

技術論文

외부 장착물 비행 시험용 계측 포드 설계

전우철*, 전승문**, 유구현***, 김 준***

Design of Instrumented Pod for External Store Flight Test

Oo-Chul Jun*, SeungMoon Jun**, Gu-Hyun Ryu*** and Joon Kim***

ABSTRACT

A design of the instrumented pod for the newly developed ECM(Electronic Counter Measure) pod compatibility flight test is presented. A requirement study asks the measurement of load, vibration, and aerodynamic heating. Following sensors are designed for the flight load data evaluation; 1) 3 linear accelerometers, 3 angular rate sensors, and 2 inclinometers at the center of gravity 2) 8 channel strain gages at the lugs, 3) 2 STRAINSERT[®] bolts to measure the tensile load. The 3 triaxial linear accelerometers are installed to measure the vibration environment and 4 thermocouples are installed. Finally, a bus monitor is installed to extract the aircraft parameters such as altitude, speed, load factor and attitude from the W-mux of KF-16 MIL-STD-1553B. All the data are recorded in digital tape by PCM(Pulse Coded Modulation) stream. The functional test assures the normal operation of the instrument pod design.

초 록

새로 개발된 ECM 포드의 비행 적합성 시험을 위한 외부 장착물 비행 시험용 계측 포드를 설계하였다. 비행시험 요구도 분석결과 하중, 진동환경 및 공력 가열적 측면에 대한 측정이 요구되었다. 비행하중 측정을 위하여 1) ECM 포드 무게 중심점에 3축 선형 가속도계, 3축 각속도계, 및 2축 경사계, 2) 장착 결쇠(Lug)에 스트레인 게이지 8채널, 3) 장착 볼트의 하중 측정을 위한 STRAINSERT[®] 볼트 2개를 장착하였다. 비행 진동 환경 측정을 위한 3축 선형가속도계와 공력가열에 의한 영향을 분석하기 위한 4개의 열전쌍을 장착하였다. 기동특성 파악을 위하여 항공기의 고도, 속도, 하중배수, 자세등의 신호를 KF-16 MIL-STD-1553B로부터 추출 할 수 있는 버스 모니터(Bus Monitor)를 장착하였다. 획득된 자료는 모두 PCM화 되어 디지털테이프에 기록되도록 하였다. 지상 기능시험으로 계측 포드의 정상작동을 확인하였다.

Key Words : Aircraft-Store Compatibility(항공기-장착물 적합성), Instrumented Pod(계측포드), Flight Test(비행시험)

1. 서 론

일반적으로 항공기의 운용수명은 20년이 넘는다. 이 기간 동안 항공기의 설계단계에서 고려되었던 외부 장착물은 컴퓨터 및 전자기술의 빠른 발전에 힘입어 급속하게 성능 개량이 이루어진다. 이에 따라 기존의 항공기와 성능 개량된 신

† 2004년 5월 20일 접수 ~ 2005년 1월 10일 심사완료

* 정희원, 국방과학연구소

연락처, E-mail, ocjun@add.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 35-3호 3-3-1

** 정희원, 국방과학연구소

*** 정희원, LG 이노텍



Fig. 1. ECM 포드가 장착된 KF-16

규 외부 장착물간의 비행 적합성 인증이 필요하게 된다.

비행 인증을 위하여 공기역학 및 구조역학에 대한 해석이 수행되며 이를 검증하기 위한 지상 시험이 수행된다. 해석과 지상시험 결과에 대한 타당성이 검토되고 또한 항공기의 안전성이 확보된 후 최종적으로 비행적합성 시험이 수행되어 항공기와 외부 장착물간의 적합성이 검증되고 이를 근간으로 비행 한계가 설정되어 외부 장착물 장착에 대한 비행인증을 마치게 된다.

신규 개발된 항공기의 경우 비행시험을 위한 계측장비가 시제기 내부에 탑재되어 자료획득[1]에 어려움이 없으나, 기 개발된 항공기에 대한 비행시험의 경우 별도의 계측 장치를 설계/장착하여야 하며, 도입 항공기의 경우 설계 자료부족으로 인하여 큰 어려움이 있다. 그러므로 항공기의 개조 없이 비행시험 데이터를 획득할 수 있는 방법이 필요하며 외부 장착물 형태의 계측포드가 해결책이 된다.

본 논문에서는 KF-16에 장착될 신형 전자방해장비인 ECM 포드(Fig. 1)의 비행인증 시험을 위한 계측 포드의 설계에 대하여 논하였다.

