

# IMFP 장착각도가 T-50 초음속 고도정보에 미치는 영향

남용석\* · 김윤희\* · 송석봉\* · 김성준\*\*

## The Effect of an Installation Angle of IMFP sensors on Estimation of Altitude of T-50 Aircraft in the Transonic Region

Yong-seog Nam\* · Yeon-hi Kim\* · Seok-bong Song\* · Seong-jun Kim\*\*

### ABSTRACT

The flight control of the T-50 advanced trainer is conducted by the digital FBW (Flight-by-Wire) control system. The system input data consist of flight conditions such as altitude, airspeed, and angle of attack. And the flight conditions of the aircraft are obtained from IMFP (Integrated Multi-Function Probe). The T-50 aircraft equip three IMFP sensors. To ensure reliability in flight condition data obtained from each IMFP sensor, the mean value of flight conditions is used as the input of the control system. In this study, the effect of an installation angle of IMFP sensors on estimation of flight altitude was investigated by flight test results in the supersonic region.

Key Words : FBW (Flight-by-Wire), IMFP (Integrated Multi-Function Probe),

### 1. 서 론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력 특성과 기동 성능을 향상시키기 위하여 정 안정성 완화 개념(RSS, Relaxed Static Stability)을 적용하고 있다. 그 결과 불안정하게 설계된 항공기의 안정성(stability) 및 조종성을 보장하기 위하여 고도의 디지털 제어 기술이 적용된 전기식 비행제어 시스템 채택은 필수적이다. 대표적인 전기식 비행제어 시스템에는 FBW (FLY-BY-WIRE) 비행제어 시스템이 있다. FBW 비행제어 시스템은 T-50, F-16, F-117, YF-22, JSA-39 등에 적용된 시스템으로, 60년대 이후 가속화된 항공전자 기술의 발달로 조종사의 조작 없이 비행을 가능하게 하는 자동 비

행 장치와 조종/안정성 증대를 목적으로 비행제어 컴퓨터로 항공기를 제어하기 위해 개발되었다.

정적 불안정성을 갖는 항공기의 비행제어 시스템 손상은 치명적인 사고를 유발하기 때문에 다중화 설계 기법(redundant system design)을 이용하여 안정성을 확보하고 있다. 정확한 비행제어 시스템의 조종/안정성을 확보하기 위해서는 신뢰성 높은 대기 자료를 이용하기 때문에 대기 자료 계통에도 중복 설계가 불가피하게 되었다.

비행제어 시스템의 입력 정보인 고도/속도/받음각의 상태 정보는 항공기의 전방동체에 장착된 3개의 IMFP (Integrated Multi-Function Probe)로부터 얻게 된다. 제어 법칙에 적용되어 있는 제어 이득은 이러한 항공기 상태 정보를 이용하여 세로 축(longitudinal axis)에는 고도/속도, 가로-방향 축(lateral-directional axis)에는 고도/속도/받음각에

\* 정희원, 국방기술품질원 항공센터  
연락처, E-mail: nys0804@nate.com

\*\* 정희원, 방위사업청

대해 설계되어 각 비행 조건에 대하여 항공기 안정성 및 기동성능이 최적화될 수 있다.

**2. T-50 고등훈련기의 상태정보 획득 시스템**

T-50 고등훈련기의 비행제어 시스템에 사용되는 상태 정보를 획득하기 위하여, 그림 1과 같이 전방 동체에 3개의 IMFP (원뿔 모양), 2개의 미끄럼각(AOS, Angle of Sideslip)과 1개의 온도(TAT, Total of Temperature) 측정기가 장착되어 있다. IMFP는 정압력(Ps: static pressure), 전압력(Pt: total pressure)을 측정하여 고도와 속도 정보를 제공하고, 받음각도 측정한다.

