

技術論文

고받음각에서 항공기 이탈 방지를 위한 제어법칙에 관한 연구

김종섭*, 황병문*, 정대희*, 김성준**, 배명환***

A Study on Prevention Control Law of Aircraft Departure at High Angle of Attack

Chong-sup Kim*, Byung-moon Hwang*, Dae-hee Jung*, Seung-Jun Kim** and Myung-hwan Bae***

ABSTRACT

Supersonic jet fighter aircraft must have been guaranteed appropriate for controllability and stability in HAoA(High Angle of Attack) region. Limit value of aircraft enter the deep stall at HAoA is related to problem of aircraft configuration design. But, In order to guarantee the aircraft safety in HAoA, control law is designed using digital Fly-By-Wire flight control system in modern versions of supersonic jet fighter aircraft. Also, In order to recovery if aircraft enter the deep stall or spin, anti-spin control law and MPO(Manual Pitch Override) mode is designed. AoA limiter and MPO is designed in longitudinal axis and HAoA departure prevention logic, roll command limiter, rudder fader and anti-spin logic is designed in lateral-directional axis. In this paper, we introduce the T-50 HAoA flight control law and propose that aircraft stability and adequate of these control law from HAoA flight test.

초 록

군용항공기는 고받음각에서 적절한 조종성 및 항공기 이탈에 대한 안정성을 확보하고 있어야 한다. 고받음각에서 항공기가 이탈에 진입할 수 있는 한계값은 항공기 형상설계에 직결되는 문제이다. 하지만 현대의 고성능 전투기는 전기식 비행제어계통을 사용하여 고받음각 제어법칙을 설계함으로써 한계 값 내에서 항공기의 안정성을 보장하고 있으며 항공기가 이탈 시, 안전하게 회복할 수 있도록 고받음각 제어법칙을 설계한다. 현재 T-50에 적용되어 있는 고받음각 제어법칙은, 세로축 방향으로는 받음각 제한기 및 MPO(Manual Pitch Override) 모드, 가로-방향축으로는 고받음각 이탈제한기, 가로축 명령제한기, 방향축 조종사 명령제한기 및 스핀방지기가 설계되어 있다. 본 논문에서는 T-50에 적용되어 있는 고받음각 제어법칙을 소개하며, 고받음각 비행시험을 통하여 항공기 안정성에 관한 연구를 수행하였다.

Key Words : RSS(Relaxed Static Stability, 정안정성 완화), FLCS(Flight Control System, 비행제어계통), Anti-spin Logic(스핀방지기), MPO(Manual Pitch Override : 수동피치조작)

† 2005년 1월 17일 접수 ~ 2005년 5월 17일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)
연락처, robocskim@koreaero.co.kr
경남 사천시 사남면 유천리 802번지

** 정회원, 한국공군

*** 정회원, 경상대학교 항공기계공학부

1. 서 론

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

으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화 개념(RSS : Relaxed Static Stability)의 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 채택은 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.

군용항공기는 고받음각에서 조종성 및 안정성을 확보하고 있어야 한다. 고받음각 한계값은 항공기의 형상설계에 직결되는 문제이지만, T-50 훈련기의 제어법칙에는 한계받음각 내에서 비행안정성을 보장하기 위하여 고받음각 제어법칙이 적용되어 있다. 세로축에 적용되어 있는 고받음각 제어법칙은 받음각 제한기와 MPO(Manual Pitch Override) 모드이다. 받음각 제한기는 세로축 기동 시 한계받음각 이상으로 비행을 하지 못하도록 받음각(Angle of Attack)의 증가에 따라 세로축 조종사 명령을 제한한다. MPO 모드는 항공기가 이탈에 진입하여 회복하지 못할 경우, 조종사가 MPO 스위치를 이용하여 수평꼬리날개를 직접 조종함으로써 항공기를 이탈 상태에서 회복시키는 제어법칙이다. 가로-방향축에 적용되어 있는 고받음각 제어법칙은 고받음각 이탈제한기(High AoA Departure Prevention Logic), 가로축 명령제한기(Roll Command Limiter), 스핀방지기(Anti Spin Logic) 및 방향축 조종사 명령제한기(Rudder Fader)이다. 고받음각 이탈제한기는 고받음각에서 미끄럼각(Sideslip)이 증가하는 것을 방지하기 위하여 받음각에 따라 수직꼬리날개의 변위를 제한하며, 가로축 명령제한기는 미끄럼각이 큰 경우, 가로축명령을 제한하여 가로축 운동에 의한 이탈을 방지한다. 방향축 조종사 명령제한기는 미끄럼각을 증가시키는 가로축 기동 및 이탈위험이 큰 고받음각 영역에서 미끄럼각이 증가하지 못하도록 방향축 조종사 명령을 감소시킨다. 또한 스핀방지기는 항공기가 이탈에 진입했을 경우, 스핀에 진입하는 것을 방지한다.