II. 본 론

2.1 요구도 분석

계측 포드의 사용 목적은 해석 결과의 입증을 위한 비행 시험 자료의 수집이다. 응력해석, 피로해석 및 진동해석 결과는 정적시험, 피로시험, 지상진동시험을 통하여 입증된다. 반면, 설계하중, 진동환경 및 공력가열에 대한 입증은 비행시험을 통해서만 가능하다. 그러므로 성공적인 자료획득을 위한 요구도 분석이 필요하다.

2.1.1 설계하중 요구도

ECM 포드의 하중해석은 MIL-STD-8591H[2] Appendix B에 따라 다양한 비행변수(고도, 속도, 하중배수, 각속도등)에 대한 기동 시뮬레이션을

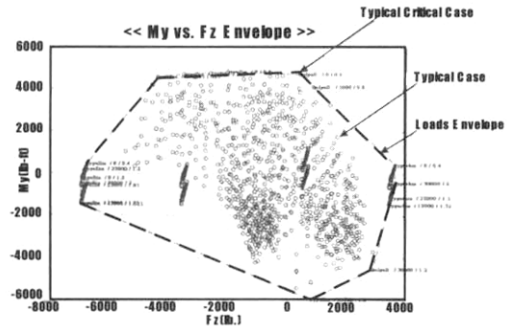


Fig. 2. 설계하중 포위선도(예시)

수행하여 계산되었으며, 대표적인 설계하중 포위선도는 Fig. 2와 같다[3].

본 설계에서는 ECM 포드의 무게중심에서의 선행가속도, 각속도를 측정하여 정확한 관성하중을 획득하고, 또한 주익과 ECM 포드가 체결되는 장착 걸쇠에 스트레인 브릿지를 설치하여 응력해석 결과와의 상호비교를 통하여 설계하중을 입증하는 방법을 선택하였다.

2.1.2 진동환경 요구도

비행중 항공기 외부 장착물은 공기역학적 외란과 관성력에 의하여 항시 진동을 한다. 미 군사규격 MIL-STD-810F[4] Method 514.4에서는 Fig. 3과 같이 제트 항공기의 외부 장착물이 받는 진동수준을 정의하고 있다. 현재 KF-16에 ECM 포드와 유사한 장착물이 장착되었을 경우 발생하는 진동수준에 대한 측정 자료가 국내에는 전무한 관계로 미 군사규격에서 제시한 W1(=0.021g²/Hz) 및 W2(=0.089g²/Hz)값을 적용하여 ECM 포드 지상 진동환경 시험이 수행되었다.

이에 비행중 ECM 포드의 진동환경과 MIL-STD-810F[4]에서 제시하는 진동환경을 비교 및 검토하기 위하여 지상 진동환경 시험 수행시 장착된 가속도계와 동일한 위치에서의 가속도 측정이 요구되었다.

2.1.3 공력가열 요구도

KF-16의 최대속도는 해면에서 30,000ft까지는 800kt이며, 30,000ft이상에서는 최대 마하 2.05이다. 이와 같은 초음속 비행을 수행함에 따라 ECM 포드에 공력가열이 발생한다. 표준대기 조건에서 KF-16의 고도별 최대설계 속도가 가역과정을 통하여 속도 0이 되었다는 매우 보수적인 가정에 따른 온도 해석 결과는 Fig. 4와 같이 최대 153.33℃이다. 이에 따라 구조 설계 및 해석에서 적용된 ECM 포드의 공력가열은 최대 발생 온도인 154℃를 적용하였으며, 고려된 온도범위

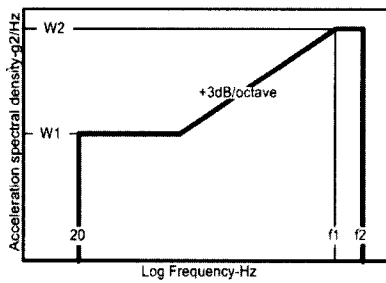


Fig. 3. 제트 항공기 장착물 진동 반응 (MIL-STD-810F)

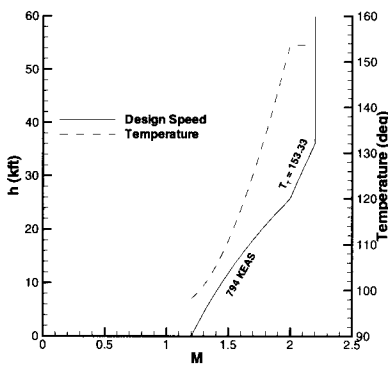


Fig. 4. F-16 속도, 고도, 온도 선도

에 대한 타당성을 입증하기 위한 ECM 포드 표면온도의 측정이 요구되었다.

