

論文

T-50 형상 재구성 모드의 항공기 비행 안정성에 관한 연구

김종섭*, 황병문*, 황민환*, 배명환**

A Study on Aircraft Flight Stability of T-50 Air Data Reconfiguration Mode

Chong-sup Kim*, Byung-moom Hwang*, Min-hwan Hwang* and Myung-whan Bae**

ABSTRACT

Modern versions of supersonic jet fighter aircraft using digital flight-by-wire flight control system receive aircraft flight condition such as altitude, airspeed and AoA(angle of attack) from IMFP(Integrated Multi-Function Probe). IMFP sensors data have triplex structure using three IMFP sensors. An air data reconfiguration mode is applied to a T-50 flight control law to guarantee the aircraft flight stability when 2 or 3 IMFP sensors data are invalidated. In this study, linear analysis and HQS(Handling Quality Simulator) pilot simulation are performed to analyze flight stability when the air data reconfiguration mode is applied to the control law. And we propose an example that the air data reconfiguration mode is applied to the control law due to second failure of IMFP during T-50 flight. It is found that the aircraft flight stability is not affected when the T-50 flight control law is changed to the air data reconfiguration mode.

초 록

현대의 고성능 전투기에 탑재되어 있는 전기식 비행제어계통(Digital Fly-By-Wire Flight Control System)은 통합 다기능 감지기(IMFP : Integrated Multi-Function Probe)에 의해 항공기의 고도/속도/받음각 정보를 얻는다. T-50에 적용되어 있는 3개의 IMFP는 3중 결함 및 분리되지 않는 2중 결함에 대해서 비행 안정성(Flight Stability)을 확보하기 위해 형상 재구성 모드(Air Data Reconfiguration Mode)를 제어법칙에 적용했다. 본 논문에서는 항공기 운용 시 발생할 수 있는 IMFP 결함으로 인한 형상 재구성 모드 제어법칙에 대해, 비행 안정성을 해석하기 위하여 선형해석(Linear Analysis) 및 HQS(Handling Quality Simulator) 조종사 시뮬레이션을 수행하였고, T-50 비행시험 시, 발생했던 IMFP 결함으로 인해 제어법칙이 형상 재구성 모드로 적용되었던 사례를 제시했다. 그 결과, T-50 훈련기의 제어법칙이 형상 재구성 모드로 전환될 경우, 항공기 안정성에는 영향이 없다는 것을 알았다.

Key Words : RSS(Relaxed Static Stability, 정안정성 완화), FLCs(Flight Control System, 비행제어 계통), IMFP(Integrated Multi-Function Probe, 통합 다기능 감지기), Air Data Reconfiguration Mode(형상 재구성 모드)

† 2004년 10월 19일 접수 ~ 2005년 3월 24일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

연락처, roboskim@koreaaero.co.kr

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

** 정회원, 경상대학교 항공기계공학부, 공학연구원

I. 서론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 기동성능을 향상시키기 위하여 정적으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화개념(RSS : Relaxed Static Stability) 적용을 보편화하고 있다.[1-4] 이렇게 불안정하게 설계된 항공기의 안정성(Stability) 및 조종성(Controllability)을 보장하기 위해서는 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통(Digital Fly-By-Wire Flight Control System)의 채택이 필수적이다. 따라서 전비행영역(Flight Envelop)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록, FBW(Fly-By-Wire) 비행제어계통의 비행제어법칙(Flight Control Law) 설계는 대상 항공기에 적절한 안정성 및 조종성을 부과하는 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/받음각 정보는 항공기에 장착되어 있는 통합 다기능 감지기(IMFP : Integrated Multi-Function Probe)로부터 정보를 획득한다. 제어법칙에 적용되어 있는 이득은 이러한 항공기의 상태 정보를 이용하여 세로축(Longitudinal Axis)에는 고도/속도, 가로-방향축(Lateral-Directional Axis)에는 고도/속도/받음각에 대해 이득을 설계한다. 또한, 제어법칙에는 IMFP의 3중 및 분리되지 않는 2중 결합에 대해 비행 안전성을 확보하기 위하여 형상 재구성 모드(Air Data Reconfiguration Mode)에 대한 대기이득(Stand-By Gain)이 설계되어 있다.

