

항공기의 실속 회복을 위한 자동 회복 장치 설계 및 검증에 관한 연구

A Study on the Design and Validation of Automatic Pitch Rocker for the Aircraft Deep Stall Recovery

김 종 섭*, 한 성 호, 황 병 문, 이 영 호, 이 동 규, 안 성 준

(Chong-sup Kim, Seong-ho Hahn, Byung-moon Hwang, Young-ho Lee, Dong-kyu Lee, and Sung-jun Ahn)

Abstract : Modern version of supersonic jet fighter aircraft must have been guaranteed appropriate controllability and stability in HAoA(High Angle of Attack). Limit value of aircraft entering into the departure in HAoA is related to aircraft configuration design. But, the control law such as AoA and yaw-rate limiter is implemented in digital Fly-By-Wire flight control system of supersonic jet fighter to guarantee the aircraft's safety in HAoA. The HAoA flight control law have two parts, one is control law of departure prevention and the other is control law of departure recovery support. The control laws of departure prevention for advanced jet trainer consist AoA limiter, roll command limiter and rudder fader. The control laws of departure recovery support are consist yaw-rate limiter and MPO(Manual Pitch Override) mode. The guideline of pitch rocking using MPO mode is simple, but operating skill of pitch rocking is very difficult by the pilot with inexperience of departure situation. This paper addresses the design and validation of APR(Automatic Pitch Rocker) control law instead of MPO in order to automatic recovery without manual pitch rocking by the pilot. And, recovery characteristic with APR verifies by the nonlinear analysis and pilot evaluation.

Keywords : APR(Automatic Pitch Rocker), MPO(Manual Pitch Override), deep stall

I. 서론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 조종성을 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 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 한계 값은 항공기의 형상설계에 직결되는 문제이지만, 고등훈련기급의 제어법칙에는 한계받음각 내에서 비행 안정성을 보장하기 위하여 고받음각 제어법칙이 적용되어 있다. 고받음각 제어법칙은 이탈진입방지 및 이탈에 진입한 항공기의 회복을 도와주는 것으로 나눌 수 있다. 이탈진입방지 제어법칙은 고받음각 제한기(high angle-of-attack limiter), 가로축 명령제한기(roll command

limiter), 방향축 조종사 명령제한기(rudder fader) 및 고받음각 이탈제한기(high angle of attack departure prevention logic)가 있으며, 이탈에 진입할 경우에 회복을 도와주는 제어법칙은 스핀방지기(yaw-rate limiter)와 MPO(Manual Pitch Override) 모드가 있다[5,6]. 받음각 제한기는 (+) 및 (-) 한계 받음각을 제한하는 방식으로 설계되어 있으며, 세로축 기동시 한계받음각 이상으로 비행을 하지 못하도록 받음각의 증가에 따라 세로축 조종사 명령을 제한한다. 고받음각 이탈제한기는 고받음각에서 미끄럼각(sideslip)이 증가하는 것을 방지하기 위하여 받음각에 따라 수직꼬리날개의 변위를 제한하며, 가로축 명령제한기는 미끄럼각이 큰 경우, 가로축 명령을 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. 스핀방지기는 항공기가 이탈에 진입했을 경우, 요우각속도를 감소시킴으로써 스핀에 진입하는 것을 방지한다. MPO 모드는 항공기가 이탈에 진입하여 회복하지 못할 경우, 제어법칙에서 생성되는 명령을 배제하고 조종사가 MPO 스위치를 이용하여 수평꼬리날개를 직접 조종함으로써 항공기를 이탈 상태에서 회복시키는 제어법칙이다. 대부분의 고받음각 제어법칙은 항공기가 실속에 진입 시에 자동으로 작동이 되나 MPO는 조종사의 직접 조작에 의해 이루어진다. 회복을 위한 MPO 조작 기술은 비교적 간단하게 제시되어 있으나, 실속을 경험하지 못한 조종사나 학생조종사에게는 어려운 기술이다. 본 논문에서는 MPO 모드를 자동으로 대신할 수 있는 APR(Automatic Pitch Rocker) 제어법칙을 설계하

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2006. 8. 28., 채택확정 : 2006. 11. 9.

