

論文

T-50 정밀추적 성능 향상을 위한 세로축 제어법칙에 관한 연구

김종섭*, 황병문**, 고기옥**, 배명환***

A Study on Longitudinal Control Law in order to Improvement of T-50 Fine Tracking Performance

Chong-sup Kim*, Byung-moon Hwang**, Gi-oak Koh** and Myung-hwan Bae***

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 new concept of longitudinal control law introduce in order to improve fine tracking performance in air-to-air tracking maneuver. Result of HQS pilot simulation and flight test, fine tracking performance improve without degradation of gross acquisition when new concept of control law is applied.

초 록

현대의 고성능 전투기는 공력성능 및 조종성능의 향상을 위하여 대부분 세로축 방향으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화(Relaxed Static Stability) 개념을 채택하고 있다. 비행제어법칙의 설계 작업은 이러한 불안정하게 설계된 항공기가 주어진 비행임무에 대하여 만족스런 안정성과 조종성능을 발휘할 수 있도록 비행성능을 조작하는 일련의 과정이다. 전투기의 조종성능은 공대공 전투(Air-to-Air Fighting)와 공대지 전투(Air-to-Ground Fighting)로 분류할 수 있다. 공대공 전투 시에는 전체포착(Gross Acquisition) 및 정밀추적(Fine Tracking)성능을 동시에 만족해야 한다. T-50 비행시험 결과, 공대공 추적에서 전체포착성능은 만족하지만, 정밀추적성능은 만족하지 못하였다. 본 논문에서는 정밀추적성능의 향상을 위해 새로운 개념의 세로축 제어법칙 적용에 관한 연구 방향을 제시하였다. HQS 조종사 시뮬레이션 및 비행시험 결과, 본 제어법칙을 적용하였을 때 전체포착성능의 저하 없이 정밀추적성능을 개선시킬 수 있었다.

Key Words : RSS(Relaxed Static Stability, 정안정성 완화), FLCS(Flight Control System, 비행제어계통), HQS(Handling Quality Simulator), Fine Tracking(정밀추적), Gross Acquisition(전체포착)

† 2005년 1월 17일 접수 ~ 2005년 7월 8일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업, 경상대학교 대학원

연락처, E-mail : robocskim@koreaaero.co.kr

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

** 정회원, 한국항공우주산업

*** 정회원, 경상대학교 항공기계공학부

I. 서 론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 조종성능을 향상시키기 위해 정적으

기 호

| | | | |
|----------------------|------------------------------|------------|-----------------------------|
| q | 피치각속도(Pitch Rate) | ζ | 감쇠계수(Damping Ratio) |
| q_{DES} | 목표 피치각속도(Desired Pitch Rate) | ω | 고유진동수(Natural Frequency) |
| $T_{\theta 2}$ | 피치자세 시상수(Time Constant) | K_{fd} | 조종사 필터 이득 |
| $T_{\theta 2}^{DES}$ | 목표 피치자세 시상수(Time Constant) | K_{fn} | 목표 조종사 필터 이득 |
| Nn | 수직가속도 | F_s, F_p | 피치조종입력(Pitch Control Force) |

로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화 개념의 적용이 보편화되어 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 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 스케줄링한 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.[1-4] 그러나 유인 항공기(Piloted Aircraft)의 조종성능을 해석적으로 정확히 예측하는 설계 요구조건의 정립은 조종사의 조종부하(Pilot Workload)가 주어진 비행임무, 비행 시의 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 조종성능을 확보함과 동시에 안정성을 확보하게 된다.

우리나라에서 개발한 T-50 훈련기의 비행시험을 수행한 결과, 공대공 추적(Combined Air-to-Air tracking) 기동 시에 전체포착성능은 요구도를 만족하지만, 정밀추적성능은 만족하지 못한다는 문제점을 비행시험 조종사가 제기하였다. 본

논문에서는 이러한 문제점을 개선하기 위하여 새로운 개념의 세로축 제어법칙 적용에 관한 연구 방향을 제시하며, ATLAS (Aircraft Trim, Linear and Simulation)를 이용한 비선형 해석, HQS 조종사 시뮬레이션 및 비행시험을 통해 제어법칙의 적절성을 검증하는 것을 목적으로 한다.

