

論文

고받음각에서 조종성능 및 안정성 증강을 위한 제어법칙에 관한 연구

김종섭*, 황병문*, 이동규*

A Study on Control Law Augmentation in order to Improve Aircraft Controllability and Stability in High Angle of Attack

Chong-sup Kim*, Byung-moon Hwang* and Dong-Gyu Lee*

ABSTRACT

Modern version of supersonic jet fighter aircraft must have guaranteed appropriate controllability and stability in HAoA(high angle of attack). Limit value of aircraft entering into the deep stall in HAoA is related to aircraft configuration design. But, In order to guarantee the aircraft's safety in HAoA, control law for HAoA region implemented in digital Fly-By-Wire flight control system of supersonic jet fighter. The AoA limiter is designed for positive HAoA in longitudinal control law. But, aircraft departure during aggressive negative pitch maneuver such as push over in departure resistance flight test. Therefore negative AoA limiter is needed in longitudinal control law. Result of T-50 flight test show that the AoA is exceed the limit value during aggressive positive pitch maneuver in pull up of power approach mode. In this paper, the AoA limit control law in positive and negative AoA was proposed in order to improve aircraft controllability and stability.

초 록

현대의 고성능 전투기는 한계받음각 내에서 적절한 조종성(Controllability) 및 안정성(Stability)을 확보하고 있어야 한다. 고받음각에서 항공기가 이탈에 진입할 수 있는 한계값은 항공기 형상설계에 직결되는 문제이다. 하지만 현대의 고성능 전투기는 전기식 비행 제어계통(Digital Fly-By-Wire Flight Control System)을 사용하여 고받음각 제어법칙을 설계함으로써 한계값 내에서 항공기의 안정성을 보장하고 있다. 현재, T-50 세로축 고받음각 제어법칙에는 (+)한계받음각 이상으로의 비행을 제한하는 받음각 제한기(Angle of Attack Limiter)가 설계되어 있다. 그러나 (-)한계받음각 이상으로 비행을 제한하는 받음각 제한기는 설계되어 있지 않아, 조종사의 과도한 (-)세로축 기동에 대해 항공기가 이탈에 진입할 수 있다. 그리고 T-50 비행시험에서 PA에서 과도한 (+)세로축 기동 시, 받음각(Angle of Attack)이 현재 설계되어 있는 한계받음각을 초과하는 문제점이 발생하였다. 본 논문에서는 고받음각 제어법칙을 일부 수정하여 한계받음각 내에서 항공기의 세로축 조종성능을 향상시키고, 항공기 안정성을 확보할 수 있는 제어법칙에 관한 연구를 수행하였다.

Key Words : RSS(Relaxed Static Stability, 정안정성 완화), FLCS(Flight Control System, 비행제어계통), Angle of Attack Limiter(받음각 제한기)

† 2005년 3월 7일 접수 ~ 2005년 8월 23일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주산업(주)

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

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

기 호

α	받음각(Angle of Attack)	K_α	받음각 귀환 이득
q	피치각속도(Pitch Rate)	K_f	조종사 앞먹임 이득
M_α	받음각에 대한 피치 모멘트 변화율	K_i	적분기 이득(Integral Gain)
M_q	피치각속도에 대한 피치 모멘트 변화율	K_3, K_{3pa}	피치각속도 위시아웃 이득
M_δ	수평꼬리날개에 대한 피치 모멘트 변화율	K_n	수직각속도 귀환 이득
$\delta_{ESS_{cmd}}$	수평꼬리날개 변위	K_q	피치각속도 귀환 이득
V_T	진대기속도(True Airspeed)	K_{pd}	조종사 필터 이득
K_A	받음각 제한기 비례 귀환이득	K_{pm}	목표 조종사 필터 이득

I. 서 론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 조종성능을 향상시키기 위하여 정적으로 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 FBW(Fly-By-Wire) 비행제어계통의 비행제어법칙설계는 전비행영역(Flight Envelop)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록 대상 항공기에 적절한 안정성 및 조종성을 부과하는 작업이다.

