

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.6.536>

비행 공력음향 환경 측정을 위한 계측포드 설계

전우철*, 김상용**

Design of Instrumented Pod for Flight Aeroacoustic Environment

Oo-Chul Jun* and Sangyong Kim**

ABSTRACT

An instrumented pod has been developed to measure the aeroacoustic environment as well as the conventional data such as load, vibration, and aerodynamic heating of fighters during flight tests, confirming to the recently developed external pod design for fighters. This study presents the development of the measurement system in detail, being the first indigenous effort in its kind. The pod was designed to meet the requirements of the MIL-HDBK-1763 and MIL-STD-810 Method 515, which are the base to determine the locations and range of sensors. The Endevco 8510B-2 was selected as the sensor to withstand the harsh environment during the flight tests. In order to assess the integrity of the fabricated pod design, a ground run-up test of a KF-16 has been conducted with the pod installed at Station 5. The test results show that the system works well but the sound level exceeds the predetermined sensor range. The sensor range has been readjusted for flight test performed later.

초 록

새로 설계된 항공기 장착용 외장형 포드의 비행 시험용 계측포드를 설계하였다. 계측포드는 하중, 진동환경 및 공력 가열등 일반적인 항목뿐만 아니라 공력음향 환경에 대한 측정이 가능하도록 제작하였다. 특히 본 논문에서는 국내 최초로 수행 예정인 비행공력 음향 환경 측정에 대하여 집중적으로 다루었다. 계측포드는 MIL-HDBK-1763과 MIL-STD-810 Method 515에서 요구한 공력음향 시험요구 조건을 만족하도록 설계/제작되었다. MIL-STD-810에서 제시한 방법을 활용하여 공력음향 센서의 위치와 측정범위를 결정하였다. 센서는 혹독한 비행시험 환경을 고려하여 ENDEVCO 8510B-2를 사용하였다. 완성된 계측포드의 성능 시험을 위하여 KF-16 Sta. 5에 장착 후 지상 Run-Up 시험을 수행하여 자료를 획득하였다. 자료 분석결과 시스템은 정상적으로 작동하였으나, 공력음향 센서의 측정범위를 상회하는 음압이 측정되어 비행 시험시 측정범위의 변경이 요구되었다.

Key Words : Aeroacoustic Test(공력음향 시험), Instrumented Pod(계측포드), Aircraft-Store Compatibility(항공기-장착물 적합성)

† 2012년 1월 6일 접수 ~ 2012년 5월 12일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 7본부 2부

교신저자, E-mail : ocjun@add.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 35-3호 3-3-1

** 정회원, 국방과학연구소

I. 서 론

항공기 개발은 10년 이상의 긴 개발 기간과 엄청난 예산이 투입되는 관계로 새로운 항공기의 개발은 매우 신중히 진행되며, 개발된 항공기의

운용수명 또한 20년 이상인 경우가 일반적이다. 이에 반해 항공기에 장착되는 외부 무장 개발은 상대적으로 적은 예산과 짧은 개발기간이 요구된다. 특히 근래에 들어 PGM(Precision Guided Missile)을 위한 C³I(Command, Control, Communication, & Intelligence)에 대한 요구가 증가함에 따라 정보 수집 분야용 외부 장착물에 대한 가치가 증대되어 많은 투자가 이루어지고 있다. 이와 더불어 전자공학의 눈부신 발전은 개발주기를 더욱 더 가속화시키고 있다.

본 논문에서는 KF-16 Wing Station 5번에 장착되어 운용될 신형 외장형 포드(이하 신형 포드)의 비행적합성 입증을 위한 계측포드 설계/제작에 대하여 논하였다. 비행적합성 입증시 요구되는 일반적인 공학자료의 - 가속도, 진동, 응력, 공력 가열 등- 획득을 위한 계측포드 설계에 대한 내용은 기 발간된 논문[1]을 참조바라며, 본 논문에서는 이전의 논문에서 다루지 않았던 공력 음향에 관하여 중점적으로 논하였다.