II. T-50 제어법칙 설계

2.1 조종사 필터

T-50 세로축 비행제어법칙 구조는 모델 역변환 기법(Dynamic Inversion)과 비례-적분(Proportional-plus-Integral) 제어방식이며, 또한 기동 초기 피치각속도(Pitch Rate)의 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 전체포착성능의 최적화를 위해 수직가속도 추종시스템(Normal Acceleration Following System)이고, 비행단계 부류 C(Flight Phase Category C, PA : Power Approach Mode)는 정밀추적성능의 최적화를 위해 피치각속도 추종시스템이다. 항공기에 이러한 조종특성을 부과하기 위하여 조종사 명령단에 진상 필터(Lead Filter)를 설계하고 있다.

항공기 세로축 운동은 단주기 모드(Short Period Mode)와 장주기 모드(Phugoid Mode)로 구분할 수 있으며, 항공기의 세로축 운동방정식으로부터 단주기 모드의 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)에 극점-영점 상쇄(Pole- Zero Can-

cellation)를 적용하면 식 (2)를 얻을 수 있다.

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

식 (2)로 부터 임의의 피드백시스템에 대해 진상필터를 사용하여 조종특성을 향상시켜 설계목표를 만족시킬 수 있다.

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

식 (3)의 필터는 UA 및 PA 모드에 대해 세로축 조종사 명령축에 적용되었으며, 이를 조종사 필터(Pilot Prefilter)라고 한다.

2.2 전체포착 및 정밀추적의 관계

Fig. 1은 항공기의 전체포착 및 정밀추적시스템에 대하여 단위계단입력에 대한 세로축 응답특성을 나타낸다.

전체포착시스템은 수직가속도 추종시스템으로 단위계단 수직가속도 명령에 대해 수직가속도 응답이 최적으로 반응하도록 설계되어 있다. 그러므로 피치각속도는 과도응답 특성을 나타내지만, 빠른 응답특성을 갖기 때문에 UA 모드에서 공중기동에 주로 사용된다.

정밀추적시스템은 피치각속도 추종시스템으로 단위계단 수직가속도 명령에 대해 피치각속도 응답이 최적으로 반응하도록 설계되어 있다. 그러므로 항공기는 느린 응답특성을 가지고 있지만, 정밀조종이 용이하기 때문에 PA 모드에서 이착륙(Take off and Landing) 시에 주로 사용된다.