항공기는 고받음각에서 조종성능 및 안정성을 확보하고 있어야 한다. 고받음각 한계값은 항공기의 형상설계에 직결되는 문제이지만, T-50 훈련기의 제어법칙에는 한계받음각 내에서 비행 안정성을 보장하기 위하여 고받음각 제어법칙이 적용되어 있다. 현재, T-50 제어법칙에는 여러 가지 고받음각 제어법칙이 적용되어 있다.[5] 특히, 고받음각에서 조종사의 과도한 세로축 입력에 대해 항공기의 안정성을 보장하기 위하여 UA(Up & Away Mode) 및 PA(Power Approach Mode)에서 (+)한계받음각 이상으로 비행을 하지 못하도록, 받음각이 증가함에 따라 조종사의 세로축 입력을 제한하는 받음각 제한기(Angle of Attack Limiter)가 설계되어 있다.

T-50 비행시험 결과, PA에서 조종사의 과도한 (+)세로축 입력에 대해, 항공기의 받음각이 제어법칙에서 제한하고 있는 한계받음각을 초과하는 문제점이 발생하였다. 이는 현재 PA에 설계되어 있는 받음각 제한기가 조종사의 과도한 입력에

의해 발생하는 빠른 피치각속도(Pitch Rate) 변화에 대해 적절히 보상해 주지 못함으로써 발생한다. 또한, UA에서 조종사의 과도한 (-)세로축 입력에 대해, 항공기의 받음각이 (-)방향으로 과도하게 증가하는 문제점이 발생하였다. 이는 현재 받음각 제한기가 (-)방향으로 설계되어 있지 않음으로써 발생한다. 이러한 문제들은 전투기의 전투임무 시, 조종사의 과도한 세로축 조종 입력에 대해 항공기의 받음각이 한계받음각을 초과함으로써 이탈에 진입할 수 있다.

본 논문에서는 PA에서 빠른 피치각속도 변화에 대해 한계받음각을 적절히 제한할 수 있도록 제어이득을 최적화하고, UA에서 (-)받음각 제한기를 설계하여 상기와 같은 문제점을 해결함으로써 세로축으로 조종성능 및 안정성을 개선하는 것을 목적으로 한다.

II. 제어법칙 설계

2.1 T-50 세로축 제어법칙

T-50 세로축 비행제어법칙 구조는 Fig. 1과 같이 모델 역변환설계기법(Dynamic Inversion)과 비례-적분(Proportional-plus-Integral) 제어방식을 채택하고 있으며, 또한 기동 시 초기 피치각속도의 증강을 위한 개루프 제어명령(Open Loop Feed Forward Control Command)이 사용된다.

조종명령은 비행단계 부류 A(Flight Phase Category A, UA)의 경우는 수직가속도 추종시스템(Normal Acceleration Following System)이고, 비행단계 부류 C(Flight Phase Category C, PA)는 정밀한 자세제어를 위한 피치각속도 추종시스템이다. 조종사의 조종간 입력은 수직가속도 추종시스템의 경우 피치명령구배(Pitch Command Gradient)에 의하여 수직가속도로 변환된 후 피

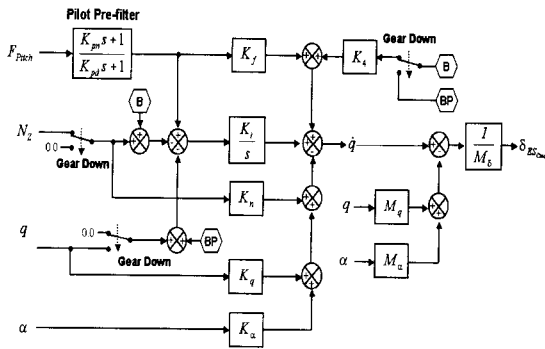


Fig. 1. Longitudinal control law

치명령 제한기(Pitch Command Limiter)에 의해 최대/최소 수직가속도 명령이 제한된다. 피치가속도 추종시스템은 수직가속도 명령을 피치가속도 명령으로 변환시켜주기 위해 g/V_T 가 곱해지며, 조종사에 의해 발생된 조종명령은 정상상태 오차를 줄이기 위한 적분기를 통과한다.

