

技術論文

공기정보 오차에 의한 저고도 초음속 영역에서의 민감도 해석에 관한 연구

김종섭*, 황병문*, 김성열*, 김성준**

A Study on Aircraft Sensitivity Analysis for Supersonic Air-Data Error at Low Altitude

Chong-sup Kim*, Byung-moon Hwang*, Seong-youl Kim* and Seong-jun Kim**

ABSTRACT

T-50 supersonic jet trainer aircraft using digital flight-by-wire flight control system receives aircraft flight conditions such as altitude, VCAS(Calibrated Airspeed) and Angle of Attack from IMFP(Integrated Multi-Function Probe). IMFP sensors information have triplex structure using three IMFP sensors. Air-data selection logic is mid-value selection in three information from three IMFP sensors in order to have more reliability. From supersonic flight test at high altitude, air-data information is dropped simultaneously because of supersonic shock wave effect. This error information may affect to aircraft stability and safety in supersonic area at low altitude. This paper propose that sensitivity analysis and HQS(Handling Quality Simulator) pilot simulation in order to analyze flight stability and controllability in supersonic area at low altitude when these information is applied to flight control law.

초 록

T-50 훈련기에 탑재되어 있는 전기식 비행제어계통 (Digital fly-by-wire flight control system)은 통합 다기능 감지기(IMFP : Integrated Multi-Function Probe)를 이용하여 항공기의 고도/속도/받음각 정보를 획득한다. T-50에는 3개의 IMFP가 장착되어 있으며, 이는 제어법칙에 3중의 소스를 제공한다. IMFP로부터 제공된 3개의 공기 정보는 중간 값을 채택하여 보다 신뢰성 있는 정보를 제어법칙에 제공한다. 고고도 초음속 비행시험 결과, 초음속 영역에서 발생하는 항공기 충격파(Shock wave)의 영향으로 인해 IMFP에서 측정되는 공기 정보에 일시적으로 오차가 발생하였다. 이러한 오차정보는 항공기의 안정성에 영향을 미칠 수 있으며, 특히 저고도영역에서 이러한 오차정보가 제어법칙에 제공되어 질 경우, 항공기의 안전성에 영향을 미칠 수 있다. 본 논문에서는 저고도 초음속 영역에서, IMFP 오차정보로 인하여 발생할 수 있는 비행안정성 및 조종성(Controllability)을 해석하기 위해 민감도해석(Sensitivity analysis) 및 HQS(Handling Quality Simulator) 조종사 평가를 수행하였다.

Key Words : IMFP(Integrated Multi-Function Probe : 통합 다기능 감지기), FLCS(Flight Control System, 비행제어시스템)

† 2005년 7월 18일 접수 ~ 2005년 10월 7일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주산업(주)

연락처, robocskim@koreaaero.co.kr,

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

** 정희원, 한국공군

I. 서 론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 기동성능을 향상시키기 위하여 정적

으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화 개념(RSS : Relaxed Static Stability)의 적용을 보편화하고 있다[1-4]. 그러므로 불안정하게 설계된 항공기의 안정성(Stability) 및 조종성(Controlability)을 보장하기 위하여 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통의 채택은 필수적이다. 따라서 FBW(Fly-By-Wire) 비행제어계통의 비행제어법칙(Flight control law) 설계는 전비행영역(Flight envelop)에서 우수한 조종 성능이 보장될 수 있도록 대상 항공기에 적절한 안정성 및 조종성을 부과하는 중요한 작업이다.

T-50 세로축 비행제어법칙 구조는 모델 역변환 설계기법(Dynamic Inversion)과 비례-적분(Proportional-plus-Integral) 제어방식이며, 가로-방향축 비행제어법칙 구조는 미끄럼각-미끄럼각속도($\beta-\dot{\beta}$)귀환모드를 채택하고 있다[5]. 항공기의 제어법칙에 사용되는 고도/속도/받음각과 같은 항공기의 상태정보는 항공기의 전방동체에 장착되어 있는 3개의 IMFP로부터 획득한다. 제어법칙에 적용되어 있는 제어이득은 이러한 항공기 상태정보를 이용하여 세로축(Longitudinal axis)에는 고도/속도, 가로-방향축(Lateral-directional axis)에는 고도/속도/받음각에 대해 설계되어 있다. 제어법칙에 설계되어 있는 제어이득은 각각의 비행조건에 대하여 항공기 안정성 및 기동성능이 최적화될 수 있도록 설계되어 있다. 그러나 고고도 초음속 비행시험 결과, 초음속 영역에서 발생하는 항공기 충격파의 영향으로 인해 IMFP에서 측정되는 공기정보에 일시적으로 오차가 발생하였다. 항공기 비행조건과 다른 오차정보는 항공기 안정성에 영향을 미칠 수 있으며, 특히 저고도에서는 항공기 안전성에 치명적인 문제를 발생시킬 수 있다.