본 연구에서는 IMFP의 결합 시 제어법칙에 적용되는 형상 재구성 모드에 대한 비행 안전성을 해석하기 위해, 전비행영역에 대하여 선형해석 및 HQS 조종사 시뮬레이션을 수행하였고, 실제 T-50 비행시험에서 IMFP 결합으로 인하여 발생했던 형상 재구성 모드에 대한 사례를 제시하여 비행 안정성을 검증하는 것이 목적이다.

II. 형상 재구성 모드

2.1 T-50 Air Data 시스템

제어법칙에 사용되는 항공기의 상태 정보를 획득하기 위하여, Fig. 1과 같이 3개의 IMFP, 2개의 미끄럼각(AoS : Angle of Sideslip) 측정기와

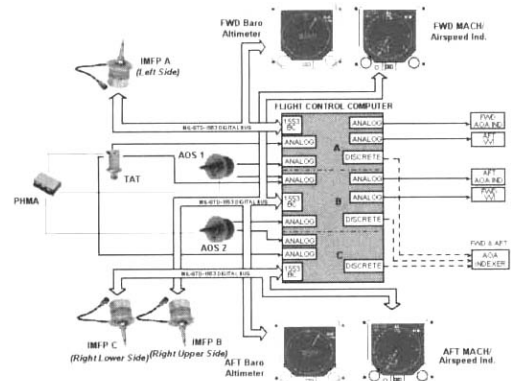


Fig. 1. T-50 Air Data System

1개의 온도센서(TAT : Total Air Temperature)가 장착되어 있다. 각각의 IMFP는 정압(Static Pressure)과 전압(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.

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 정보는 FLCC 내에서 데이터를 공유한다.

2.2 대기 모드(Stand-By Mode)

항공기 상태 정보를 제공하는 비행제어센서는 신뢰성 요구도를 만족시키기 위해 모두 독립된 3중의 정보를 제어법칙에 제공하고, 비행 안정성을 보장하기 위해 고장처리 방식을 가진다. Fig. 2는 IMFP의 고장처리 방식을 나타낸다. 2중 이상의 IMFP가 고장이 나고, EGI(Embedded GPS/INS)조차 고장이 나서 제3의 정보로부터 고장판단이 되지 않는 경우, Table 1과 같이 대기이득

Table 1. Stand-by gain

	Input	Default Value	
		UA	PA
Air Data	Mach	0.8	0.21
	Altitude	10kft	S.L
	AoA	2.5°	6.0°
	AoS	0.0°	0.0°
	TAT	288 K	288 K

을 설정하여 최소한의 비행 안정성을 보장하도록 형상 재구성 모드(Air Data Reconfiguration Mode)에 대한 제어법칙을 설계한다.

형상 재구성 모드에 적용되어 있는 대기이득은, UA(Up and Away)에서는 항공기의 정적 안정성이 가장 불안정한 10 kft, M0.8, 받음각 2.5° 조건이 선정되었으며, PA(Power Approach)에서는 착륙과 가장 근접한 비행 상태인 S.L(Sea Level), M0.21, 받음각 6° 조건이 선정되었다. 여기서 받음각은 항공기 트림(Trim) 받음각과 일치하지 않으며, 시스템의 상대안정도(Stability Margin)가 가장 큰 값을 해석적으로 선정된 값이다. 만약 IMFP가 2중 고장이 났을 경우, EGI가 정상 작동하는 상태라면 EGI의 값을 이용하여 고장 판단을 할 수 있으므로 1개의 정상 센서를 이용하여 제어하게 된다. 현재 T-50 제어법칙에는 EGI 값을 사용하지 않고 있는데, 추후 비행시험을 통하여 검증한 후에 제어법칙에 적용할 예정이다.

현재 항공기 운용 중에 IMFP의 결함으로 인해 형상 재구성 모드로 제어법칙이 전환될 경우, 항공기 안전성을 고려하여 기동 및 속도영역을 제한하고 있다. 고장 상태를 인지하면 즉시 항공기

를 안정 자세로 회복시키며(1G Level Flight), 세로축에 대해서는 받음각 11° 이상, 2G 이상의 기동을 제한하며, 가로-방향축으로는 ±3° 이상의 미끄럼각, 30° 이상 물각(Bank Angle)과 같은 급격한 기동을 제한하고 있다. 속도는 UA에서는 최소 280 knots에서 최대 450 knots 범위로 제한하고 있다. PA는 항공기 착륙 시에만 사용하며, 속도는 최소 137 knots에서 최대 290 knots 범위로 제한하고 있다. 또한, 착륙 접근 시 직진착륙(Straight in Approach)을 요하며, 착륙시점(Touch Down Point)까지 받음각이 9°를 넘지 않도록 제한하고 있다.