세로축 제어법칙의 내부루프 귀환(Inner Loop Feedback)에 사용되는 상태변수는 받음각, 피치각속도 및 수직가속도이다. 여기서 받음각 귀환은 정적으로 불안정한 항공기를 안정한 상태로 바꾸어 주고, 항공기의 단주기 특성(Short Period Characteristic)의 고유진동수를 증강시켜 준다. 피치각속도 귀환은 단주기 특성의 감쇄율(Damping Ratio)을 증강시켜 주는 역할을 한다. 한편, 수직가속도 귀환은 무게중심점의 수직가속도가 아닌 가속도계 위치에서의 수직가속도로 이를 귀환시키면, 무게중심점의 수직가속도 및 피치각가속도도 귀환시키는 결과를 가져오며, 단주기 특성의 고유진동수와 감쇄율 모두를 증강시킨다. 피치각속도 귀환루프에는 제어기의 안정도 여유(Stability Margin)를 확보하기 위하여 진상필터(Lead Filter)가 사용되고, 피치각속도 및 수직가속도 귀환루프에는 구조적 진동에 의한 공진현상(Structural Resonance)을 억제하기 위하여 구조연계 필터(Structural Coupling Filter)가 사용된다. 외부루프는 UA모드의 경우에 조종사의 수직가속도 명령과 비교하기 위하여 수직가속도 귀환이 사용되며, PA모드의 경우에는 명령 시스템이 수직가속도에서 피치각속도로 전환되어 사용된다.

2.2 받음각 제한기

T-50 고받음각 제어법칙에는 항공기가 이탈할 수 있는 한계받음각 이상으로의 비행을 억제하고 (+)한계받음각 내에서 항공기 안정성을 보장하기

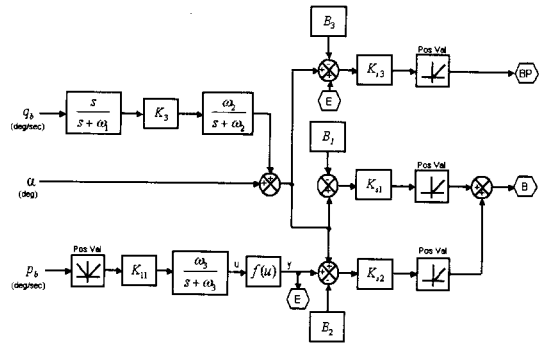


Fig. 2. Control law of angle of attack limiter

위해 UA 및 PA에서 (+)방향으로 받음각을 제한하는 받음각 제한기를 설계한다. 받음각 제한기는 Fig. 2와 같이 설계되어 있으며, 고주파 필터를 통과한 피치각속도, 받음각 및 롤각속도(Roll Rate)의 함수이다. 롤각속도는 세로-가로축 연계현상(Pitch-Roll Coupling)에 의해서 발생할 수 있는 항공기의 이탈을 방지하기 위한 것으로 롤각속도가 증가할수록 최대 받음각은 감소한다. 또한, 항공기의 과도한 피치각속도 변화율에 대해 받음각이 과도하게 증가하는 것을 방지하기 위하여 피치각속도 입력 단에 워시아웃 필터(Washout Filter)를 설계한다. 이와 같은 세 가지 상태 변수의 합은 미리 설계되어진 값과 비교하여 그 차이량을 외부루프(Outer Loop)에 귀환시킴으로써 항공기가 큰 받음각에 도달하는 것을 방지한다.

받음각 제한기의 출력은 기수숙임 조종명령이며 피치각속도와 롤각속도가 없을 때, Fig. 3과 같이 스케줄링 되어 있다. UA에서는 수직가속도 명령축(Fig. 1의 B)에, PA에서는 피치각속도 명령축(Fig. 1의 BP)에 더해져서 입력된다. UA, 1g 일 경우 최대받음각 상태에서 -7g, PA의 경우 -14 deg/sec의 명령을 발생시켜 항공기가 큰 받음각에 도달하여 이탈에 진입하는 것을 방지한다

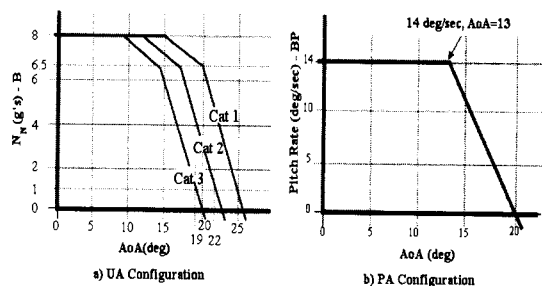


Fig. 3. Schedule of angle of attack limiter

다. UA의 경우 항공기 형상(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. 만일 피치각속도 및 롤각속도가 있을 경우 한계받음각은 줄어들게 되어 빠른 피치각속도 변화율 및 롤각속도에 대해 미리 받음각 제한기가 작용함으로써 항공기 이탈을 방지하게 된다.