본 논문에서는 저고도 초음속 영역에서 충격파의 영향으로 IMFP에서 측정되는 오차정보가 제어법칙에 적용될 경우, 항공기 안정성 및 조종성능을 평가하기 위하여 민감도해석 및 HQS를 이용한 조종사 평가를 수행하였다.

II. 공기정보 시스템

2.1 T-50 공기정보 시스템

제어법칙에 사용되는 항공기의 상태정보를 획득하기 위하여, Fig. 1과 같이 전방동체에 3개의 IMFP, 2개의 미끄럼각(AoS : Angle of sideslip) 측정기와 1개의 온도센서(TAT : Total Air Temperature)가 장착되어 있다. 각각의 IMFP는 정압

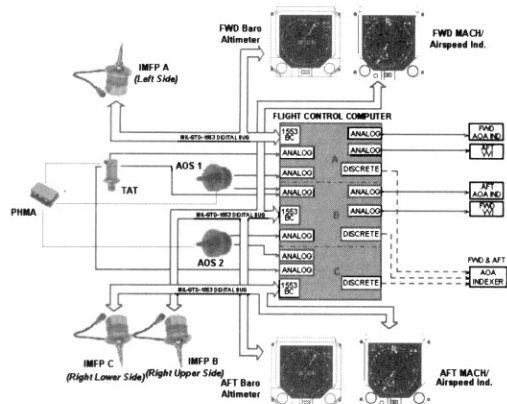


Fig. 1. T-50 Air Data System

력(Ps: Static pressure)과 전압력(Pt: Total pressure)을 측정하여 고도와 속도 정보를 제공하고, 받음각을 측정하여 항공기에 제공한다. 그러므로 이 단일 장비는 전형적인 파이프 형태의 압력센서와 받음각 센서를 대신할 수 있다. T-50에는 3개의 독립된 채널로 구성된 FLCC(Flight Control Computer)가 장착되어 3중의 구조를 이루며, IMFP A에서 측정된 정보는 FLCC A 채널, IMFP B에서 측정된 정보는 FLCC B 채널, IMFP C에서 측정된 정보는 FLCC C 채널에 제공된다. IMFP로부터 측정되는 3개의 공기정보는 중간 값이 채택되어 신뢰성 있는 정보를 제어법칙으로 제공한다. 제공된 고도/속도/받음각과 같은 항공기 상태정보는 항공기의 비행조건에서 최적의 제어이득을 결정하는데 중요한 역할을 하며, 받음각은 제어귀환 변수로도 사용된다.

미끄럼각 정보는 미끄럼각 측정기로부터 2개, IMFP로부터 1개의 정보가 얻어져 3중의 구조를 가지게 설계되어 있다. 첫 번째 미끄럼각 측정기로부터 측정된 정보는 FLCC A, B 채널로 제공되며, 두 번째 미끄럼각 측정기로부터 측정된 정보는 FLCC B, C 채널로 제공된다. 그러나 현재 IMFP로부터 제공되는 미끄럼각 정보는 제어법칙에 적용되지 않고 있는데, 추후 비행시험에 의한 연구를 통하여 검증한 후에 적용할 예정이다. 1개의 온도센서 정보는 FLCC A, B, C 채널로 온도정보를 제공한다. 이와 같이 각각의 채널로 입력된 항공기 상태정보는 FLCC 내에서 데이터를 공유하며, 미끄럼각 정보는 제어귀환 변수로 사용된다.

2.2 공기정보보정

3개의 IMFP는 항공기의 공기정보를 제공하는 센서로, 형상은 원뿔모양(Conical shape)이며, 전

압력과 정압력 그리고 받음각을 측정한다. 각각의 센서에서 측정된 전압력과 정압력은 센서 및 항공기 장착 위치에 대한 보정을 고려한 공기정보보정표(Air-data calibration table)를 이용하여 보정된 후, 중간 값을 채택하여 비행제어법칙에 제공된다. 제어법칙에 제공되어 보정된 정압력 및 전압력을 이용하여 고도/속도를 계산한다. 최종적으로 고도/속도/받음각과 같은 항공기 상태정보를 이용하여 각각의 비행조건에서 최적화된 제어이득을 결정하여 제어법칙에 적용한다. 공기정보보정표는 풍동시험(Wind tunnel test)에 의해서 설계되며, 피토티관(Pitot-static probe)에서 측정되는 전압력(P_{ti} : Indicate total pressure)과 정압력(P_{si} : Indicate static pressure)을 기준으로 한다. 또한 보정에 사용되는 보정인자(C_{pi} : Calibration factor)는 식(1)과 같이 구할 수 있다.

