

# 무기체계의 효과적인 개발을 위한 항공탑재시험용 POD 시스템 설계

박정수  
국방과학연구소

## Captive Flight Test POD System Design for Effective Development in Weapon System

JungSoo Park  
Agency for Defense Development

요 약 항공탑재시험은 복잡해지는 무기체계 개발과정에서 데이터 획득을 위해 수행하는 중요한 시험 중 하나이다. 본 논문은 무기체계 개발 과정중 수행하는 항공탑재시험용 POD 시스템에 대한 설계 내용 및 시험 결과를 소개한다. 항공탑재 시험용 POD는 좌·우 2개의 POD가 설계 및 제작되었고 각각의 POD는 항공기 연료탱크와 동일한 외형과 질량특성을 갖도록 하여 감항인증 절차를 생략할 수 있도록 하였다. 또한 무기체계 개발에 필요한 표적 영상 데이터 계측, 항법 데이터 획득, 알고리즘 검증 및 분석에 필요한 기준 데이터를 획득할 수 있도록 구성품들을 적절하게 배치하였다. 항공탑재시험용 POD 시스템은 기계적, 전기적 요소들이 모두 반영된 복합적인 시스템이며 개발된 POD 시스템은 반복적으로 항공탑재시험에 사용되어 무기체계 개발에 필요한 다양한 데이터를 성공적으로 획득하였다.

주제어 : 항공탑재시험, POD, 복합 시스템 설계, 영상 계측, 데이터 처리

**Abstract** Captive Flight Test (CFT) is one of the most important tests to acquire data when developing complex weapon systems. In this paper, we introduce the design and test result of our POD system for CFT. POD system uses POD set which consists of left and right POD. The exterior and mass properties of POD set are equal to those of fuel tank for aircraft so that we can omit Airworthiness Certification. Also, we adequately placed inner-equipments in order to acquire data including target image, navigation result and reference data to verify and analyse software algorithm. The POD system for CFT we developed is complex system as both mechanical and electronic factors are applied. As we repeatedly performed CFT, useful and various data for weapon development were acquired.

**Key Words** : Captive Flight Test, POD, Complex System Design, Image Acquisition, Data Processing

## 1. 서론

### 1.1 항공탑재시험 및 POD 시스템

#### 1.1.1 항공탑재시험

항공탑재시험은 항공기에 장착 가능한 POD내부에 비행 중 성능 및 기능 확인이 필요한 구성품들을 탑재하여 항공기가 비행하면서 해당 구성품들의 성능 및 기능을

확인하는 시험이다. 항공탑재시험은 특히 무기체계 개발에 있어 경제성, 반복가능성, 구성품들의 신뢰도 향상 등의 많은 장점들을 갖고 있어 점점 복잡해지는 알고리즘 개발을 위한 다양한 데이터 확보가 필수적인 근래의 무기체계 개발에 있어서 꼭 필요한 시험 중 하나이다[1-3]. 국방과학연구소에서는 자체 개발한 KTX-1, XKO-1 항공기를 이용하여 탑재시험을 수행하고 있으며 항공기와

\*Corresponding Author : JungSoo Park (pjs2k@add.re.kr)

Received March 30, 2018

Accepted June 20, 2018

Revised June 1, 2018

Published June 28, 2018

같은 대형 무기체계보다는 주로 유도무기에 탑재되는 탐색기, 항법장치, 유도조종장치 등의 주요 구성품들을 대상으로 수행하고 있다. 최근에는 대부분의 무기체계 개발에서 항공탑재시험을 수행함에 따라 더 체계적이고 효과적인 시험방안을 연구하며 적용해 나가고 있다[4-6].

1.1.2 항공탑재시험용 POD 시스템

앞서 설명한 것과 같이 항공탑재시험에서는 대형 무기체계나 실제 장비 자체를 항공기에 장착하여 시험을 수행하는 경우도 있다. 하지만 유도무기 개발 과정에서 수행되는 항공탑재시험의 경우에는 유도무기 주요 구성품들을 POD에 탑재하여 시험을 수행하는 경우가 일반적이다. POD 시스템은 내부에 시험용 구성품을 장착하여 필요한 데이터를 획득하기 위한 좌·우 POD와 항공탑재 시험 준비 및 시험 중에 사용하는 점검장비 등을 말한다. 본 논문에서는 무기체계 개발과정에서 사용된 POD시스템에 대하여 설계부터 시험 준비, 시험 수행까지의 과정을 설명할 것이다.