2.3 비행시험

과도한 조종사 입력 및 외란에 의한 항공기의 이탈에 대한 안정성을 평가하기 위해, 현재 T-50 훈련기의 최대 후방 무게중심에서, 여러 가지 항공기 형상에 대하여 DR(Departure Resistance) 비행시험을 수행하고 있다. 이러한 고 위험도 비행시험을 수행하기 위해, 항공기 비실시간 비선형 6 자유도 비행 시뮬레이션 프로그램인 ATLAS (Aircraft Trim, Linear and Simulation)를 이용하여, 시험영역에서 항공기가 조종사의 과도한 입력으로 인해 이탈에 진입할 수 있는지 여부를 미

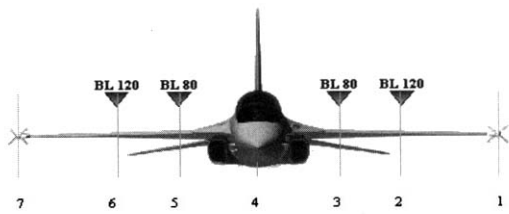


Fig. 4. Aircraft loading configuration

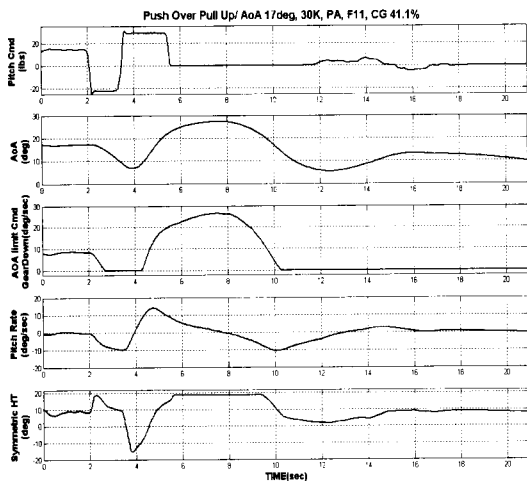


Fig. 5. Flight test result of Push over and pull up maneuver in AoA 17°, 30kft, PA, F11, c.g 41.1%

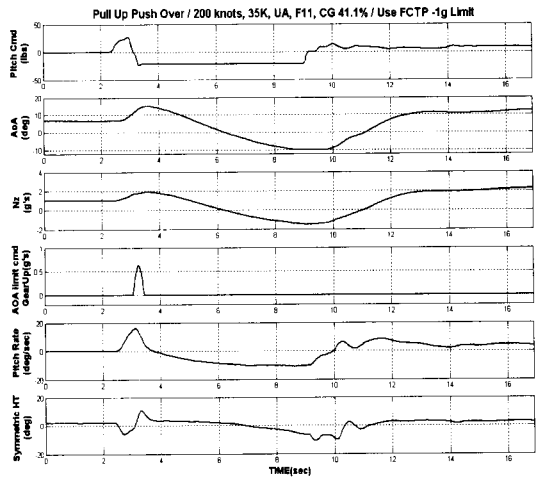


Fig. 6. Flight test result of pull up and push over maneuver in 200knots, 35kft, UA, F11, c.g 41.1%(Using FCTP -1g Limit)

리 평가한다. 이러한 시뮬레이션 결과를 통해, 이탈에 진입할 수 있는 시험 영역에 대해서는 현재 항공기에 장착되어 있는 FCTP(Flight Control Test Panel)를 이용하여, 조종사의 조종명령 및 항공기의 받음각을 제한하여 비행시험을 수행한다. 그러나 FCTP는 차후 양산 항공기에는 적용하지 못함으로 이탈에 진입할 수 있는 시험 영역에 대해서는 제어법칙의 개선이 필요하다.

Fig. 5는 받음각 17°, 30kft, PA, F11, 무게중심 41.1%에서 POPU(Push Over and Pull Up) 기동을 수행한 비행시험 결과이다. 현재 PA에서 제한하고 있는 한계받음각은 20°이다. 그러나 비행시험에서 조종사의 과도한 세로축 입력에 의해 받음각이 현재 제어법칙에서 제한하고 있는 한계받음각 이상을 초과하는 문제점이 발생하였다. 이러한 결과로 볼 때, PA에서 조종사의 과도한 조종입력에 의해 받음각이 현재 설정되어 있는 한계받음각을 초과하여 항공기는 이탈에 진입할 수 있다.

