

비행시험을 통한 비대칭 무장 형상의 조종성 개선에 관한 연구

A Study on Improvement of Aircraft Handling Quality for Asymmetric Loading Configuration from Flight Test

김 종 섭*, 황 병 문, 김 성 준

(Chong-sup Kim, Byung-moon Hwang, and Seung Jun Kim)

Abstract : Supersonic jet fighter aircraft have several different weapon loading configuration to support air-to-air combat and air-to-ground delivery of weapon modes. Especially, asymmetric loading configurations could result in decreased handling qualities for the pilot maneuvering of the aircraft. The design of the T-50 lateral-directional roll axis control laws change from beta-dot feedback structure to simple roll rate feedback structure and gains such as F-15 in order to improve roll-off phenomena during pitch maneuver in asymmetric loading configuration. Consequently, it is found that the improved control law decreases the roll-off phenomenon in lateral axes during pitch maneuver, but initial roll response is very fast and wing pitching moment is increased. In this paper, we propose the lateral control law blending between beta-dot and simple roll rate feedback system in order to decrease the roll-off phenomenon in lateral axes during pitch maneuver without degrading of roll performance.

Keywords : FLCS (Flight Control System), ATLAS (Aircraft Trim Linear and Simulation), FBW (Fly-By-Wire)

I. 서론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 조종성능을 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 비행제어시스템 (digital Fly-By-Wire flight control system)의 채택은 필수적이다. 따라서 FBW (Fly-By-Wire) 비행제어시스템의 비행제어법칙 (flight control law) 설계는 전비행영역(flight envelop)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록 항공기에 적절한 안정성 및 조종성을 부과하는 작업이다.

이러한 제어법칙의 설계는 선형화된 항공기 모델을 이용한 선형해석(linear analysis)을 통해 설계되어지며, ATLAS (Aircraft Trim Linear and Simulation)를 이용한 비선형 6-자유도 시뮬레이션 및 HQS(Handling Quality Simulator)를 이용한 항공기의 조종성능을 검증하는 단계를 거치면 제어법칙 설계 작업은 종결된다. 비행제어법칙의 설계에 적용되는 요구조건은 이와 같은 방법에 의해 많은 연구가 수행되어 오고 있지만[1-4], 유인 항공기(piloted aircraft)의 조종성능을 해석적으로 예측하는설계요구조건은 정립은 대단히 어렵다. 따라서 발전된 비행제어시스템은 비행임무에 따라 조종사에게 최적의 비행제어 모드를 제공하는 것이 궁극적 목표이다.

현재, 우리나라에서 개발한 T-50 훈련기의 비행시험을

수행한 결과, 비대칭 무장형상에서 피치 기동 시, 조종사가 원하지 않는 롤운동이 발생하는 문제점이 제기되었다. 이러한 현상은 전투기가 비대칭 무장형상으로 전투임무를 수행할 때 조종성능 및 안정성을 저해하는 요인이 된다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 기존의 가로축 제어법칙인 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조를 F-16과 같이 단순 롤각속도 귀환구조로 변경하여 선형 및 비선형해석을 수행하였다. 선형 및 비선형해석 결과, 단주기 모드 주파수, 감쇄, 이득여유 및 위상여유는 미 군사규격인 MIL-F-8785C와 MIL-F-9490D에 규정되어 있는 설계 기준을 만족하였으며, 피치 기동 시 발생하는 롤운동은 제거할 수 있었다[5]. 하지만, 비행시험에서 초기 롤응답이 민감하고, 최대 360° 롤기동에서 롤회복 시 과도한 조종면 변위로 인해 날개의 구조하중이 증가한다는 문제점이 발생하였다

본 논문에서는 T-50 가로축 제어법칙에 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조와 단순 롤각속도 귀환구조를 복합적으로 적용함으로써 롤기동 시 롤성능을 저하시키지 않고, 상기와 같은 문제점을 개선하는 방향을 제시한다.