$$C_{pi} = \frac{P_{si} - P_s}{P_{ti} - P_t} \quad (1)$$

식(1)로부터 보정된 정압력은 식 (2)와 같이 구할 수 있다.

$$P_{si} = \frac{P_s + (C_{\pi} \times P_t)}{1.0 + C_{\pi}} \quad (2)$$

Table 1. Error of air-data vs. C_{pi}

C _{pi} Error(%) vs. M, ALT(ft), VCAS(knots)							
-30%	-20%	-10%	0%	10%	20%	30%	
1.53	1.29	1.15	M=1.05	0.98	0.92	0.87	
14907	7929	3425	ALT = 200	-2247	-4152	-5691	
798	756	722	VCAS= 692	667	643	623	
1.68	1.37	1.21	M=1.1	1.02	0.95	0.90	
17253	8982	3808	ALT = 200	-2532	-4666	-6438	
837	793	756	VCAS = 725	698	675	653	
1.52	1.29	1.15	M = 1.05	0.98	0.92	0.87	
19224	12476	8120	ALT = 5000	2634	792	-696	
743	705	673	VCAS = 645	620	598	578	
1.68	1.37	1.21	M = 1.1	1.02	0.95	0.90	
21491	13493	8490	ALT = 5000	2359	295	-1332	
779	738	705	VCAS = 676	650	628	607	
1.53	1.29	1.15	M = 1.05	0.98	0.92	0.87	
23720	17212	13009	ALT = 10000	7719	5942	4507	
689	653	623	VCAS = 596	573	551	533	
1.68	1.37	1.21	M = 1.1	1.02	0.95	0.90	
25907	18193	13367	ALT = 10000	7453	5463	3894	
722	684	652	VCAS = 626	601	580	560	
2.03	1.58	1.34	M = 1.2	1.02	0.95	0.90	
31941	20704	14367	ALT = 10000	6834	4451	2566	
788	746	713	VCAS = 683	656	632	612	

현재, T-50 훈련기 전방동체에 장착되어 있는 IMFP는 초음속 영역에서 충격파의 영향으로 측정오차를 발생시킬 수 있다. 이러한 측정오차는 고고도 초음속 비행시험 결과, 주로 정압력의 오차로 인해 발생한다. 그러므로 불확실성모델(Uncertainty modeling)을 정압력의 보정인자로 하였으며, Table 1은 공기정보오차 대한 고도/속도 오차를 나타낸다. 이러한 공기정보오차는 항공기의 비행조건에 맞는 최적의 제어이득을 항공기에 제공하지 못함으로써 비행영역에서 항공기의 안정성 및 조종성에 영향을 미칠 수 있다.

2.3 고고도 초음속 비행시험

현재 개발항공기인 T-50 훈련기는 비행시험을 통하여 항공기 안정성 및 기동성능을 평가한다. 이러한 평가를 통해 지속적으로 제어법칙을 보완하고 데이터베이스를 수정하여 제어이득을 최적화한다.

항공기 제어이득 설계에 사용되는 고도/속도/받음각과 같은 항공기 상태정보를 획득하기 위해, T-50 훈련기에는 새로운 개념의 센서인 IMFP를 최초로 도입하여 적용하였다. 이전의 항공기에서 검증되지 않은 센서의 적용으로 인해, 비행시험시 예상치 못한 여러 가지 문제가 발생할 수 있다. 고고도 초음속 영역에서의 비행시험 결과, 충격파의 영향으로 IMFP에서 측정되는 정압력에 오차가 발생하여 공기정보오차가 항공기의 상태정보로 입력되는 사례가 있었다. 이러한 공기정보오차로 인해, 항공기에 제공되는 고도/속도/받음각과 같은 항공기 상태정보는 순간적인 변이(Abruptly transition)를 일으켰다. 따라서 각각의