III. 해석 및 결과

3.1 시험영역 선정 및 해석방법

Table 2는 항공기의 형상 재구성 모드시의 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_{omin} : Minimum Operation Speed), 최대 허용속도(V_L : Maximum Permissible Speed) 및 최대 운용속도(V_{omax} : Maximum Operation Speed)의 차이가 있다.

본 논문에서는 항공기 형상을 CAT 1에 대해 해석을 수행하였으며, CAT 1에 대한 1차 구조진동 모드(First Structure Mode)는 10 Hz(≈ 62 rad/sec) 부근이다. 비행단계는 형상 재구성 모드인 것을 고려하여, UA에서 B 비행단계(Category B Flight Phase)를 설계기준으로 하였고, PA에서는 C 비행단계(Category C Flight Phase)를 설계기준으로 하였다. B 비행단계는 급격한 항공기 기동 및 정밀추적을 요하지 않는 비행단계로, 상승, 하강, 순항 등과 같은 기동이 포함되어 있다. 또한 C 비행단계는 급격한 항공기 기동

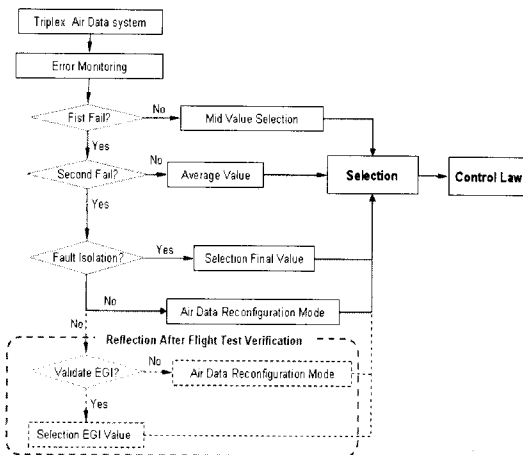


Fig. 2. Flow chart of air data failure mode

Table 2. Reconfiguration control mode stability margin requirement

Mode Frequency(Hz)	Airspeed		
	V_s to V_{omin}	V_{omin} to V_{omax}	V_{omax} to V_L
Frequency<0.06	±4.5 db	±4.5 db	±3 db
0.06<Frequency<First Structure Mode	No Phase Requirement	±25°	±20°
Frequency>First Structure Mode		±4.5 db	±4.5 db
		±25°	±25°
		-6 db	-6 db

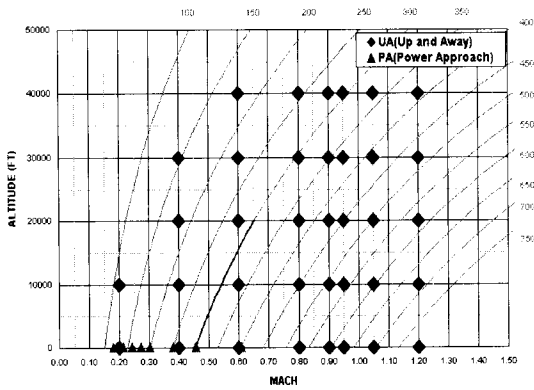


Fig. 3. Test point

은 요하지 않으나, 착륙을 위한 정밀추적을 요하는 비행단계로, 이륙 및 착륙과 같은 기동이 포함되어 있다. 이러한 비행단계에서도 각각의 임무에 따라 속도범위에 차이가 있다. 본 논문에서 제시한 설계기준에서의 속도범위는 UA모드에 대해 상승 및 하강과 같은 급격한 기동의 필요가 없는 비행단계를 설계기준으로 하여, V_s 는 125 knots, V_{0min} 은 받음각 15° 로 속도는 약 141 knots, V_L 는 730 knots 이며, V_{0max} 은 650 knots 이다. 또한, PA에서는 착륙과 같은 정밀추적을 요하는 비행단계에 두어, V_s 는 125 knots, V_{0min} 은 받음각 20° 로 속도는 약 123 knots, V_L 는 300 knots 이며, V_{0max} 은 275 knots이다.

