

技術論文

외부장착 계측포드를 사용한 비행적합성 자료 분석기법 연구

김종현*, 전우철*, 전승문*

Study of Analysis Technique of Flight Compatibility Test Data using Instrumented Pod for External Store

Jong-Heon Kim*, Oo-Chul Jun* and Seung-Moon Jun*

ABSTRACT

Analysis technique of flight compatibility test results using instrumented pod for external store is studied. Raw data of sensors and MIL-STD-1553B acquired from instrumented pod are analyzed separately. Besides, tuning and synchronization of sensor data enable the analysis of those two type of data simultaneously. Evaluation of analysis result shows that the analyzed data represent maneuvers of the aircraft successfully and agree the values of the real flight tests.

초 록

외부장착 계측포드를 사용한 비행 적합성 시험 결과의 분석 기법을 연구하였다. 자체적으로 개발한 계측포드로부터 획득한 센서 원시자료와 MIL-STD-1553B 원시자료를 각각 별도의 방법으로 분석하였으며, 센서 자료의 보정, 동조 및 동기화를 통해 서로 다른 형태의 두 자료를 동시에 분석할 수 있도록 하였다. 분석 자료의 타당성 평가 결과, 자료가 항공기의 거동을 잘 구현하고 있었으며 실제 비행에서 수행한 자료값과 잘 일치하였다.

Key Words : Flight Compatibility Test(비행 적합성 시험), Instrumented Pod(계측포드), MIL-STD-1553B

1. 서 론

신규 외부 장착물을 개발하여 항공기에 장착하는 경우, 항공기에 장착 및 운용이 적합한지 여부를 파악하기 위해 비행적합성 인증시험(flight compatibility test)이 수행되며, 비행특성 분야, 구조건전성 분야, 내구성 분야 등에 걸쳐 적합성 여부를 판단하게 된다. 장착물의 비행적합성을 정량적으로 평가하기 위해서는 비행시험 자료 획득이 필수적이다. 신규 개발 항공기의 경

우는 계측장비를 시제기 내부에 탑재하여 자료를 얻을 수 있지만, 기존에 운용중인 항공기의 경우 별도로 개발한 계측장비를 추가장착하기 위해 항공기의 개조가 필요하며, 개조 및 계측장비 교정 작업에 많은 시간, 비용이 소요된다. 특히 국외도입 항공기에 신규 외부 장착물을 개발하여 장착하고자 할 때는, 사용할 수 있는 항공기 자료가 부족한 경우가 많아 비행시험 계측이 쉽지 않다.

그에 따라, 계측포드[1](instrumented pod, Fig. 1)를 별도로 개발하여 외부 장착물의 자료를 획득하는 방법이 사용되었다. 포드내 디지털 데이터 레코더(digital data recorder, 이하 레코더)에는 Fig. 1과 같이 포드에 설치한 가속도계, 스트레인 게이지 등의 센서를 통해 측정된 자료와, 항공기내 임무 컴퓨터로부터 포드에 연결한 커넥터를 통해 전송되는 MIL-STD-1553B[2] 자료가

† 2005년 4월 14일 접수 ~ 2005년 6월 3일 심사완료

* 정희원, 국방과학연구소

연락처, E-mail : ian0328@add.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 35-3호 3-3-1

함께 기록된다. 이중 MIL-STD-1553B 자료는 일반적인 센서로는 얻을 수 없는 고도, 속도 등 항공기 기동과 관련된 기본자료를 포함하고 있으며, 이는 자료 분석시 항공기 상태 및 기동상황을 이해하는데 필수적이다. 이와 같은 계측포드를 사용한 자료 획득을 통해 항공기 내부의 구조적 개조나 계측장비의 교정시험 등이 필요하지 않게 된다.