1.1.3 항공기와 새로 제작된 POD 시스템

항공탑재시험을 위한 POD 시스템을 설계 및 제작할 때에는 장착 대상 항공기의 탑재 제한 및 요구조건을 만족해야 한다. 새로운 항공 장착물을 개발할 경우 항공기 탑재를 위해서는 새로운 장착물에 대해 감항인증이 필요하다. 하지만 감항인증은 시간과 비용이 상당히 많이 필요하기 때문에 무기체계 개발과정에서 사용하는 POD는 일반적으로 감항인증을 받지 않고 장착할 수 있도록 외형 및 질량특성, EMI(Electromagnetic Interference) 특성, 장착성 등을 기준에 검증된 장착물과 유사하도록 설계하여 장착물의 특성들이 항공기에 영향을 주지 않도록 한다. 그렇지 않을 경우 안전이 보장되지 않기 때문에 비행 안전과 관련된 설계요소는 시험 목적에 맞는 성능 및 기능 설계와 함께 우선적으로 고려되어야 할 사항이다.

2. 항공탑재시험용 POD 시스템 설계

2.1 시스템 제한 및 요구조건

항공탑재시험용 POD를 설계할 때에는 안전을 최우선으로 보장하는 항공기 장착 요구조건을 고려하면서도 시험 목적에 맞는 기능들을 갖도록 설계를 진행해야 한다 [7,8]. 설계시 고려할 사항을 분야별로 정리하였다.

2.1.2 기계적 제한 및 요구조건

기계적 제한 및 요구조건은 항공기 장착 가능 판정을 위한 조건과 임무 수행을 위한 장비 탑재의 조건으로 나눌 수 있다. 항공기 장착을 위한 요구조건은 새로 제작되는 POD의 외형 및 질량특성을 이미 검증된 장착물인 연료탱크의 외형 및 질량특성을 갖도록 설계하는 것이다.

Table 1. Mass Properties of Fuel Tank

Angle (deg.)	3/4 (158kg)	2/4 (116.5kg)
	TankCG (mm)	TankCG (mm)
50	1601.4	1750.4
30	1510.8	1673.6
0	1331.2	1339.4
-30	1150.2	996.3
-50	1014.3	854.9
Mass Properties Production Tolerance (MIL-HDBK-244A, 5.3.16.1) [9] Weight : 5%, C.G. : 0.50 inch (12.70mm), Moment of inertia :10%		
MOI (kg·m <sup>2</sup> )		
$I_{yy}$	62.590 (max)	

Table 1은 KXO-1 항공기에 사용하는 연료탱크의 내부 연료별 질량특성 자료의 일부이다. 새로운 POD의 CG(Center of Gravity), MOI (Moment Of Inertia)를 연료탱크와 동일하게 설계하고 제작한다. CG의 경우 POD의 Pitch축을 0도로 놓았을 때 항공기와 POD를 연결하는 두 개의 리그 사이가 CG가 된다. MOI는 관성모멘트라고 하며 회전축을 중심으로 대상체가 갖고 있는 관성의 크기를 나타낸다. MOI값은 회전축에 따라 다르게 측정되며 단위는 kg·m<sup>2</sup>이다. 외부에서 힘이 작용하지 않는다면 MOI가 클수록 각속도는 작아지며 항공기의 경우 Pitch축의 MOI가 크면 고도를 높이거나 낮추기 위해 Pitch축을 기동하는데 필요한 힘의 크기가 커진다고 해석할 수 있다. 따라서 신규 POD의 Pitch축 MOI인  $I_{yy}$ 를 가득 채워진 연료탱크의  $I_{yy}$  값보다 작도록 설계한다. MOI값  $I$ 를 계산하는 방법은 다음과 같다.

$$I = \sum_i m_i r_i^2$$

여기서  $m_i$ 는 각 구성품의 질량을 나타내고  $r_i$ 는 CG로부터 배치된 구성품까지의 거리를 나타낸다. 식에서 알 수 있듯 MOI값은 질량에 비례하고, 거리의 제곱에 비례하여 커지기 때문에 구성품을 배치할 때 CG와 가깝게 구성품들을 배치하여야 MOI 값을 줄일 수 있다. 최종적으로

로 MIL-HDBK-244A의 Mass Properties Production Tolerance의 허용 값을 참고하여 좌·우 POD의 차이가 허용 범위 내에 들도록 설계해야 한다[10].