시험영역은 Fig. 3과 같이 T-50 전비행영역 (Flight Envelop)에 대해 선정하였다. T-50 훈련기의 기본 임무 시 세로축 방향으로의 무게중심은 UA의 경우 37.18%, PA의 경우 38.94%이다. 이러한 기본 무게중심에서 IMFP의 결합으로 인해 형상 재구성 모드로 변경되어 제어법칙의 이득이 대기이득으로 적용될 경우, 항공기 안정도 여유를 해석하기 위하여 세로축 및 가로-방향축 선형해석을 수행하였고, 선형해석을 통해 이득여유(Gain Margin) 및 위상여유(Phase Margin)의 설계기준에 대한 만족여부를 판단하였다. 이 때, 설계기준을 만족하지 못하는 영역에 대해서는 HQS(Handling Quality Simulator)를 이용한 조종사 시뮬레이션을 통해 조종성 및 안정성 평가를 수행하였다.

등가저차시스템(Equivalent System)에 의해서 결정되어지는 감쇄(Damping)와 주파수는 형상 재구성 모드가 제어법칙에 적용이 될 경우, 기존의 제어법칙에서 최적화 된 이득이 대기이득으로 변경되기 때문에 비선형 모델(Nonlinear Model)과는 많은 차이가 있으므로 선형해석 범위에서

제외시켰다.

3.2 선형 해석

3.2.1 세로축 선형 해석

형상 재구성 모드로 제어법칙이 전환됨으로 인해 시스템 안정도 여유를 해석하기 위하여 선형화 모델을 이용하여 가로-방향축 선형해석을 수행하였다. 해석범위를 시스템에 대한 이득여유 및 위상여유로 하여 해석을 수행하였다.

세로축 제어는 수평꼬리날개(Horizontal Tail)를 사용한다. Fig. 4는 UA에서 수평꼬리날개에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타낸다. 그림에서 이득여유는 M0.3@10kft, M0.4@10kft, M0.8@20kft, M0.8@30kft, M0.9@30kft, M0.95@40kft 및 S.L영역에서 설계 기준인 ± 4.5 db를 만족하지 못하였고, 위상여유는 M1.2@10kft, M0.95@30kft, M0.8@20kft 및 S.L 영역에서 설계기준인 $\pm 25^\circ$ 를 만족하지 못하였다.

Fig. 5는 PA에서 수평꼬리날개에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타낸 것이다. 507knots@200ft 및 680knots@200ft에서 이득여유 및 위상여

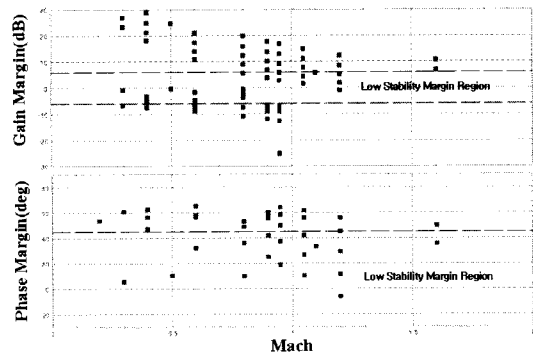


Fig. 4. Stability margin of UA pitch axis

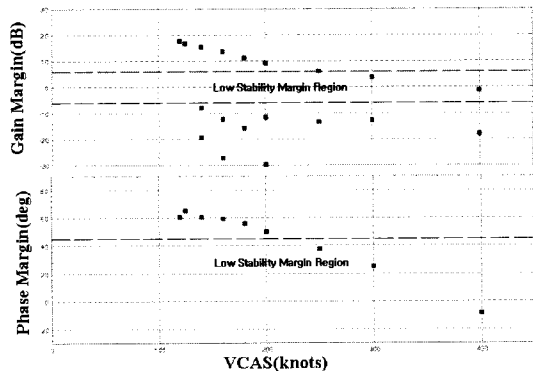


Fig. 5. Stability margin of PA pitch axis

유가 설계기준을 만족하지 못하였다.