본 연구는 이와 같은 방법으로 획득한 원시자료(raw data)를 적절히 가공하여 공학적인 값(engineering value)으로 변환하는 방법과, 결과값 검증에 대해 논하였다. 특히 포드에 설치한 센서 자료는 아날로그 신호로서 일반적으로 행해지는 측정시험과 같은 방식으로 분석할 수 있으나, MIL-STD-1553B는 암호화된 디지털 신호로서 그 형태가 전혀 다르기 때문에 디코딩(decoding)이 필요하다. 또한, 서로 다른 두 신호를 함께 분석하기 위해서는 자료간에 적절한 동조(tuning) 및 동기화(synchronization)가 요구된다. 본론에서 이와 관련된 내용을 중심으로 기술하며, 결과를 평가하여 적용한 분석기법이 물리적으로 타당함을 보이코자 한다.

II. 본 론

2.1 계측 자료 분석 절차

2.1.1 MIL-STD-1553B 자료 분석

Fig. 2에 MIL-STD-1553B 자료 분석 과정을 도

시하고, 각 단계별로 자료의 일부분을 발췌하여 분석 예시를 나타내었다. MIL-STD-1553B 원시자료는 이진 자료(binary data)이며 레코더 안의 버스 모니터(bus monitor)에서 16진수로 기록된다. 자료 예시에 나타난 바와 같이, 크게 자료의 위치를 규정하는 명령어(CMD, command word)와 그에 속한 종류별 자료의 그룹(DAT, data)으로 이루어져 있다. 그에 따라, 명령어 분석을 통해 자료를 그룹별로 분류해내고, 각 그룹의 자료는 항공기의 Avionics ICD[3](interface control document)의 규칙에 따라 암호화되어 있으므로, 이를 참고하여 디코딩(decoding)하는 절차가 필요하다.

Fig. 2의 수직방향 가속도 자료 분석 예시를 통해 디코딩 과정을 자세히 살펴보면 다음과 같다. 예시로 나타낸 자료는 외부장착물을 KF-16D의 장착점 3에 설치하였을 경우이며, 이때 명령어(CMD) ca9c는 WS034(MIL-STD-1553B W-mux의 serial bus 34번째 블록)에 해당한다. ICD를 참고하면 이 블록 안의 자료 그룹(DAT) 중 16번째 항목이 수직방향 가속도이며, message의 16진수 값 0F9C를 10진수로 변환한 1017에 최소단위 데이터 값(LSB, least significant bit) 0.03125를 곱하면 공학적 값인 31.78 ft/sec²(9.69 m/sec²)을 얻는다. 또한, time stamp에 표시된 값은 이 가속도값이 발생하는 시점을 나타낸다.

본 연구에서는 자체적으로 개발한 MATLAB 프로그램(parser1553.m, eu_convert.m)을 통해, 명령어 분석, 필요한 자료 선별 및 각 항목별 변환 등을 시간순으로 일괄 처리하였다.