2.1.2 전기·전자적 제한 및 요구조건

전기·전자적 제한 및 요구조건은 항공기에서 POD에 공급할 수 있는 전원, 임무 중 사용가능한 신호의 종류 및 개수 등의 제공 제한 조건을 수용하면서 EMI 특성을 MIL-STD-461F[11]의 CE(Conducted Emissions), RE (Radiated Emissions) 조건을 만족하는 것이다. 또한 MIL-STD-464C[12]의 시스템 전자기 간섭 요구조건을 만족시켜 항공기에 전자기적 간섭을 주지 않도록 하는 것이다. 임무 중에 POD 시스템은 항공기의 날개와 연결된 배꼽연결기를 통해 전원을 공급받고 연동 신호를 사용할 수 있다[13, 14]. 전원은 28VDC 전압, 좌·우 POD에 대해 최대 20A의 전류를 공급한다. 신호의 경우 임무 중 매 패스마다 POD에 시작, 종료의 시점을 전달하여 영상 녹화 및 탑재장비의 알고리즘 동작 상태를 변경할 수 있도록 하는 데에 사용된다. GPS신호는 항공기 경로 정보 분석의 목적으로 사용된다. EMI 요구조건인 경우 EMI 필터 및 내부 구성품의 하우징, 실드 케이블 등을 통해 CE, RE의 크기를 최대한 감쇄시키는 방향으로 설계한다.

2.1.3 기능·성능 요구조건

항공탑재시험의 기본 목적은 무기체계의 핵심 구성품들을 탑재하여 비행 상태에서 기능 및 성능을 확인하는 것이기 때문에 실제 무기체계에 사용되는 구성품들을 가능한 많이 탑재하는 것이 좋다. 또한 기준데이터 확보를 위한 계측 장비들을 탑재하여 정확한 시험 결과 분석을 할 수 있어야 한다. 항공탑재시험은 실제 비행시험과 고도, 속도, 임무 시간, 장비 연결 상태 등이 다르기 때문에 구성품들의 전원 및 신호계통에 대한 신규 설계가 필요하며 내부 소프트웨어도 항공탑재시험의 목적에 맞게 수정이 필요하다.

2.2 기계적 설계 및 결과

새로 제작된 POD 시스템은 연료탱크의 형상을 갖고 연료탱크의 질량특성 중 무게, CG, MOI를 만족하도록 설계되었다. 외형은 연료탱크의 돔 부분을 평평하게 하여 탐색기 및 기타 광학장비를 장착하여 영상계측을 할 수 있도록 제작되었으며 공력해석을 통해 변경된 형상이

비행 안정성에 영향이 없음을 확인하였다.

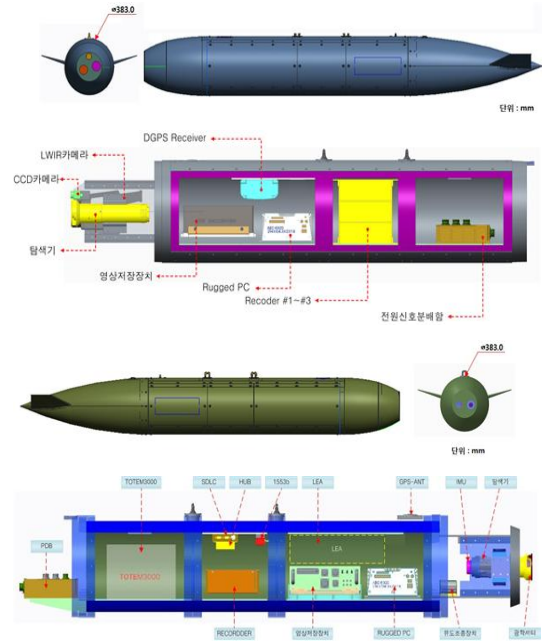


Fig. 1. Configuration of PODs (left, right)