II. 제어법칙 설계

1. 가로-방향축 제어법칙

Fig. 1은 T-50 가로-방향축 제어법칙 구조를 나타낸다. 항공기의 가로축과 방향축 운동은 서로 연결(coupling)되어 있다. 그러므로 항공기가 균형선회(coordinated turn)를 하기 위해서는 그에 필요한 요우각속도(yaw rate)가 발생되어야 하므로 플레피론의 작동 시 그에 상응하도록 러더가 작동되어야 한다. 그러므로 제어면합성(control surface blending)을 통해 항공기가 균형선회(coordinate turn)를 할 수 있도록 가로-방향축을 분리시키기 위한 제어이득(ARI : Aileron Rudder Interconnection)이 설계되어 있다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2005. 6. 7., 채택확정 : 2006. 2. 14.

김종섭, 황병문 : 한국항공우주산업(주)

(rcobskim@koreaero.co.kr/hwangbm@koreaero.co.kr)

김성준 : 한국공군(karil67@yahoo.co.kr)

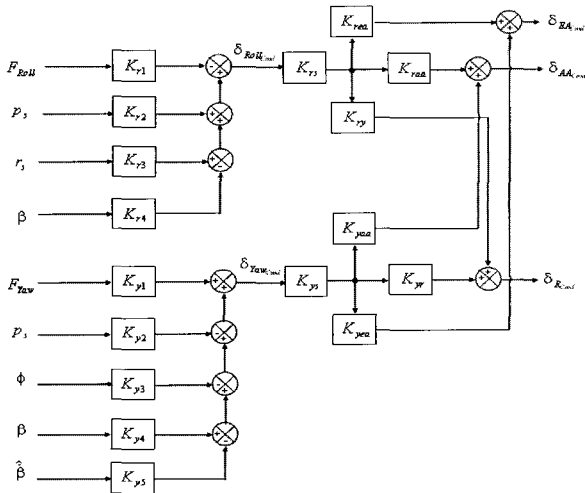


그림 1. T-50 가로-방향측 제어법칙.
Fig. 1. T-50 lateral directional control law.

가로측 제어는 플레퍼론과 수평꼬리날개를 사용하며, 조종사의 명령은 롤각속도(roll rate)로 변환되어 사용된다. 가로측 귀환변수는 롤모드 시상수(roll mode time constant) 또는 안정미계수 L_p 를 증강시키기 위하여 롤각속도를 귀환시키며, 롤각속도 및 요우각속도 귀환루프에는 구조적인 공진 현상의 영향을 줄이기 위하여 구조연계현상 제거필터를 사용한다.

방향측 제어는 수직꼬리날개를 사용하며, 조종사의 명령은 미끄럼각(sideslip) 명령으로 변환되어 사용된다. 방향측 귀환변수는 롤각속도, 미끄럼각과 미끄럼각속도로서 주로 더치롤 모드(dutch-roll mode)의 고유진동수와 감쇄율의 증강에 사용된다.

초기의 T-50 가로-방향측 비행제어법칙 구조는 미끄럼각-미끄럼각속도($\beta - \dot{\beta}$) 귀환구조였다. 가로측 제어법칙에 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조가 적용된 경우, 최대 롤각속도는 200deg/sec로 제한되고, 롤각속도 귀환이득(K_{r2})은 가로측 조종사이득(K_{r1})보다 상대적으로 작게(1/10) 설계된다. 롤각속도 귀환이득이 작게 설계되는 것은 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조의 구조적인 문제이다. 이러한 설계기법상의 문제로 인해, 비대칭 무장형상에서 항공기가 순수 피치 기동을 할 때 조종사가 원하지 않는 롤운동이 발생하였다. 이러한 현상은 전투기의 비대칭 무장형상에서 조종성능 및 안정성을 저하시킨다. 이러한 문제를 해결하기 위해, 현재 설계되어 있는 롤각속도 귀환이득을 증가시켜야 한다. 그러나 롤각속도 귀환이득을 증가시키면 현재까지 수행된 해석 방법을 적용하기 어려움으로, 가로측 제어법칙을 F-16과 같이 조종사이득(K_{r1})과 롤각속도 귀환이득(K_{r2})을 증가시켜 동일한 이득(K_r)으로 사용하는 단순 롤각속도 귀환구조로 변경하였다. 그러나 방향측 제어법칙은 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조로 유지하였다.

