

조종사 필터에 의한 T-50 정밀추적 성능 향상

김종섭[†] · 배명환* · 황병문** · 고기옥** · 강철*** · 성덕용****

Performance Improvement of T-50 Fine Tracking Using Pilot Prefilter

Chong Sup Kim, Myung-whan Bae, Byung Moon Hwang,
Gi-oak Koh, Cheul Kang, Duck Yong Sung

Key Words : Fine Tracking(정밀추적), RSS(Relaxed Static Stability, 정안정성 완화), FLCs(Flight Control System, 비행제어계통), Gross Acquisition(전체포착), CHR(Cooper Harper Rating, 조종특성 평가기준), PIO(Pilot Induced Oscillation, 조종사 유발 진동)

Abstract

An advanced method of Relaxed Static Stability (RSS) is utilized for improving the aerodynamic performance of modern version supersonic jet fighter aircraft. The laws of flight control system utilize RSS criteria in both longitudinal and lateral-directional axes to achieve performance enhancements. Particularly, the design of longitudinal control laws for utilizing RSS methods greatly affects the performance of the aircraft in Air-to-Air Tracking and Air-to-Ground modes, which improves weapon delivery. In the area of Air-to-Air Tracking, the development of longitudinal control laws aids in the fine tracking and gross acquisition of other aircraft. This paper proposes that Air-to-Air fine tracking can be improved via RSS control law design methods without effecting Air-to-Air gross acquisition.

기호설명

ζ	: 감쇠계수
ω	: 주파수
q	: 세로축 변화율(Pitch Rate)
q_{DES}	: 목표 세로축 변화율(Desired Pitch Rate)
$T_{\theta 2}$: 피치자세 시상수(Time Constant)
$T_{\theta 2}^{DES}$: 목표 피치자세 시상수

K_{θ}	: 세로축 피치자세 이득
F_p	: 조종사 세로축 명령
K_{fd}	: 조종사 필터 이득
K_{fn}	: 목표 조종사 필터 이득

1. 서론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 기동성능을 향상시키기 위하여 정적으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화 개념의 적용을 보편화하고 있다. 또한, 불안정하게 설계된 항공기의 안정성(Stability) 및 조종성(Controllability)을 보장하기 위하여 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통(Digital Fly-By-Wire Flight Control System)의 채택은 필수적이다. 따라서 FBW(Fly-By-Wire) 비행제어계통의 비행제어법칙(Flight Control Law) 설계는 전비행영역(Flight Envelop)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록 대상 항공기에 적절한 안정성

[†] 경상대학교 대학원, 한국항공우주산업(주)
E-mail : robocskim@koreaaero.co.kr
TEL : (055)851-6987 FAX : (055)851-1634

* 경상대학교 항공기계공학과

** 한국항공우주산업(주)

*** 한국공군

**** 국방과학연구소

및 조종성을 부과하는 작업이다.

항공기의 제어법칙은 다음과 같은 과정을 거쳐 설계된다. 먼저 공력, 추진, 중량 및 힌지 모멘트로 구성된 데이터베이스로부터 평형상태를 계산하는 트림과정을 수행하고, 각 트림 조건에서 항공기의 선형화 모델을 구한 후, 항공기 모델에 대한 선형해석을 이용하여 제어법칙을 설계한다. 전비행영역에 대해 제어법칙을 스케줄링(Scheduling)한 후 비선형 6-자유도 시뮬레이션을 통하여 제어법칙을 검증하고 보완한다. 마지막으로 HQS (Handling Quality Simulator)에 의한 항공기의 조종성능을 검증하는 단계를 거치면 제어법칙설계 작업은 종결된다. 이와 같은 비행제어법칙의 설계에 적용되는 설계 요구조건에 대한 연구가 많이 진행되어 왔다.^[14] 그러나 기동하는 항공기(Piloted Aircraft)의 조종성능을 해석적으로 정확히 예측하는 설계 요구조건의 정립은 조종사의 조종부하(Pilot Workload)가 주어진 비행임무, 비행시의 외부환경 및 조종사의 상태에 따라 다르기 때문에 대단히 어렵다. 따라서 발전된 비행제어계통은 조종사에게 비행임무에 따라 다양하게 최적의 비행제어 모드를 제공하는 것이 궁극적 목표이다.