본 논문에서는 T-50 에 적용되어 있는 고받음각 제어법칙을 소개하며, 고받음각 비행시험(High Angle of Attack Flight Test)을 통하여 제어법칙의 적절성 및 항공기 안정성에 관한 연구결과를 논의 한다.

II. 고받음각 제어법칙

2.1 세로축 고받음각 제어법칙

2.1.1 받음각 제한기

T-50 고받음각 제어법칙에는 항공기가 이탈 할 수 있는 한계받음각 이상으로의 비행을 억제하고 한계받음각 내에서 항공기 안정성을 보장하기 위하여 받음각 제한기를 설계한다.

Fig. 1은 받음각 제한기의 제어법칙 구조를 나타낸다. 받음각 제한기는 고주파 필터를 통과한 피치각속도(Pitch Rate), 받음각 및 롤각속도(Roll Rate)의 함수이다. 롤각속도는 세로-가로축 연성

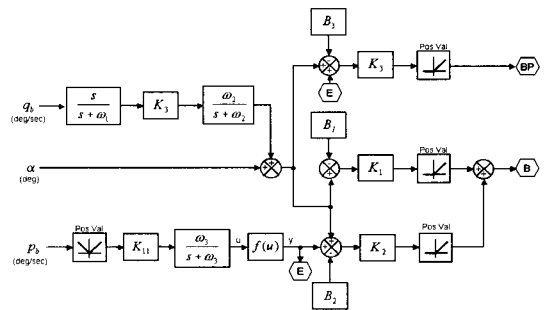
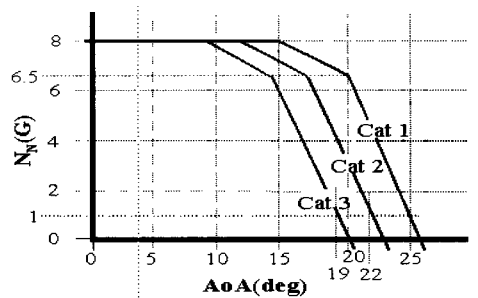
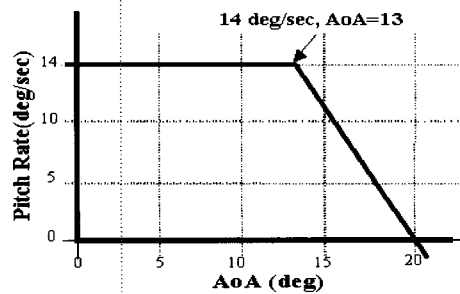


Fig. 1. Control law of angle of attack limiter



a) UA Configuration



b) PA Configuration

Fig. 2. Schedule of angle of attack limiter

현상(Pitch-Roll Coupling)에 의해서 발생할 수 있는 항공기의 이탈을 방지하기 위한 것으로 롤 각속도가 증가할수록 최대 받음각은 감소한다. 이와 같은 세 가지 상태 변수의 합은 미리 설계된 값과 비교하여 그 차이량을 외부루프(Outer Loop)에 귀환시킴으로써 항공기가 큰 받음각에 도달하는 것을 방지한다.