김종섭, 한성호, 황병문, 이영호, 이동규, 안성준 : 한국항공우주산업(robocskim@koreaero.com/shhahn@koreaero.com/hwangbm@koreaero.com/youngho.lee@koreaero.com/Dongkyulee@koreaero.com/tjdwns6@koreaero.com)

여 비선형해석(nonlinear analysis) 및 실시간 조종사 시뮬레이션을 수행하여 항공기의 실속 회복 특성을 검증하였다.

II. 제어법칙 설계

1. 고받음각 제어법칙

1.1 항공기 이탈 방지 제어법칙

받음각 제한기는 고주파 필터를 통과한 피치각속도, 받음각 및 롤각속도의 함수이다. 롤각속도는 세로-가로축 연성 현상(pitch-roll coupling)에 의해서 발생할 수 있는 항공기의 이탈을 방지하기 위한 것으로 롤각속도가 증가할수록 최대 받음각은 감소한다. 이와 같은 세 가지 상태 변수의 합은 미리 설계된 값과 비교하여 그 차이량을 외부루프에 귀환시킴으로써 항공기가 큰 받음각에 도달하는 것을 방지한다. 받음각 제한기의 출력은 (+) 받음각일 경우에는 기수 숙임 조종명령이며, (-) 받음각일 경우에는 기수 들기 조종명령이다. 받음각 제한기에 의한 조종명령은 UA(Up and Away)에서는 수직각속도 명령축에, PA(Power Approach)에서는 피치각속도 명령축에 더해져서 입력된다. UA일 경우, (+) 최대받음각 상태에서 -7g의 기수 숙임 조종 명령, (-) 최대받음각 상태에서 항공기의 형상에 상관없이 -1g 상태에서 +2g의 기수 들기 조종 명령을 발생시킨다. PA일 경우, (+) 받음각에 대해서만 설계되어 있으며, (+) 최대 받음각에서 -14deg/sec의 명령을 발생시켜 항공기가 큰 받음각에 도달하여 이탈에 진입하는 것을 방지한다. UA 및 (+) 받음각일 경우, 항공기 형상(CAT: Category)에 따라 최대 받음각이 설계되어 있으며, CAT 1일 경우 받음각 25°, CAT 2일 경우 22°, CAT 3일 경우 19°로 제한되어 있다.

고등훈련기급의 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 가로축 명령제한기를 설계하여 수직꼬리날개 변위에 따라 가로축 명령을 감소시키는 제한기를 설계한다. 이때, 수직꼬리날개의 최대 변위에서 최소한의 가로축 명령을 보장하기 위하여 20%의 여유를 남겨둔다. 고받음각 이탈제한기는 10° 이상의 고받음각에서 미끄럼각이 2° 이상 증가하는 경우와 미끄럼각속도의 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. 방향축 명령제한기는 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.

1.2 항공기 회복을 위한 제어법칙

항공기는 한계받음각 이상으로 비행하면 날개의 양력이

소실되어 이탈하게 되는데, 항공기 이탈은 깊은 실속(deep stall)과 스핀(spin)으로 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 고받음각에서 항공기가 이탈 시, 스핀을 방지하는 제어법칙이 설계되어 있다.

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°, 속도 170 knots 이하일 경우를 정의하며, 가로-방향축 조종사 명령은 작동하지한 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 양력은 거의 발생하지 않고 좌우 날개의 스핀을 방지하는 항력을 발생시키는 역할을 한다.

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

2. 비행시험 결과

고받음각 제어법칙 및 항공기의 실속 회복 특성을 평가하기 위해 고받음각 비행시험을 수행하였다. 고받음각 비행시험에는 이탈저항시험(departure resistance test)과 이탈회복시험(departure recovery test)으로 나눌 수 있다. 이탈저항시험은 조종사의 과도한 입력조작에 대해 항공기의 이탈특성을 평가하기 위한 시험이고, 이탈회복 비행시험은 항공기가 이탈에 진입하였을 경우에 항공기의 회복 특성을 시험한다.