이러한 제어법칙의 적용으로 현대의 전투기는 공대공 및 공대지 전투에서 기동성능을 확보함과 동시에 안전성을 확보하게 된다. 또한 공대공 전투시에 중요한 전체포착 및 정밀추적 성능을 동시에 만족시킬 수 있다.

우리나라에서 개발한 T-50 훈련기의 비행시험을 수행한 결과, 공대공 추적시에 전체포착 성능은 만족하지만, 정밀추적 성능은 만족하지 못한다는 문제점을 시험 조종사가 제기하였다. 본 연구에서는 이러한 문제점을 개선하기 위하여 새로운 개념의 제어법칙 적용에 관한 방향을 제시하는 것을 목적으로 한다.

2. T-50 제어법칙 설계

2.1 제어법칙

2.1.1 세로축 제어법칙 설계

T-50 세로축 비행제어법칙 구조는 비례-적분(Proportional-plus-Integral) 제어방식이며, 또한 기동시 초기 피치각가속도의 증강을 위한 개루프 제어명령(Open Loop Feed Forward Control Command)이 사용된다. 조종명령은 비행단계 부류 A(Flight Phase Category A, UA : Up & Away Mode)의 경우는 수직가속도 추종시스템(Normal Acceleration Following System)이고, 비행단계 부류 C(Flight Phase Category C, PA : Power Approach Mode)는 정밀한 자세제어를 위한 피치회전율(Pitch Rate) 추종시스템이다. 조종사의 조종간 입력은 수직가속도 추종시스템의 경우 피치명령구배(Pitch Command Gradient)에 의하여 수직가속도로 변환된 후 피치

명령 제한기(Pitch Command Limiter)에 의해 최대/최소 수직가속도 명령이 제한된다. 피치회전을 추종시스템은 수직가속도 명령을 피치회전을 명령으로 변환시켜주기 위해 g/V_T 가 곱해지며 이와 같이 조종사에 의해 발생된 조종명령은 정상상태 오차를 줄이기 위한 적분기(Integrator)를 통과한다.

세로축 제어법칙의 내부루프 귀환(Inner Loop Feedback)에 사용되는 상태변수는 받음각(Angle of Attack), 피치 회전율 및 수직가속도이다. 여기서 받음각 귀환은 정적으로 불안정한 항공기를 안정한 상태로 바꾸어 주고, 항공기의 단주기 특성(Short Period Characteristic)의 고유 진동수를 증강시켜준다. 피치회전을 귀환은 단주기 특성의 감쇠율(Damping Ratio)을 증강시켜주는 역할을 한다. 한편, 수직가속도 귀환은 무게 중심점의 수직가속도가 아닌 가속도계 위치에서의 수직가속도로 이를 귀환시키면, 무게 중심점의 수직가속도 및 피치각가속도도 귀환시키는 결과를 가져오며, 단주기 특성의 고유 진동수와 감쇠율 모두를 증강시킨다. 피치 회전을 귀환루프에는 제어기의 안정도 여유(Stability Margin)를 확보하기 위하여 진상필터(Lead Filter)가 사용된다. 피치회전을 및 수직가속도 귀환루프에는 구조적 진동에 의한 공진현상(Structural Resonance)을 억제하기 위하여 구조연계필터(Structural Coupling Filter)가 사용된다. 외부루프는 UA 모드의 경우에 조종사의 수직가속도 명령과 비교하기 위하여 수직가속도 귀환이 사용되며, PA 모드의 경우에는 명령 시스템이 수직가속도에서 피치 회전율로 전환되어 사용된다.

2.1.2 가로-방향축 제어법칙 설계

T-50 가로-방향축 비행제어법칙 구조는 미끄럼각-미끄럼각 변화율($\beta - \dot{\beta}$) 귀환모드를 채택하고 있다.

미끄럼각-미끄럼각 변화율 귀환모드는 제어면합성(Control Surface Blending)을 통해 가로-방향축을 분리시키기 위한 제어이득(ARI : Aileron Rudder Interconnection)이 추가되어 있다.