가로측에 적용된 단순 롤각속도 귀환구조는 가로측 조종사이득(K_{r1})과 롤각속도 귀환이득(K_{r2})을 증가시켜 동일한 이득(K_r)으로 사용하고, FCTP(Flight Control Test Panel)를

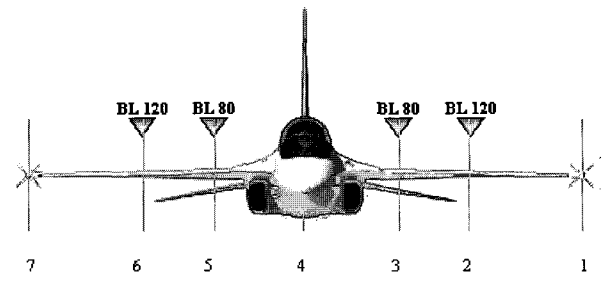


그림 2. 항공기 무장 형상.
Fig. 2 Aircraft loading configuration.

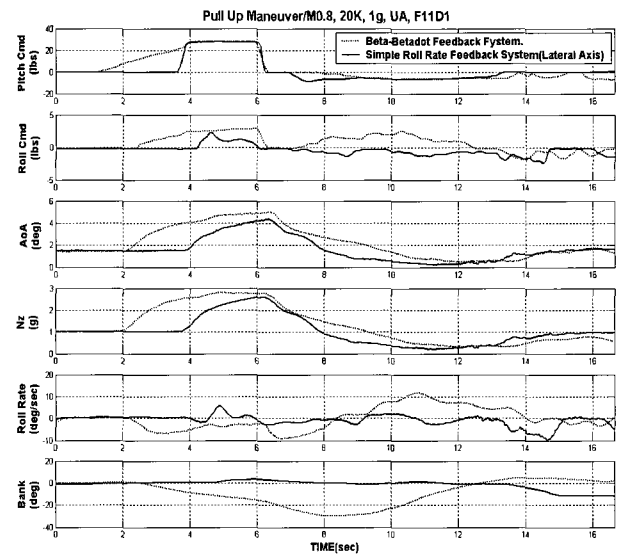


그림 3. 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환 구조와 단순 롤각속도 귀환 구조에 대한 세로축(Pull Up) 기동 시험 결과.
Fig. 3. Pull up maneuver using between beta-betadot feedback and simple roll rate feedback system in lateral axis.

이용하여 최대 롤각속도를 제한할 수 있으며, 이득은 F-16에서 얻은 경험을 바탕으로 고도에 관계없이 대기속도에 대해서 스케줄링 하였다. 또한, 이득의 최대치는 FCTP를 이용하여 제한할 수 있다.

2. 비행시험

가로측 제어법칙에 단순 롤각속도 귀환구조를 적용하여 비대칭 무장형상 및 대칭 무장형상에 대하여 비행시험을 수행하였다. 비대칭 무장형상은 F11D1 형상에 대하여 비행 시험을 수행하였으며, 피치 기동 시 발생하는 롤운동을 해석하기 위해 세로축으로 PU(Pull Up) 기동을 수행하였다. 또한, 가로측 제어법칙의 변경으로 인한 롤성능을 해석하기 위해 대칭 무장형상인 F10 형상에 대하여 최대 360° 롤기동을 수행하였다. F11D1 형상은 Fig. 2에서 1번 위치에 launcher, 7번 위치에 AIM-9을 장착하고 있는 CAT 1 (Category 1)에 대한 대표적인 비대칭 무장형상이며, F10 형상은 1번과 7번 위치에 AIM-9, 4번 위치에 150 lbs 연료탱크가 장착되어 있는 CAT 2에 대한 대칭 무장형상이다.

2.1 세로축 기동

비대칭 무장형상에서 순순 피치 기동 시 발생하는 롤운동을 해석하기 위해 F11D1 비대칭 무장형상에서 세로축으로 PU기동을 수행하였다. 시험 영역으로는 M0.8@20kft, M0.95@20kft, M0.6@10kft, M0.95@10kft, UA(Up and Away), 1g 조건에서 비행시험을 수행하였으며, 본 논문에서는 M0.8@20kft, UA, 1g에서의 비행시험 결과를 대표적으로 도시하였다.