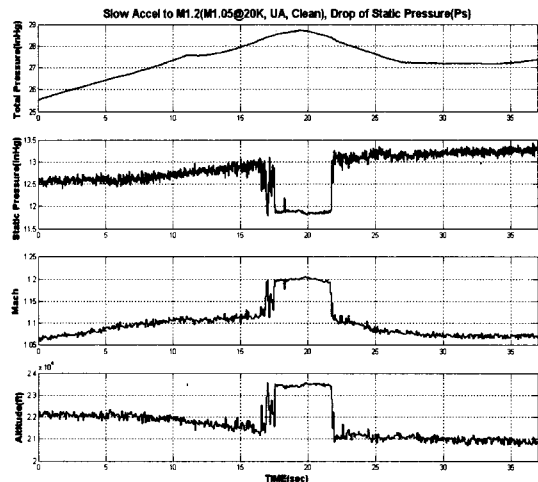


Fig. 2. Flight test result of Ps drop

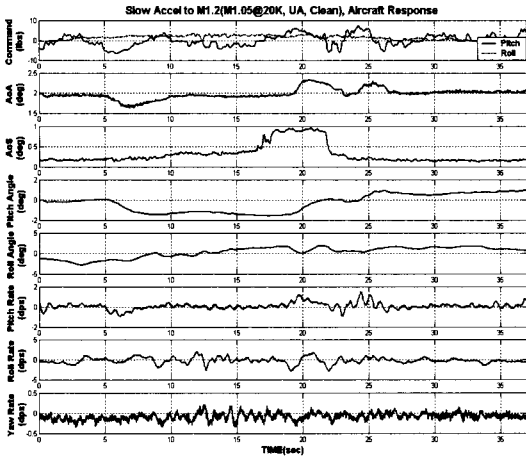


Fig. 3. Flight test result of aircraft response

비행조건에서 최적으로 설계된 제어이득이 공기정보오차로 인해 항공기 비행조건에 맞지 않는 제어이득을 항공기에 제공하였다.

Fig. 2는 M1.05@20kft, Clean 형상에서 M1.2로 증속하던 중, 초음속 충격파의 영향으로 IMFP에서 측정된 정압력에 오차가 발생되었던 사례이며, Fig. 3은 공기정보오차가 발생하였을 때, 항공기 응답특성을 나타낸다. 이러한 공기정보오차로 인해 항공기의 상태정보는 순간적인 변이를 일으켰다. 항공기 응답은 미끄럼각이 순간적으로 변화했으나 그 양은 적었으며, 항공기의 응답특성은 안정적이었다. 이는 고고도 초음속 영역에서는 안정도 여유(Stability Margin)가 충분한 결과로 보여 진다.

III. 해석 및 결과

3.1 시험영역 선정 및 해석방법

Table 2, 3과 4는 T-50 훈련기의 안정도 여유 및 단주기 모드(Short-period mode) 및 더치롤 모드(Dutch-roll mode)의 감쇄와 주파수 설계기준을 나타낸다[6]. 항공기는 형상에 따라 서로 다른 1차 구조모드(First structural mode)를 가지며, 비행단계(Flight phase)에 따라 최소 허용속도(V_s : Minimum permissible speed), 최소 운용속도(V_{0min} : Minimum operation speed), 최대 허용속도(V_L : Maximum permissible speed) 및 최대 운용속도(V_{0max} : Maximum operation speed)의 차이가 있다.

항공기는 무장형상에 따라 CAT(Category) 1, 2 및 3으로 나누는데, 본 논문에서는 항공기 형

Table 2. Primary control mode stability margin requirements

Mode Frequency(Hz)	Airspeed		
	V_s to V_{0min}	V_{0min} to V_{0max}	V_{0max} to V_L
Frequency<0.06	±6 db	±4.5 db ±30°	±3 db ±20°
0.06<Frequency<First Structure Mode		No Phase Requirement	±4.5 db ±30°
Frequency>First Structure Mode		No Phase Requirement	±6 db ±45°

Table 3. Short-period damping ratio limits

Level	Category A and C Flight Phase		Category B Flight Phase	
	Min.	Max.	Min.	Max.
1	0.35	1.30	0.30	2.00
2	0.25	2.00	0.20	2.00
3	0.15	-	0.15	-

Table 4. Minimum dutch-roll frequency and damping

Level	Flight Phase Category	Min. ζ_{DR}	Min. $\zeta_{DR} \cdot \omega_{nDR}$ (rad/sec)	Min. ω_{nDR} (rad/sec)
1	A(Co or GA)	0.40	-	1.0
	A	0.19	0.35	1.0
	B	0.08	0.15	0.4
	C	0.08	0.15	1.0
2	All	0.02	0.05	0.4
3	All	0.005	-	0.4

상을 CAT 1의 대표적인 형상인 Clean형상에 대해 해석을 수행하였으며, CAT 1에 대한 1차 구조진동 모드(First Structure Mode)는 10 Hz(= 62 rad/sec) 부근이다. 비행단계는 UA(Up and away) 형상으로 A 비행단계(Category A Flight Phase)를 설계기준으로 하였다. A 비행단계는 급격한 항공기 기동 및 정밀추적을 요하는 비행단계로, 공대지추적(GA: Ground attack), 공대공추적(CO: Air-to-air combat), 무장투하(WD: Weapon Delivery) 등과 같은 기동이 포함되어 있다. 이러한 비행단계에서도 각각의 임무에 따라 속도 범위에 차이가 있다. 본 논문에서 제시한 설계기준에서의 속도범위는UA모드에 대해 공대공추적과 같은 급격한 기동이 필요한 비행단계를 설계기준으로 하여, V_s 는 115 knots, V_{0min} 은 받음각 15°로 속도는 약 141 knots, V_L 은 730 knots 이며, V_{0max} 은 650 knots이다.