가로축 제어는 플레퍼론과 수평꼬리날개를 사용한다. 조종사의 조종간에 의한 명령은 롤명령 기울기(Roll Command Gradient)에 의해 롤회전율(Roll Rate)로 변환되어 사용된다. 항공기의 이탈현상(Departure)과 롤에 의한 연계현상(Roll Coupling)을 막기 위하여 최대 롤회전율은 동압(Dynamic Pressure), 수평꼬리날개 변위(Horizontal Tail Deflection) 그리고 받음각에 의해 제한된다. 그러므로 최대 롤회전율은 순항비행시와 이/착륙시, 위의 3 가지 변수에 의해 줄어들게 된다.

가로방향의 귀환(Feedback)은 롤모드 시상수(Roll Mode Time Constant) 또는 안정미계수 L_p 를 증강시키기 위하여 롤회전율을 귀환시키며, 이 롤회전율은 안정축(Stability Axis)에 대한 것으로 안

정축에 대한 롤을 위한 것이다. 이는 항공기가 안정축 또는 바람축(Wind Axis)에 대하여 롤을 하지 않게 되면 수평비행시의 받음각은 롤을 함에 따라 미끄러짐각으로 나타나 바람직하지 않은 연계현상이 발생하기 때문이다. 또한, 롤회전을 및 요우회전을 귀환루프에는 구조적인 공진현상의 영향을 줄이기 위하여 구조연계현상 제거필터를 사용한다.

방향축 제어는 수직꼬리날개를 사용한다. 조종사의 러더페달 명령은 러더명령구배(Rudder Command Gradient)에 의해 미끄럼각 명령으로 변환되며, 고받음각에서의 이탈현상을 방지하기 위하여 롤회전율의 증가에 따라 그 크기가 감소하게 된다.

방향축 귀환변수는 롤회전율과 미끄럼각과 미끄럼각 변화율로서 주로 더치롤 모드(Dutch Roll Mode)의 고유진동수와 감쇠율의 증강에 사용된다.

2.2 조종사 필터(Pilot Prefilter)

항공기의 세로축 운동방정식으로부터 단주기 모드(Short Period Mode)의 조종명령에 대한 피치각속도의 동특성은 식 (1)과 같이 구할 수 있다.

$$\frac{q}{F_s} = \frac{K_\theta (T_{\theta 2}s + 1)e^{-T_{\theta 2}s}}{s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2} \quad (1)$$

일반적으로 시스템의 영점(Zero)은 피드백시스템에 의해 영향을 받지 않으며, 항공기 자체의 공력특성에 의해서 결정된다. 그러나 영점의 위치는 조종특성에 영향을 미치기 때문에 원하는 조종특성을 얻기 위해서는 이를 조절할 필요가 있다. 식 (1)을 이용하여 극점-영점 상쇄(Pole-Zero Cancellation)를 적용하면 식 (2)를 얻을 수 있다.

$$\frac{q_{DES}}{F_s} = \frac{(T_{\theta 2}^{DES}s + 1)}{(T_{\theta 2}s + 1)} \frac{q}{F_p} \quad (2)$$

식 (2)로부터 임의의 피드백시스템에 대해 진상필터(Lead Filter)를 사용하여 설계목표를 만족시킬 수 있다.

$$\frac{T_{\theta 2}^{DES}s + 1}{T_{\theta 2}s + 1} \equiv \frac{K_{fn}s + 1}{K_{fd}s + 1} \quad (3)$$

식 (3)의 필터는 세로축 조종사 명령축에 적용되었으며, 이를 조종사 필터(Pilot Prefilter)라고 한다.

2.2.1 전체포착과 정밀추적의 관계

전체포착 시스템은 수직가속도(Normal Load

Factor) 추종시스템으로 단위계단 수직가속도 명령에 대해 수직가속도 응답이 최적으로 반응하도록 설계되어 있어 피치각속도는 과도응답 특성을 나타내지만, 빠른 응답특성을 갖기 때문에 UA 공중기동에서 주로 사용된다.

정밀추적 시스템은 피치각속도(Pitch Rate) 추종 시스템으로 단위계단 피치각속도 명령에 대해 피치각속도 응답이 최적으로 반응하도록 설계되어 있어 항공기는 느린 응답특성을 가지고 있지만, 정밀조종이 용이하기 때문에 이착륙(Take off and Landing) 시에 주로 사용된다.