받음각 제한기의 출력은 기수 숙임 조종명령이며, Fig. 2와 같이 스케줄링 되어 있다. UA(Upr and Away Mode)에서는 수직가속도 명령축에, PA(Power Approach Mode)에서는 피치각속도 명령축에 더해져서 입력된다. 최대받음각 상태에서 UA일 경우 1G 상태에서 -7G, PA의 경우 -14 deg/sec의 명령을 발생시켜 항공기가 큰 받음각에 도달하여 이탈에 진입하는 것을 방지한다. UA의 경우 항공기형상(CAT :Category)에 따라 최대 받음각이 설계되어 있으며, CAT 1일 경우 받음각 25°, CAT 2일 경우 22°, CAT 3일 경우 19°이며, PA의 경우는 20°이다.

2.1.2 수동 세로축 조작

T-50 세로축 제어법칙은 모델 역변환기법(Dynamic Inversion)과 비례-적분(Proportional-plus-Integral) 제어방식이며, UA 모드에서는 전체포착(Gross Acquisition) 성능의 최적화를 위하여 수직가속도 명령시스템, PA 모드에서는 정밀추적(Fine Tracking) 성능의 최적화를 위하여 피치각속도 명령시스템을 채택하고 있다. 부가적으로 항공기가 깊은 실속에 진입해 있을 때, 조종사가 수평꼬리날개를 직접 구동하여 항공기가 실속에서 빠져나올 수 있도록 도와주는 MPO 모드가 설계되어 있다. MPO 모드는 조종사의 스위치 조작에 의하여 작동되며, 조종사가 MPO 스위치를 누르고 있는 동안 받음각 제한기는 작동하지 않으며 모든 세로축 귀환은 끊어진다. 또한 조종사의 세로축 조종입력은 적분기를 거치지 않고 수평꼬리날개로 전달되며 조종면의 최대 변위는 20°에서 -30°로 설정된다.

항공기의 이탈 운동은 매우 큰 받음각을 가지고 진행되며, 2.1.1 절에서 설명했던 받음각 제한기에 의해서 제어법칙에서는 받음각을 줄이기 위해 최대의 기수 숙임 명령을 발생시키기 때문에 조종사의 세로축 조종입력으로는 조종이 불가능하다. 따라서 깊은 실속(Deep Stall)에 진입 시, MPO 스위치를 이용하여 조종사는 항공기의 기수진동에 맞추어 항공기가 기수를 숙일 때에는 기수 숙임 명령을, 기수를 들 때는 기수 들기 명령을 반복함으로써 조종사 명령이 항공기의 세로

축 진동운동을 증폭시켜, 기수 숙임 운동을 크게 만들어낸다. 그러므로 기수가 아래로 숙여졌을 때, 중력에 의해 항공기는 속도를 얻게 되어 실속에서 빠져나오게 된다.

2.2 가로-방향축 고받음각 제어법칙

2.2.1 가로-방향축 명령 제한기

T-50 가로-방향축에 적용되어 있는 고받음각 제어법칙으로는 가로축 명령제한기, 고받음각 이탈제한기 및 방향축 조종사 명령제한기가 있다.

T-50 제어법칙에는 항공기 가로축 운동에 대한 방향축 운동을 상쇄시키기 위하여 ARI(Aileron-Rudder Interconnection) 이득이 설계되어 있다. 그러므로 조종면 효과가 적은 고받음각에서 가로축 명령에 의해 발생하는 미끄럼각을 보상하기 위하여 큰 수직꼬리날개의 변위가 요구되어 수직꼬리날개는 포화(Rudder Saturation)상태에 도달하게 된다. 이러한 포화를 방지하기 위하여 Fig. 3과 같이 가로축 명령제한기를 설계하여 수직꼬리날개 변위에 따라 가로축 명령을 감소시키는 제한기를 설계한다. 이때, 수직꼬리날개의 최대 변위에서 최소한의 가로축 명령을 보장하기 위하여 20%의 여유를 남겨둔다.