Table 2. Mass Properties of POD set

	Weight(kg)	CG(mm)	MOI(kg · m <sup>2</sup> )
		CG	<i>I<sub>yy</sub></i>
Left POD	131.12±0.07	1334.6±0.6	61.05±0.05
Right POD	133.77±0.07	1334.0±0.7	61.55±0.05

질량특성은 각 구성품들에 대한 3D 모델링을 통해 CG, MOI를 계산하여 구성품을 배치한 후 질량특성 측정 시험을 통해 실제 검증을 하였다. 일부 수정이 필요한 부분에 대해서는 내부의 무게 추를 사용하여 무게, CG, MOI를 조정하였다. Table 2는 제작한 POD의 질량특성 측정 결과이다. POD의 무게는 약 130kg 수준으로 Table 1의 3/4 탱크와 1/2탱크 사이의 무게가 위치하면서 CG와 MOI가 규격을 만족하는 것을 확인하였다. 또한 두 POD 사이의 무게, MOI의 차이도 MIL-HDBK-244A의 허용 오차 이내로 들어오는 것을 확인 할 수 있다. 따라서 기계적 설계 및 제작이 정상적으로 완료되었음을 확인하였다.



Fig. 2. CG(left) and MOI(right) Measurement of POD

2.3 전기·전자적 설계 및 결과

EMI 특성을 만족하기 위해 POD 내부 전원분배장치 (PDB: Power Distribution Box)에 EMI 필터를 적용하여 CE 값을 감쇄하고 구성품들의 하우징과 케이블 실드처리를 통하여 RE 값을 감쇄하였다. 일반적으로 RE 특성을 만족시키기가 더 어렵다. Fig. 3은 EMI 시험 중 RE 측정 시험과 그 결과에 대한 그래프이다.

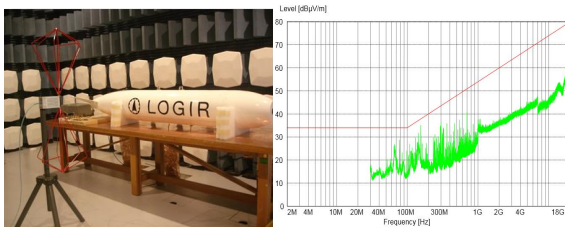


Fig. 3. MIL-STD-461F, RE102 Test and Result

MIL-STD-461F의 여러 항목 중 CE, RE 시험의 항공기 EMI 특성 시험 규격(Fig. 3 오른쪽 그래프의 붉은 선)을 확인하여 제한 그래프와 측정결과(Fig. 3 오른쪽 그래프의 녹색 선)를 도시한다. 신규 POD의 EMI 측정값이 제한 값을 초과하는지 확인한 결과 제작한 POD는 EMI 조건을 만족하는 것을 확인하였다.

항공기에서 배품 연결기를 통해 POD에 인가해주는 전원은 전압 28VDC, 전류 20A를 최대치로 제한하고 있다. 소모전력 측정 결과 제작된 POD는 28VDC 전압과 좌·우 POD 전원 인가시 약 8A의 전류를 소모하도록 제작되어 항공기의 전원 제한사항을 만족하였다.

2.4 기능·성능 설계 및 결과

항공탐재시험의 기본 목적은 무기체계의 핵심 구성품들을 탑재하여 비행 상태에서 기능 및 성능을 확인하는 것이다. 그러므로 최대한 실제 무기체계에 사용되는 구성품들을 탑재하고 비교를 위한 계측 장비들을 탑재하여

정확한 시험 결과 분석을 할 수 있어야 한다. 다음 표는 설계된 두 개의 POD에 탑재되는 구성품의 목록이다. 실제 무기체계의 구성품과 비교를 위한 다양한 상용 장비들이 탑재된다.