시험영역은 Fig. 4와 같이 저고도 초음속 영역

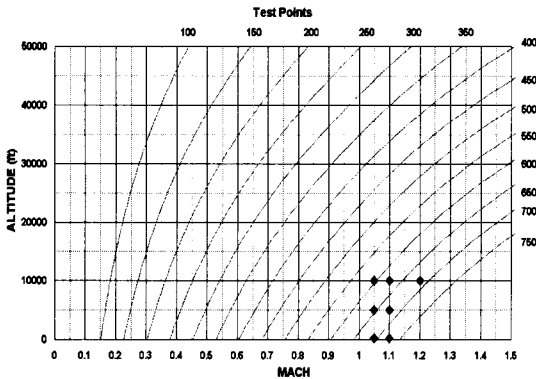


Fig. 4. Test points

에 대해 선정하였다. 초음속영역에서 충격파의 영향으로 IMFP에서 발생할 수 있는 공기정보오차를 -30, -20, -10, 10, 20, 30%로 하였으며, 항공기에 제공되는 고도/속도 오차 정보는 Table 1과 같다. 이러한 공기정보오차가 발생되었을 때, 항공기 안정도 여유를 해석하기 위하여 세로축 및 가로-방향축으로 민감도해석을 수행하였고, 민감도해석을 통해 이득여유(Gain margin), 위상여유(Phase margin), 감쇄 및 주파수에 대해 설계기준에 대한 만족여부를 판단하였다. 또한 오차가 격함수(Mismatch cost function)를 이용하여 오차가 가격값이 큰 등가저차시스템에 대해서는 HQS 조종사 시뮬레이션을 수행하여 조종성 평가를 수행하였다[8].

3.2 선형 해석

3.2.1 세로축 선형 해석

저고도 초음속영역에서 충격파의 영향으로 발생하는 공기정보오차에 대해 항공기의 민감도 해석을 수행하기 위해 세로축 선형화 모델을 이용하여 안정도 여유, 단주기 모드의 감쇄 및 주파수를 해석하였다.

세로축 제어는 수평꼬리날개(Horizontal tail)를 사용한다. Fig. 5는 UA에서 수평꼬리날개에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타내며 전영역에서 설계기준(GM>±6db, PM>±45°)을 만족하였다.

Fig. 6과 7은 단주기 모드의 주파수 및 감쇄를 나타낸다. 주파수는 전영역에 대해 설계기준인 Level 1을 만족하고 있다. 감쇄는 M1.05, M1.1 @200ft, M1.05, M1.1@5kft, M1.05, M1.1@10kft 및 M1.2@10kft 영역에서 공기정보오차가 10, 20 및 30%일 경우 Level 2로 설계기준을 만족하지 못하였다. 그러나 Fig. 8에서 보는 바와 같이 공기정보오차가 10, 20 및 30%일 경우, 오차가 가격값