2.2 계측 포드 설계

요구도 분석결과 하중, 진동환경 및 온도에 대한 측정이 요구되었다. 측정 항목에 대한 범위, 샘플링 횟수, 민감도, 측정방법에 대한 분석 결과와 센서 및 데이터 처리장치 설계결과는 아래와 같다.

2.2.1 아날로그 장치 설계

- 선형 가속도계

외부 장착물에 작용하는 관성력을 측정하기 위하여 3축 선형 가속도계를 외장 비행 계측장치의 무게중심에 장착하였다. 측정범위는 $\pm 30g$ 이며 주파수 범위는 DC ~ 800Hz이다. 그리고 ECM 포드의 진동환경을 확인하기 위하여 계측포드의 양 끝 및 무게중심에 3축 가속도계를 장착하였으며 측정범위는 $\pm 100g$ 이며 주파수 범위는 DC ~ 1000Hz이다. 또한 비행중 항공기의 피치각 및 경사각 측정하기 위한 경사계로서 측정범위가 $\pm 2g$ 이며 주파수 범위는 DC ~ 35Hz인 가속도계

를 장착하였다. 사용된 가속도계는 미국 ENDEVCO사의 7290계열이다.

- 각속도계

항공기 무게중심에서의 관성력과 외부 장착물 무게중심에서의 관성력의 차이는 선형 가속도, 각속도, 각 가속도 및 위치데이터로써 구할 수 있다. 각속도 및 각 가속도의 동시 측정은 채널의 증가를 초래하며 또한 현실적으로 각 가속도의 측정이 용이하지 않은 관계로 각속도 측정 후 신호 처리된 결과에 대하여 미분을 수행하여 각 가속도를 획득하도록 설계하였다. 외부 장착물에 작용하는 각속도 측정을 위하여 3축 각속도계를 외부 장착물의 무게중심에 장착하였으며 측정범위는 최대 200deg/sec이다. 사용된 각속도계는 미국 BEI사의 QRS-11이다.

- 장착 걸쇠 응력 측정

비행중 계측포드에 작용하는 관성력 및 공기력의 총합인 순하중(Net Load)에 대한 장착 걸쇠의 인장/압축 및 종/횡방향 굽힘 응력의 측정이 요구되었다. 이를 위하여 Fig. 5에서와 같이 전방/후방 걸쇠의 양쪽 측면에 1쌍씩 총 8개의 350 Ω 의 단축 게이지를 1개의 액티브 게이지와 1개의 더미 게이지를 갖는 2 게이지법으로 0

-장착 볼트 하중

장착 걸쇠와 계측포드를 연결하는 볼트에 작용하는 인장/압축을 측정하기 위하여 Fig. 5와 같이 장착 볼트에 350 Ω 의 단축 게이지가 4 게이지법으로 구성된 STRAINERT[®][5]를 장착하였다. 종/횡방향의 굽힘 응력 영향을 측정하기 위하여 양쪽 대각선 방향(ST1, ST2)을 선정하였다.