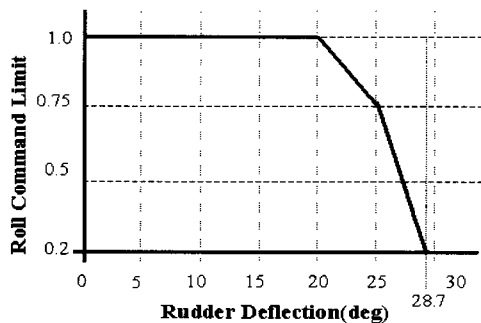


Fig. 3. Schedule of Roll Command Limiter

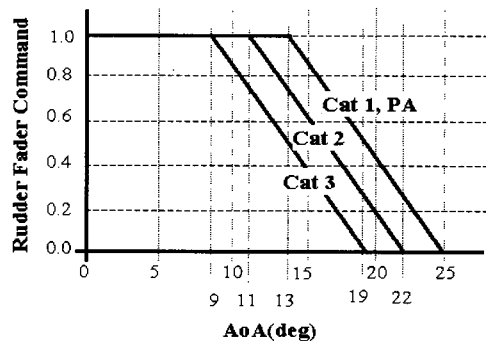


Fig. 4. Schedule of Rudder Fader

고받음각 이탈제한기는 10°이상의 고받음각에서 미끄럼각이 2°이상 증가하는 경우와 미끄럼각 속도의 증가율에 따라, 수직꼬리날개의 변위를 감소시켜 미끄럼각의 증가로 인한 항공기 이탈을 방지한다.

방향축 조종사 명령제한기는 고받음각에서 조종사의 과도한 방향축 조종사 명령으로 인해 항공기가 이탈에 진입하는 것을 방지하는 제어법칙이다. 또한 롤각속도의 증가에 따라 미끄럼각 명령을 제한하고 있다. Fig. 4는 방향축 명령제한기를 나타내는데, 롤각속도가 없을 때, 일정 받음각 이상에서 조종사의 방향축 명령은 스케줄에 따라 감소하며, UA에서는 CAT 1일 경우 25°, CAT 2일 경우 22°, CAT 3일 경우 19°, PA에서는 25° 이상에서 조종사의 방향축 명령은 제어법칙으로 입력되지 않는다.

2.2.2 스핀 방지기

항공기는 한계받음각 이상으로 비행하면 날개의 양력이 소실되어 이탈하게 되는데, 항공기 이탈은 깊은 실속과 스핀으로 나눌 수 있다. 깊은 실속은 가로-방향축의 운동 없이 순수하게 세로축으로 진동하면서 고도가 강하하는 것을 정의하며, 스핀은 큰 요우각속도를 가지고 회전하면서 고도가 강하하는 것을 정의한다. 스핀은 깊은 실속보다 더 복잡한 항공기 운동이며 항공기를 회복시키기 힘들다. 그러므로 T-50에는 고받음각에서 항공기가 이탈 시, 스핀을 방지하는 제어법칙이 설계되어 있다.

Fig. 5는 스핀 방지 제어법칙 구조를 나타내며, Fig. 6은 T-50 스핀 방지를 위한 조종면 변위 알고리즘을 나타낸다. 직립이탈(Upright Departure)은 받음각이 35°이상일 경우를 정의하며, 가로-방향축 조종사 명령 및 귀환루프는 끊어지고 요우각속도 귀환을 이용하여 수직꼬리날개, 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론을 직접 구동한다. 배면이탈(Inverted Departure)은 받음각 -10°, 속