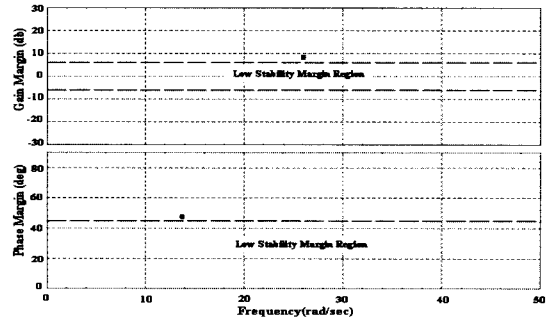


Fig. 5. Stability margin in longitudinal

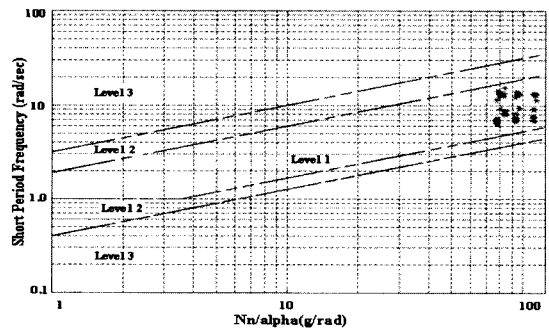


Fig. 6. Short-period Frequency in longitudinal

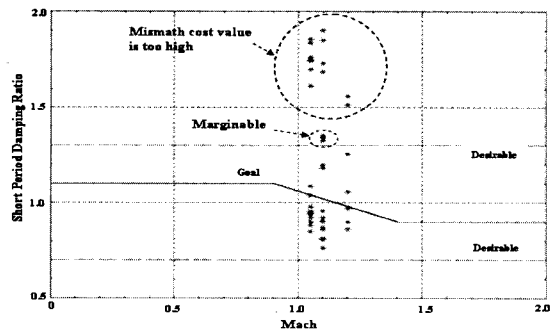


Fig. 7. Short-period damping in longitudinal

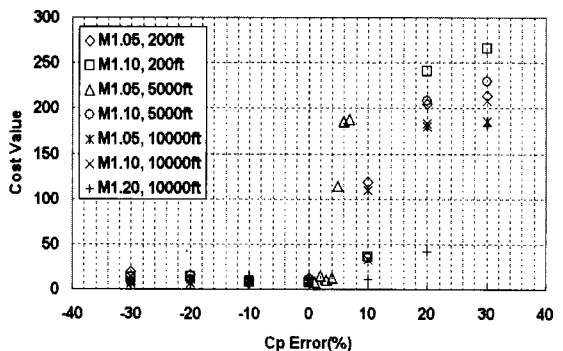


Fig. 8. Cost value in longitudinal

(Mismatch cost value)이 큰 값으로 등가저차시스템이 부정확하였다. 또한 M1.1@200ft, M1.1@5kft 및 M1.1@10kft 영역에서 공기정보오차가 10%, M1.2@10kft 영역에서 공기정보오차가 -30%일 경우 Level 2였으나, 설계기준에 여유(Marginable)가 있었다.

3.2.2 가로-방향축 선형해석

가로-방향축 선형화 모델을 이용하여 공기정보 오차에 대한 항공기의 민감도해석을 수행하기 위해 안정도 여유, 더치롤모드의 감쇄 및 주파수 해석을 하였다.

가로-방향축 제어는 주로 플레퍼론(Flapperon)과 수직꼬리날개(Rudder)를 사용하는데, 가로축 제어의 효율을 향상시키기 위하여 수평꼬리날개를 아음속(Subsonic) 영역에서는 플레퍼론의 25%, 초음속 영역에서는 50%를 사용한다. 또한 가로-방향축 연계효과를 방지하기 위해서 가로축 운동 시 수직꼬리날개를 사용하여 롤에 의한 미끄럼각을 상쇄시킨다.

Fig. 9, 10 및 11은 조종면에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타낸다. Fig. 9는 가로축 제어의 주