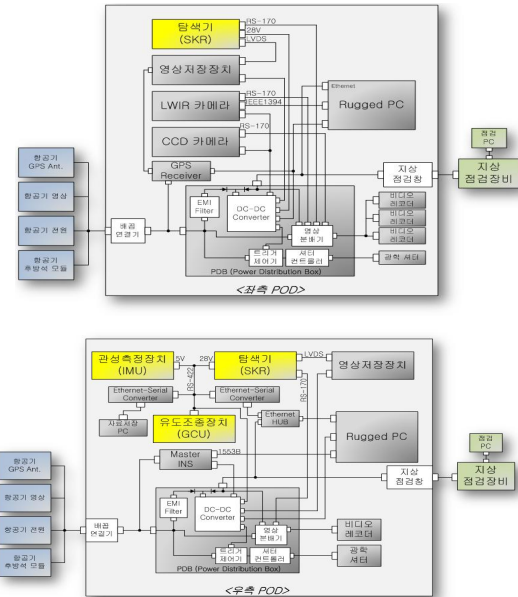


Fig. 4. Power & Signal Configuration of POD System

Fig. 4를 보면 탑재된 구성품은 POD내부의 PDB로부터 전원을 인가받으며, 일부 구성품들은 서로 연동하여 신호를 주고받는다. 좌측 POD의 경우 영상 획득을 위한 CCD, LWIR 카메라가 장착되어 영상 획득 측면의 기능을 보강하였고 우측 POD의 경우는 유도조종장치를 탑재하여 매 패스마다 항공기 스위치로부터 이산신호를 입력 받아 알고리즘을 동작할 수 있게 설계하였다.

Table 3. Inner-Equipments of POD system

Equipment	Purpose	installation
PDB	Power & Signal Control	Both
SKR	Weapon Equipment (Seeker)	Both
Image Acquire Equipment	Seeker data acquirement	Both
GPS Receiver	GPS data acquirement	Left
LWIR Camera	IR Image acquirement	Left
CCD Camera	CCD Image acquirement	Left
Rugged-PC	LWIR Camera data acquirement	Left
Video Recorder	Image acquirement (analog)	Both
GCU	Weapon Equipment (Guidance & Control Unit)	Right
IMU	Weapon Equipment (Inertial Measurement Unit)	Right

## 2.5 점검장비 설계 및 결과

항공탐재시험 준비 과정에서는 시험 목적 달성 뿐 아니라 안전한 시험 수행을 위해서 POD 시스템의 모든 계통을 점검해야 한다. 점검장비는 항공기의 배꼽연결기에 연결되어 항공기 연결 전원 및 신호 계통을 점검할 수 있고 점검창을 통해 전원 및 구성품의 상태 신호를 확인할 수 있다. 탑재비행시험 전 점검창을 통해 POD에 전원을 인가하여 장비를 점검한 뒤 항공탐재시험 상태로 설정한다. 이후 POD가 항공기의 전원을 인가받으면 점검창의 케이블을 분리하여 시험 준비를 최종적으로 마무리하게 된다. Fig. 4와 같이 점검장비를 통해 전원 및 신호계통을 확인할 수 있도록 설계되었다.

## 3. 항공탐재시험 수행

### 3.1 시험 계획

항공탐재시험은 실제로 항공기가 비행하며 임무를 수행하는 시험이기 때문에 항공기의 비행을 위해 많은 기관 및 부서들의 협조가 필요하다. 국방과학연구소에서는 비행시험 관할 부서에서 시험 의뢰 부서와의 회의를 통해 시험계획 및 시험장비에 대한 승인을 하고 관련 군 기관 및 부서와 협조하여 비행시험을 수행한다.

### 3.2 시험 준비

#### 3.2.1 자체 점검

항공탐재시험은 많은 인원이 참여하여 수행하는 시험이기 때문에 장비의 문제로 시험이 지연되거나 취소되지 않도록 철저한 준비가 필요하다. 개발한 점검장비를 사용하여 전원 및 통신계통의 신호들을 모두 점검하고, 탑재된 소프트웨어의 동작 상태를 분석하여 실제 비행시험에서 필요한 데이터를 얻을 수 있도록 준비한다. 자체점검 결과 정상이 확인되면 POD를 항공기에 장착할 수 있도록 외형 조립 상태를 확인하고 점검 케이블을 분리한다.