Fig. 3은 M0.8@20kft, UA, 1g에서 세로축으로 PU기동을 수행한 비행시험 결과를 나타낸다. 가로축 제어법칙이 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조인 경우, PU 기동 시 왼쪽 방향으로 원하지 않는 롤이 발생한다. 이러한 현상은 PU 기동에 의해 받음각(angle of attack)이 증가됨에 따라, AIM-9이 장착되어 있는 오른쪽 날개의 양력이 증가되어 왼쪽 방향으로 원하지 않는 롤이 발생한다. 이러한 현상은 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조에서는 롤각속도 귀환이득(Kr2)이 가로축 조종사이득(Kr1)보다 상대적으로 작게 설계되기 때문에 항공기 받음각 변화로 인하여 발생하는 비대칭 양력을 제어법칙이 보상하지 못함으로 발생한다. 그러나 가로축 제어법칙이 단순 롤각속도 귀환 구조인 경우, PU기동 시 롤운동이 현저히 줄어드는 것을 볼 수 있다. 이는 롤각속도 귀환이득과 가로축 조종사이득의 양을 동시에 증가시켜 동일한 이득(Kr)으로 사용함으로써, 롤각속도 귀환이득이 상대적으로 증가하였다. 롤각속도 귀환이득의 증가로 인해 받음각 변화로 발생하는 비대칭 양력을 제어법칙이 적절히 보상함으로써 원하지 않는 롤운동을 상쇄시킬 수 있었다.

2.2 가로축 기동

가로축 제어법칙의 변경으로 인해 발생할 수 있는 롤성능을 평가하기 위해, F10 대칭 무장형상에서 가로축으로 최대 360° 롤기동을 수행하였다. 시험 영역으로는 M0.8@30kft, M0.9@30kft, 300knots@20kft, UA, -1g 및 300knots@20kft, UA, 1g 조건에서 비행시험을 수행하였으며, 본 논문에서는 300knots@20kft, UA, 1g에서의 비행시험 결과를 대표적으로 도시하였다.

Fig. 4는 300knots@20kft, UA, 1g에서 가로축으로 최대 360° 롤기동을 수행한 비행시험 결과를 나타낸다. 가로축 제어법칙이 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조인 경우, 최대 360° 롤기동 시 최대 롤각속도는 약 132 deg/sec로 느린 롤 응답 특성을 나타내었다. 가로축 제어법칙이 단순 롤각속도 귀환 구조인 경우, 최대 롤각속도가 164 deg/sec로 롤 응답 특성이 개선되었다. 그러나 롤각속도 귀환이득의 증가로 인해 후기의 롤 복원력이 증가하여 롤 회복성능이 개선되었으나, 비대칭 수평꼬리날개와 플레퍼론의 과도한 변위로 인해 날개의 구조하중이 증가하여 설계 제한치를 초과할 수 있는 문제점이 발생하였다. 또한 초기의 롤반응이 빨라져 초기 롤 응답 특성이 너무 민감하였다. 이는 가로축 조종사이득이 증가된 결과로 보여진다.

이러한 롤 응답 특성에 대해, 조종사는 최대 롤각속도가 증가되어 롤성능은 개선이 되었으나, 롤 회복 시 과도한 조종면 변위로 인해 날개의 구조하중이 증가하여 항공기의 안전성에 문제를 제기하였으며, 초기 롤 응답 특성이 빨라, 롤 응답이 너무 민감하다고 지적하였다.

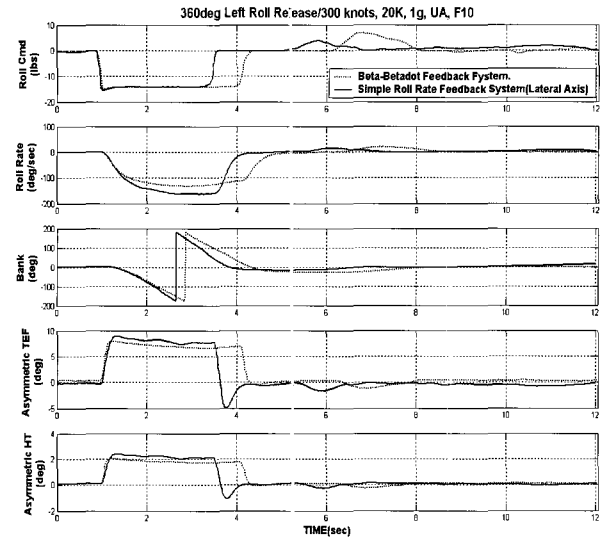


그림 4. 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환 구조와 단순 롤각속도 귀환 구조에 대한 최대 360도 롤기동 시험 결과.