II. 본 론

본 논문의 주제인 공력음향 측정과 관련된 사항을 먼저 언급하고, 논문의 완벽성을 위하여 기타 측정항목 및 전체 시스템에 대하여 설명하였다.

2.1 공력음향 측정

2.1.1 공력 음향 입증 필요성

항공기와 외부 장착물간의 적합성 입증 절차를 규정한 미 군사 규격 MIL-HDBK-1763[2] 4.1.4.2에 따르면 새로이 개발된 외부 장착물에 대하여는 정적, 피로, 열, 구조 진동 및 공력 음향시험에 대한 시험실 시험(Laboratory Test)이 요구된다. 참고문헌[1]에서는 새로 개발된 외부 장착물이 기 입증된 외부 장착물과 매우 유사한 외형 및 구조특성을 유지하였던 관계로 공력 음향시험이 요구되지 않았으나, 신형 포드는 새로운 외형과 전혀 다른 구조 특성을 갖는 관계로 공력 음향에 대한 평가가 필요하다.

2.1.2 공력 음향 요구도 분석

MIL-HDBK-1763, Appendix A Ground Test Procedures, Test 152 Aeroacoustic Test는 전반적인 시험 목적, 요구자료, 시험 준비, 합격기준, 시험 절차 및 시험 보고에 대하여 언급되어 있으며, 세부절차는 MIL-STD-810[3] Method 515에

따르도록 되어 있다. Method 515에는 아래와 같이 3가지 공력 음향 시험방법이 정의되어 있다.

- a. Procedure I (Diffuse Field Acoustic Noise)
- b. Procedure II (Grazing Incidence Acoustic Noise)
- c. Procedure III (Cavity Resonance Acoustic Noise)

Procedure I은 균일한 강도의 스펙트럼을 갖으며, 시험 물체의 노출된 모든 표면에 공력 음향을 가하는 방법이다. 주로 잔향실에서 시험이 수행되며, 우주비행체 및 동력장치에 적용된다. 반면 Procedure II는 높은 강도의 급격한 공력 음향 요동을 물체의 특별한 방향에, 일반적으로 장축 방향, 가하는 방법으로 진행파 관(Progressive Wave Tube)을 이용한다. 미사일 또는 항공기 외부 장착물에 적용한다. 마지막으로 Procedure III는 공동(Cavity)의 기하학적 형상 및 공동 속 물체의 형상과 관련되어 결정되는 광범위한 주파수 범위에서 강도를 가지며, 항공기 내부 무장 베이 가 열려있는 경우에 적용한다.

KF-16에 장착되어 운용되는 신형 포드는 Fig. 1에서와 같이 동체 하부에 외부로 돌출되어 장착되며, 정사각형에 가까운 단면을 가지면서 항공기 동체축을 따라 긴 외형을 갖는다. 이에 따라 항공기 진행 방향에 대하여 높은 공력음향이 발생할 것으로 예상되는 바 Procedure II를 공력 음향 시험 방법으로 선정하였다.

2.1.3 공력 음향 스펙트럼 선정

Procedure II에 의한 공력 음향 시험레벨 및 주파수 대역은 MIL-STD-810 Method 515를 따랐으며, 기능시험을 위한 공력 음향 레벨은 4가지 경우에 대하여 아래와 같이 정의되어 있다. 1) 일반적인 경우 식(1)과 같이 정의되며, 2) Fig. 2의 $80^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$ 인 Flat Nose Store에 대하여는 $X < 100$ 인치까지에 대하여 식(2), 3) 원통형 동체의 길이가 지름의 2배가 넘는 영역에 대하여는 식(3), 4) 원통형 동체의 지름이 변하거나,