Fig. 6은 200knots, 35kft, UA, F11, 무게중심 41.1%에서 FCTP를 이용하여 조종사의 수직가속도 조종명령을 -1g로 제한하고 PUPO(Pull Up and Push Over) 기동을 수행한 비행시험 결과이다. FCTP를 이용하여 조종사의 수직가속도 명령을 제한한 것은, 비선형해석 결과 본 영역에서 조종사의 과도한 (-)세로축 입력에 의해 항공기가 이탈에 진입하기 때문이다. 비행시험 결과에서도 볼 수 있듯이, FCTP를 이용하여 조종사의 수직가속도 조종명령을 -1g로 제한을 하더라도 받음각이 -10° 이하로 진입하였으며, 조종명령을 제한

하지 않았다면 항공기는 이탈에 진입할 수 있을 것으로 예상된다.

2.4 제어법칙의 개선

이러한 비선형해석 및 비행시험 결과로부터, 한계받음각 내에서 항공기의 조종성능 및 안정성을 확보하기 위해, 현재 설계되어 있는 받음각 제한기의 개선이 필요하다. 따라서 Fig. 7과 같이 받음각 제한기를 개선하였다.

PA에서 POPU 기동 시에 받음각이 한계받음각의 초과하는 현상은 조종사의 과도한 (+)세로축 입력에 의해 발생하는 빠른 피치각속도 변화율에 의해 발생한다. 현재 설계되어 있는 받음각 제한기에는 UA 및 PA에서 빠른 피치각속도 변화율에 의해 받음각이 급격히 증가하는 것을 방지하기 위해 피치 위시아웃 이득(K3)을 설계한다. 그러나 현재 UA 및 PA에 대해 동일하게 설계되어 있는 피치각속도 위시아웃 이득이 PA에서 빠른 피치각속도 변화율에 대해 적절하게 보상해주지 못한다. 그러므로 Fig. 7과 같이 PA에서 피치각속도 위시아웃 이득을 증가시켜 새로운 이득(K3pa)으로 설계하였으며, Fig. 8은 UA 및

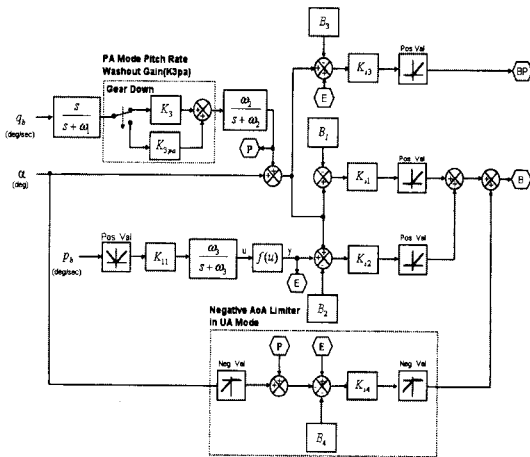


Fig. 7. Improvement of AoA limiter control law

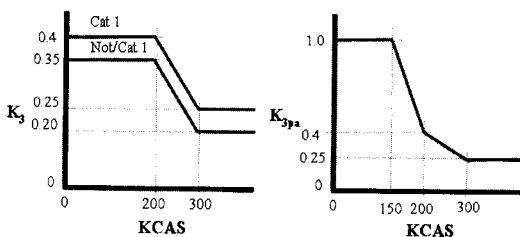


Fig. 8. Pitch rate washout gain in UA and PA

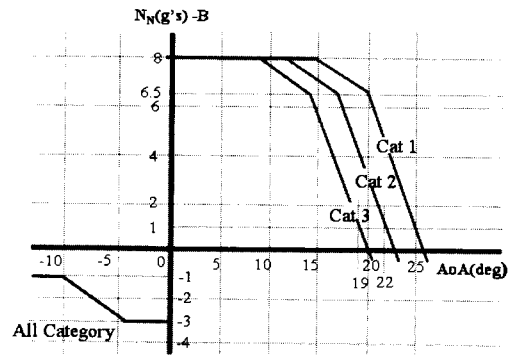


Fig. 9. Schedule of positive and negative angle of attack limiter in UA Mode

PA에서 피치각속도 위시아웃 이득을 나타낸다.