T-50에 설계된 조종사 필터는 선형영역에 대해 UA에서 전체포착성능이, PA에서는 정밀추적성

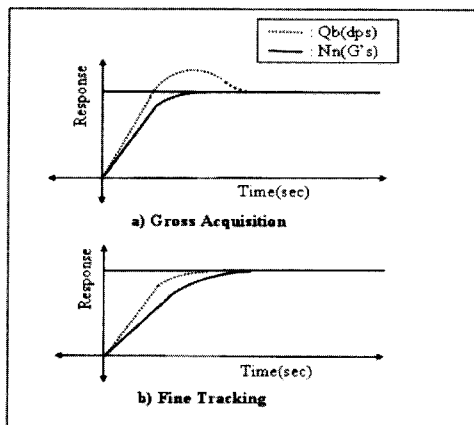


Fig. 1. Gross acquisition and fine Tracking

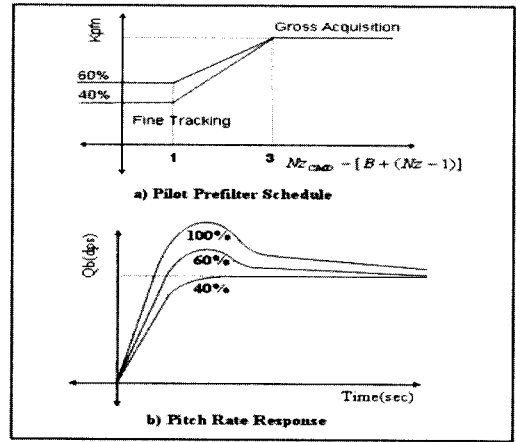


Fig. 2. Pilot prefilter schedule

능이 최적의 조종특성을 나타내도록 설계되어 있다. 이러한 특성으로 인해서 UA 모드에서 공대공 추적 시에 전체포착성능은 만족하지만, 정밀추적성능이 저하되는 문제점이 발생한다.

UA에서 정밀추적성능을 개선시켜 전체포착성능과 정밀추적성능을 동시에 최적화하기 위해서 Fig. 2와 같이 조종사 필터를 스케줄링 하였다. 조종사 명령과 귀환된 수직가속도의 차이가 작은 경우, 필터이득을 감소시켜 보다 정밀한 추적으로 정밀추적성능을 최적화시키며, 조종사 명령과 귀환된 수직가속도와의 차이가 큰 경우, 필터이득을 증가시켜 좀 더 빠른 응답특성으로 전체포착성능을 최적화시킬 수 있다.

2.3 T-50 제어법칙 변경

T-50 세로축 조종사 필터는 CAT (Category)별로, UA에서는 속도와 고도에 대해서, PA에서는 속도에 대해서 스케줄링 되어 있다.

공대공 추적 시 전체포착성능과 정밀추적성능을 개선시키기 위해 조종사의 수직가속도 명령과 귀환된 수직가속도 명령의 변위차를 변수로 하는 제어법칙을 Fig. 3과 같이 T-50에 적용하였다. 명령초기(변위차가 큰 경우)에는 조종사 필터 이득을 증가시켜 전체포착성능을 최적화하였으며, 정상상태에 도달하는 명령후기(변위차가 작은 경우)에는 조종사 필터이득을 감소시켜 정밀추적성능을 최적화 하였다. FCTP(Flight Control Test Panel)를 사용하여 조종사가 스케줄링 기능을 선택할 수 있도록 하였다. FCTP 주파수를 이용하여 조종사 필터이득의 값(B.P_Kpfn)을 선택할 수 있도록 하였고, 기간을 이용하여 수직가속도 중지점(B.P_Kpfn)을 선택할 수 있도록 구현하였다.

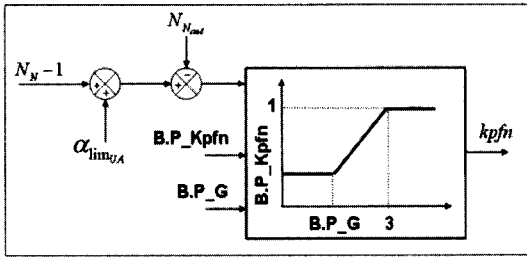


Fig. 3. Control law of pilot prefilter schedule

III. 시뮬레이션

3.1 시험영역 및 항목 선정

T-50 공대공 추적 시험에서 정밀추적성능이 Level 2로 HQ 요구도(Requirement)를 만족하지 못하는 영역에 대해, 속도에 대한 영향성을 관찰하기 위하여 아음속, 천음속, 초음속 영역에서 Table 1과 같이 시험영역을 선정하였다. 세로축 응답 특성을 예측하기 위하여 비선형 해석을 수행하였으며, 공대공 및 세로축 포착(Pitch Capture) 기동에 대하여 HQS 조종사 시뮬레이션을 수행하였다.