#### 3.2.2 연동 점검

연동점검은 자체 점검이 끝난 POD를 탑재시험을 위한 항공기에 장착한 후 수행하는 점검이다. POD를 항공기에 장착한 후 항공기, POD 자체적으로 점검을 수행한 후 항공기와 POD의 전원 및 신호 계통을 점검한다. 본 논문에서 개발한 POD의 경우 항공기와 연동하여 임무를

수행하기 위해 2개의 이산 신호를 조종석 스위치에 연결하였다. 해당 신호의 On/Off 조작에 따른 내부 구성품들의 동작 상태를 확인하는 것으로 항공탐재시험 수행을 위한 연동 상태가 정상임을 확인한다[15].

### 3.3 항공탐재시험 수행

연동점검을 수행한 후 POD 시스템 및 항공기가 시험 준비상태임이 확인되면 항공탐재시험 계획대로 항공기는 임무를 수행한다. 한 소티(sortie)당 임무 시간은 일반적으로 1시간 정도로 수행되며 시험 지역 이동 시간, 공역 확인 등의 시간을 포함하여 10~16 패스의 임무를 수행한다. 본 논문에서 소개하는 POD 시스템은 해상표적의 영상계측을 목적으로 설계되었고 따라서 매 패스마다 항공기는 해상의 표적으로 강하하는 임무를 수행하였다. 시험마다 표적의 종류, 배치, 기동상태, 항공기 고도, 진입방향 등을 다르게 계획하여 다양한 종류의 데이터들을 획득하였다. 매 패스마다 POD 시스템에 영상데이터, 항법데이터, GPS 데이터 등의 주요 구성품 데이터 및 분석을 위한 참고 데이터들이 저장되었다. 항공탐재시험 임무 종료 후 디브리핑을 통해 당일 시험의 결과를 공유하고 이슈 및 보완사항 등을 협의하였다.

## 4. 항공탐재시험 결과 분석

### 4.1 영상 데이터 분석

본 논문에서 소개하는 항공탐재시험의 가장 큰 시험 목적은 무기체계의 대상표적에 대한 영상 획득이다. 그래서 좌측 POD에는 유도무기에 탑재되는 탐색기뿐 아니라 상용 LWIR 카메라, CCD 카메라가 추가로 장착되어 데이터를 획득하였다. 탐색기 영상의 경우 각 탐색기의 Raw 데이터를 저장할 수 있는 영상저장장치에 LVDS 신호를 사용하여 저장되며, GPS 신호 또한 영상저장장치로 전달되기 때문에 해당 영상 프레임에 GPS 시간, 위도, 경도, 고도의 위치정보가 함께 저장된다. 따라서 분석 시 표적과의 거리 등의 정보를 같이 고려하여 분석할 수 있다. LWIR 카메라의 경우 Rugged-PC를 사용하여 데이터를 저장하고 이때에는 표적의 온도정보가 같이 저장되어 실제 온도차를 확인할 수 있다. CCD 카메라의 경우는 비디오 레코더로만 저장되어 참고용으로 사용된다. 탐색기, LWIR 카메라의 영상도 비디오 레코더를 통해 추가

적으로 저장된다. 다음은 항공탐재시험으로 획득한 표적의 CCD 카메라, LWIR 영상이다.

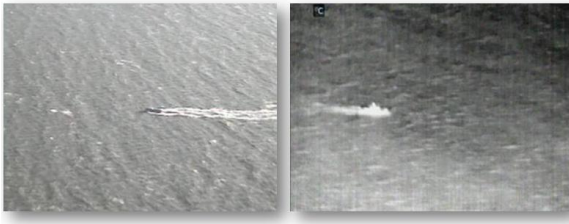


Fig. 5. CCD Camera Image, LWIR Camera Image

항공탐재시험은 날씨, 시간, 고도, 표적 종류 등의 조건을 변경하면서 여러 가지 시나리오를 설정하여 수행하였으며 반복적인 시험을 통해 무기체계 개발에 유용한 표적정보들을 획득할 수 있었다.