비선형해석 결과, UA, 저속영역에서 조종사의 과도한 (-)세로축 입력에 대해, 받음각이 (-)방향으로 과도하게 증가하여 항공기는 이탈에 진입하였다. 또한 비행시험 결과에서도 볼 수 있듯이, FCTP를 이용하여 조종사의 수직각속도 조종명령을 제한하더라도 받음각이 (-)방향으로 과도하게 증가한다는 것을 볼 수 있다. 이러한 문제점을 해결하여 항공기의 (-)세로축 방향으로의 안정성을 증강시키기 위해 Fig. 7과 같이 UA에서 (-)받음각 제한기를 설계하였다. 또한 조종사의 (-)세로축 기동에 대한 조종성능을 보장하기 위해, Fig. 9와 같이 받음각 -4° 이하에서 (-)받음각 제한기가 작동하며, (-)최대받음각 상태에서 항공기의 모든 형상에 대해 -1g 상태에서 +2g의 기수 들기 조종 명령을 발생시킨다.

III. 해석 및 결과

3.1 시험영역 및 시험항목 선정

받음각 제한기의 개선으로 인한 항공기의 안정성을 해석하고 항공기 조종성능을 평가하기 위해, 비선형해석 및 조종성능 평가를 수행하였다. 비선형해석은 항공기 안정성을 평가하기 위한 방법으로 ATLAS를 이용하였으며, 항공기의 조종성능 평가는 HQS (Handling Quality Simulator)를 이용한 조종사 평가를 수행하였다.

시험영역은 Fig. 10과 같이 선정하였으며, UA에서는 항공기의 무장형상에 대한 영향성을 해석하기 위해, CAT 1에서는 F11, CAT2에서는 F10, CAT3에서는 C3형상에 대해, PA에서는 F11형상에 대하여 최대 후방무게중심인 41.1%에서 해석을 수행하였다. F10 형상은 Fig. 4에서 1, 7번 위

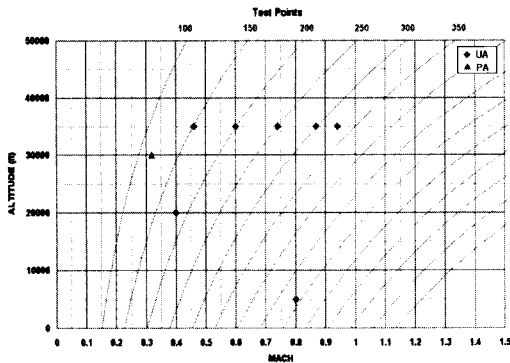


Fig. 10. Test Points

치에 AIM- 9, 4번 위치에 150lbs 연료탱크를 장착하고 있는 형상이다. C3 형상은 1, 7번 위치에 AIM-9, 2, 3, 5, 6번 위치에 MK-82, 4번 위치에 150 lbs 연료탱크를 장착하고 있는 형상이다.

시험 항목은 UA에서 항공기의 이탈에 대한 안정성을 평가하기 위해 PUPO 기동에 대한 비선형해석을 수행하였으며, 제어법칙의 변경으로 인한 조종성능의 저하를 평가하기 위해 세로축포착(Pitch Capture)기동에 대해 조종성 평가를 수행하였다. 조종성 평가 기준은 CHR (Cooper Harper Rating) 및 PIO(Pilot Induced Oscillation) 등급이며, T-50 설계요구도는 Level 1 이다.[6] PA에서는 피치각속도 위시아웃 이득의 증가로 인한 항공기 안정성을 평가하기 위해 POPU 기동을 수행하였다.

3.2 비선형 해석

PA에서 피치각속도 위시아웃 이득의 증가 및 UA에서 (-)받음각 제한기의 설계에 의한 한계받음각 내에서 항공기 안정성을 해석하기 위해 ATLAS를 이용한 비선형해석을 수행하였다. 본 논문에서는 받음각 17°, 30kft, PA 및 200knots, 35kft, UA, F11, 무게중심 41.1%에 대한 해석 자료를 도시하였다.