선형해석에서 설계기준을 만족하지 못하는 영역에 대해서는 HQS 조종사 시뮬레이션을 수행하여 조종성 및 비행 안정성을 평가하였다. 그런데 UA에서는 IMFP 결합으로 인한 형상 재구성 모드 시 항공기 운용을 아음속 영역으로 제한되어 있고, 대기이득은 아음속에서 정적으로 가장 불안정한 이득을 사용한다. 그러므로 S.L 및 천 아음속 영역은 형상 재구성 모드 시 항공기 주요 운용영역이 아니므로 HQS 조종사 시뮬레이션을 고려하지 않았다. 또한, UA모드에서는 최소 280 knots로 속도를 제한하고 있으므로, M0.3@10kft 및 M0.4@10kft는 HQS 조종사 시뮬레이션을 수행하지 않았다. PA에서 설계기준을 만족하지 못하는 영역은 PA로 운용되는 주요 영역이 아니므로 HQS 조종사 시뮬레이션을 고려하지 않았다.

3.2.2 가로-방향축 선형해석

가로-방향축 제어는 주로 플레퍼론(Flapperon)과 수직꼬리날개(Rudder)를 사용하는데, 가로축 제어의 효율을 향상시키기 위하여 수평꼬리날개를 아음속(Subsonic) 영역에서는 플레퍼론의 25

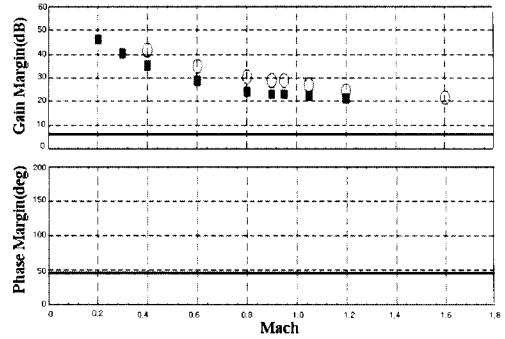


Fig. 8. HT stability margin of UA lateral-directional axis

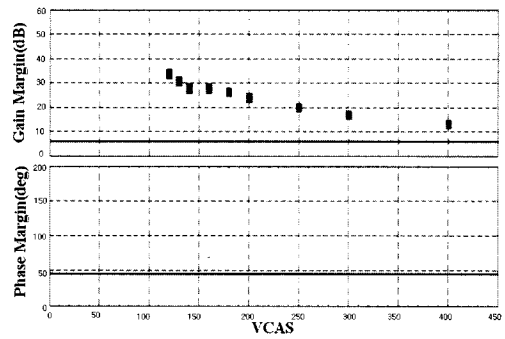


Fig. 9. Flapperon stability margin of PA lateral-directional axis

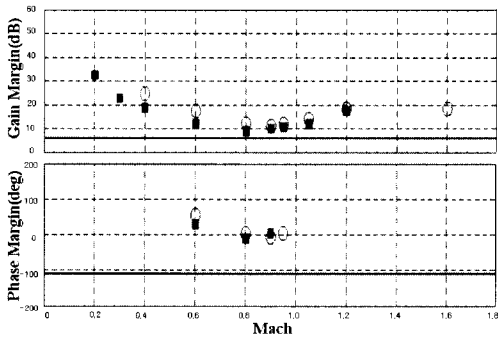


Fig. 6. Flapperon stability margin of UA lateral-directional axis

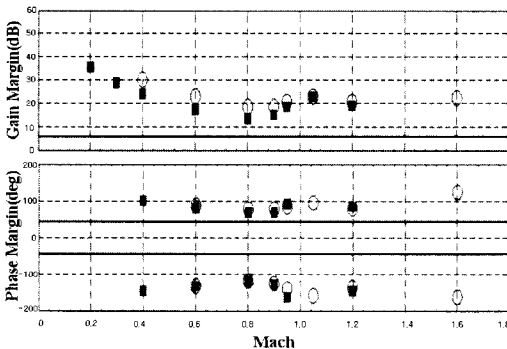


Fig. 7. Rudder stability margin of UA lateral-directional axis

%, 초음속 영역에서는 50%를 사용한다. 또한 가로-방향축 연계효과를 방지하기 위해서 가로축운동 시 수직꼬리날개를 사용하여 롤에 의한 미끄럼각을 상쇄시킨다.

Figs. 6, 7 및 8은 UA에 대한 선형해석 결과를 나타내고 있다. Fig. 6은 가로축 제어의 주요종면(Primary Surface)인 플레퍼론에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타낸다. M0.8@20kft 및 M0.9@20kft 영역에서 이득여유의 저하가 발생하지만, 설계기준인 +4.5db를 충분히 만족한다. Fig. 7은 방향축 제어의 주요종면인 수직꼬리날개에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타내고, Fig. 8은 수평꼬리 날개에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타내는데, 전영역에서 설계기준을 만족하고 있다.