Fig. 1. 신형 포드의 항공기 장착 모습

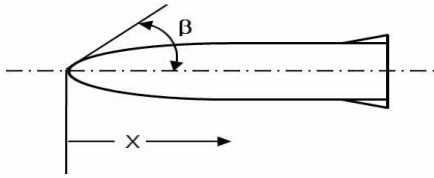


Fig. 2. 대표적인 장착물 형상

Flat Nose Store에서 $X > 100$ 이후 영역에 대하여는 식(4)를 적용하게 되어 있다.

$$L_0 = 20\log(q_1) + 11\log(X) + 7\log(1 - \cos\beta) + G + H \quad (\text{dB}) \quad (1)$$

$$L_0 = 20\log(q_1) - 6\log(X) + E + H \quad (\text{dB}) \quad (2)$$

$$L_0 = 20\log(q_1) + F + H \quad (\text{dB}) \quad (3)$$

$$L_0 = 20\log(q_1) + 11\log(X) + F + H \quad (\text{dB}) \quad (4)$$

식(1)~식(4)의 값은 Method 515에서 제시한 Table 1의 Instrumented Pod에 해당하는 값을 적용하였으며, 결과는 Table 2와 같다. Table 1의 N은 음향 공력 노출 횟수, q_{\max} 는 최대 비행 동압, f_0 는 중심주파수이다.

중심주파수는 위치에 따라 값이 정의되어 있으나, 시험의 용이성을 위하여 1000Hz를 전 영역

Table 1. 대표적인 공력음향 시험 변수값

Store Type	N Endurance	Nose-cone Angle (Deg.)	q_{\max} (lbs/ft^2)	f_0 Nose (Hz)	f_0 Mid (Hz)	f_0 Aft (Hz)
Air to Air Missile	100	69	1600	500	1000	500
Instrument Pod	500	69	1800	500	1000	500
Flat Nose Store	3	90	1200	400	630	315

Table 2. 각 식에 의한 계산결과

	합계 (dB)	각 항별 계산결과						
		q_1	X	β	G	E	F	H
식(1)	160	65	24	-1	72	0	0	0
식(2)	154	65	-8	0	0	96	0	0
식(3)	149	65	0	0	0	0	84	0
식(4)	167	65	18	0	0	0	84	0

에 대하여 적용하였다. 따라서 Fig. 3의 시험 스펙트럼은 f_0 가 1000Hz로 확장되며 전 영역에 대해서 최대 확장 범위를 적용하게 된다.

Table 2의 q_1 은 동압이며, X 와 β 는 Fig. 2와 같이 장착물 형상 변수이다. G, E, F, H는 MIL-STD-810에서 제시되며 G, E, F는 고정 값들이고 H는 마하수에 따라 달라진다. Table 2의 최대값인 167dB는 $20\mu\text{Pa}$ 에 대한 로그값이며, 공학적 값으로 환산하면 약 4477Pa(약 0.65psig)이다. 일반적으로 MIL-STD-810에서 제시하는 기준치는 전 세계를 대상으로 한 극대치를 고려하여 정의한 값으로 일반적인 환경에서는 나타나기 어려운 값이다.

또한 신형 포드 형태의 대부분인 원통형 동체 길이가 동체 지름의 2배를 넘기 때문에 최대 측정 범위를 식(3)의 값 149dB (약 0.1psig, 689Pa)에 안전율 1.5를 곱하여 154dB (0.15psig, 1034Pa)로