#### 4.2 GPS 및 항법 데이터 분석

비행시험 이후 시험계획상의 경로 점 대비 항공기의 움직임을 GPS 신호 및 항법데이터를 분석하여 확인할 수 있다. GPS 신호는 앞에 설명한 것과 같이 탐색기 영상저장장치에도 전달되어 영상과 함께 저장된다. 다음은 항공탐재시험 중 대표적인 비행 궤적이다. 표적에 대해 4 방향으로 진입하며 영상을 획득하는 시험이었고 데이터도 정상적으로 잘 획득하였다.

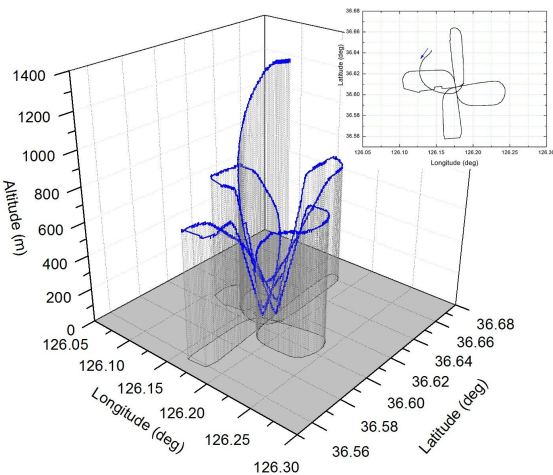


Fig. 6. GPS Trajectory of the CFT

탐재장비 중 유도조종장치에는 IMU 센서 데이터와 항법 알고리즘 수행 데이터가 저장되는데 이를 GPS 데이터와 비교하여 항법 성능도 확인할 수 있다.

#### 4.3 항공기 연동 신호 분석

항공기 연동신호는 항공기로부터 POD 시스템에 인가되는 신호로 GPS 신호, 조종석에 설치된 스위치로부터 인가되는 이산신호이다. 시험 전 점검을 통해 해당 계통들이 정상인지 확인한 후 시험을 진행한다. 시험이 종료된 이후에는 해당 이산신호를 받아 알고리즘을 동작시키는 구성품의 데이터를 분석하여 매 패스마다 신호들의 On, Off 동작이 정상적으로 되는지 확인한다.

Fig. 6은 이산신호를 받는 구성품에 저장된 데이터와 그 신호로 인가되는 알고리즘 동작 상태의 그래프이다. 그래프와 같이 11 패스의 시험이 수행된 것을 확인할 수 있고 매 패스마다 이산신호가 정상적으로 On(0), Off(1) 되었으며 그에 따라 필요한 알고리즘도 On(8), Off(6)의 값으로 정상적으로 변화했음을 확인하였다. 알고리즘 On 상태가 되면 탐재장비들은 자체적으로 필요한 알고리즘을 수행하며 탐재시험 데이터를 획득하게 된다. 획득된 데이터는 각 담당부서에게 전달되어 개발 자료로 활용된다.

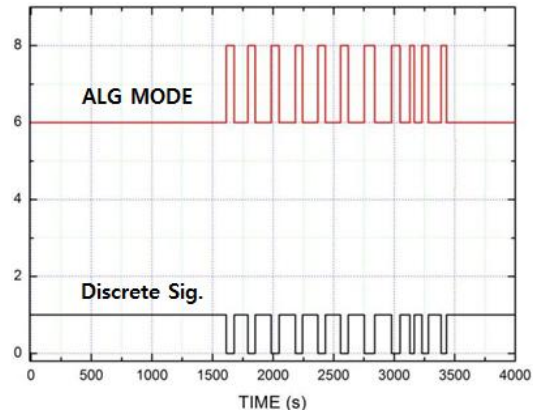


Fig. 6. MIL-STD-461F, RE102 Test and Result

### 5. 결론

항공탐재시험은 무기체계 개발에 있어 실제 비행시험 대비 반복적으로 수행 가능하며 시험 조건을 자유롭게 변경하면서 무기체계 개발에 필요한 다양한 데이터를 획득할 수 있기 때문에 개발과정에서 매우 중요한 시험 중 하나이다. 탐재시험을 위한 POD 제작은 항공기에 장착하는 점 때문에 공학의 모든 분야의 설계 요소들이 필요하다. 본 논문에서 소개한 POD 시스템의 경우도 다양한

분야의 설계요소들이 반영되어 제작되었고 장착을 위한 많은 준비과정이 수행되었다. 제작된 POD 시스템은 개발기간동안 반복적으로 시험을 수행하며 데이터를 축적하였으며 축적된 데이터들은 탑재 구성품 담당부서에 전달되어 무기체계 개발에 유용하게 사용되었다.