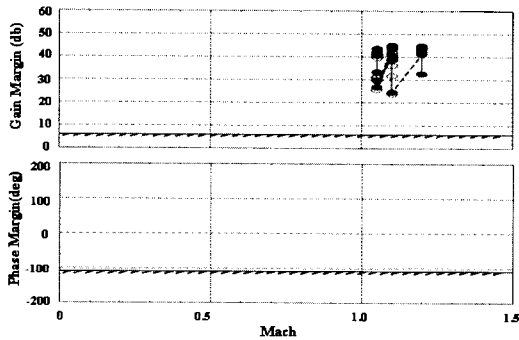


Fig. 9. Flapperon stability margin of lateral-directional

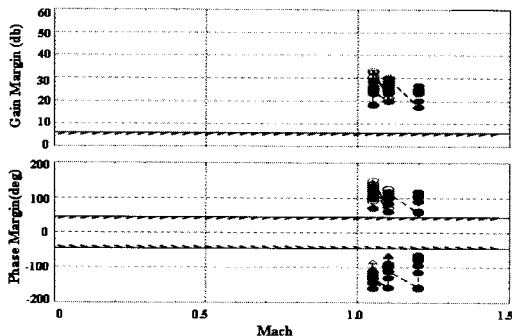


Fig. 10. Rudder stability margin of lateral-directional

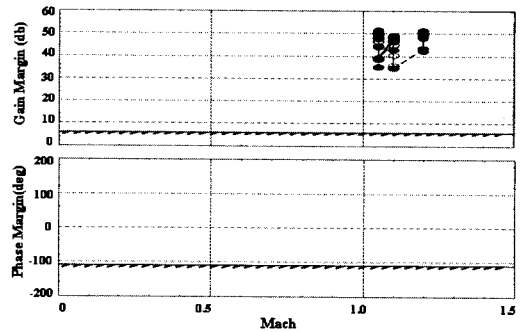


Fig. 11. HT stability margin of lateral-directional

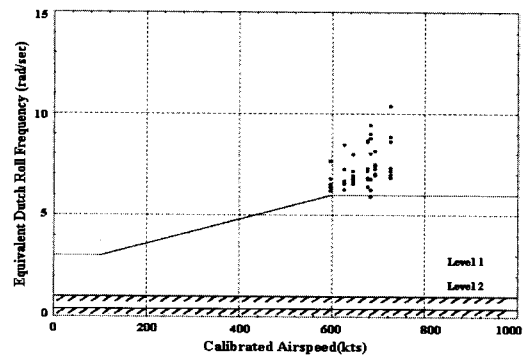


Fig. 12. Equivalent dutch-roll frequency

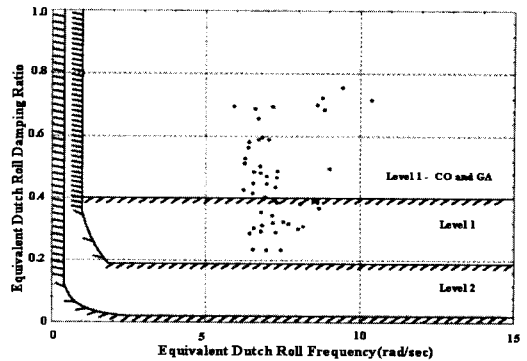


Fig. 13. Equivalent dutch-roll damping ratio

조종면(Primary Surface)인 플레퍼론에 대해, Fig. 10은 방향축 제어의 주조종면인 수직꼬리날개에 대해, Fig. 11은 수평꼬리 날개에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타내는데, 전영역에서 설계기준 ($GM \geq 6db$, $PM > \pm 45^\circ$)을 만족하고 있다.

Fig. 12 와 13는 가로-방향축의 주요 모드인 더치롤모드 주파수 및 감쇄를 나타낸다. 주파수는 전영역에 대해 설계기준인 Level 1을 만족하고 있다. 감쇄는 전영역에서 설계기준인 Level 1을 만족하였으며, 공기정보오차가 증가할수록 감쇄

는 감소하는 경향성을 보였다.

민감도해석 결과, 가로-방향축 전영역에서는 설계기준인 Level 1을 만족할 수 있었으며, 세로축에서는 공기정보오차가 10, 20, 30%인 경우 대부분의 영역에서 설계기준인 Level 1을 만족하지 못하였다. 그러나 본 영역에서는 오차가격값이 커서 등가저차함수가 잘 맞지 않은 영역으로 민감도해석 결과를 신뢰할 수 없다. 그러므로 본 영역에서는 HQS 조종사 시뮬레이션을 수행하여 조종성능 및 비행 안정성을 평가하였다.

3.3 HQS 조종사 시뮬레이션

민감도해석 결과, 공기정보오차가 10, 20, 30%에서 세로축으로 설계기준을 만족하지 못하였다. 위 영역은 충격파의 영향으로 발생하는 정압력의 오차로 인해, 항공기가 초음속 상태에서 아음속 영역의 이득을 사용하는 영역으로 항공기는 불안정해 질 수 있다. 그러나 본 영역에서는 오차가격값이 커서 등가저차함수가 잘 맞지 않은 영역이다. 따라서 민감도해석 결과는 신뢰할 수 없으므로, 공기정보오차가 10, 20%인 경우, HQS를 이용하여 조종성능 및 비행 안정성을 평가하였다. 공기정보오차가 30%인 경우는 고고도 초음속 비행 결과에서 볼 수 있었던 실재 발생할 수 있는 오차범위를 벗어남으로 HQS 조종사 시뮬레이션을 수행하지 않았다. 평가항목은 세로축 포착(Pitch capture) 및 가로축포착(Roll capture) 기동으로 CHR(Cooper Harper Rating) 및 PIO(Pilot Induced Oscillation)로 평가한다[7]. 본 논문에서는 공기정보오차가 20%인 경우를 도시하였다.