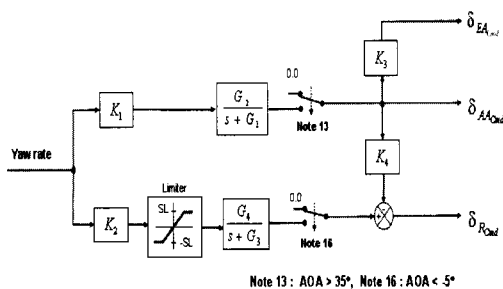


Fig. 5. Control law of Anti-spin

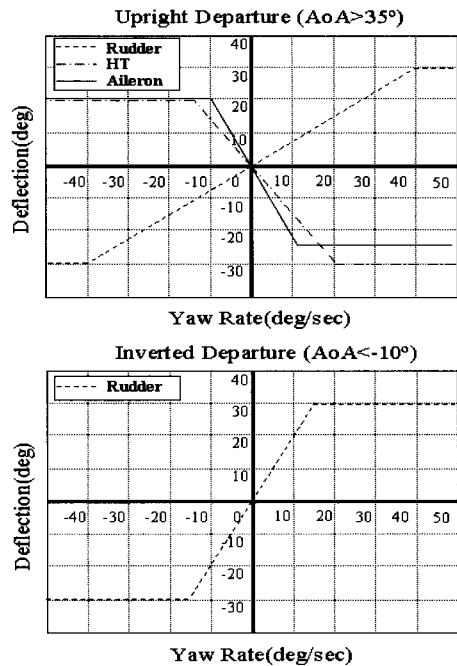


Fig. 6. Schedule of Anti-Spin Logic

도 170 knots 이하일 경우를 정의하며, 가로-방향축 조종사 명령은 작동하지만 귀환루프는 끊어지며, 요우각속도 귀환을 이용하여 수직꼬리날개를 직접 구동한다. (+)고받음각에서 (+)요우각속도는 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론을 (-)의 방향으로 변위시켜 오른쪽 롤을 발생시키며, 수직꼬리날개를 (+)방향으로 변위시켜 왼쪽 요우를 발생시킨다. 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론의 변위는 양력을 스핀 방향으로 증폭시키는 것처럼 보이지만, 양력은 거의 발생하지 않고 좌우 날개의 스핀을 방지하는 항력을 발생시키는 역할을 한다.

III. 비행시험 및 결과

3.1 세로축 비행시험

고받음각 비행시험을 위해 받음각 제한기의 작동여부와 받음각 증가로 인한 항공기 동특성을 해석하기 위하여 UA 및 PA조건에서 1G 수평감속(1G Level Deceleration) 비행을 수행하였다.

Fig. 7은 받음각 6°, 고도 30kft, PA 모드에서 1G 수평감속비행을 수행한 결과이다. 받음각 13°에서 조종사의 세로축 조종입력이 받음각 증가에 따라서 증가하는 것을 볼 수 있다. 또한, 받음각 20°에서 세로축 조종입력이 27.5 lbs로 최대치에

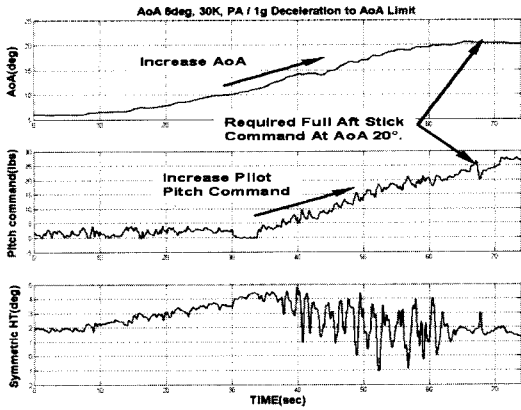


Fig. 7. 1G deceleration maneuver to AoA limit in PA mode

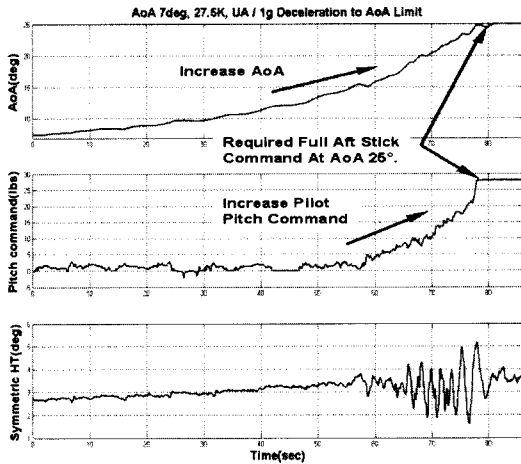


Fig. 8. 1G deceleration maneuver to AoA limit in UA mode

도달하였으며, 최대 조종 입력에도 받음각은 더 이상 증가하지 않는 것을 볼 수 있다.