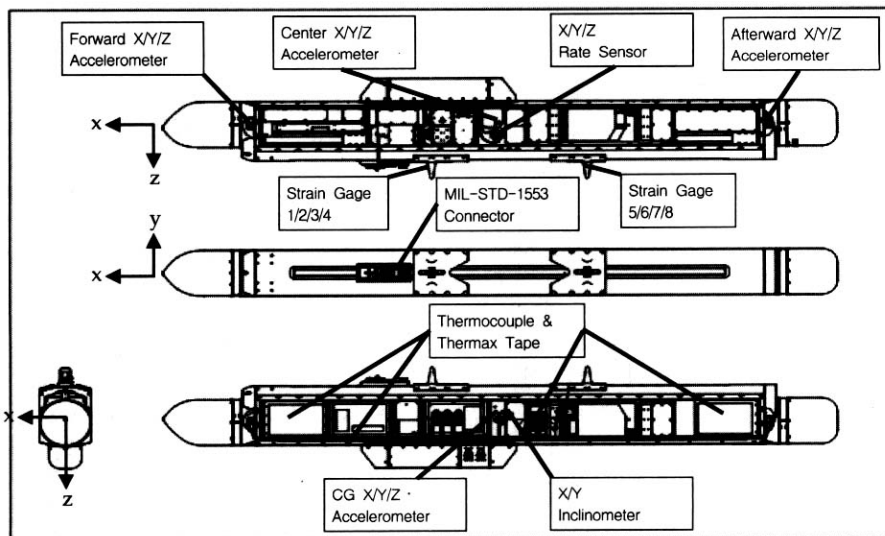


Fig. 1. 계측포드 구성도

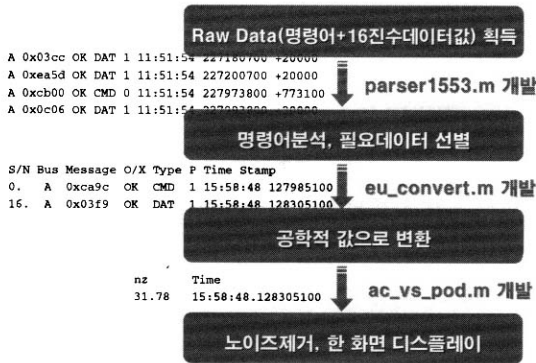


Fig. 2. MIL-STD-1553B 자료 분석 과정

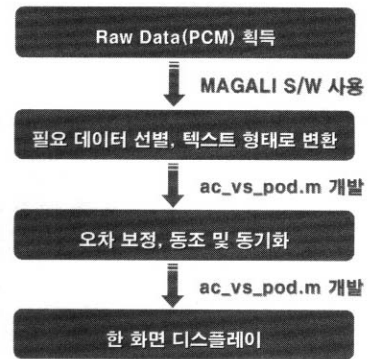


Fig. 3. 계측포드 자료 분석 과정

2.1.2 계측포드 자료 분석

Fig. 3에 계측포드 자료 분석 과정을 나타내었다. 계측포드 각 센서의 PCM(Pulse Code Modulation) 형태의 원시자료는 프랑스 HTS 사의 PCM decommutation software인 MAGALI[4]를 통해 분석에 필요한 자료를 선별하고, 각 센서에서 측정된 전압차에 채널별로 적절한 변환식을 적용하여 텍스트 형태의 공학적 값을 얻는다.

MIL-STD-1553B와 계측포드 센서 자료를 함께 분석하기 위해서는 두 자료의 시간축 및 샘플링 주파수 등 분석 기준을 일치시켜줄 필요가 있는데, 이 기준은 MIL-STD-1553B 자료에 설정된 값들로 정하였다. 이는 센서 자료가 아날로그 신호로서 필터링 과정에서 시간 지연이 발생하며, 간헐적으로 발생하는 샘플링 에러 및 센서 자체의 초기 에러 등으로 인해 자료 내에 오차가 존재하는데 비해, MIL-STD-1553B 자료는 항공기 내의 임무컴퓨터에서 송출되는 디지털 신호로서 상대적으로 더 정확하기 때문이다. 계측포드 자료의 오차 보정 및 동조 작업은 자체적으로 개발한 프로그램(ac_vs_pod.m)을 사용하였으며, 같은 프로그램으로 MIL-STD-1553B와 계측포드 자료를 함께 한 화면에 나타내어 분석을 쉽게 하였다.

계측포드 자료에 수행한 동조, 동기화 및 오차 보정 작업을 구체적으로 설명하면 다음과 같다.

첫째, 계측포드 자료는 아날로그 신호를 디지털 신호로 바꾸는 필터링(filtering) 과정에서 측정 주파수에 따라 조금씩 시간 지연이 발생한다. 예를 들어 샘플링 주파수가 3200 Hz인 각속도 센서의 경우 측정된 센서 신호가 신호 처리 장치의 anti-aliasing 필터를 거치면서 $10/3200=3.125$ ms의 시간 지연이 역방향으로 발생하는 특성을 가진다. 또한, 간헐적으로 샘플링 에러가 발생하여 단위 시간당 자료 개수의 비례가 맞지 않는 문제도 있다. 이에 따라, MIL-STD-1553B 자료의

time stamp를 기준으로 하여, 계측포드 자료의 시간축을 조정하였다.