Table 1. Test point of HQS pilot simulation

| Case | Mach | Alt. (kft) | KCAS (Knots) | Config. | Kpfn (%) |
|------|------|------------|--------------|-----------|----------|
| 1 | 0.75 | 20 | 350 | UA(Clean) | 100 |
| | | | | | 60 |
| | | | | | 40 |
| 2 | 0.95 | 20 | 450 | UA(Clean) | 100 |
| | | | | | 60 |
| | | | | | 40 |
| 3 | 1.05 | 20 | 500 | UA(Clean) | 100 |
| | | | | | 60 |
| | | | | | 40 |

3.2 비선형 해석

조종사 필터이득 변화에 따른 항공기 세로축 응답을 예측하기 위해, ATLAS (Aircraft Trim, Linear and Simulation)를 이용하여 단위계단응답(Step Response) 기동에 대하여 비선형 해석을 수행하였다.

Fig. 4는 M0.6@20K, UA, F0(Clean) 형상에서 단위계단입력에 대한 피치각속도를 나타낸다. 비선형 해석 결과, 조종사 필터이득이 감소할수록 세로축으로 과도 응답 특성은 줄어들었다. 또한

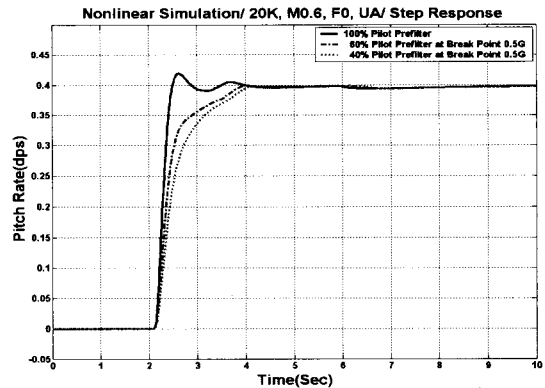


Fig. 4. Step response

피치각속도 응답은 느려지나, 정밀조종이 용이해짐으로써 명령후기에 필터이득을 감소시킴으로써 공대공 추적 기동에서 정밀추적성능을 향상시킬 수 있을 것으로 예상 된다.

3.3 HQS 조종사 시뮬레이션

HQS 조종사 시뮬레이션에서는 공대공 추적 및 세로축 포착 기동을 수행하였다. 수직가속도 증지점을 1로 선택하여 필터이득을 100%, 60% 및 40%로 스케줄링 하였다. 공대공추적 기동은 조종사 필터이득 스케줄링에 따른 정밀조종성능의 개선 여부를 판단하기 위함이며, 세로축 포착 기동은 필터이득의 감소에 따른 세로축 HQ 저하를 판단하기 위한 기동이다. Table 2는 공대공 추적 및 세로축 포착 기동에 대한 HQS 조종사 시뮬레이션 결과를 나타낸다.

Table 2. Result of HQS pilot simulation

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

350knots@20kft, UA형상에서는 가로축 흔들림(Roll Bobble) 현상이 발생하여 명령초기에 전체 포착성능의 저하가 발생하였지만, 명령후기에 조종사 필터이득이 감소함에 따라 세로축 흔들림현

상(Pitch Bobble)은 줄어들어 정밀추적성능이 개선되었다. 세로축 포착 기동에서는 필터이득이 감소함에 따라, 세로축으로 HQ 저하가 발생하였으나, 요구도는 만족할 수 있었다.

450knots@20kft, UA형상에서는 명령후기에 조종사 필터이득을 감소시킬수록 세로축 흔들림 현상은 줄어들어 정밀추적성능을 개선할 수 있었으며, 세로축 포착 기동에서 HQ는 개선되는 결과를 얻었다.

500knots@20kft, UA형상에서는 명령초기에 가로축 흔들림 현상이 발생하여 전체포착성능의 저하가 발생하였지만, 명령후기에 조종사 필터이득을 감소시킬수록 세로축 흔들림 현상이 줄어들어 정밀추적성능을 개선시킬 수 있었다. 그리고 세로축 포착 기동에서는 HQ가 개선되는 결과를 얻었다. HQ가 개선되는 것은 초음속 영역에서 IMFP (Integrated Multi- Function Probe) 불확실성을 개선하기 위해 세로축으로 안정도 여유 (Stability Margin)를 증가시킨 결과로 보여 진다.