Fig. 4. 360° left roll maneuver using between beta-betadot feedback and simple roll rate feedback system in lateral axis.

표 1. 이득 혼합 기법.

Table 1. Table of gain blending skill.

	Simple Roll Rate feedback	Blending	Beta-betadot feedback
Roll Cmd (lbs)	$F_{Roll} \leq 5 $	$5 < F_{Roll} < 9$ $-9 < F_{Roll} < -5$	$F_{Roll} \geq 9 $
Kr1_Blend	Kr	$3blend(Kr, Kr1)$	Kr1
Roll Rate (deg/sec)	$P_s \leq 20 $	$20 < P_s < 40$ $-40 < P_s < -20$	$P_s \geq 40 $
Kr2_Blend	Kr	$3blend(Kr, Kr2)$	Kr2

F_{Roll} : Pilot roll command(lbs)

P_s : Roll rate(deg/sec)

Kr1 : Roll command gain(beta-betadot feedback system)

Kr2 : Roll rate feedback gain(beta-betadot feedback system)

Kr : Roll command and Roll rate feedback gain (simple roll rate feedback system)

3. 가로축 제어법칙의 개선.

T-50 가로축 제어법칙에 F-16과 같이 단순 롤각속도 귀환구조를 적용함으로써, 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조에서 발생했던 비대칭 무장형상에서 순수 피치 기동 시 원하지 않는 롤운동의 발생을 제거시킬 수 있었으며, 롤성능이 개선되었다. 하지만 롤기동 시에 조종사는 초기 롤반응이 빨라져 롤 응답 특성이 너무 민감하며, 최대 360° 롤기동에서 롤 회복 시 과도한 조종면 변위로 인해 날개의 구조하중이 증가하여 항공기의 안전성에 문제를 제기하였다. 이러한 문제점을 해결하기 위해, 조종사의 가로축 명령과 롤각속도에 따라 가로축 제어기법을 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조와 단순 롤각속도 귀환구조를 혼합하여 사용하는 제어법칙을 설계하였다. Fig. 5는 제어 혼합기법을 이용한 T-

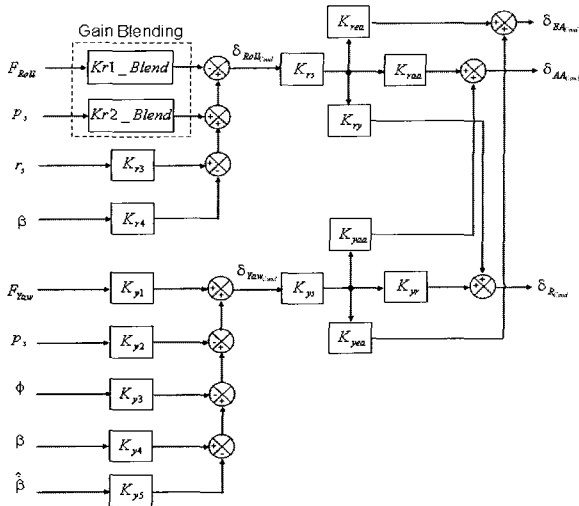


그림 5. 이득 혼합법을 이용한 T-50 가로-방향축 제어법칙.
Fig. 5. T-50 lateral directional control law with gain blending.

50 가로-방향축 제어법칙 구조를 나타내며, table 1은 제어 기법의 혼합 방법을 나타낸다.

세로축 기동에서는 조종사의 롤명령 및 롤각속도의 양은 작다. 그러므로 조종사의 롤명령이 ± 5 lbs이내이거나, 롤각속도가 ± 20 deg/sec 이내인 경우, 가로축 제어법칙을 단순 롤각속도 귀환구조를 적용한다. 최대 360° 롤기동은 조종사의 롤명령 및 롤각속도의 양이 크다. 그러므로 조종사의 롤명령이 ± 9 lbs 이상이거나, 롤각속도가 ± 40 deg/sec 이상일 경우, 가로축 제어법칙을 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조를 적용한다. 그리고 가로축 제어법칙이 단순 롤각속도 귀환구조에서 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조로 변경되는 구간에서는 가로축 조종사이득과 롤각속도 귀환이득을 혼합하여 적용하는 기법을 적용하였다.