T-50 에 설계된 조종사 필터는 선형영역에 대해 UA 에서 전체포착 성능이, PA 에서는 정밀추적 성능이 최적의 조종특성을 나타내도록 설계되어 있다. 이러한 특성으로 인해서 UA 모드에서 공대공추적시에 전체포착 성능은 만족하지만, 정밀추적성능이 저하되는 문제점이 발생한다.

UA 에서 정밀추적 성능을 개선시켜 전체포착 성능과 정밀추적 성능을 동시에 최적화하기 위해서 Fig. 1 과 같이 조종사 필터를 스케줄링하였다. 조종사 명령과 피드백된 수직가속도의 차이가 작은 경우는 필터이득을 감소시켜서 보다 정밀한 추적으로 정밀추적 성능을 최적화시키며, 항공기 반응이 느린 저속영역에서 필터이득을 증가시켜서 좀 더 빠른 응답특성으로 전체포착 성능을 최적화시킬 수 있다

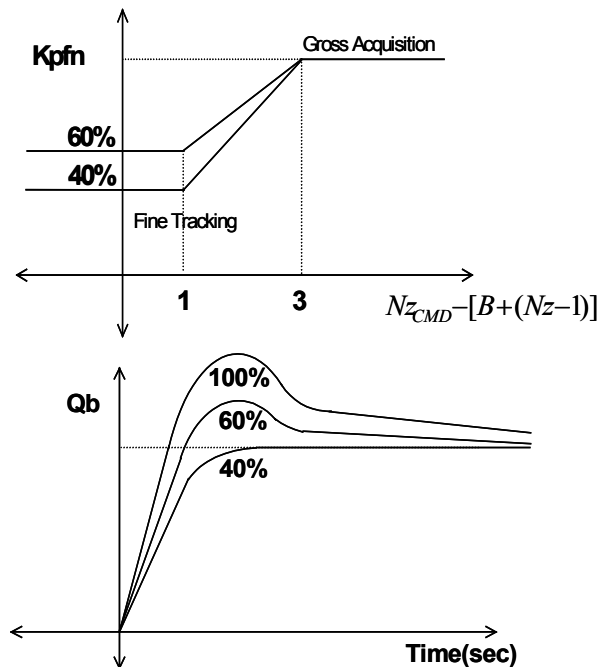


Fig. 1 Pilot prefilter schedule vs. pitch rate response

2.2.2 T-50 조종사 필터

T-50 세로축 조종사 필터는 CAT (Category)별로,

UA 에서는 속도와 고도에 대해서, PA 에서는 속도에 대해서 스케줄링되어 있다. Fig. 2 는 UA 모드 CAT I(Category I)에서 T-50 조종사 필터이득을 나타내고 있는데, 속도가 증가함에 따라서 조종사 이득이 줄어드는 것을 볼 수 있다.