둘째, MIL-STD-1553B와 계측포드 자료의 샘플링 주파수가 서로 달라 발생하는 차이를 보정하는 동조 작업을 수행하였다. 예를 들어 각속도의 경우 MIL-STD-1553B가 25 Hz로 데이터를 송신하는데 비해, 계측포드 센서의 샘플링 주파수는 3200 Hz이므로 이 상태로는 분석이 어렵다. 그에 따라 계측포드 하중 배수에 적절한 이동 평균 필터(moving average filter)를 가하여 MIL-STD-1553B 자료의 샘플링에 최대한 가깝게 되도록 하였다. 필터는 50개의 평활점(smoothing point)을 사용, 시간 진행 방향과 역방향 두 번에 걸친 필터링을 가하여 시간 지연을 방지하였다.

셋째, 센서의 지상 오프셋(ground offset)에 의한 오차가 있다. Fig. 4에 몇 개의 비행시험에 대해 계측포드와 항공기 중심의 수직 하중 배수 초기 값을 예로 나타내었는데, 측정된 시점은 계측포드의 전원을 켜고 이륙을 위한 지상 활주(taxiing)

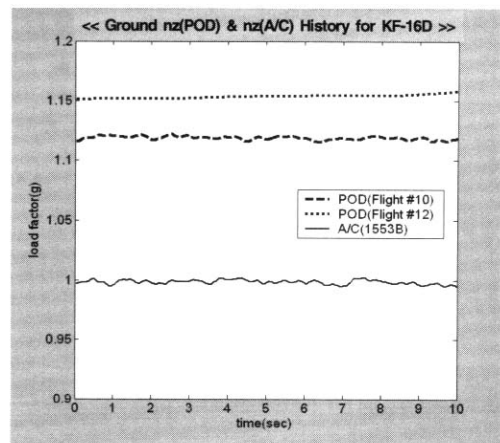


Fig. 4. 각 비행시험마다 발생한 지상 오프셋

를 하기전 지상 준비 작업을 할 때이다. Fig. 4에서와 같이, 항공기 중심에서 MIL-STD-1553B로 얻은 값은 중력가속도 1.0g로 거의 균일한데 반해 포드에서 측정된 값은 경우에 따라 0.1~0.2g 정도 큰 값을 보인다. 이는 포드의 하중배수 센서로 사용한 ENDEVCO 사의 model 7290A-30[5]의 특성때문으로, 이 모델의 초기 오차 범위가 최대 ± 50 mV이고 이는 $\pm 0.76g$ 에 해당하는 값이다. 즉, 센서마다 이 범위내 크기의 지상 오프셋을 나타낼 수 있으며, 비행시험에 따라 그 값이 조금씩 차이가 나는 것은 매 측정때마다 항공기의 자세와 진동 수준이 조금씩 다르기 때문으로 생각된다. 이에 따라, 각 비행시험마다 센서 자료의 평균적인 지상 오프셋을 구하여 그 크기만큼을 감하였다.

2.2 분석 자료의 타당성 평가

2.2.1 기동별 물리적 타당성 평가

기동별 평가에서 사용한 자료 항목은 MIL-STD-1553B의 고도(altitude), 진대기속도(TAS, true air speed), X/Y/Z축 선형 가속도(n_x , n_y , n_z), 자세(피치(pitch), 진방위(true heading, THDG), 뱅크(bank))와 MIL-STD-1553B 측정 항목에 없는 계측포드의 각속도(회전율(roll rate, p), 피치율(pitch rate, q), 편주율(yaw rate, r)) 등 항공기의 기동을 설명할 수 있는 기본자료이다. Fig. 5에 각 항목의 기준 좌표와 방향을 표시하였으며, 몇 가지 대표적인 기동에 대한 분석 결과 및 자료의 타당성 평가를 다음과 같이 나타내었다.