Table 5는 공기정보오차가 20%일 경우, HQS 조종사 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 시뮬레이션 결과, 세로축포착 기동에서는 PIO 1 및 CHR 3로 설계기준인 Level 1을 만족할 수 있었으며, PIO 경향성은 발생하지 않았다. 가로축포착 기동에서는 PIO 경향성은 발생하지 않았으나, 조종사가 가로축포착 시, 미소한 가로축 흔들림(Oscillation)

이 발생하여 포착이 용의하지 않아, PIO 1 및 CHR 4로 설계기준인 Level 1을 만족할 수 없었다. 이러한 결과는 가로-방향축 민감도해석 결과에서 더치를 모드 감쇄는 전 영역에 대해 설계기준을 만족하지만, 공기정보오차가 증가할수록 감쇄가 감소하여 가로축포착 시 흔들림이 발생하여 포착이 용의하지 않았던 것으로 판단된다. 그리고 세로축으로 설계기준을 만족한 것은, 정안정성 완화 개념의 항공기는 초음속 영역에서 공력중심(Aerodynamic center)이 후방으로 이동하여 항공기의 안정성이 증가된 결과로 보인다.

HQS 조종사 시뮬레이션 결과, 공기정보오차에 의해 세로축으로는 조종성능 및 안정성이 저하되는 경향성은 발생하지 않았다. 그리고 가로축으로는 조종성능의 저하가 발생하여 설계기준을 만족하지 못하였지만, 항공기 안정성 및 안전성은 영향이 없었다.

IV. 결 론

현대의 전투기는 기동성능과 안정성을 확보하기 위하여 제어법칙을 적용하고 있다. 제어법칙에 사용되는 항공기의 상태정보를 획득하기 위해 항공기에는 여러 가지 공력센서가 장착되어 있다. T-50에는 신뢰성 있는 공기정보를 획득하기 위해, 3개의 IMFP가 항공기에 장착되어 있다. 3개의 정보를 받아 중간 값을 채택함으로써 고도/속도/반음각과 같은 항공기 상태정보를 제어법칙에 제공한다. 이러한 항공기 상태정보는 각각의 비행조건에 대하여 최적의 조종성능 및 안정성을 보장하는 제어이득을 결정하는 중요한 인자가 된다.

T-50 고고도 초음속영역의 비행시험 시, 충격파의 영향으로 인해 IMFP에서 측정하는 정압력에 오차가 발생하여 갑작스런 변이가 발생하는 문제점이 발생하였다. 이러한 문제점은 실제 항공기 비행조건과 다른 오차정보를 항공기에 제공하여 항공기의 기동성능 및 안정성에 영향을 미칠 수 있으며, 특히 저고도에서는 항공기 안전성에 치명적인 문제를 발생시킬 수 있다.

본 논문에서는 공기정보오차 모델을 적용하여 생성한 제어이득을 항공기에 적용하여, 민감도 해석을 수행하였으며, HQS를 이용하여 조종사 시뮬레이션을 수행하여 조종성능 및 안정성을 평가하였다. 민감도해석 결과, 시험영역에서 설계기준인 Level 1을 만족할 수 있었다. 그러나 HQS 조종사 시뮬레이션 결과, 세로축으로는 설계기준인 Level 1을 만족할 수 있었으나, 가로축으로는

Table 5. Result of HQS pilot simulation

Altitude.(ft)	Mach	Maneuver	CHR	PIO
200	1.01	Pitch capture	3	1
		Roll capture	4	1
5000	1.04	Pitch capture	3	1
		Roll capture	4	1
10000	1.05	Pitch capture	3	1
		Roll capture	4	1
	1.1	Pitch capture	3	1
		Roll capture	4	1

조종성 저하가 발생하여 설계기준을 만족하지 못하였다. 그러나 항공기 안정성 및 안전성에는 영향을 미치지 않았다.

참고문헌

- 1) Neal, T. P. and Smith, R. E., "An Inflight Investigation to Develop System Design Criteria for Fighter Airplanes", Air Force Flight Dynamics laboratory, WPAFB, Ohio, AFFDL TR-70-74, 1970.
- 2) Cooper, G. E. and Harper, R. P., "The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities", NASA TN-D 5153, 1969.
- 3) Anderson, M. R. and Schmidt, D. T., "Closed-Loop Pilot Vehicle Analysis of the Approach and Landing Task", Journal of Guidance and Control, Vol. 10, No. 2, pp. 187 ~ 194, 1987.
- 4) McRuer, D. T. and Schmidt, D. T., "Pilot-Vehicle analysis of Multi-Axis Tasks", Journal of Guidance and Control, Vol. 13, No. 2, pp. 348 ~ 355, 1990.
- 5) 김종섭, 배명환, 황병문, "비대칭 무장형상의 조종성 개선에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제33권 2호, pp. 106-112, 2005.
- 6) 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.
- 7) Toles, R. D., "Test Information Sheet for Flight Controls & Handling Quality Tests of the T-50", Aeronautics Company-Fort Worth, Rev. No. 7, pp. 156 ~ 157, 2004.
- 8) 임상수, 윤중일, 이건명, "비행제어의 조종 특성에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제28권 1호, pp. 97-105, 2000.