그림 1 및 2는 F10D1 형상에서 오른쪽 날개에 밸러스트(ballast)를 장착하고 항공기가 직립 및 배면이탈시 MPO를 이용하여 항공기 회복 특성을 평가한 비행시험결과이다.

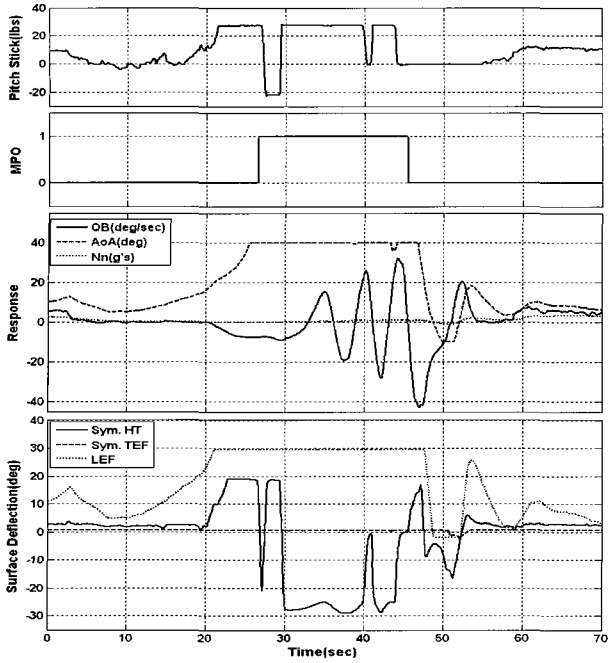


그림 1. MPO를 이용한 직립이탈 비행시험 결과.
Fig. 1. Flight test result of upright departure with MPO.

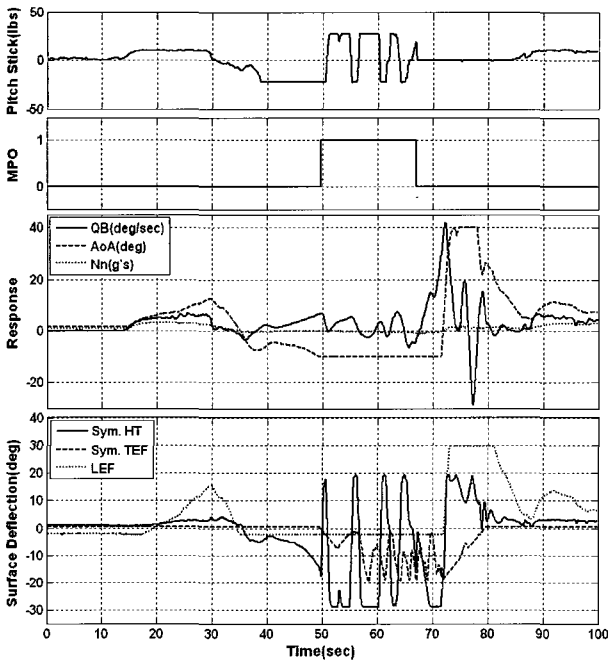


그림 2. MPO를 이용한 배면이탈 비행시험 결과.
Fig. 2. Flight test result of inverted departure with MPO.

F10D1 형상은 CAT 2의 대표적인 비대칭 형상으로 그림 6에서 5번 장착위치에 150lbs 연료탱크, 7번 위치에 AIM-9를 장착하고 있는 형상이다. 비행 시험 결과, 항공기가 이탈에 진입 시에 조종사의 적절한 MPO 조작으로 항공기를 이탈에서 안정하게 회복시킬 수 있었다. 그림 3은 배면 이탈 비행시험 시에 항공기가 깊은 실속이 진입하였던 사례이다. 항공기는 배면 자세에서 직립상태로 전환되고, 고받음각을