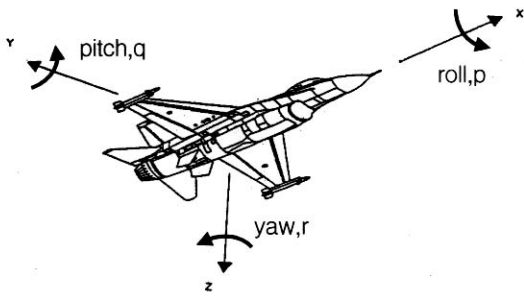


Fig. 5. 비행시험 자료 기준 좌표

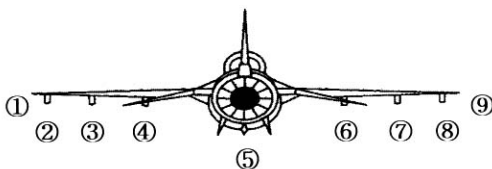


Fig. 6. KF-16D 항공기 외부스토어 장착점

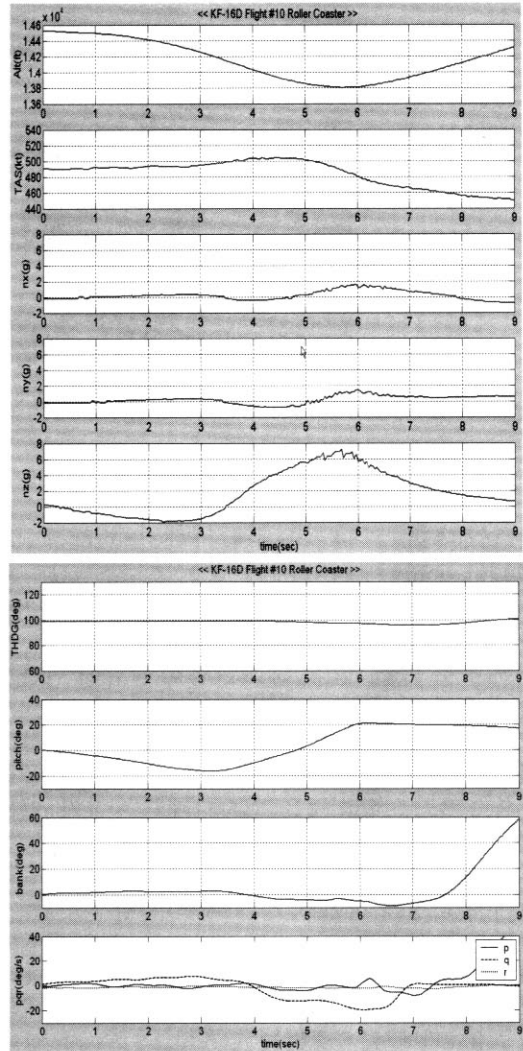


Fig. 7. 롤러 코스터 기동 자료 분석 결과

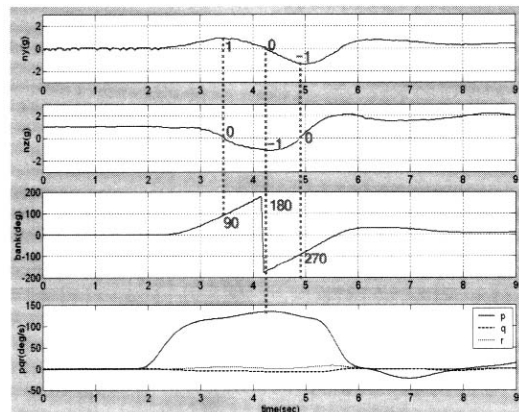


Fig. 8. 회전 성능 기동 자료 분석 결과

분석된 자료는 계측포드를 KF-16D 항공기의 주익 3번 station(Fig. 6. 참고)에 장착하고 시험한 결과이다. 먼저 Fig. 7에 롤러 코스터(roller coaster) 기동일 때의 결과를 나타내었다. Fig. 8의 고도, 수직 하중 배수, 피치, 피치율 등의 항목에서 보듯이 피치 동작만으로 목표 하중 배수에 도달하는 기동을 잘 표현하고 있음을 확인할 수 있다. 고도는 감소했다가 다시 증가하며, 그에 맞추어 하중 배수는 목표값까지 증가했다가 다시 감소한다. 피치와 그의 시간에 대한 미분인 피치율도 그래프 상에서 서로간의 관계가 잘 성립하고 있음을 보인다.