Figs. 9, 10 및 11은 PA에 대한 선형해석의 결과로 플레퍼론, 수직꼬리날개, 수평꼬리날개에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타낸다. 선형해석 결과에서 볼 수 있듯이 PA 전영역에서 설계기준을 만족하고 있다. 특히, PA 주요운용 영역인 137knots에서 290knots 구간에서는 이득여유 및 위상여유는 충분하다는 것을 알 수 있다. 가로-방향축 해석결과로부터 IMFP 결합으로 인해 형

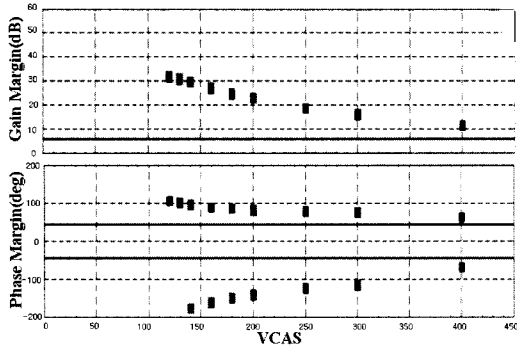


Fig. 10. Rudder stability margin of PA lateral-directional axis

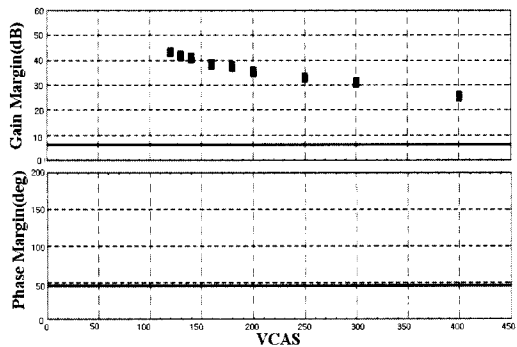


Fig. 11. HT stability margin of PA lateral-directional axis

상 재구성 모드가 제어법칙에 적용될 경우, 가로-방향축 항공기 안정성이 보장될 것으로 판단된다.

T-50 훈련기에서는 공력특성 및 기동성을 향상시키기 위하여 정적인 상태에서 세로축 방향으로 불안정하게 설계하는 정안정성 완화개념을 적용하고 있으며, 세로축으로 불안정하게 설계된 항공기의 안정성 및 기동성을 보장하기 위하여 제어법칙을 적용하고 있다[5]. 그런데, 항공기는 비행 상태에 따라 최적화된 제어이득을 사용하지 못할 경우에는 세로축 방향으로 불안정해질 수 있다. 따라서 선형해석 결과에서 볼 수 있듯이 IMFP로 인해 형상 재구성 모드로 제어법칙이 전환될 경우, 세로축 방향으로 설계 기준을 만족하지 못하는 영역이 발생한다. 반면에 가로-방향축은 모두 설계기준에 만족되는 것을 알 수 있다.

3.3 HQS 조종사 시뮬레이션

선형해석 결과로부터 UA에서 이득여유 및 위상여유가 설계기준을 만족하지 못하는 영역에 대

해 HQS를 이용한 조종사 시뮬레이션을 수행했다. 해석방법으로는 조종성 평가를 수행하기 위해 부드러운 조종사 입력을 이용한 세로축포착(Pitch Capture) 및 가로축포착(Roll Capture) 기동을 수행한다. 또한, 항공기 주파수 및 감쇄를 평가하기 위하여 세로축 가진(Pitch Doublet) 및 가로-방향축 가진(Yaw-roll Doublet)에 대한 기동을 수행한다. 형상 재구성 모드가 제어법칙에 적용될 경우, 항공기의 기동을 제한하고 있기 때문에 다소 급격한 기동에 대해서는 평가하지 않았다. 조종성 평가 기준은 CHR (Cooper Harper Rating) 등급이며[7], 형상 재구성 모드일 경우 설계 기준인 Level 2를 만족하는지 평가한다[6]. 그리고 착륙 시 조종성 저하 여부에 대하여 조종사로부터 견해를 받았다.