이러한 제어기법을 혼합하여 적용함으로써 T-50 가로축 제어법칙은 이전의 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조를 유지하면서 일부 영역에 대해 F-16과 같은 단순 롤각속도 귀환구조를 적용하여 롤성능의 저하 없이 비대칭 무장형상에서 순수 피치 기동 시 원하지 않는 롤운동을 제거함으로써 비대칭 무장형상에서 조종성능 및 안정성을 향상시킬 수 있다.

III. 해석 및 비행시험 결과

1. 시험영역 및 시험항목 선정

가로축 제어법칙에 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조와 단순 롤각속도 귀환구조의 제어 혼합 기법을 적용함으로써, 비대칭 무장형상에서 순수 피치 기동 시 원하지 않는 롤운동 및 대칭 무장형상에서 롤성능을 평가하기 위해 비행시험을 수행하였다.

시험영역은 Fig. 6과 같이 F11D1 비대칭 무장형상에서는 M0.28, 0.64, 0.88@10kft, UA, 1g, F10 대칭 무장형상에서는 M0.8, 0.9@30kft, M0.65@20K, UA, 1g 조건을 선정하였다.

시험항목은 항공기의 비대칭 무장형상의 순수 피치 기동에 대한 롤운동을 해석하기 위해, CAT 1의 대표적인 비대

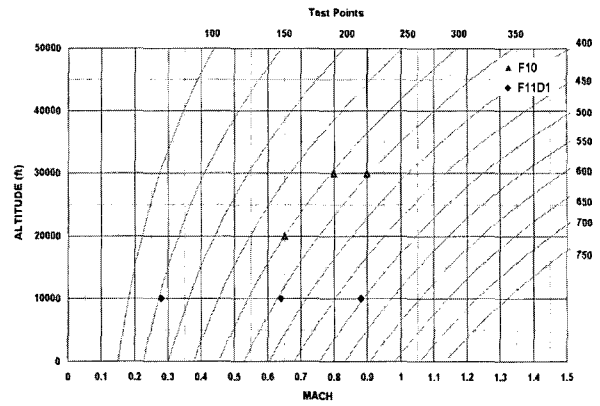


그림 6. 시험 영역.
Fig. 6. Test points.

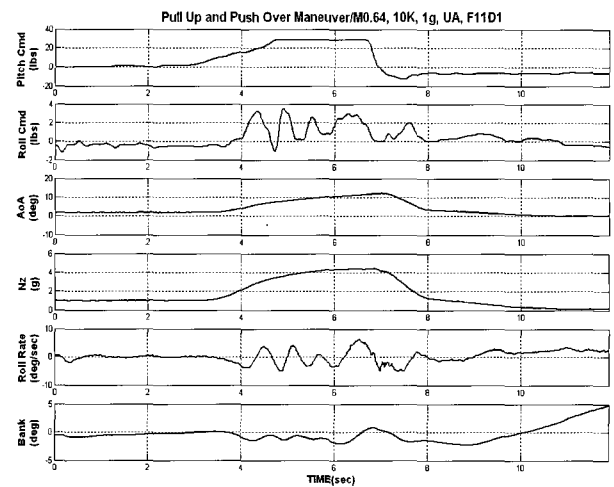


그림 7. 단순 롤각속도 귀환 구조와 롤 제어혼합 구조에 대한 세로축(Pull Up) 기동 시험 결과.

Fig. 7. Pull up maneuver using between simple roll rate feedback system and blended roll system in lateral axis.

칭 무장형상인 F11D1에 대해 세로축으로 PUPU (Pull Up and Push Over) 및 POPU(Push Over and Pull Up)기동을 수행하였다. 또한 가로축 제어법칙의 변경으로 인한 롤성능 및 롤에 따른 조종면 거동 특성을 해석하기 위해, CAT 2의 대표적인 대칭 무장형상인 F10에 대해 가로축으로 최대 360° 롤기동을 수행하였다.