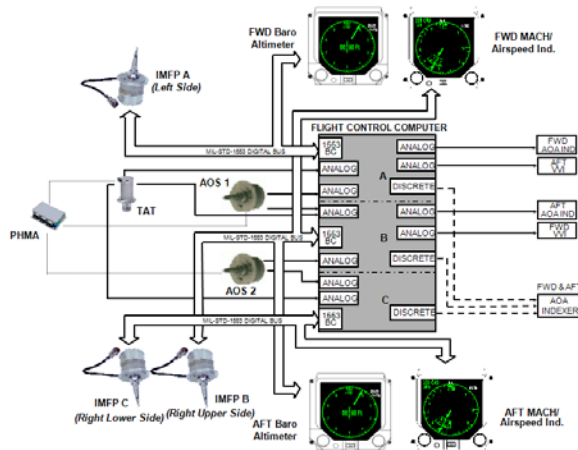


Fig 1. T-50 Air Data System

T-50에는 독립된 채널로 구성된 FLCC (Flight Control Computer)가 A, B, C의 3중 구조로 장착되어 있다. IMFP A에서 측정된 정보는 FLCC A-채널, IMFP B에서 측정된 정보는 FLCC B-채널, IMFP C에서 측정된 정보는 FLCC C-채널에 각각 제공된다. IMFP에서 측정된 정압력과 전압력은 측정기 및 항공기 장착 위치를 고려한 공기 정보 보정표(air-data calibration table)를 이용하여 보정된 후, 중간값을 채택하고 보정된 정압력과 전압력을 이용하여 고도와 속도를 계산한다. 고도/속도/받음각의 항공기 상태 정보는 비행 조건에 최적 제어

이득을 결정하는데 중요한 역할을 하며, 받음각 정보는 제어귀환 변수로도 사용된다. 미끄럼각 정보는 2개의 미끄럼각 측정기와, 1개의 IMFP로부터 정보를 얻도록 설계되어 있다. 미끄럼각 측정기 A로부터 측정된 정보는 FLCC A-, B-채널로 제공되며, 미끄럼각 측정기 B로부터 측정된 정보는 FLCC B-, C-채널로 제공된다.

**3. 고도오차 보정**

T-50 고등훈련기의 고도 오차 관련 규격 요구조건은 그림 2에서 보이는 바와 같이, 마하수 1.2에서 최대 750 ft까지 고도 오차를 허용한다.

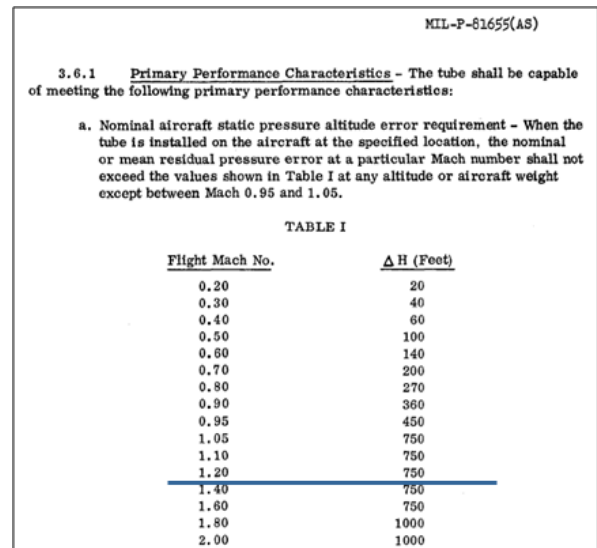


Fig 2. normal aircraft static pressure altitude error requirement

그러나 초음속 영역에서 비행시험 중에 고도 오차가 규격 요구조건을 초과하는 결과가 발생하여 지상의 데이터를 분석하였다. 그림 3은 3개의 IMFP로부터 측정된 데이터와 FLCC에서 중간값으로 보정된 값으로, 각 IMFP에서 획득한 고도 정보의 보정된 값이 초음속 영역에서 규격 요구조건을 벗어나고 있다. 이러한 현상은 IMFP가 비행 중 초음속 영역에서 정압의 크기를 정확히 측정하지 못하여, FLCC에 제공된 부정확한 정압 정보의 중간값을 채택하기 때문이다.

T-50 고등훈련기의 고도 오차에 대한 결함 원인을 분석하기 위하여 항공기 진동에 대한 영향성, IMFP 장착 부위 구조물의 구조 건전성과 장착 각도에 대한 영향성을 검토하였다.