Table 3. Result of HQS pilot simulation

Mach	VCAS (knot)	Alt (ft)	Config.	CHR	
				Pitch	Roll
0.8	373	20000	UA	5	4
0.8	303	30000		5	4
0.9	346	30000		5	4
0.95	294	40000		6	4
0.21	140	200	PA	4	4

Table 3은 HQS 조종사 시뮬레이션 결과를 나타내고 있는데, 설계기준인 Level 2를 만족하고 있다. M0.8@30k, M0.9@30k 및 M0.95@40k에서 항공기 트림을 수행할 때, 세로축 방향으로 미소의 주기적인 진동현상이 있었지만, 항공기 안정성에 영향을 미칠 정도는 아니었다. 세로축 가진에 대해서는 대체적으로 세로축으로 2번의 과도응답 후에 항공기는 안정화되었으며, 가로-방향축 가진에 대해서는 가로-방향축으로 1번 이내의 과도응답 후에 항공기는 안정화되었다.

HQS 조종사 시뮬레이션 결과, 세로축으로는 조종성 저하가 다소 발생하였지만, 항공기는 안정적이었다. 또한 가로-방향축 포착은 정상 모드에서의 항공기 응답특성과 동일하며, 가로-방향축으로는 조종성 저하가 발생하지 않았다. PA로 항공기 착륙 시에 조종성 저하가 발생하지 않았으며, UA보다는 항공기가 다소 안정적이었다. PA에서는 선형해석 결과와 동일하게 항공기는 안정적이었으며, 착륙 시에 조종성 저하는 발생하지 않았다.

3.4 비행시험

Fig. 12는 T-50 비행시험 시 UA에서 IMFP 결

함으로 인한 형상 재구성 모드로 제어법칙이 전환되었던 사례를 나타내고 있다. 제어법칙의 형상 재구성 모드전환으로 인해 IMFP로부터 측정된 고도/속도/받음각 정보는 제어법칙으로 귀환되어지지 않으며, M0.8@10kft, 받음각 2.5°의 조건으로 UA에서 설계된 대기이득이 제어법칙에 적용되었다. 갑작스런 대기이득 변경으로 인한 항공기의 급격한 반응을 제거하기 위해 제어법칙에는 완충로직(Sump Logic)이 조종면 명령단에 적용되어 있는데, 이는 조종면(Control Surface)이 갑작스럽게 반응하지 않도록 시간을 지연하는 효과가 있다.

Fig. 13은 착륙을 위해 조종사가 UA에서 PA로 전환하는 부분이며, M0.2@S.L, 받음각 6°의 조건으로 PA에서 설계된 대기이득이 제어법칙에 적용되었다. 제어법칙에는 모드전환 시 항공기의 급격한 반응을 제거하기 위해 8초 동안의 지연효