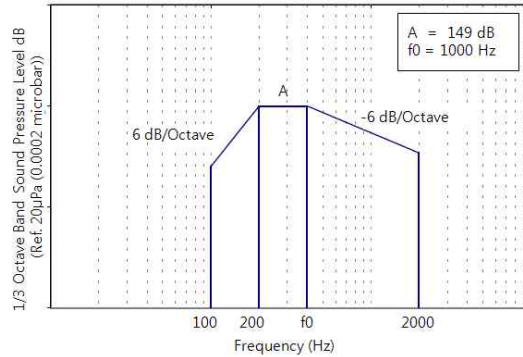


Fig. 3. 공력 음향 규격

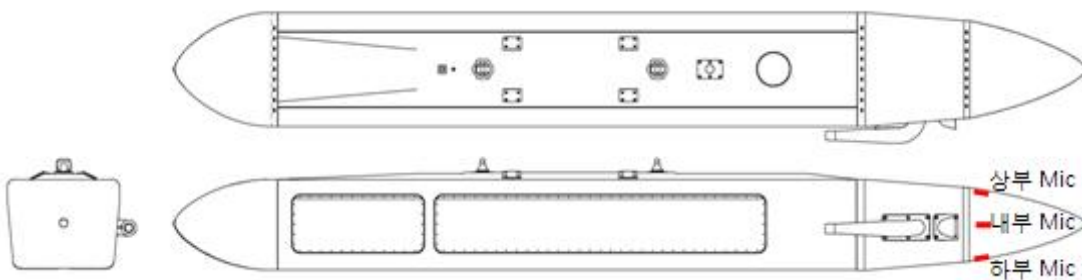


Fig. 4. 신형 포드 삼면도 및 Mic 장착위치

정하였다. 센서는 Fig. 4에서와 같이 총 3개를 장착하였으며, 장착위치는 가장 높은 공력음향이 예상되는 후방 캡의 상/하부에 각 1개씩 그리고 내부 장비에 전달되는 공력음향 영향성 분석을 위하여 후방 캡 내부에 1개가 장착되었다.

2.1.4 공력 음향 센서

측정 요구 범위는 0.15psig이나, 예측 못한 충격과등의 외부 압력으로부터 센서를 보호하기 위하여 최대 2psig까지 측정이 가능한 센서를 선정하였다. 또한, 40,000ft에서의 낮은 외부 대기 온도와 높은 마하수 비행시 발생하는 공력가열 및 저고도 고속 비행시 발생하는 진동 등 열악한 환경에서의 센서의 생존이 보장되는 마이크로폰 센서인 ENDEVCO 8510B-2를 선정하였다. 8510B는 정압에 대한 측정면의 압력변화를 측정하는 센서로서 Fig. 5에서와 같이 압력의 변화를 측정하기 위한 측정면과 정압을 측정하기 위한 측정면으로 구성되어있다.

2.2 계측포드 설계/시험

적합성 입증을 위한 측정 요구도 분석결과 하중, 진동환경 및 온도가 선정되었으며, 환경제어 시스템의 성능 확인을 위한 측정항목이 추가되어 아날로그 51채널, 디지털 2채널로 총 측정항목은 약 90개이며, 전체 시스템 설계는 Fig. 6과 같다.

2.2.1 기타 센서

- 선형 가속도계
계측포드에 작용하는 관성력을 측정하기 위하

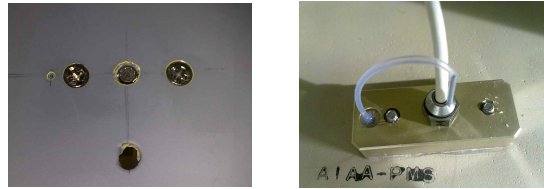


Fig. 5. 공력 음향센서 장착 사진(외부/내부)

여 3축 선형 가속도계를 외장 비행 계측장치의 무게중심에 장착하였다. 그리고 계측포드의 진동 환경을 확인하기 위하여 계측포드의 양끝 및 무게중심에 3축 가속도계를 장착하였다.

- 각속도계
계측포드에 작용하는 각속도 측정을 위하여 3축 각속도계를 계측포드의 무게중심에 장착하였으며, 측정범위가 최대 200deg/sec인 미국 BEI사의 QRS-11이다.

- MIL-STD-1553 Data
항공기의 고도, 속도, 자세, 하중 배수 등을 얻기 위하여 KF-16의 주익 장착점 5번에서 W-mux 신호를 계측 장치의 버스 모니터에 연결하였으며, 필요한 자료만 선별하여 추출하는 기능을 설정하였다.

