없음	
경사계	정보시현	-	이상없음	
타기능타기속도계	정보시현	-	이상없음	
고도계	정보시현	-	이상없음	
속감계	정보시현	-	이상없음	
Clock	정보시현	-	이상없음	
가속도계	정보시현	-	이상없음	
피토헤드	-	-	이상없음	
좌,우측 정압구	-	-	이상없음	
보조자세계	정보시현	-	이상없음	
타기능타기 속도계	정보시현	-	이상없음	
3축타기속도계	정보시현	-	이상없음	
롤 각도계	정보시현	-	이상없음	
산소압력계	정보시현	-	이상없음	
비상유압압력계	정보시현	-	이상없음	
사출장비 UP/DOWN	-	-	이상없음	
총류방사등	-	-	이상없음	
착륙등주등	-	-	이상없음	
회개감지계통	정보시현	-	이상없음	
ECS 계통	-	-	이상없음	
계속장비	-	-	이상없음	
항공전자 제어회로	-	-	이상없음	
오도라더터널	-	-	이상없음	
통신능력기	-	-	AVTR 사용으로 통신능력기 미사용	

그림 12. 체계 내 전자기 적합성 시험 결과
Fig. 12. Test results of intra-system EMC.

그림 12는 체계 내 전자기 적합성 시험 결과지를 보여준다. 시험 결과를 통해 시험지원 항공기의 항전장비들과 장치 사이에 전자기 간섭에 의한 이상 동작이 없음을 확인하였다.

2) 인체 전자기 복사 위험도

인체 전자기 복사 위험도는 시스템에 장착된 방사원(Sources of electromagnetic radiation)들로부터 복사되는 전자파가 인체에 위해를 미칠 수 있는 위험구역을 식별하고 표시함으로써, 관련 인원의 안전을 보장하는 데 목적이 있다[7].

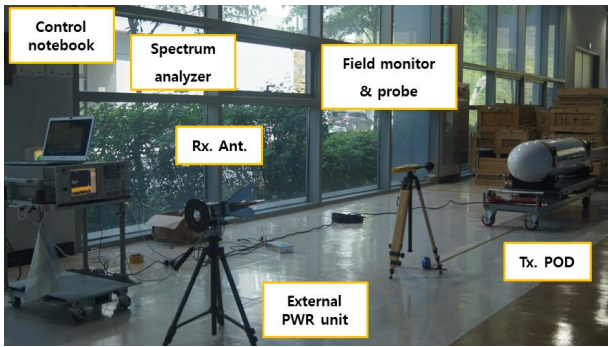


그림 13. 인체 전자기 복사 위해도 시험구성
Fig. 13. Configuration of HERP test.

표 4. 인체 전자기 복사 위해도 시험 결과
Table 4. Results of HERP test.

Measurement point / distance	Measurement result (W/m ²)
Front / 1m	2.19
Side / 1m	0.10
Rear / 1m	0.02

시험은 우선 이전 연구에서는 전력 밀도와 거리의 관계식을 이용하여 사용 주파수 대역에서 최대 안전거리를 계산하였다 [8]. 그리고 전문 계측장비(EMR-300)를 이용하여 계산된 거리에 대한 검증을 수행하였다.

그림 13는 장치의 인체 전자기 복사 위해도 시험구성을 보여 준다. 시험은 장치를 플랫폼에서 탈착한 상태에서 수행하였다. 장치와 계측 장비 후면에는 장치 제어를 위한 제어 컴퓨터를 설치하여 시험 결과에 미치는 영향을 최소화했으며, 수신 안테나와 스펙트럼 분석기를 설치하여 시험 중 장치의 신호 송출 상태를 확인했다.

인체 전자기 복사 위해도 시험 절차는 장치가 S/C-band 신호를 동시에 송신하는 상태로 두고 계측 장비를 계산된 최대 안전거리 1m 만큼 이격시킨 후, 계측 장비의 프로브와 안테나 중심 높이를 일치하도록 설치한다. 이후 6분 동안 장치에서 방사되는 전자파의 평균값을 측정하였다. 측정 위치는 장치의 전/후방 그리고 안테나의 측면에 대해 측정하였다. 이때, 장치는 좌우 대칭으로 설계되었기 때문에, 측면에 대한 측정은 한 곳에 대해서만 수행하였다.