Fig. 8은 받음각 7°, 고도 27.5kft, UA 모드, CAT 1 형상에서 1G 수평감속비행을 수행한 결과이다. 받음각 15°에서 조종사의 세로축 입력이 받음각 증가에 따라 증가하고 있으며, 받음각 20°부터는 급격히 증가하는 것을 볼 수 있다. 또한, 받음각 25°에서 세로축 조종입력이 최대치에 도달하였으며, 최대 조종입력에도 받음각은 증가하지 않는 것을 볼 수 있다.

이는 받음각 제한기에 의한 것으로, 받음각의 증가에 따라 발생하는 기수 숙임 명령은 조종사의 세로축 입력을 제한함으로써 고받음각에서 항공기가 이탈에 진입하는 것을 방지하며, 한계받음각 내에서 세로축 안정성을 보장한다.

3.2 가로-방향축 비행시험

3.2.1 가로-방향축 명령 제한기

항공기는 고받음각에서 가로-방향축 조종사 명령 및 외란에 의해 가로-방향축 안정성을 잃을 수 있다. 가로-방향축 불안정성은 항공기의 이탈을 발생시킬 수 있으며, 이탈 시 실속에 진입할 수 있다. 그러므로 고받음각에서 가로-방향축 명령 및 외란을 제한하여 가로-방향축 안정성을 보장하는 제어법칙이 적용되어 있다.

Fig. 9는 받음각 20°, 30kft, PA 모드, Fig. 8은 받음각 25°, 37kft, UA 모드에서 조종사 방향축 명령에 의한 항공기 방향축 응답을 나타낸다. 현재, T-50은 PA모드에서 조종사의 최대 방향축 입력에 대해 ±10°, UA에서는 ±6°의 미끄럼각을

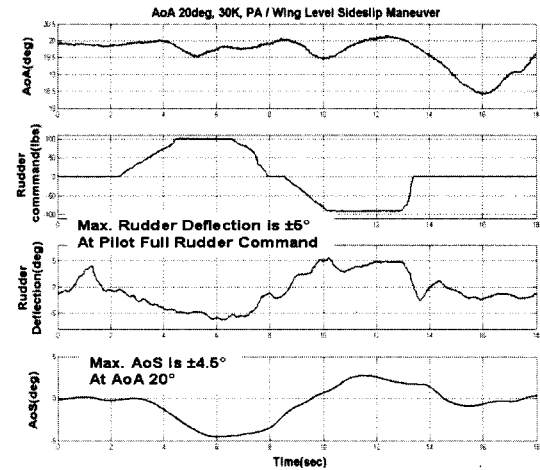


Fig. 9. Wing level sideslip maneuver in PA Mode

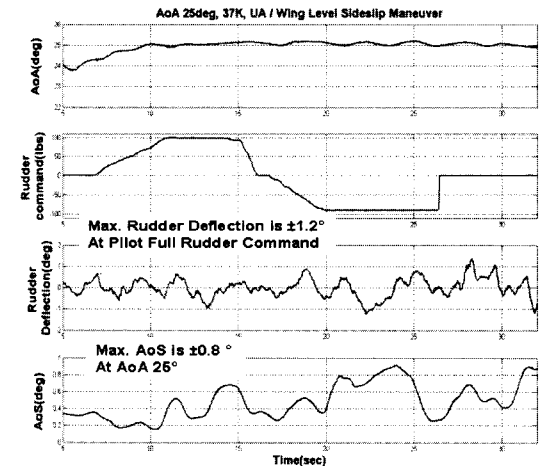


Fig. 10. Wing level sideslip maneuver in UA mode

생성시킨다. 하지만 고받음각에서 방향축 조종사 명령을 제한하는 방향축 조종사 명령제한기 및 수직꼬리날개의 변위를 제한하는 고받음각 이탈 제한기에 의해 방향축 항공기 응답은 감소한다. 따라서 PA 모드에서는 받음각 20°에서 ±4.5°, UA 모드에서는 받음각 25°에서 ±0.8°의 미끄럼 각을 생성시킨다.