- 스트레인 게이지
계측포드에 작용하는 하중 측정을 위하여 장착용 러그 및 스웨이 브레이스 내부에 로드 셀 설치를 Strainsert사에 주문 제작 하였으며, 지상 정적 시험시 응력이 높게 발생한 부위에 스트레인 게이지를 장착하였다.

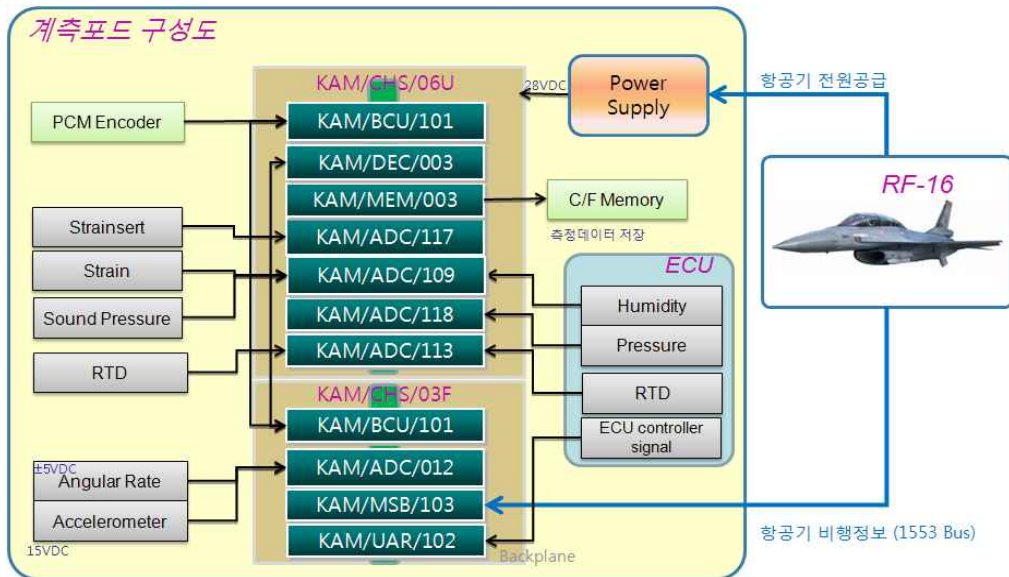


Fig. 6. 계측포드 구성도

- 외표면 온도

공력 가열에 의한 계측포드 외표면 온도측정을 위하여 측온저항체(RTD)를 부착하였다.

3. 예비 지상 공력음향 시험

공력 음향 센서가 장착된 계측포드의 성능 시험을 위하여는 진행파관에 계측포드를 장착하고 시험을 수행하여야 한다. 그러나 국내에서 보유한 진행파관은 항공우주연구원의 것이 유일한 것으로 조사되었으며, 시험부의 크기가 상대적으로 작아 계측포드를 장착/시험하는 것이 불가능했다(Fig. 7 참조).

이에 KF-16 항공기를 지상 고정 장치에 고정시키고, 계측포드를 Sta. 5에 장착한 후 지상에서 엔진의 출력을 Idle, Mil, Max의 3단계로 각 단계별로 200초씩 유지하며 데이터를 획득하였다(Fig. 8 참조).

계측포드 시스템은 정상적으로 작동하였으며, 데이터의 기록 또한 정상적으로 저장되었다. 후방 캡 외표면 상/하부에 부착된 센서는 Idle 및 Mil 출력에서 상호 대칭적인 값을 가지며, Max 출력에서는 자료 획득 시스템 설정치(0.15psig)를 초과하였다. 반면 후방 캡 내부의 센서로 전달되는 음압은 복합재로 제작된 후방 캡을 통해 전달되면서 감소되어 129dB라는 상대적으로 낮은