2. 세로축 기동

비대칭 무장형상에서 순수 피치 기동 시 발생하는 롤운동을 해석하기 위해 F11D1 비대칭 무장형상에서 세로축으로 POPU 및 PUPU 기동을 수행하였다. 본 논문에서는 M0.64, 10kft, UA, 1g 에서의 비행시험 결과를 대표적으로 도시하였다. Fig. 7은 M0.64, 10kft, F11D1, 1g, UA형상에서 세로축으로 PUPU 기동을 수행한 결과이다. 비행시험 결과, 순수 피치 기동 시에는 조종사의 롤명령이 ± 5 lbs이내이고, 롤각속도가 ± 10 deg/sec 이내이다. 그러므로 가로축 제어법칙은 현재 설정되어 있는 제어혼합 기법에 따라, F-16과 같이 단순 롤각속도 귀환구조가 적용된다. 그러므로 비대칭

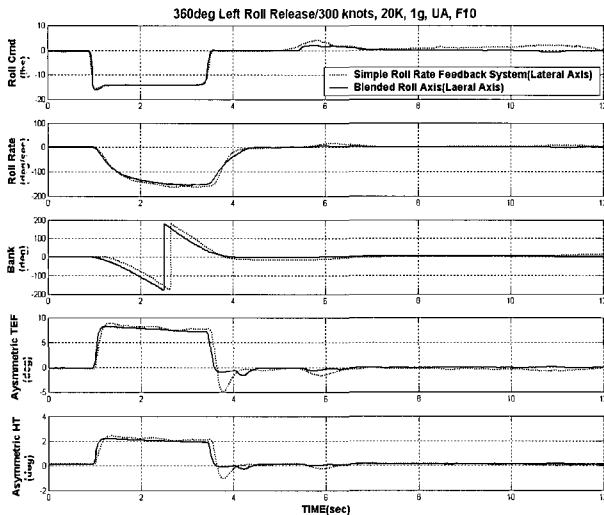


그림 8. 단순 롤각속도 귀환 구조와 롤 제어혼합 구조에 대한 최대 360° 롤기동 시험 결과.

Fig. 8. 360° left roll maneuver using between simple roll rate feedback system and blended roll system in lateral axis.

무장형상에서 피치 기동 시 원하지 않는 롤운동을 제거하여 조종성능 및 안정성을 개선할 수 있었다.

3. 가로축 기동

가로축 제어법칙의 변경으로 인해 발생할 수 있는 롤성능의 저하를 평가하기 위해, F10 대칭 무장형상에서 가로축으로 최대 360° 롤기동을 수행하였다. 본 논문에서는 300knots, 20kft, UA, 1g에서의 비행시험 결과를 대표적으로 도시하였다.

Fig. 8은 300knots, 20kft, F10, 1g, UA에서 가로축으로 최대 360° 롤기동을 수행한 결과이다. 비행시험 결과, 최대 롤각속도가 155 deg/sec로 롤성능을 저하시키지 않고 롤 복원 시 과도한 조종면 변위를 제거함으로써 날개의 구조하중을 줄일 수 있었다. 이는 가로축 제어법칙을 F-16과 같이 단순 롤각속도 귀환구조로 적용했을 때, 과도한 조종면 변위로 발생하는 날개의 구조하중이 증가되는 문제점을 제어 기법을 혼합하여 가로축 제어법칙에 적용함으로써 롤성능을 저하시키지 않고 해결할 수 있었다. 그러나 작은 롤 입력에 의해 발생하는 롤 민감도 문제는 가로축 조종사 이득 및 롤각속도 귀환이득을 동시에 감소시켜야 한다. 이는 비대칭 무장형상에서 순수 피치 기동 시 발생하는 원하지 않는 롤운동을 증가시키는 것으로 차후 비행시험을 통해 가로축 조종사 이득 및 롤각속도 귀환이득을 적절히 조율함으로써 개선될 수 있을 것이라 판단된다.

IV. 결론

현대의 전투기는 모든 무장 형상에 대해 조종성능과 안정성을 확보하기 위하여 제어법칙을 적용하고 있다. 현재, T-50은 비행시험을 통해 제어법칙을 지속적으로 보완하고 있다.