Fig. 8의 회전 성능(roll performance) 기동은 일정한 고도와 속도를 유지한 상태에서 항공기에 순수한 회전만 가하여 회전 성능을 알아보는 기동이다. Fig. 8을 살펴보면, 수평 하중 배수 n_y 가 0을 유지하고 있다가 뱅크가 90°까지 상승하는 3.3초 정도가 되면 n_y 의 방향이 중력방향이 되어 1까지 상승하고, 그동안 그와 수직방향인 n_z 는 1만큼 감소하여 수평 방향일때의 0에 접근하는데 이는 물리적으로 타당한 현상이다. 계속 시간순으로 진행하면 항공기가 회전함에 따라 n_y 는 0→1→0→1→0과 같이 변화하고, 그때 n_z 는 1→0→1→0→1과 같이 변화한다. 뱅크의 변화를 살펴보면 대략 한 바퀴보다 약간 더 많은 400°를 회전하였음을 알 수 있으며, 이는 아래 회전을 시간을 대해 적분한 양과 동일하다. 그 외의 항목들은 0또는 일정한 값을 유지하고 있다.

2.2.2 HUD 자료와의 비교 평가

HUD(head up display) 및 탑재 영상 녹화 기록장치(AVTR, airborne video tape recorder)와 계측 자료를 비교해보았다. 녹화된 테이프에 나타난 영상 및 고도, 자세 등의 항목별 자료들은 MIL-STD-1553B 자료와 잘 부합하고 있었으며, 그중 한 예로 Table 1에 수직 하중 배수 값을 비교한 결과를 나타내었다. 몇 가지 롤러 코스터 기동에서 HUD와 MIL-STD-1553B에 나타난 최대 및 최소 수직 하중 배수값을 표시하였으며, HUD(6 Hz)와 MIL-STD-1553B(25 Hz)의 샘플링

Table 1. HUD, 계측 자료간의 하중배수 비교

| nz | 최소값 | | 최대값 | |
|----|------|-------|-----|-------|
| | HUD | 1553B | HUD | 1553B |
| #1 | -1.7 | -1.9 | 7.0 | 7.2 |
| #2 | -1.1 | -1.2 | 5.3 | 5.4 |
| #3 | -1.0 | -1.2 | 6.0 | 6.1 |

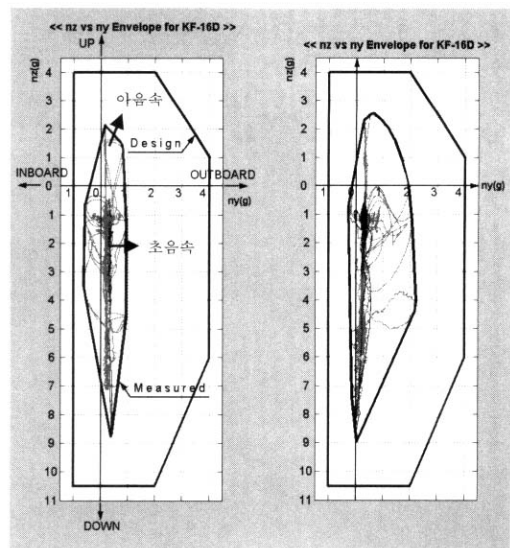
비율 차이를 감안하면 서로 잘 일치하는 값을 보인다.

2.2.3 계측포드 하중 배수 포위선도

하중 배수 포위선도는 항공기의 설계 하중을 일으킬 수 있는 모든 기동이 고려된 것으로 발생하는 하중 배수들의 최외곽을 연결하여 만든 그래프이다. 그 기준이 되는 설계 하중 배수 포위선도는 MIL-A-8591H Appendix B[6]에 제시된 방법에 따라 KF-16D의 기동을 시뮬레이션하여 구한다[7]. 하중 배수 포위선도는 외부 장착물의 비행적합성 인증에서 구조건전성 분야의 안전성을 평가하기 위해 사용되는 항목중 하나이다[8].

Fig. 9와 같이 계측포드 위치를 동체(좌측 그림)와 주익(우측 그림)으로 나누어 각 위치마다 아음속과 초음속 비행 두 소티(sortie)를 짝으로 나타내었다. 설계 하중 배수 포위선도를 함께 표시하여 측정된 포위선도의 범위를 가늠할 수 있도록 하였다.