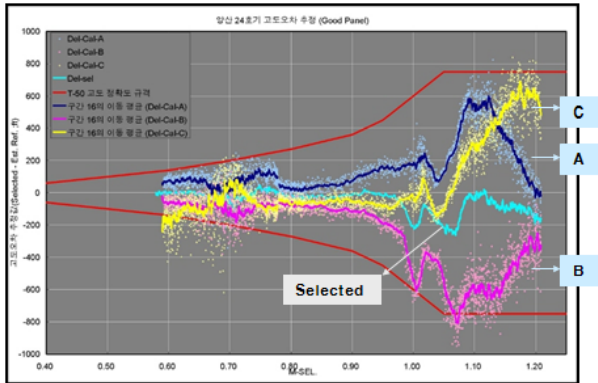


Fig 3. Comparison of altitude data obtained from flight test

우선, 진동에 대한 영향성을 검토하기 위하여, IMFP 장착 부위 구조물의 진동 특성을 살펴보기 위하여 modal 실험을 수행하였다. 그림 4는 비행시험 중 초음속 영역의 고도 오차의 규격 요구조건을 만족하는 T-50 고등훈련기 호기와 규격 요구조건을 초과한 호기의 IMFP 장착 부위 구조물의 지상 진동 실험 결과를 비교한 것이다.

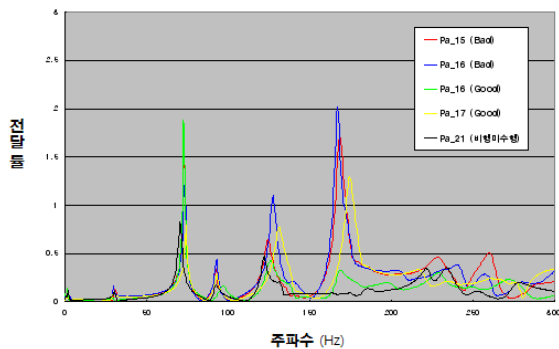


Fig 4. Comparison of natural frequencies of IMFP parts

그 결과 고유 모드 주파수가 유사하였으며, 각

호기의 구조물 사이에 뚜렷한 진동 특성의 차이점이 나타나지 않았다. 그림 5는 초음속 영역에서 진동 영향성에 대한 고도 오차를 확인한 시험 결과로, 기존의 hard 형태의 IMFP 장착용 adapter와 진동 영향성을 최소화하기 위하여 제작한 soft 형태의 adapter를 이용하여 비행시험을 통하여 얻은 고도 오차를 비교한 것이다.

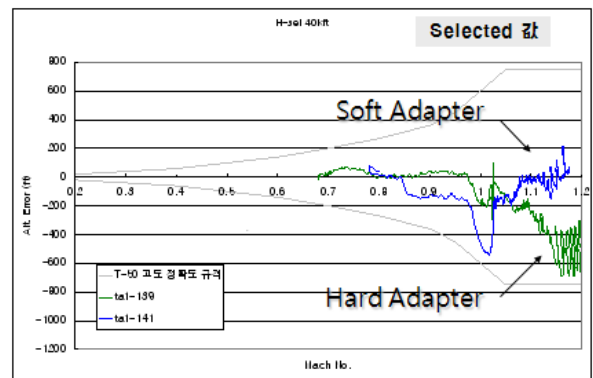


Fig 5. Comparison of altitude data for adaptor type

기존의 hard 형태의 adapter 대신 soft 형태의 adapter를 장착하여 비행시험을 수행한 결과를 보면, 초음속 영역에서 고도 오차가 향상되었지만, 초음속 아래 영역에서는 규격 요구조건 내에서 고도 오차가 더욱 증가하였다. 이는 T-50 항공기의 대부분 비행이 고등훈련기로써 초음속 아래 영역에서 이루어지기 때문에 오히려 역효과가 발생할 수 있다. 지상 진동 실험과 비행시험 결과, 초음속 영역에서 진동 특성이 고도 오차에 미치는 영향이 미미하다고 판단하였다.

다음은 항공기의 상태 정보로 입력되는 정압 정보를 측정하는 IMFP의 측정 오차 여부를 검토하였다. 그 결과 항공기 구조물에 IMFP가 장착되는 각도에 따라 정압 크기가 크게 변하는 것을 확인하였다. 그림 6은 T-50 고등훈련기 각 호기별 IMFP 장착 기준 각도와 실제 장착된 각도의 오차 크기를 비교한 것이다. 각 호기별

실제 IMFP 장착 각도가 최대 4.5 deg 이상 장착 오차가 나타나는 것을 확인하였다.