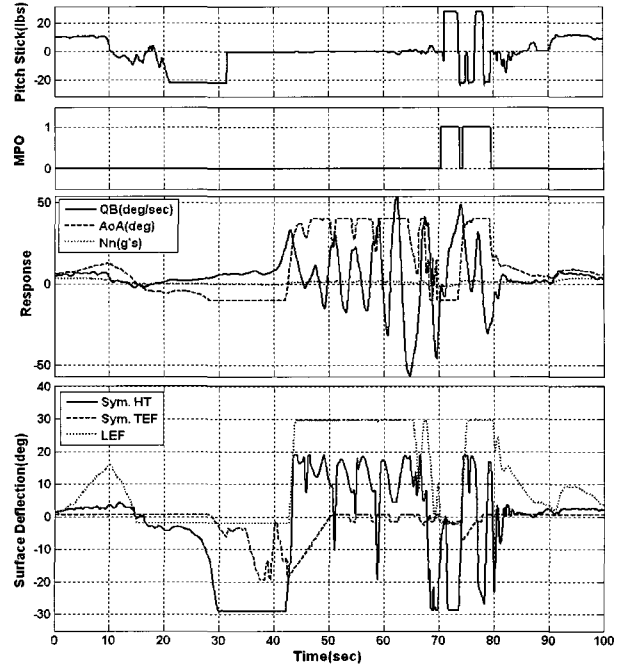


그림 3. F10D1 형상에서 MPO를 이용하여 깊은 실속에서 회복한 비행시험 결과.
Fig. 3. Flight test result of deep stall for the F10D1 with MPO.

유지하면서 일정한 피치각속도로 진동한다는 것을 볼 수 있다. 이때, 조종사가 MPO를 적절히 사용하여 실속에서 항공기를 안전하게 회복시키는 것을 볼 수 있다.

비행시험 결과에서도 볼 수 있듯이, MPO 조작은 실속에 진입한 항공기를 안전하게 회복시킬 수 있는 장치이다. 그러나 MPO를 이용한 회복 조작에 대한 지침은 간략하게 정의할 수 있으나, 숙련되지 않는 조종사나 학생조종사에게는 비상상황에서 부담으로 작용할 수 있다. 그리고 비행시험 결과에서 볼 수 있듯이 MPO 조작의 결과가 지침서에서 제시하고 있는 것처럼 이루어지지 않는다는 것을 볼 수 있다. 따라서 제어법칙이 자동으로 MPO와 같은 조작을 할 수 있는 APR 제어법칙은 비상상황에서 조종사의 부담을 덜어줄 수 있으며, 규칙화된 조작을 할 수 있으므로 항공기가 보다 더 쉽게 실속에서 회복할 수 있을 것으로 판단된다.

3. 자동 실속 회복 제어법칙

MPO 기능을 자동으로 대신할 수 있는 APR 제어법칙을 설계하였다. APR은 제어법칙의 외부루프에 설계하였으며, 조종사가 실속을 인지하고 APR 스위치를 누르면 제어법칙에서 자동으로 항공기 세로축 운동과 일치하는 피치진동(pitch rocking) 명령을 발생시켜 항공기를 실속에서 회복시킨다.

그림 4는 APR을 이용한 항공기 실속 회복 개념을 나타낸다. 일반적으로 전투상황에서는 비행교범에 제한되어있는 기동을 수행할 가능성이 있다. 따라서 조종사의 고기동에 의해서 항공기는 이탈에 진입하고 깊은 실속 및 스펜에 진입할 수 있다. 이때 실속을 직접 경험하지 못한 조종사는 항공기 실속 회복을 위한 조작에 부담을 가질 수 있다. 이때, APR을 이용하여 자동으로 회복 조작을 수행하여 항공기를 실속에서 회복시킬 수 있으므로 조종사의 부담을 줄

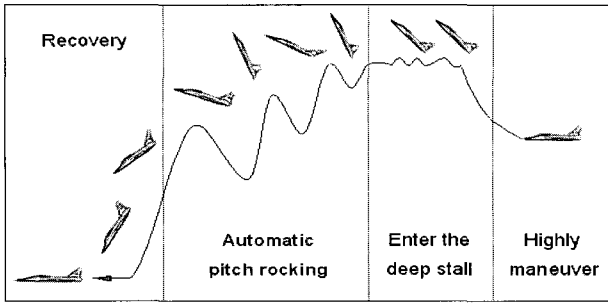


그림 4. APR 제어법칙을 이용한 항공기 실속 회복 절차에 대한 개념.