- 표면온도

공력가열 해석 결과 최대 온도는 ECM 포드의 레이돔 선두에서 발생할 것으로 예상되나 레이돔

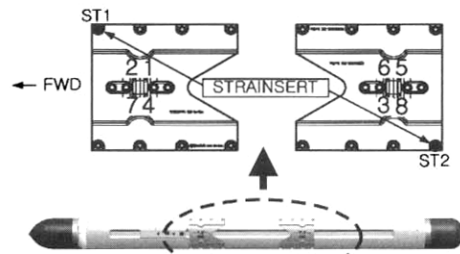


Fig. 5. 스트레인 게이지와 STRAINERT[®] 장착법

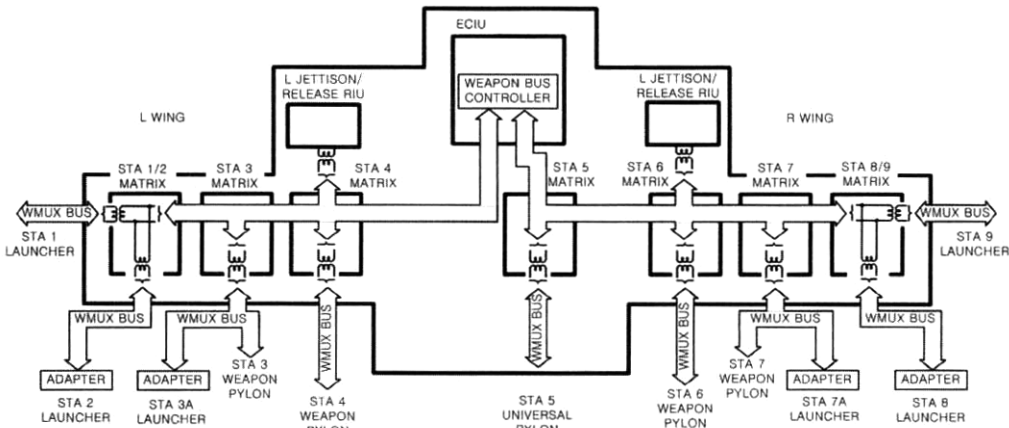


Fig. 6. KF-16 W-mux 선도

은 비구조재인 관계로 구조재인 좌측 덮개 전/후방 및 하부 곤돌라 전/후방에 측정범위가 -270°C ~ 400°C 인 T-형 열전쌍을 1개씩 설치하였다. 추가적으로 동일한 위치에 비가역성 온도지시계인 THERMAX[®][6] 테이프를 부착하여 최대 온도가 기록되도록 하였다.

2.2.2 디지털 장치 설계

측정된 비행하중의 분석시 발생 상황에 대한 이해가 필수적이다. 이를 위해서는 고도, 속도, 자세, 하중배수등 항공기의 기본적인 비행변수 획득이 요구된다.

KF-16은 MIL-STD-1553B[7] 디지털 버스를 사용하고 있으며, 주익의 모든 장착점(Station)에는 Fig. 6과 같이 W-mux[8] 출력선이 제공된다.

W-mux 신호는 KF-16 SMS(Store Management System)에 설정된 무장에 따라 신호의 내용 및 주기가 변한다. ACMI(Air Combat Maneuvering Instrument) 포드를 SMS에 설정하면 OFP(Operational Flight Program)는 W-mux에 고도, 속도, 자세 및 하중 배수등의 정보를 25Hz로 전송하도록 되어있다. 주익 장착점 3번의 외장 비행 계측 장치에 버스 모니터를 장착하여 W-mux 신호를 기록하였다. 또한 W-mux신호중 필요한 자료만 선별하여 추출하는 기능을 설계하였다.

2.2.3 데이터 처리장치 구성

요구도 분석결과에 따라 선정된 획득요구 채널은 Table 1과 같다. 측정 채널은 총 59개이며, 채널의 특성에 따라 3200Hz, 800Hz 및 100Hz의 3종류 샘플링 횟수를 가진다. 이에 따라 전체 데이터량은 1.536Mbps이며 모든 자료는 엔코더(Encoder)에서 발생하는 펄스에 따라 각 신호 처

Table. 1. 계측포드 채널일람표

센서	채널수	샘플링 (Hz)	용도
기준시계	1	-	기준시간 제공
스트레인 게이지	8	3200	결쇠 응력측정
STRAINSERT [®]	2	3200	결쇠 하중측정
경사계	2	800	피치각, 경사각
가속도계	3	800	하중배수측정
가속도계	9	3200	진동환경측정
각속도계	3	3200	각속도측정
열전쌍	4	800	표면온도 측정
THERMAX [®]	4	-	표면온도 측정
MIL-STD-1553	2	100	고도,속도,자세

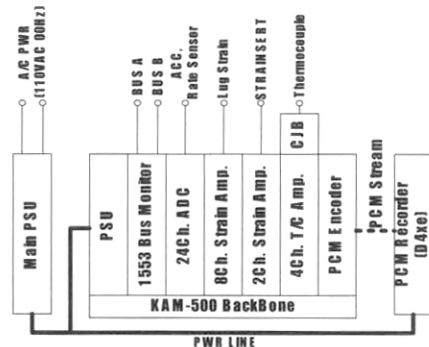


Fig. 7. 계측장비 구성도

리부에서 동기화된 샘플링을 수행한다. 획득한 자료는 아일랜드 ACRA사의 KAM-500 전 처리기에서 PCM화 되어 독일 RACAL-HEIM사의 D4xe 디지털 테이프 레코더에 기록되도록 설계