350knots@20kft 및 500knots@20kft, UA형상에서 명령초기에 전체포착성능이 요구도를 만족하지 못하는 것은 가로축 흔들림 영향으로 보여 진다. 가로축 흔들림 현상은 조종사 필터이득의 스케줄링으로 인한 영향은 아니며, 새로운 제어법칙의 배포 시, 롤각속도를 증가시키기 위해 가로축 제어이득을 변경 한 결과로 판단된다.

Fig. 5는 350knots@20kft, UA형상에서 조종사 입력 및 피치각속도를 조종사 필터 스케줄링에 따라 명령후기의 정밀추적 영역을 비교하여 도시한 것이다. 정밀추적 영역에서는 조종사 필터이득이 감소함에 따라 조종사 세로축 입력 및 피치

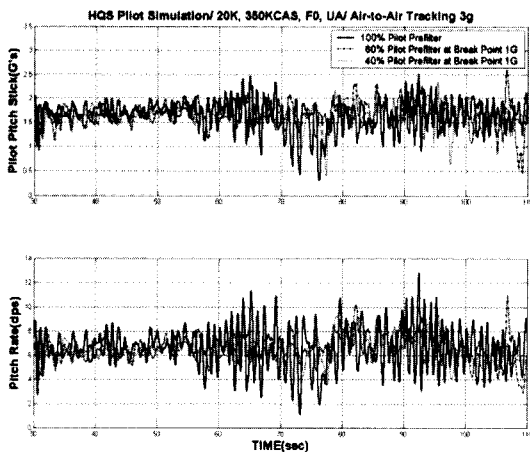


Fig. 5. Pitch rate and pilot pitch input during HQS pilot simulation with G breakpoint 1

각속도가 현저히 줄어드는 것을 볼 수 있다. 이는 조종사 견해와도 동일한 결과로 보여 진다.

HQS 조종사 시뮬레이션 결과에 의하면 명령 후기에 조종사 필터이득을 40%정도로 감소시키고, 수직가속도 중지점을 1로 스케줄링 하였을 때 전체포착성능의 저하 없이 정밀추적성능이 개선되는 결과를 얻을 수 있었으며, 세로축 방향으로 HQ 요구도를 만족할 수 있었다.

IV. T-50 비행시험

비선형해석 및 HQS 조종사 시뮬레이션 결과를 바탕으로 T-50 제어법칙에 조종사 필터이득을 스케줄링 하는 제어법칙을 추가하여 비행시험을 수행하였다. 비행시험 결과, 명령후기에 조종사 필터 이득을 60%정도로 감소시키고, 수직가속도 중지점을 0.5로 하여 스케줄링을 적용했을 때 정밀추적성능이 개선되는 결과를 얻을 수 있었다. 본문에서 350knots@20K, UA형상에 대한 비행시험 자료를 제시하였다.

Fig. 6은 350knots@20K, UA형상에서 공대공 추적 비행시험을 수행한 결과이다. HQS 조종사 시뮬레이션 결과를 바탕으로 하여, 수직가속도 중지점을 1로 하고, 명령후기에 필터이득을 100% 및 60%로 스케줄링 하였다. 조종사 견해로는 세로축 흔들림 현상은 명령 후기에 필터이득을 감소시킬수록 줄어들었으나 요구도를 만족할 수준은 아니었다. 또한 명령초기에 가로축 흔들림 현상이 발생하여 전체포착의 어려움이 있었다. 위 결과를 이용하여 수직가속도 중지점을 0.5로