먼저 계측포드를 KF-16D의 동체 장착점 5(Fig. 6. 참고)에 설치한 비행시험의 결과를 좌측 그림에 보였다. 아음속 비행시험은 회색으로 표시하고, 초음속 비행시험은 검정색으로 표시하였다. 최대값을 살펴보면, 먼저 수직 하중 배수의 경우 아랫방향 최대값은 초음속 비행일 때 약 8.8g, 아음속 비행일 때 7.1g이며, 롤링 풀아웃(rolling pull-out) 기동에서 발생한다. 비행시험에 따른 최대값의 상대적인 차이는 각 비행시험에서 목표 하중 배수로 설정한 값에 의해 달라진다. 즉, 최



(a)계측포드 동체장착시 (b)계측포드 주익장착시
Fig. 9. 수평 대 수직 하중 배수 포위 선도

대값이 상대적으로 작은 아음속 비행의 경우 목표 g가 7g인 반면, 초음속 비행의 경우는 9g로 되어있다. 또한, 윗방향 수직 하중 배수의 최대값은 아음속 비행일 때 2.1~2.4g 정도인데, 이 값은 이 방향 최대 목표 3g로 하중을 가하는 역중력(negative g) 기동에서 발생한다. 초음속 비행일 때는 이 기동을 하지 않는다.

수평 하중 배수는 동체일 경우 앞의 회전 성능 기동 분석에서 언급한 바와 같이 회전에 의한 항공기 자세의 변화에 따라 -1과 1사이의 값을 보이며, 주익인 경우에는 강체내 상대운동 효과에 의해 그보다 조금 더 큰 값을 나타내고 있다.

이상과 같은 하중 배수 포위선도를 각 항공기 기동 및 그 때 HUD에 표시된 g 값과 비교해보면, 각 비행시험마다 최대값과 최소값이 설정된 기동에서 실제 수행한 g 값과 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있다.

이상과 같이 분석된 비행 자료는 항공기의 각 기동을 물리적으로 잘 표현하고 있으며, 그 값도 타당함을 보여주고 있다.

III. 결 론

외부장착 계측포드를 사용한 비행 적합성 시험 결과의 분석 기법을 연구하였다.

ICD를 통해 MIL-STD-1553B 자료를 선별 및 디코딩하였으며, 계측포드 센서 자료의 동조를 통해 서로 다른 형태의 두 자료를 동시에 분석할 수 있도록 하였다. 또한, 자체적으로 프로그램을 개발하여 이러한 작업의 일괄처리가 가능하도록 하였다.

항공기의 각 기동 및 HUD, 포위선도를 통한 타당성 평가 결과, 분석된 자료는 항공기의 각

기동과 자세를 잘 표현하고 있었으며, 실제 비행에서 수행한 자료값과 잘 일치하였다.

결과적으로, 적용한 분석 기법이 타당함을 보였으며, 개발된 계측포드는 전투기 표준 외부장착 인터페이스를 갖고 있으므로 향후 다른 형식의 외부 장착물 비행시험에도 이러한 분석 기법이 활용 가능할 것이다.

참고문헌

- 1) 전우철, 전승문, 유구현, 김준, "외부 장착물 비행 시험용 계측 포드 설계", 한국항공우주학회지 제 33권 제4호, 2005, pp. 85~90.
- 2) Anon, "MIL-STD-1553B Interface Standard for Digital Time Division Command/ Response Multiplex Data Bus", Sep. 1978.
- 3) Lockheed, "Signal Interface Control Document for the F-16C/D Avionic System Korean Fighter Program Block 50", Jun. 1994.
- 4) G. Calvino, "MAGALI Presentation Manual", Dec. 2003.
- 5) "Instrumentation Catalog", Endevco Corporation, California, 1999.
- 6) Anon, "MIL-A-8591H Airborne Stores, Suspension Equipment and Aircraft-Store Interface(Carriage Phase);General Design Criteria for", Mar. 1990.
- 7) 전우철, 전승문, S. Dinur, "ALQ-X 비행하중해석", 국방과학연구소 연구보고서 MADC-501-020057, Mar. 2003.
- 8) 전승문, 임재문, "ALQ-X ECM 포드 비행 적합성 인증", 한국항공우주학회지 제 33권 제4호, 2005, pp. 91~99.