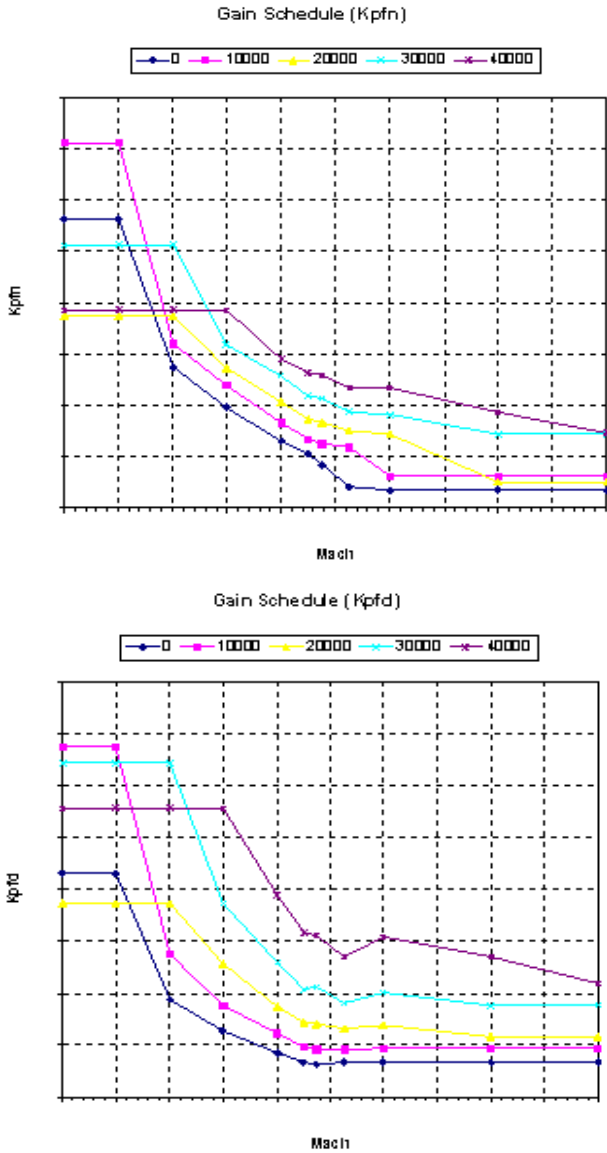


Fig. 2 T-50 pilot prefilter gain (UA, CAT I)

2.2.3 조종사 필터 스케줄링

공대공 추적시 전체포착 성능과 정밀추적 성능을 개선시키기 위해서 조종사의 수직가속도 명령과 귀환된 수직가속도 명령의 변위차를 변수로 하여 명령초기(변위차가 큰 경우)에는 조종사 필터이득을 증가시키고, 정상상태에 도달하는 명령의 후기(변위차가 작은 경우)에는 조종사 필터이득을 감소시켜 Fig. 3 과 같이 스케줄링하여 T-50 제어법칙에 적용하였다. FCTP(Flight Control Test

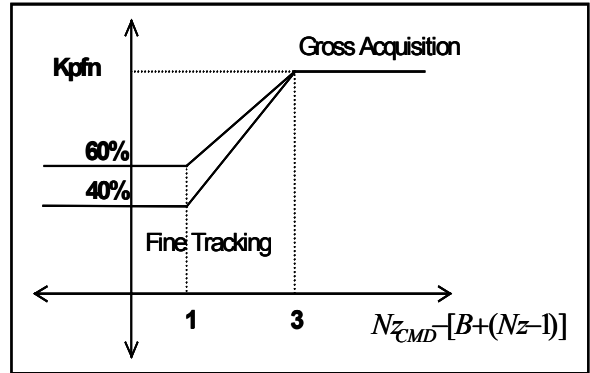


Fig. 3 Pilot prefilter schedule

Panel)를 사용하여 조종사가 스케줄링 기능을 선택할 수 있도록 하였으며, FCTP 주파수와 기간을 사용하여 스케줄링 값을 선택할 수 있도록 구현하였다. 이러한 기능을 이용하여 전체포착과 정밀추적 성능이 최적화될 수 있는 스케줄링 값을 HQS 조종사 시뮬레이션을 통하여 찾을 수 있다.

3. 시뮬레이션

3.1 시험항목 선정

시험항목은 시험영역에서 정밀추적 성능이 Level 2를 획득한 영역에 대해서 선정을 하였으며, 속도 영역별로 영향성을 관찰하기 위해서 아음속, 천음속, 초음속 영역에서 선정하였다. 시험결과에 따라서 속도에 대한 스케줄링을 반영할 계획이다.

3.2 비선형 시뮬레이션

조종사 필터에 대한 항공기 세로축 반응을 예측하기 위하여 단위 계단응답(Step Response) 기동에 대해 ATLAS (Aircraft Trim, Linear and Simulation)을 이용한 비선형 해석을 수행하였다.

Table 1 Test point

Case	Mach	Alt	KCAS	Config.	Kpfn
1	0.58	5K	350	UA(Clean)	100%
					60%
					40%
2	0.75	20K	350	UA(Clean)	100%
					60%
					40%
3	0.95	20K	450	UA(Clean)	100%
					60%
					40%
4	1.05	20K	500	UA(Clean)	100%
					60%
					40%