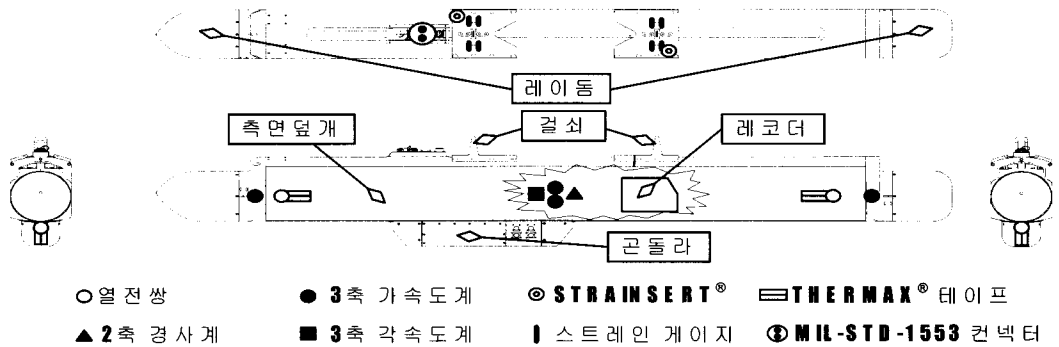


Fig. 8. 계측포드 장비 센서 배치도

하였다. 가속도, 각속도 및 경사계등 모든 아날로그 채널은 16 bit ADC(Analog-Digital Converter)를 이용하여 샘플링 하였다. 디지털 채널인 W-mux는 25Hz로 자료를 송신하지만 100Hz로 초과 샘플링을 하였다. 열전쌍의 경우 냉 접점 기준점을 외장 비행 계측장치 내부에 설치하여 냉 접점 기준점의 온도가 계측포드의 내부온도가 되도록 설계하였다.

전원은 항공기 400Hz 115V 교류를 공급받아 PSU(Power Supply Unit)에서 28V 직류 및 ±5V 직류로 변환하여 신호 처리부, 데이터 레코더 및 센서에 공급한다. 항공기 전원이 공급됨과 동시에 기록을 시작하도록 “Power-On Run”으로 설정하여 시험비행 조종사의 업무부하를 감소시켰다. 전체 구성도는 Fig. 7과 같으며 센서의 배치도는 Fig. 8에 보였다.

2.3 계측 포드 기능시험

제작된 외장 비행 계측장치의 비행시험 전 지상에서의 기능시험은 채널의 특성에 아날로그와 디지털로 대별되어 수행하였다.

2.3.1 아날로그 장치 기능시험

가속도계는 저주파 영역의 특성을 파악하기 위하여 진자 시험을 수행하였으며, 중간주파수 영역을 위해서는 밀침 시험(Jerk Test)를, 고주파 영역에 대하여는 충격 시험을 수행하였다. 각속도계는 초기 우렁에 대한 복원력을 이용하였으며, 열전쌍에 대하여는 얼음과 끓는 물을 이용한 기능시험을 수행하였다. 스트레인 브릿지에 대하여는 계측포드 외부에 추가 중량을 장착/탈착하여 응답신호의 선형성을 확인하였다.

2.3.2 디지털 장치 기능시험

MIL-STD-1553 버스 모니터의 기능시험을 위

하여 KF-16 항공기에서 수집한 자료를 계측포드의 MIL-STD-1553 단자에 연결하여 재생하였다. 버스 모니터에 의하여 필요 데이터만 선별되어 디지털 테이프에 기록된 16진수 데이터를 KF-16 항공기에서 수집한 원본 16진수 데이터와 비교하여 일치함을 확인하였다.

III. 결 론

새로 개발된 ECM 포드의 비행 적합성 인증 시험을 위한 계측 포드를 설계하였다.

비행시험에 대한 요구도를 분석하고 포드의 관성력, 진동환경, 공력가열을 측정할 수 있도록 계측 포드를 설계하였다. 항공기 비행데이터는 MIL-STD-1553B 데이터 버스에서 얻을 수 있도록 계측 시스템을 구성하였다. 제작된 계측포드는 지상기능시험 후 비행시험에 사용되어 성공적으로 계측 데이터를 획득한 바 있다.

본 연구에서 개발한 계측포드는 전투기 표준 외부장착 인터페이스를 가지고 있으므로 향후 다른 형식의 외부 장착물 비행적합성 시험에도 사용이 가능할 것이다.

참고문헌

- 1) 전승문, 전우철, 한영명, "미 군사규격 (Military Specification)에 따른 핏칭기동 하중해석", 한국항공우주학회지 제27권 제3호, 1999, pp. 1~7.
- 2) Anon, "MIL-A-8591H Airborne Stores, Suspension Equipment and Aircraft-Store Interface(Carriage Phase); General Design Criteria for", Mar. 1990.
- 3) 전우철, 전승문, S. Dinur, "ALQ-X 비행하

중해석", 국방과학연구소 연구보고서
MADC-501-020057, Mar. 2003.

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

5) <http://www.strainsert.com>

6) <http://www.omega.com>

7) Anon, "MIL-STD-1553B Interface Standard

for Digital Time Division Command/Response
Multiplex Data Bus", Sep. 1978.

8) Lockheed, "Signal Interface Control
Document for the F-16C/D Avionic System
Korean Fighter Program Block 50", Jun. 1994,

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