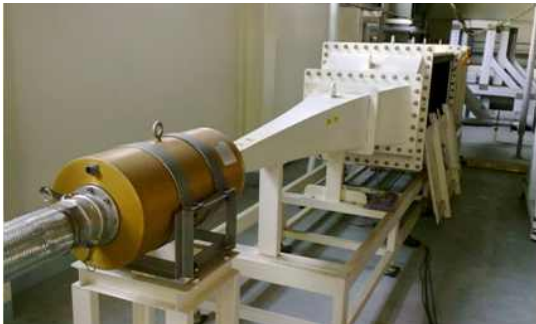


Fig. 7. 항공우주연구원 진행 파관 시험장비



Fig. 8. 계측 포드 지상 공력 음향시험

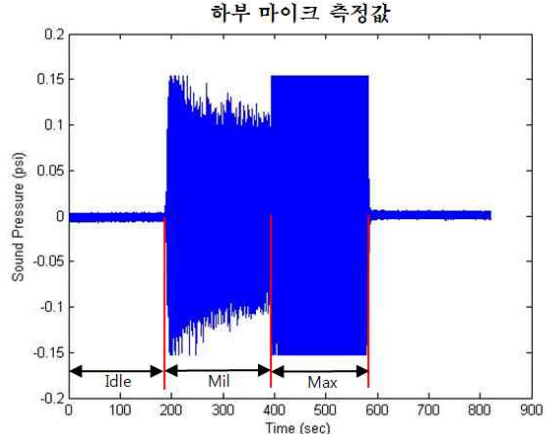


Fig. 9. 하부 Mic 측정결과

Table 3. 엔진설정 및 마이크에 따른 OASPL

	Idle(dB)	Mil(dB)	Max(dB)
상부 마이크	117	140	Overrange
하부 마이크	116	141	Overrange
내부 마이크	105	126	129

공력 음향값이 측정되었다. Max 출력에서 측정된 음압은 자료 획득 시스템 설정치(0.15psig)를 초과하였으나 실제 장착된 센서는 2psi까지 측정 가능하다. 따라서 추후 비행시험을 위하여 자료 획득 시스템 설정치를 Table 2의 최대값인 0.65psig (4477Pa, 167dB)의 1.5배인 1psig (6893Pa, 171dB)로 설정을 변경하였다.

시간에 따라 하부 마이크에서 측정된 값을 Fig. 9에 나타내었다. Table. 3에는 측정값의 실효치(RMS)인 OASPL(OverAll Sound Pressure Level)을 나타내었다.

III. 결 론

기존에 입증된 외부 장착물과 다른 외형 및 구조 특성을 갖는 외장 포드의 비행적합성 입증 을 위한 계측포드를 설계/제작/시험하였다. 특히 기존의 계측포드에서는 측정할 적인 없는 공력 음향 측정을 위하여 MIL-STD-810에 따라 공력 음향 스펙트럼을 선정하고, Endevco 8510B-2 마이크로폰 센서를 계측포드 후방 캡 외표면 상하에 각 1개, 내부에 1개를 장착하였다. 완성된 계측포드를 KF-16 항공기 Sta. 5에 장착하여 엔진 출력을 3단계로 변화시켜 가며 예비시험을 수행하였다. 예비 시험 수행 결과 Max 출력에서 자

료 획득 시스템 설정치(0.15psig)를 초과하는 값이 측정됨에 따라 1psig (6893Pa, 171dB)로 자료 획득 시스템 설정을 변경하였다. 향후 계측포드를 KF-16에 장착하여 국내 최초로 비행 중 공력음향 환경을 측정할 계획이다.

참고문헌

1) 전우철, 전승문, 유구현, 김준, "외부 장착물

비행시험용 계측포드 설계", 한국항공우주학회지 제33권 제4호, 2005, pp. 85~90.

2) Anon, "MIL-HDBK-1763 Aircraft/Stores Compatibility: Systems Engineering Data Requirements and Test Procedures", Jun. 1998.

3) Anon, "MIL-STD-810F Test Method Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests", Jan. 2000.