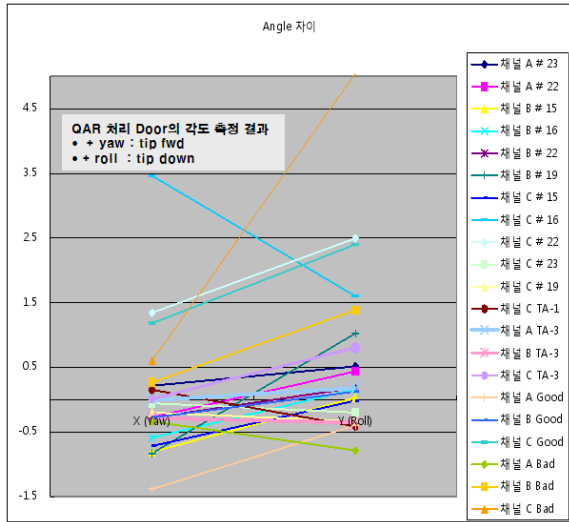


Fig 6. Comparison of installation angles of IMFP parts

이에 따라 IMFP 장착 각도 변화가 초음속 영역의 고도 오차에 미치는 영향을 검토하기 위하여 비행시험을 수행하였다. 그 결과 그림 7에서 보이는 바와 같이, 항공기 구조물에 IMFP가 장착되는 각도가 초음속 영역의 고도 오차에 영향을 미치는 주요 인자임을 확인하였다.

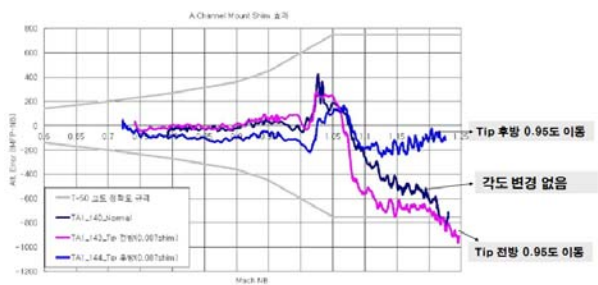


Fig 7. The installation angle effects of IMFP

이는 IMFP 장착 각도의 중요성을 미리 인지하지 못하여 IMFP 장착 후 각도를 확인하는 절차가 규격서에 명시되지 않아,

항공기 생산 공정에서 장착 각도 공차 관리를 소홀히 한 결과로, 개선 사항으로 공차 관리를 정밀히 하기 위하여 전용 치공구를 개발하여 장착 각도와 위치를  $\pm 0.5 \text{ deg}/\pm 0.010 \text{ in}$ 로 엄밀히 규제토록 하였다. 개선된 장착 각도에 대한 IMFP의 성능을 입증하기 위하여 이후 3회의 비행시험을 수행하였다. 그 결과 IMFP A-와 B-채널에서 측정된 값은 규격 요구조건을 만족하였으나, 그림 8에서와 같이 IMFP C-채널에서 측정된 고도 정보는 규격 요구조건을 초과하였다.

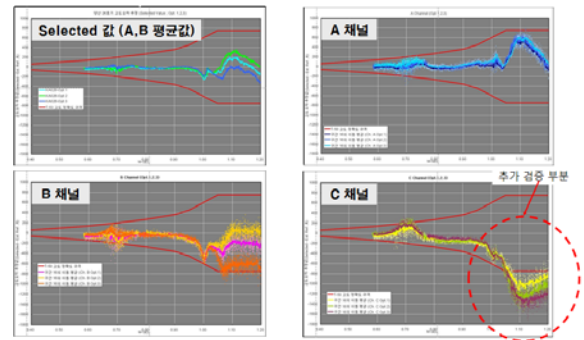


Fig 8. Comparisons of altitude data obtained from each channel of re-fitting IMFP

정상적인 상황에서는 IMFP A-와 B-채널에서 측정된 정보의 평균값이 항공기의 비행제어에 이용되지만, 비행 중 IMFP A-나 B-채널 중 하나에 고장이 발생하면 IMFP C-채널의 정보를 적용하기 때문에 추가 개선이 요구되었다. IMFP C-채널의 측정값의 규격 요구조건을 만족하기 위하여 장착 각도를 후방 0.95 deg, 상향 0.336 deg로 변경하여 장착하였고, 비행시험을 수행하여 측정 정보의 결과를 입증하였다. 그 결과 그림 9과 같이 IMFP C-채널에서 측정된 정보값이 안정된 고도 정보를 나타내는 것을 알 수 있다. 또한, IMFP A-와 B-채널에서 측정된 값도 기존에 수행한 비행시험 결과와 유사하여 고도 오차에 대한 개선 사항이 만족한 것을 알 수 있다.