항공탑재시험을 위한 준비에는 많은 노력이 필요하지만 설계 기법, 시험 기법 등의 발전에 따라 더욱 효과적인 항공탑재시험이 수행될 것으로 기대한다. 제작된 POD 시스템의 탑재 구성품을 일부 변경함으로써 다른 무기체계 개발에 재활용이 가능하며 공용 설계를 통해 여러 POD를 조합하여 시험에 사용하는 형태로 발전될 것으로 예상된다.

## REFERENCES

- [1] S. M. Lee, S. C. Lee, H. S. Oh & D. Y. Sung. (2007). Test and Evaluation of Onboard Equipments for Guided Missile via Captive Flight Test. *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 35(1), 73-78.  
UCI : G704-000344.2007.35.1.006
- [2] S. M. Lee, S. C. Lee & Y. P. Lee. (2004, April). Test and Evaluation of Onboard Equipments for Guided Missile via Captive Flight Test. *Spring Conference of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*. (pp. 599-602). Seoul : KSAS.
- [3] I. C. Park, W. Y. Heo, Y. H. Lee & S. Y. Jeong. (2016). Captive Flight Test System Configuration and Verification for Multi-mode Guidance Missile System. *The Journal of Korea Institute of Military Science and Technology*, 19(5), 606-612.  
DOI : 10.9766/KIMST.2016.19.5.606
- [4] H. S. Yeom, J. H. Oh & D. Y. Sung. (2009). A Study on Technique of Development Test by an Aircraft Captive Flight Test in Weapon System. *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 37(10), 1010-1016.  
UCI : G704-000344.2009.37.10.010
- [5] H. S. Yeom, J. H. Oh & M. S. Kim. (2010, November). Application of Captive Flight Test to Weapon System Development. *Fall Conference of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*. (pp. 1294-1297). Seoul : KSAS.
- [6] H. S. Yeom, J. H. Oh & D. Y. Sung. (2008). *Development of the Low Altitude Relay System for Missile Captive flight Test*. Daejeon : ADD.
- [7] P. S. Kim. (2015). Considerations on the flight test implementation for small airplane certification program. *Journal of Aviation Development of Korea*, 63, 57-71.
- [8] S. K. Kim. (2015). Understanding of structural requirements of airworthiness standard for small airplane. *Journal of Aviation Development of Korea*, 63, 147-163.
- [9] Department of Defense Handbook (1990). *Guide to Aircraft/Stores Compatibility (MIL-HDBK-244A)*. USA : DoD.
- [10] M. S. Kim, S. S. Lee & S. J. Kim. (2003). *External Store Separation Analysis and Flight Test Results of XKO-1*. Daejeon : ADD.
- [11] Department of Defense Interface Standard (2007). *Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment (MIL-STD-461F)*. USA : DoD.
- [12] Department of Defense Interface Standard (2010). *Electromagnetic Environmental Effects Requirements for Systems (MIL-STD-464C)*. USA : DoD.
- [13] H. S. Yeom, J. H. Oh & D. Y. Sung. (2008). *The XKO-1-05 Modification for a Captive Flight Test*. Daejeon : ADD.
- [14] Department of Defense Handbook (2004). *Aircraft/Store Electrical Interconnection System (MIL-HDBK-1760A)*. USA : DoD.
- [15] J. S. Park. (2016). *Report of the Preparations and Results for the Installation of the Captive Flight Test POD to the Airplane*. Daejeon : ADD.

박 정 수(JungSoo Park)

[정회원]



- 2011년 2월 : 인하대학교 정보통신공학부 (공학사)
- 2013년 2월 : 한양대학교 전자컴퓨터통신공학과 (공학석사)
- 2013년 2월 ~ 현재 : 국방과학연구소 연구원

- 관심분야 : 레이더 시스템, 항공탑재시험, 데이터 링크
- E-Mail : pjs2k@add.re.kr