Fig. 4. Concept of deep stall recovery procedure with APR.

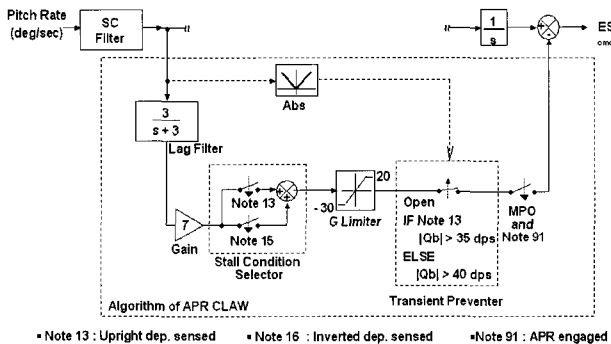


그림 5. APR 제어법칙 구조.

Fig. 5. Structure of APR control law.

이고 항공기의 안정성을 높일 수 있다.

그림 5는 APR 제어법칙의 제어법칙 구조를 나타낸다. 실속 회복 조작을 위한 참조 값은 피치각속도로써, 항공기의 기수진동에 맞추어 기수 속임 및 들기 명령을 반복함으로써 APR 조종명령이 항공기의 세로축 진동운동을 증폭시켜, 기수 아래로 함으로써 실속에서 회복시킨다. APR 제어법칙의 구조는 피치각속도 입력 지연 필터(lag filter), 증폭이득(amplitude gain), 실속 자세 선택기(stall condition selector), 수직가속도 제한기(g-limiter) 및 과도응답방지기(transient response preventer)로 크게 5가지 부분으로 나눌 수 있다. 피치각속도 입력 지연필터는 조종사의 피치각속도 판단 기준의 지연으로 인한 효과를 반영한 것이고, 증폭이득은 피치각속도를 APR 명령으로 전환하기 위한 것이다. 또한, 실속 자세 선택기는 항공기의 실속자세가 직립 또는 배면인지를 판단하는 것이고, 수직가속도 제한기는 명령의 최대/최소값을 제한한다. 과도현상방지기는 피치각속도가 큰 상황에서 과도한 APR 조작 명령으로 인하여 회복시점에서 직립에서 배면 또는 배면에서 직립으로 전환되는 것을 막기 위해 설계하였다.

III. 제어법칙 설계 및 평가

1. 시험영역 및 평가 방법 선정

시험영역은 표 1과 같이 고도 35kft에서 배면 및 직립이탈 상태로 설정하였으며, 무게 중심(CG: Center of Gravity)의 위치는 직립 이탈 시에는 45% MAC(Mean Aero-dynamic

표 1. 시험영역 및 초기 실속 상태.

Table 1. Test points and initial stall condition.

No.	Condition	Config.	Alt (kft)	AoA (deg)	VCAS (knots)	c.g (% MAC)
1	upright	F11	35	54.2	106	45
2		F10		61.2	104	
3		F12		53.2	111	
4	Inverted	F11	35	-63.5	99	41
5		F10		-64.0	99	
6		F12		-63.0	103	

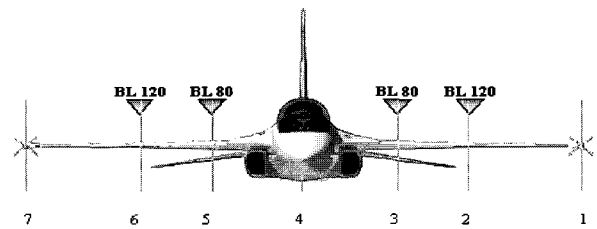


그림 6. 항공기 무장 형상.

Fig. 6. Aircraft loading configuration.