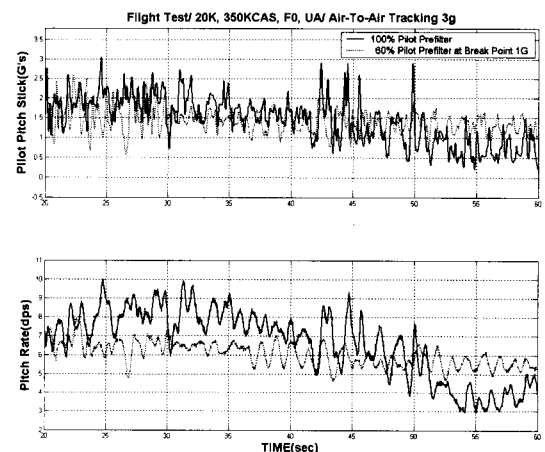


Fig. 6. Pitch rate and pilot pitch input during air-to-air tracking flight test with G breakpoint 1

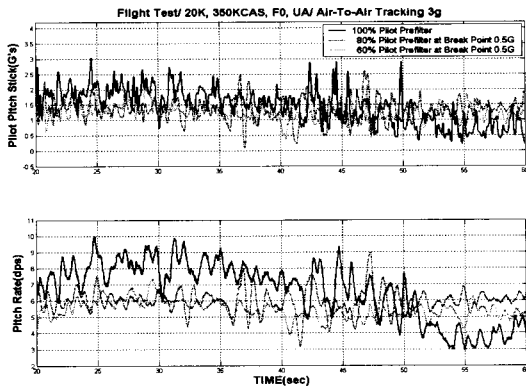


Fig. 7. Pitch rate and pilot pitch input during air-to-air tracking flight test with G breakpoint 0.5

변경하여, 필터이득의 스케줄링에 따른 영향성을 평가하였다.

Fig. 7은 350knots@20K, UA형상에서 수직가속도 증지점을 0.5로 변경하고 명령후기에 필터이득을 100%, 80% 및 60%로 스케줄링을 하여 공대공추적을 수행한 결과이다. 수직가속도 증지점이 1일 때 보다 0.5 일 때가 세로축 흔들림이 감소하여 정밀추적성능을 개선되는 결과를 가져왔으며, 필터이득이 60%일 때 정밀추적성능이 개선되어 요구도를 만족할 수 있었다. 또한 세로축 포착 기동에서는 세로축으로 HQ 저하가 발생하지 않았다.

T-50 비행시험 결과, 수직가속도 증지점을 0.5로 하고 명령후기에 조종사 필터이득을 60%로 스케줄링 하였을 때, 전체포착성능의 저하 없이 정밀추적성능을 개선시킬 수 있었으며, 세로축 방향으로 HQ 요구도를 만족할 수 있었다.

V. 결 론

현대의 고성능 전투기는 조종성능과 안정성을 확보하기 위하여 제어법칙을 적용하고 있다. T-50 제어법칙은 UA모드 공중기동에서 빠른 응

답특성을 확보하기 위해 조종사 필터이득을 전체 포착성능에 기준을 두고 설계를 해 왔다. 그러나 T-50 비행시험 결과, 공대공 추적 시 전체포착성능은 요구도를 만족하지만, 정밀추적성능은 만족하지 못하였다. 이러한 문제점은 전투기의 중요한 조종성능인 공대공전투 성능을 저하시킬 수 있다.

T-50 제어법칙의 개선은 현재 비행시험을 통하여 지속적으로 보완되고 있으며, 본 연구의 결과, 조종사의 수직가속도 명령과 귀환된 수직가속도 명령의 변위차를 변수로 하여 명령초기(변위차가 큰 경우)에는 필터이득을 증가시켜 전체포착성능을 최적화시키고, 명령후기에는(변위차가 작은 경우) 필터이득을 감소시켜 정밀추적성능을 최적화하는 새로운 개념의 제어법칙을 적용함으로써 공대공 추적 기동에서 전체포착성능의 저하 없이 정밀추적성능을 개선시킬 수 있음을 알았다.

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.,