표 4는 측정된 결과를 보여주며, 안테나의 지향방향인 전면 1m 거리에서 최대값인 2.19 W/m²을 갖는다. 이는 사용 주파수 대역에서 인체 전자기 복사 위해도 노출 허용 기준인 10 W/m²와 비교하여 7.81 W/m² 낮은 값으로 요구도를 충족한다. 또한 항공기에서 장치는 조종석과 1m 이상의 거리를 갖고 조종석이 장치 측면에 위치하기 때문에, 탑재비행시험에서는 표 4의 측면 결과인 0.1 W/m² 이하의 값을 가질 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 연구에서는 이동하며 신호를 송출하는 비행체 모의를 위하여 시험 지원항공기에 장착되어 신호를 송출하는 장치를 개발하였다. 장치는 탑재비행시험을 위해 사용자의 선택에 따라 S/C-band의 신호를 송출하며, 시험을 통해 요구되는 세기의 신호를 송출함을 확인하였다. 장치의 형상은 기 검증된 POD형태로 제작되었으며, 중량과 무게중심, 관성 모멘트 측정을 통해 항공기 탑재 요구도를 충족함을 확인하였다. 장치는 항공기 비행 안전성을 위해 전자기 간섭 시험, 환경 시험, 체계 내 전자기 적합성 시험 그리고 인체 전자기 복사 위해도 시험을 수행하였으며, 모든 시험결과가 요구사항을 충족함을 확인하였다. 장치는 요구되는 전기적/기계적 요구사항들을 충족함으로써 항공기 장착이 가능함을 확인하였다.

References

- [1] H. S. Yeom, J. H. Oh and D. Y. Sung, "A study on technique of development test by an aircraft captive flight test in weapon system," *Journal of the Korea Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 37, No. 10, pp. 1010-1016, Oct. 2009.
- [2] O. C. Jun and S. Y. Kim, "Design of instrumented pod for flight aeroacoustic environment," *Journal of the Korea Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 40, No. 6, pp. 536-541, Jun. 2012.
- [3] MIL-STD-461F, DOD interface standard, requirements for the control of electromagnetic interference, Dec. 2007.
- [4] MIL-STD-810G, DOD test method standard, environmental engineering considerations and laboratory tests, Oct. 2008.
- [5] MIL-STD-464A, DOD interface standard, electromagnetic environmental effects, requirements for systems, Dec. 2002.
- [6] J. H. Kim, Y. K. Kwak and Y. I. Park, "Intra-system EMC test of aircraft equipped with Tx. pod," in *Conference on Korea Institute of Military Science and Technology*, Jeju: Korea, pp. 649-650, Jun. 2016.
- [7] IEEE, Std. C95.1-2005, Standard for safety levels with respect to human exposure to radio frequency electromagnetic fields, 3 kHz to 300 GHz, Sep. 2005.
- [8] J. H. Kim, Y. K. Kwak, Y. I. Park and J. R. Park, "Study on hazards of electromagnetic radiations to person of Tx. pod equipped with aircraft," in *Conference on Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Gangwon-do: Korea, pp. 633-634, Apr. 2018.



김 지 흥 (Jee-Heung Kim)

2009년 8월 : 한국항공대학교 항공전자 및 전자공학과 (공학사)
2012년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)
2012년 10월 ~ 2018년 12월 : 국방과학연구소 연구원
2019년 5월 ~ 현재 : 한국과학기술원 인공위성연구소 위촉 연구원

※관심분야 : 안테나, 레이돔, 초고주파 송수신기, SAR



곽 용 길 (Young-kil Kwak)

1997년 2월 : 부산대학교 기계공학부 (공학사)
1999년 2월 : 부산대학교 기계공학부 (공학석사)
2005년 2월 : 부산대학교 기계공학부 (공학박사)
2012년 10월 ~ 현재 : 국방과학연구소 선임연구원

※관심분야 : 자외소자, 압전소자, 스마트 액추에이터



김 기 출 (Kichul Kim)

1999년 8월 : 영남대학교 전자공학과 (공학사)
2011년 5월 : University of Colorado at Boulder 전기전산 및 에너지공학과 (공학박사)
2008년 3월 ~ 2011년 1월 : National Institute of Standards and Technology 객원연구원
2011년 11월 ~ 2018년 12월 : 국방과학연구소 선임연구원
2019년 5월 ~ 현재 : 항공안전기술원 선임연구원

※관심분야 : 항공기 설계 및 인증, 안테나, 응용전자기학, 나노물질 모델링 및 측정



박 주 래 (Joo-rae Park)

1991년 2월 : 충남대학교 전자공학과 (공학사)
1993년 2월 : 충남대학교 전자공학과 (공학석사)
1993년 3월 ~ 현재 : 국방과학연구소 책임연구원
2015년 2월 : 충남대학교 전자공학과 (공학박사)

※관심분야 : 다기능 RF 시스템, 배열 안테나