Chord), 배면 이탈 시에는 41% MAC로 하여 초기 항공기의 상태를 실속에 진입시켰다.

APR 제어법칙 설계 방법은 입력 지연 필터, 증폭이득 및 과도현상방지기의 설계 변수에 의한 항공기 실속 특성을 파악하고, 최종적으로 APR 제어법칙에 반영될 변수를 채택하였다. 설계과정 및 결과는 3-2절에 구체적으로 제시하였다. 해석방법은 비선형해석을 이용하여 APR 제어법칙을 적용하였을 경우에 항공기 실속 회복 특성을 파악하였다. 그리고 최종적으로 실시간 시뮬레이션을 적용하여 조종사 평가를 수행하였고, 평가항목은 3가지로 분류하였다. 첫째, APR 제어법칙을 적용하려 실속에서 회복하는 경우, 둘째, 고반응가 비행시험 경험이 있는 숙련된 조종사가 MPO를 사용하여 실속에서 회복할 경우, 마지막으로 MPO 기능을 충분히 이해하고 비행시험 지원 경험이 있는 엔지니어가 MPO를 사용하여 실속에서 회복할 때로 나눈다. 이때 평가기준은 실속회복 특성 및 회복 시간을 주안점으로 판단한다.

2. 비선형해석을 통한 제어법칙 설계 및 평가

MPO 조작은 정형화되어 교범에 제시되어 있지만, 비행시험 시 조종사에 의해 조작되는 MPO 기술은 다소 차이가 있다. 따라서 설계변수는 지연필터, 증폭이득 및 과도현상방지기로 채택하였다. 설계 방법은 먼저 지연필터에 대한 효과를 분석하고 최적화된 지연필터를 선택한 후, 증폭이득에 대한 영향성을 평가하다. 마지막으로 지연필터와 증폭이득을 최적화한 후, 과도현상방지기를 설계하여 최종 설계형상을 확정한다.

2.1 지연필터의 설계

실제 조종사의 MPO 조종 입력은 비행교범에 제시되어 있는 피치각속도의 위상과 정확하게 일치하지 않는다. 따라

표 2. 비실시간 해석을 이용한 지연필터 변경에 따른 실속회복 특성.

Table2. Non-real time simulation result of recovery characteristic as lag filter change.

Condition	Qb Lim (deg/sec)	Gain	Filter	Comment
Upright	35	5	w/o filter	aoa undershoot
			5/(s+5)	aoa undershoot
			3/(s+3)	aoa stable
			1/(s+1)	recovery delay
Inverted	35	5	w/o filter	aoa overshoot
			5/(s+5)	aoa overshoot
			3/(s+3)	aoa overshoot
			1/(s+1)	recovery delay

서 위상지연에 의한 실속 회복 특성을 분석하기 위해 지연필터를 변경시켜 가면서 비선형해석을 수행하였다. 지연필터의 설정은 지연필터를 사용하지 않을 경우, 5/(s+5), 3/(s+3) 및 1/(s+1)로 4가지 경우로 하였다.

표 2는 지연필터에 따른 비선형해석 결과를 나타낸다. 직립이탈의 경우에는 필터를 적용하지 않거나 5/(s+5)의 지연필터를 적용하였을 경우, 회복 후 받음각이 (-) 방향으로 초과하는 현상이 발생하였다. 그리고 1/(s+1)을 사용했을 경우, 회복이 지연되는 경향성을 나타내었다. 배면이탈의 경우에는 필터를 적용하지 않거나 5/(s+5) 및 3/(s+3)의 지연필터를 사용했을 경우, 회복 후에 받음각이 (+)방향으로 초과되는 현상이 발생하였다. 그리고 1/(s+1)을 적용하였을 경우에는 회복이 지연되는 경향성이 있었다. 따라서 지연필터의 영향성에 대해 비선형해석을 수행한 결과, 직립이탈의 경우에 3/(s+3)이 회복 시간과 회복 후에 받음각 특성이 적절하였고, 배면이탈의 경우에는 받음각 초과가 다소 적게 발생하고 회복 시간이 적절한 3/(s+3)이 적절한 것으로 판단된다.