Fig. 11은 받음각 17°, 30kft, PA, F11, 무게중심 41.1%에서 POPU(Push over and pull up) 기동을 수행한 비선형해석 결과이다. 비선형해석결과에도 볼 수 있듯이 피치각속도 위시아웃 이득을 증가시켜 설계한 이득(k3pa)을 적용했을 때 조종사의 과도한 입력에 의해 발생하는 빠른 피치각속도 변화율에 대해 받음각 제한기의 명령이 미리 기수숙입 명령을 발생시킴으로써, 받음각이 급격히 증가하는 문제점을 해결하여 받음각이 한계받음각 이상으로 초과하는 문제점을 개선할 수

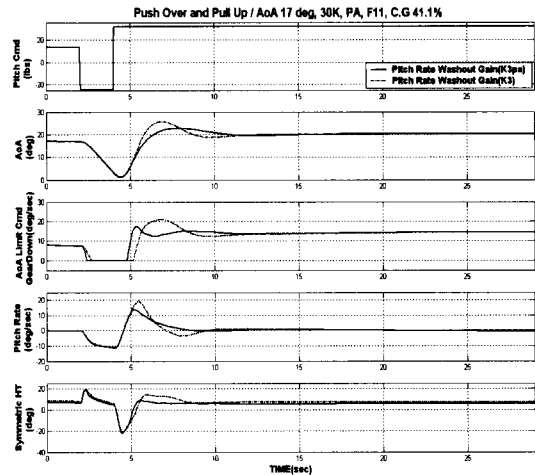


Fig. 11. Nonlinear simulation(POPU) in AoA 17°, 30K, PA, F11, c.g 41.1%

Table 1. Result of nonlinear analysis in UA mode(PUPO maneuver)

Mach	VCAS (knots)	Alt (kft)	Case	Max AoA	Stable AoA	Depart
0.8		5	1	-3.7	-3.7	No
			2	-3.7	-3.7	No
0.4		20	1	N/A	N/A	Yes
			2	-10	-6	No
		325	1	-8.3	-8.3	No
			2	-5.8	-5.8	No
		300	1	N/A	N/A	Yes
			2	-8	-5.9	No
		250	1	N/A	N/A	Yes
			2	-11.3	-5.0	No
		200	1	N/A	N/A	Yes
			2	-9.7	-9.7	No
		150	1	-20	N/A	No
			2	-9.2	-9.2	No

Case 1 : Not use negative AoA limiter

Case 2 : Use negative AoA limiter

있었다.

(-)받음각 제한기 설계를 통한 항공기 안정성을 해석하기 위해 비선형해석을 수행하였다. 본 논문에서는 F11 형상에 대한 자료를 대표적으로 도시하였다. Table 1은 F11 형상에서 PUPO 기동을 수행한 결과를 나타내는데, (-)받음각 제한기를 적용했을 때 기존의 제어법칙에서 이탈에 진입하여 항공기가 불안정했던 영역에서 항공기는 이탈에 진입하지 않았다. 또한 받음각 변화가 적은 High q(M0.8@5kft)영역에서는 (-)받음각 제한기에 의한 영향은 없었으며, 받음각 변화가 많은

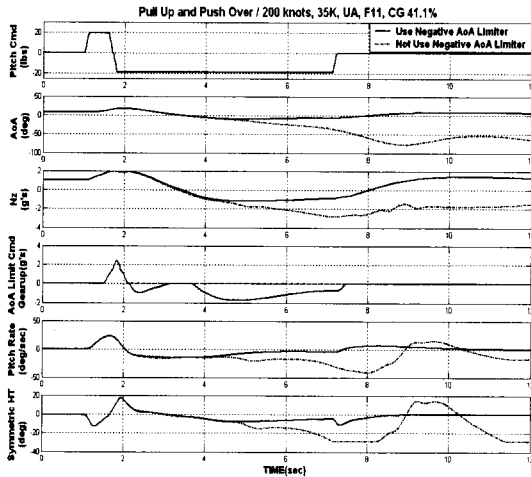


Fig. 12. Nonlinear simulation(PUPO) in 200 knots, 35K, UA, F11, c.g 41.1%

Low Q(M0.4@20 kft)영역에서는 받음각이 (-)방향으로 증가하는 것을 방지하여 항공기는 이탈에 진입하지 않았다.