초기에 T-50 가로-방향축 제어법칙에 적용되어 있던 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조는 대칭 무장형상에서 롤 및 피치기동 시 항공기 기동성능을 최적화 할 수 있는 구조였

다. 그러나 비대칭 무장형상 비행시험에서 피치 기동 시 원하지 않는 롤운동이 발생하여 세로축으로 조종성능 및 안정성이 저하되는 문제점이 발생하였다. 비대칭 무장형상에서 세로축 조종성능을 개선하기 위해 가로축 제어법칙을 F-16과 같이 단순 롤각속도 귀환구조로 변경하였다. 가로축 제어법칙을 단순 롤각속도 귀환구조로 변경하여 비대칭 무장형상에서 피치 기동 시 원하지 않는 롤운동을 제거시킬 수 있었으나, 최대 360° 롤기동에서 롤 복원 시 과도한 조종면 변위로 인해 날개의 구조하중이 증가한다는 문제점이 발생하였다. 또한 가로축 조종사 이득의 증가로 인해 작은 롤기동 시 롤반응이 민감하다는 문제점이 제기되었다[5].

이러한 문제점을 개선하고, 비대칭 무장형상에서 롤성능을 최적화하면서 세로축 조종성능을 개선하기 위해, 조종사의 가로축 명령 및 롤각속도에 따라, 단순 롤각속도 귀환구조와 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조를 혼합하여 적용하는 제어법칙을 설계하여 비행시험을 수행하였다. 비행시험 결과, 롤성능을 저하시키지 않고 롤 복원 시 과도한 조종면 변위를 제거함으로써 날개의 구조하중을 줄일 수 있었으며, 피치 기동 시 발생했던 롤운동을 제거함으로써 비대칭 무장형상에서 안정성 및 조종성능을 개선하였다. 그러나 작은 롤 입력에 의해 발생하는 롤 민감도 문제는 가로축 조종사 이득 및 롤각속도 귀환이득을 동시에 감소시켜야함으로 비대칭 무장형상에서 순수 피치 기동 시 발생하는 롤운동에 좋지 않은 영향을 미친다. 그러므로 차후 비행시험을 통해 비대칭 무장형상에서의 조종성능을 저하시키지 않는 범위에서 가로축 조종사 이득 및 롤각속도 귀환이득을 적절히 조율함으로써 개선될 수 있으리라 판단한다.

참고문헌

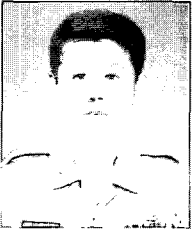
- [1] T. P. Neal and R. E. Smith, "An inflight investigation to develop system design criteria for fighter airplanes," *Air Force Flight Dynamics laboratory*, WPAFB, Ohio, AFFDL TR-70-74, 1970.
- [2] G. E. Cooper and R. P. Harper, "The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities," NASA TN-D 5153, 1969.
- [3] M. R. Anderson and D. T. Schmidt, "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] D. T. McRuer and D. T. Schmidt, "Pilot-vehicle analysis of multi-axis tasks," *Journal of Guidance and Control*, vol. 13, no. 2, pp. 348~355, 1990.
- [5] C. S. Kim, M. H. Bae, and B. M. Hwang, "A study on improvement of aircraft handling quality for asymmetric loading configuration," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 33, no. 2, pp. 106-112, 2005.
- [6] R. D. Toles, "Flying qualities design guide for the T-50 aircraft revision 2," *Aeronautics Company-Fort Worth* vol. 1, no. 2, pp. 79~80, 2000.

**김 종 섭**

2000년 한국기술교육대학교 제어기계공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) T/A-50 비행역학팀. 관심분야는 비행제어법칙 설계 및 해석, 고반응각 제어법칙 설계, 전환 장치 알고리즘, 시스템 모델링, 로봇생체모방제어.

**황 병 문**

1984년 경북대 전자과 졸업. 1987년 동 대학원 석사. 1986년~현재 한국항공산업주식회사 T/A-50 비행역학팀 팀장. 관심분야는 시스템 설계 및 해석, 제어법칙 설계.

**김 성 준**

1990년 공군사관학교 전상학과 졸업. 2000년 고려대학교 전자공학과 대학원 석사. 현재 공군 항공 사업단 소속 T-50 비행제어 OFP 연수교육 중. 관심분야는 비행제어법칙 설계 및 해석.