3.2.3 스피ن 방지기

항공기 이탈은 깊은 실속과 스피ن으로 나눌 수 있다. 스피ن은 실속보다 더 복잡한 항공기 운동이며, 항공기가 스피인에 진입 시 회복하기 힘들다. 그러므로 T-50에서는 스피ن방지 제어법칙을 설계하여 항공기가 이탈에 진입 시 스피인을 방지한다. 항공기가 직립 상태에서 받음각 35° 이상일 경우를 직립이탈로 정의하며, 배면상태에서 받음각 -10°, 속도 170 knots 이하인 경우를 배면이탈로 정의한다. 현재 T-50에는 두 가지 방식에 대해 스피ن 방지 제어법칙이 설계되어 있다.

Fig. 11, 12는 항공기 이탈 시, 스피ن방지 제어법칙의 작동에 따라 항공기의 운동 및 조종면의 변위를 나타낸다. Fig. 11은 항공기가 직립 상태에서 이탈을 한 경우를 나타내는데, 항공기는 받음각 35°이상에서 직립이탈에 진입하여 직립스핀방지 제어법칙(Upright Anti-Spin Control Law)이 작동한다. 직립스핀방지 제어법칙은 요우각속도를 귀환 받아 수직꼬리날개, 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론을 사용한다. 받음각 35°에서 (-)요우각속도에 대해 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론의 변위는 (+)방향으로 (-)롤각속도를 발생시키며, 수직꼬리날개의 변위는 (-)방향으로 (+)요우각속도를 발생시킨다. 이 때 가로-방향축 조종사 명령 및 귀환은 제어법칙으로 입력되지 않는다.