Fig. 12는 200knots, 35kft, UA, F11, 무게중심 41.1%에서 POPU 기동을 수행한 비선형해석 결과로 (-)받음각 제한기를 적용한 경우에는 항공기가 이탈에 진입하지 않았다. 해석결과에서 볼 수 있듯이 (-)받음각 제한기에서 기수들기 조종 명령이 발생하여 받음각이 (-)방향으로 증가하는 것을 방지한다. 그리고 수평꼬리날개의 변위 양을 비교해보면 이탈에 진입하기 전까지 거의 일치한다는 것을 볼 수 있다. 하지만 초기에 (-)받음각이 증가할 때, (-)받음각 제한기에서 발생하는 기수들기 명령이 작용하여 수평꼬리날개가 미리 보상함으로써 피치각속도를 줄이고, 받음각이 (-)방향으로 증가하는 것을 방지한다는 것을 볼 수 있다.

3.3 조종성 평가

PA에서 피치각속도 위시아웃 이득을 증가시키고, UA에서 (-)받음각 제한기를 제어법칙에 적용하는 것은 항공기의 기동을 제한을 하는 것이므로 항공기의 안정성은 증강시키지만, 항공기의 조종성능은 저하시킬 수 있다. 그러나 전투기는 안정성 및 조종성능을 동시에 최적화시켜야 한다. 이러한 관점에서 조종성능의 저하여부를 판단하기 위해 HQS를 이용하여 세로축에 대해 조종성 평가를 수행하였다.

UA에서 (-)받음각 제한기는 항공기 임무 시 세로축 기동에 대해 기수숙임 운동을 저하시킬 수 있다. 이는 임무 시 비상상황에서 항공기의

Table 2. Handling quality test in UA mode

Mach	VCAS (knots)	Alt (kft)	Config	Maneuver	CHR	PIO
0.8		5	UA F11	Pitch Capture (Smooth, Aggressive)	3	1
0.4		20			3	2
	325	35			3	1
	300	35			3	1
	250	35			3	1
	200	35			3	1
	150	35			3	1

기수를 숙이려고 할 때, (-)받음각 제한기가 작동하여 조종사의 기수숙임 명령을 제한할 수 있다. 이러한 항공기의 세로축 기동에 대한 조종성능을 평가하기 위해 세로축포착 기동을 수행하였다.

Table 2는 UA, F11, 무게중심 41.1%에서 세로축포착 기동에 대한 조종성 평가 결과를 대표적으로 나타낸다. 조종사 견해는 받음각 변화가 적은 고속 영역에서는 (-)받음각 제한기에 의한 영향성은 없었다. 그러나 받음각 변화가 많은 저속 영역에서는 조종사의 기수숙임 명령에 의해 피치각속도가 증가하는 초기 시점에서는 (-)받음각 제한기에서 발생하는 기수들기 명령에 의해 항공기의 기수가 들리는 경향성이 있었다. 그러나 조종사의 보상 입력으로 항공기를 즉시 안정화시킬 수 있었다. 또한 M0.4@20kft 영역에서 PIO 2를 획득한 것은 현재 제어법칙에 반영되어 있는 이득에 의한 영향이며, (-)받음각 제한기에 의한 영향 아니라는 것이 조종사의 견해이다. HQS 조종성 평가 결과, (-)받음각 제한기에 의해 조종성능을 저하시키는 영향성은 없었으며, M0.4@20kft 영역을 제외한 모든 영역에서 조종성능 설계 요구도인 Level 1을 획득할 수 있었다.

IV. 결 론

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. 현재, T-50 세로축 고받음각 제어법칙에는 (+)고받음각 이상으로의 비행을 제한하는 받음각 제한기가 설계되어 있다. 그러나 (-)고받음각 이상으로 비행을 제한하는 받음각 제한기는 설계되어 있지 않아, 조종사의 과도한 (-)세로축 기동에 대해 항공기가 이탈에 진입할 수 있다. 그리고 T-50 비행 시험에서 PA에서 과도한 (+)세로축 기동 시, 받음각이 현재 설계되어 있는 한계받음각을 초과하

는 문제점이 발생하였다.

본 논문에서는 고받음각 제어법칙에 UA에서 (-)받음각 제한기를 설계하여 (-)세로축 방향으로 조종성능의 저하 없이 안정성을 확보하였으며, PA에서 피치각속도 워시아웃 이득을 최적화함으로써 PA에서 세로축으로 안정성을 확보하였다.

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, 황병문, 정대회, 김성준, 배명환 "고받음각에서 항공기 이탈 방지를 위한 제어법칙에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제33권 7호, pp. 85-91, 2005.

6) 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.