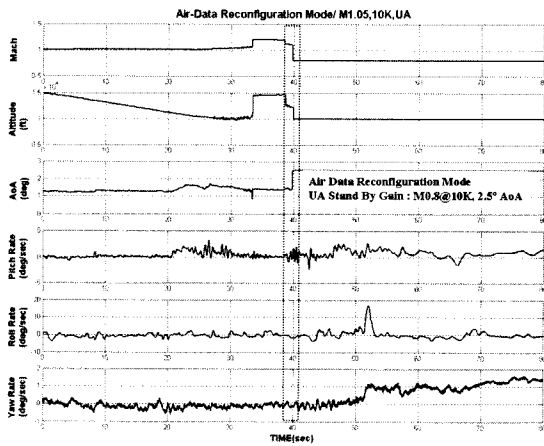


Fig. 12. Air data reconfiguration mode of UA

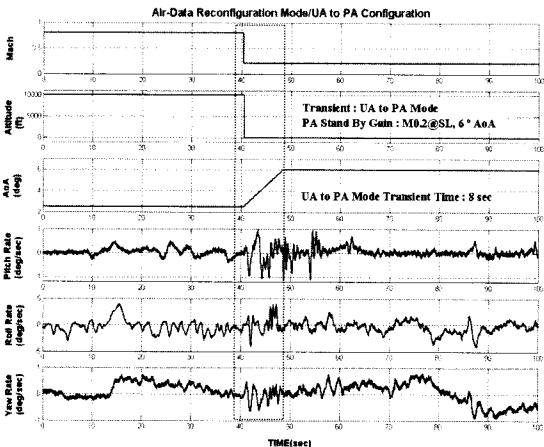


Fig. 13. Transition UA to PA mode

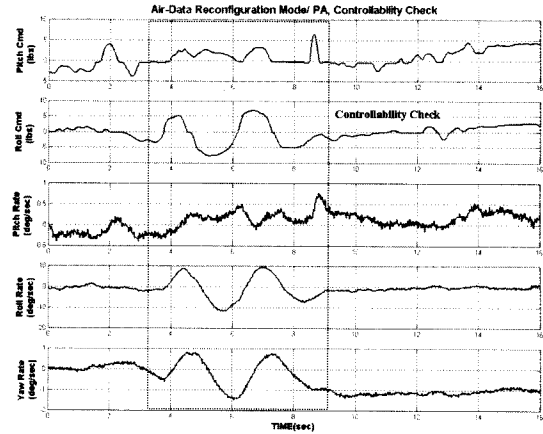


Fig. 14. Controllability check of PA mode

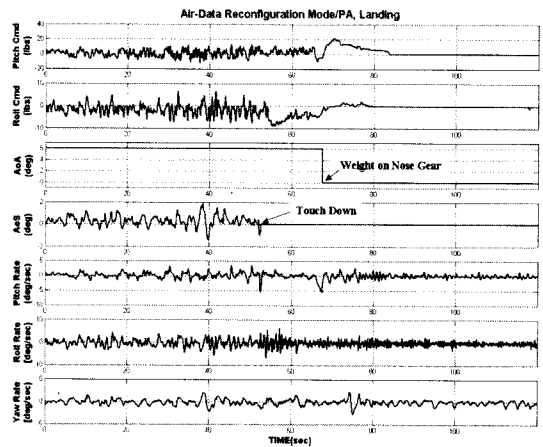


Fig. 15. Landing

과를 준다. 그러므로 모드전환 시의 제어이득은 8초 동안의 지연효과를 가지면서 변경된다. 또한, 형상 재구성 모드 시 받음각에 8초 동안의 지연효과를 적용하는 것은 항공기의 받음각 정보가 세로축 제어법칙에 귀환됨으로써 발생할 수 있는 항공기의 급격한 반응을 제거하기 위함이다.

Fig. 14는 항공기 PA에서 조종사가 착륙을 위한 조종성을 확인하는 단계이다. 조종사가 가로축으로 조종입력을 입력함에 따라 가로방향으로 항공기 운동이 발생하였으며, 롤에 의한 미끄럼각을 상쇄시키기 위해 수직꼬리날개가 정상적으로 작동하여 가로축 운동에 의한 방향축 운동을 상쇄시킨다. 조종성 확인 결과, 항공기는 정상적으로 조종면이 작동되었으며, 항공기 반응도 정상적이었다.

Fig. 15는 항공기 착륙접근(Final Approach) 및 착륙과정을 나타낸다. 속도 140 knots 받음각 9°를 유지하고 있으며, 항공기가 지면에 착지

(Touch Down)시 받음각 및 미끄럼각 정보는 제어법칙으로 귀환되지 않는다. 또한, 착륙 접근 비행 시 피치각속도 및 요우각속도는 ± 3 deg/sec, 롤각속도는 ± 5 deg/sec 이내로 정상 착륙 접근 시와 같이 항공기 반응은 정상적이었다.

본 사례는 T-50 훈련기의 제어법칙에 적용되어 있는 형상 재구성 모드가 IMFP 결함 시에 대기이득을 사용하여 항공기의 안전성을 보장해 준다는 것을 단적으로 보여준다.

IV. 결 론

현대의 전투기는 기동성능과 안정성을 확보하기 위하여 제어법칙을 적용하고 있다. 제어법칙에 사용되는 항공기 상태 정보를 획득하기 위하여 항공기에는 여러 가지 공력센서가 장착되어 있다. T-50에는 3개의 IMFP가 항공기에 장착되어 있어 고도/속도/받음각 정보를 제어법칙에 제공한다. 이 때, IMFP의 결함으로 인하여 항공기의 상태정보를 제어법칙에 적용하지 못할 경우에는 항공기 안정성을 보장하기 위하여 형상 재구성 모드를 제어법칙에 적용하여 대기이득을 설정한다. 본 논문에서 제시한 해석 및 비행시험 결과와 같이, T-50 훈련기의 제어법칙에 적용되어 있는 대기이득은 IMFP 결함 시 항공기의 안전성을 보장해 주었다. 또한 비행시험에서 발생한 IMFP 결함으로 인해 형상 재구성 모드로 전환되어 대기이득이 제어법칙에 적용되었을 때, 항공기는 안정적이었다.

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.