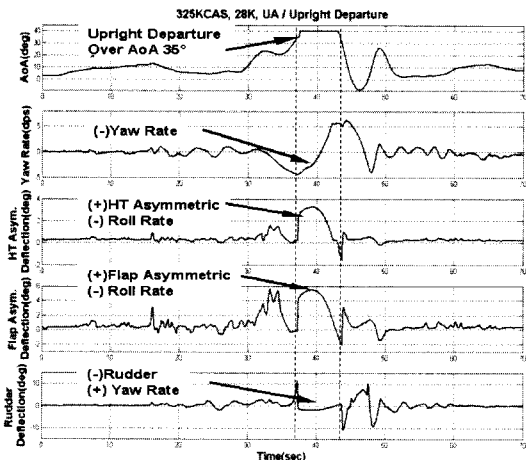


Fig. 11. Flight test data of upright departure

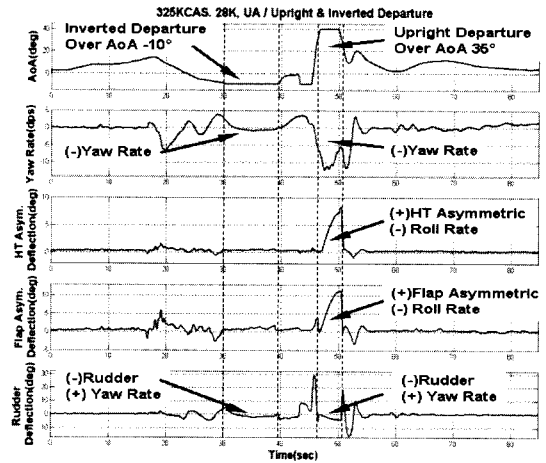


Fig. 12. Flight test data of inverted departure

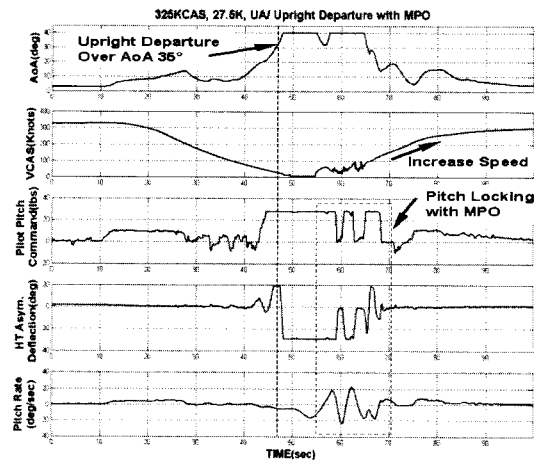


Fig. 13. Upright departure with MPO

Fig. 12는 항공기가 배면 상태에서 이탈을 한 경우를 나타내는데, 받음각이 -10°, 속도 170 knots 이하에서 배면이탈에 진입하여 배면스핀방지 제어법칙(Inverted Anti-Spin Control Law)이 작동한다. 배면스핀방지 제어법칙은 요우각속도를 귀환 받아 수직꼬리날개를 사용한다. 받음각 -10° 이하에서 (-)요우각속도에 대해, 수직꼬리날개의 변위는 (-)방향으로 (+)요우각속도를 발생시킬 수 있다. 이 때 가로-방향축 조종사 명령은 입력되며, 귀환 루프만 제어법칙으로 입력되지 않는다.

항공기가 이탈에 진입 시, 조종사의 세로축 조종 입력 및 세로축 귀환은 제어법칙으로 입력된다. 하지만 항공기 이탈은 고받음각에서 발생함으로써 받음각 제한기에 의해 세로축 조종사 명령으로 항공기를 제어할 수 없다. 그러므로 항공

기가 깊은 실속에 진입하여 회복하지 못할 경우, 조종사는 MPO 스위치를 이용하여 수평꼬리날개를 직접 조종하여 실속에서 회복할 수 있다. 이때, 받음각 제한기, 조종사 세로축 명령 및 귀환은 작동하지 않는다. Fig. 13은 항공기의 실속상태에서 MPO 모드의 영향성을 파악하기 위하여 조종사가 MPO 스위치를 이용하여 실속에서 회복하는 비행시험을 수행한 결과이다. 조종사는 MPO 모드를 이용하여 기수진동을 유발시켜 기수가 아래로 숙여졌을 때 속도를 얻어 실속에서 회복하는 것을 볼 수 있다.

IV. 결 론

현대의 고성능 전투기는 고받음각에서 조종성과 안정성을 보장하기 위하여 고받음각 제어법칙을 설계한다. 항공기의 한계받음각은 항공기 형상설계와 직결되는 문제이지만, 한계받음각 내에서 항공기의 안정성 및 조종성은 고받음각 제어법칙을 설계함으로써 보장할 수 있다. T-50 고등훈련기의 제어법칙에는 고받음각에서 항공기 이탈을 방지하고 한계받음각 내에서 비행 안정성을 보장하기 위해 조종사 명령 및 제어법칙 귀환을 받음각의 증가에 따라 제한하는 여러 가지 고받음각 제어법칙이 설계되어 있다. 이러한 T-50 고받음각 제어법칙은 현재 고받음각 비행시험(High Angle of Attack Flight Test)을 통해 검증되고 있다. 현재까지의 비행시험 결과, 한계받음각 내에서 항공기는 적절한 안정성을 확보하고

있으며, 한계받음각 이상에서도 고받음각 제어법칙에 의해 항공기는 실속에 진입할 확률이 적다. 또한 이탈에 진입하더라도 스펜방지기 및 MPO 모드를 이용하여 이탈에서 회복할 수 있다.

본 논문에서는 T-50 훈련기에 적용되어 있는 고받음각 제어법칙을 소개하였다. 고받음각 제어법칙으로 항공기는 한계받음각 내에서는 안정성을 확보할 수 있으며, 고받음각에서 이탈에 진입하더라도 회복할 수 있다는 것을 알 수 있다.

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.