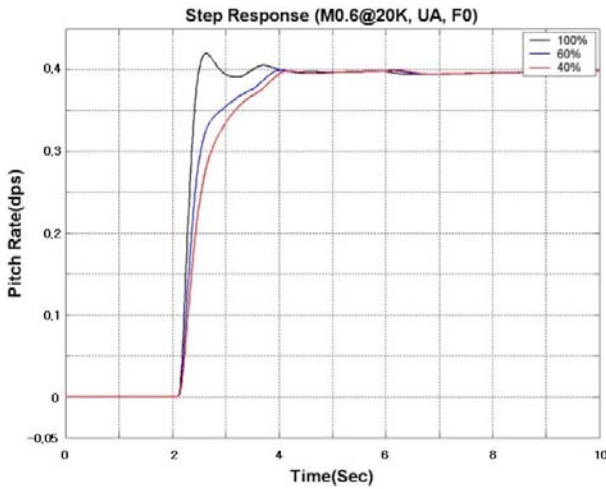


Fig. 4 Step response

비선형 시뮬레이션 결과에 의해 조종사 필터가 특히 감소할수록 느린 응답특성을 가지지만, 정밀 조종이 용이해질 수 있다는 것을 알 수 있었다. 한편, 정밀조종을 개선하기 위해서 조종사 필터를 감소시키는 것은 항공기 기동시에 HQ(Handling Quality) 저하를 발생시킬 수 있다. 그러므로 세로 축포착(Pitch Capture) 기동에 대한 조종사 평가를 수행하여 HQ 저하 여부를 판단했다.

3.3 조종사 시뮬레이션

조종사 시뮬레이션에서는 HQ 저하없이 정밀 조종을 개선시키기 위해서 공대공 추적과 세로축포착 기동을 동시에 수행하였다. 시험 결과는 Table 2와 같다.

350kts@5K, UA 에서는 조종사 필터가 100%일 때 세로축 흔들림(Pitch Bobble) 현상으로 인하여 정밀추적 성능이 Level 2 를 얻었다. 조종사 필터를 감소시킬수록 세로축 흔들림 현상이 줄어들어 정밀추적이 개선되는 결과를 얻을 수 있었다. 그

Table 2 Result of HQS pilot simulation

Case	Kpfn	A-to-A Tracking		Pitch Capture	
		Gross	Fine	CHR	PIO
1	100%	3	4	2	1
	60%	3	4	2	1
	40%	3	3	2	1
2	100%	5	5	3	1
	60%	5	4	3	1
	40%	5	4	3	1
3	100%	2	3	2	1
	60%	2	3	2	1
	40%	2	3	2	1
4	100%	5	4	3	1
	60%	5	4	2	1
	40%	5	3	2	1

러나 조종사 필터를 감소시킬수록 HQ 저하가 발생하였지만, CHR(cooper Harper Rating), PIO(Pilot Induced Oscillation)는 Level 1 을 만족하였다.

350@20K, UA 는 가로축으로 불안정하여 전체포착 및 정밀추적 성능은 어렵지만, 조종사 필터가 감소함에 따라서 세로축 흔들림 현상은 감소하여 정밀추적 특성은 개선되었다.

450kts@20K, UA 에서는 조종사 필터가 100%일 때 미세한 세로축 흔들림 현상이 있었다. 조종사 필터를 감소시킬수록 세로축 흔들림 현상은 감소하였으며, HQ 가 개선되는 결과를 얻었다.

500kts@20K, UA 에서는 초기에 가로축 흔들림 (Roll Bobble) 현상이 있어 전체포착 성능은 Level 2 을 얻었으며, 조종사 필터가 감소할수록 세로축 흔들림 현상이 줄어들어 정밀추적 성능이 Level 1 을 얻을 수 있었으며, HQ 가 개선되는 결과를 얻었다. 조종사 필터를 감소시킬수록 HQ 가 개선되는 것은 초음속(Supersonic) 영역에서 IMFP (Integrated Multi-Function Probe) 불확실성을 개선하기 위해서 이득여유(Stability Margin)를 증가시킨 결과로 보여진다.