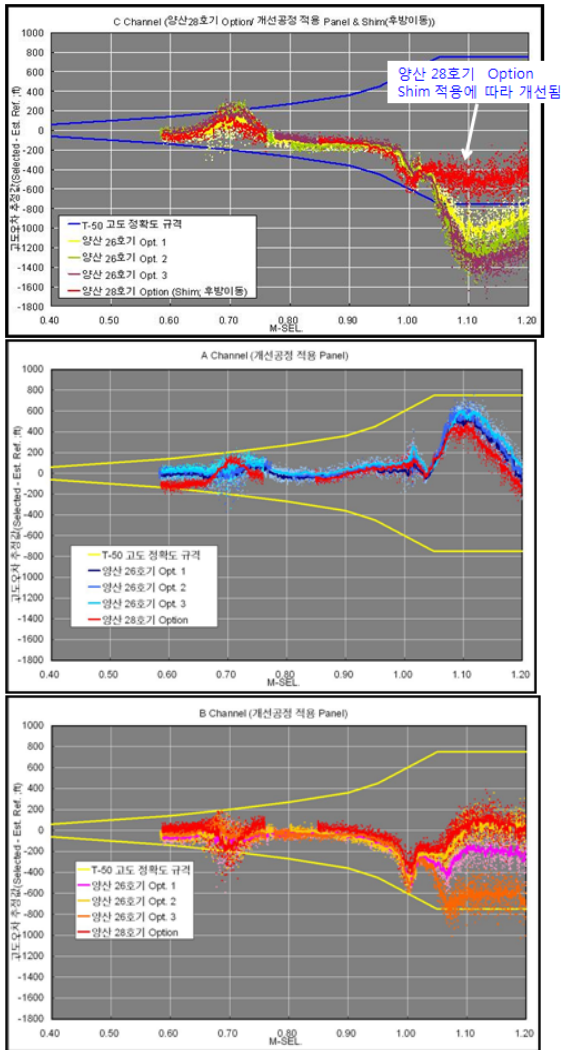


Fig 9. Comparisons of altitude data obtained from flight test with re-fitting IMFP

4. 결 론

현대의 전투기는 높은 기동 성능과 안정성을 확보하기 위하여 비행제어 시스템이 적용되고 있다. 제어 법칙에 사용되는 항공기의 상태 정보를 획득하기 위해 항공기에는 여러 가지 공력 센서가 장착된다. T-50 고등훈련기에는

신뢰성 있는 공기 정보를 획득하기 위해 3개의 IMFP가 장착되어 있다. 3개 정보의 중간값을 채택함으로써 고도/속도/받음각에 대한 항공기 상태 정보를 제어 법칙에 제공한다. 이러한 항공기 상태 정보는 각각의 비행 조건에 대하여 최적의 조종 성능과 안정성을 보장하는 제어 이득을 결정하는 중요한 인자가 된다.

T-50 고등훈련기의 초음속 영역 비행시험 시 IMFP에서 측정하는 정압력의 오차에 의하여 불확실한 고도 정보를 제공하는 문제점이 발생하였다. 이 문제점은 실제 항공기의 비행 조건과 다른 정보를 항공기에 제공하여 기동 성능과 안정성에 영향을 미치게 되며, 특히 저고도에서는 항공기 안전성에 치명적인 문제를 발생시킬 수 있다. 이 문제점을 해결하기 위하여 지상 진동시험, 비행시험을 통하여 IMFP 장착용 구조물의 형상 공차 및 장착 공차를 개선하여 초음속 고도 오차에 대한 결함을 개선시켰다.

참 고 문 헌

[1] Neal, T. P. and Smith, R. E., "An Inflight Investigation to Develop System Design Criteria for Fighter Airplanes", Air Force Flight Dynamic Laboratory, WPAFB, Ohio, AFFDL TR-70-74, 1970  
 [2] Toles, R.D., "Flying Qualities Design Guide for the T-50 Aircraft Revision 2", Aeronautics Company-Fort Worth Vol.1, No.2, pp.27 ~ 80, 2000  
 [3] 임상수, 윤중일, 이진명, "비행제어의 조종특성에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제28권 1호, pp.97 ~ 105, 2000  
 [4] 김종섭, 황병문, 김성일, 김성준, "공기정보 오차에 의한 저고도 초음속 영역에서의 민감도 해석에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제33권 11호, pp.80 ~ 87