Fig. 5 는 조종사 필터 이득에 따라서 조종사 입력에 대한 피치 각속도(Pitch Rate)를 조종사 필터 스케줄링에 따라서 비교하여 도시한 것이다. 초기의 전체포착 영역에서는 차이점을 발견할 수 없었으며, 중간부분의 정밀추적 영역에서는 조종사 필터이득이 감소함에 따라서 조종사 세로축 입력 및 피치 각속도가 현저히 줄어드는 것을 볼 수 있다. 이는 조종사 코멘트와도 동일한 결과로 보여진다. 조종사 시뮬레이션 결과를 바탕으로 조종사 필터 이득을 감소시키면 정밀추적 성능이 개선되는 결과를 얻을 수 있었으며, 조종사 필터를 적절히 스케줄링 한다면 전체포착과 정밀추적 성능을 동시에 개선시킬 수 있음을 알았다.

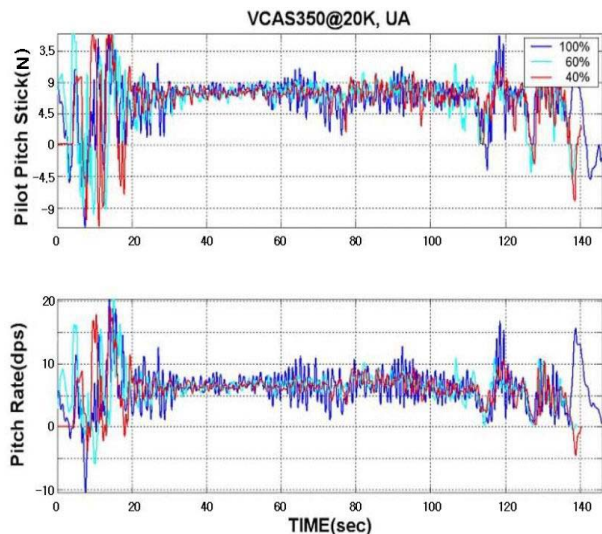


Fig. 5 Pitch rate and pilot pitch input

4. 결 론

현대의 전투기는 기동성과 안정성을 확보하기 위하여 제어법칙을 적용하고 있다. 이러한 초점에 맞추어 T-50 제어법칙은 UA 모드 공중기동에서 빠른 응답특성을 확보하기 위하여 조종사 필터이득을 전체포착에 기준을 두고 설계를 해 왔다. 그러나 T-50 비행시험 결과, 공대공 추적 시 전체포착 성능은 만족하지만, 정밀추적 성능은 만족스럽지 못하였다. 이러한 문제점은 전투기의 중요한 성능인 공대공전투 성능을 저하시킬 수 있다. T-50 제어법칙의 개선은 현재 비행시험을 통하여 지속적으로 보완되고 있으며, 본 연구의 결과로 조종사의 수직가속도 명령과 귀환된 수직가속도 명령의 변위차를 변수로 하는 조종사 필터를 스케줄링하여 제어법칙에 적용함으로써 공중기동에서 전체포착과 정밀추적 성능을 동시에 개선시킬 수 있음을 알았다.

현재까지 연구된 결과는 HQS 를 이용한 조종사 시뮬레이션을 바탕으로 한 결과이다. 향후과제로 T-50 에 본 제어법칙을 적용하여 공대공 추적 시 전체포착과 정밀추적 성능을 향상시킬 수 있을 것으로 예상된다. 그리고 본 논문에서 제시한 세로축 조종사 필터 스케줄링을 가로축에 적용함으

로써 가로축 흔들림 현상을 개선시킬 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주산업(주)과 경상대학교의 NURI 사업인 첨단기계산업 기술혁신인력양성사업단과 BK21 사업인 지역대학육성사업단의 도움을 받았기에 도움을 주신 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Neal, T. P. and Smith, R. E., 1970., "An Inflight Investigation to Develop System Design Criteria for Fighter Airplanes," *Air Force Flight Dynamics Laboratory*, WPAFB, Ohio, AFFDL TR-70-74.
- (2) Cooper, G. E. and Harper, R. P., 1969., "The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities," *NASA*, TN-D5153.
- (3) Anderson, M. R. and Schmidt, D. T., 1987., "Closed-Loop Pilot Vehicle Analysis of the Approach and Landing Task," *Journal of Guidance and Control*, Vol. 10, No. 2, pp. 187 ~ 194.
- (4) McRuer, D. T. and Schmidt, D. T., 1990., "Pilot-Vehicle Analysis of Multi-axis Tasks", *Journal of Guidance and Control*, Vol. 13, No. 2, pp. 348 ~ 355.