2.2 증폭기 설계

세로축 피치각속도를 입력 받아 APR 제어법칙의 출력값을 생성하기 위해 증폭하기 위한 이득이 필요하다. 일반적으로 조종사가 MPO를 사용하여 피치 진동을 수행할 때, 최대의 조종면 제어 입력을 사용한다. 본 장절에서는 증폭이득의 변화에 따른 영향성을 분석하였다. 시뮬레이션 조건은 직립 및 배면 이탈에서 지연필터를 3/(s+3)으로 고정하고, 증폭이득을 2, 3, 5 및 9로 변화시켜가면서 비선형해석을 수행하였다.

표 3은 증폭이득의 변화에 따른 비선형해석 결과를 나타낸다. 직립이탈의 경우에는 이득에 관계없이 회복 경향성은 동일하지만 이득이 작을 경우, 회복 후에 받음각이 (-) 방향으로 초과하는 현상이 발생하였다. 그리고 이득이 5 이상일 경우에는 회복 후에 응답특성은 동일하였다. 배면이탈의 경우에는 증폭이득의 변화에 따라서 회복 특성의 차이가 많이 발생하였다. 이득이 작을 경우에는 회복시간이 2배로 증가하는 문제점이 발생하였고, 일부 형상에서는 회복을 하지 못하는 경향성이 있었다. 그리고 이득이 5 이상일 경우에는 회복특성이 동일하였고 회복시간도 빨랐다. 증폭이득의 영

표 3. 비실시간 해석을 이용한 증폭이득 변경에 따른 실속회복 특성.

Table3. Non-real time simulation result of recovery characteristic as amplitude gain change.

Condition	Qb Lim (deg/sec)	Filter	Gain	Comment
Upright	35	3/(s+3)	2	aoa undershoot
			3	aoa undershoot
			5	best
			9	best
Inverted	35	3/(s+3)	2	recovery delay
			3	recovery delay
			5	best
			9	best

표 4. 비실시간 해석을 이용한 과도응답방지기 변경에 따른 실속회복 특성.

Table4. Non-real time simulation result of recovery characteristic as transient response preventer change.

Condition	Gain	Filter	Qb Lim (deg/sec)	Comment
Upright	7	3/(s+3)	15	slowly conversion
			25	slowly conversion
			35	best
			45	cannot recovery
Inverted	7	3/(s+3)	15	cannot recovery
			25	cannot recovery
			35	best
			45	best

향성에 대해 비선형해석을 수행한 결과, 5 이상에서 10 이하의 이득을 사용할 경우, 직립 및 배면이탈 시에 회복 특성은 동일하였다. 따라서 증폭이득은 7정도로 결정하였다.

2.3 피치각속도 제한기 설계

회복을 위한 피치진동 운동은 피치각속도를 조종사 세로축 조작 입력을 이용하여 서서히 증가시켜 기수를 아래로 향하게 한 후에 속도를 얻어 실속에서 회복하는 기술이다. 따라서 과도하게 피치각속도를 증가시키면 회복시점에서 직립에서 배면 혹은 배면에서 직립으로 전환되어 항공기의 회복에 악영향을 미칠 수 있다. 이러한 예는 비행시험 시에도 발생한 문제이며, 이를 방지하기 위한 제어법칙이 설계되어 있긴 하지만, 추가적으로 APR 제어 입력에 의한 과도현상을 방지하기 위해 과도현상방지기를 설계하는 것이 바람직하다. 시뮬레이션 조건은 직립 및 배면 이탈에서 지연필터를 3/(s+3) 및 증폭이득을 7로 고정하고, 과도현상방지기에 적용하게 될 피치각속도 기준을 15, 25, 35 및 45 deg/sec로 변화시켜가면서 비선형해석을 수행하였다.

표 4는 과도현상방지기의 변화에 따른 비선형해석 결과를 나타낸다. 직립이탈에서는 피치각속도를 좁은 범위까지 허용할 경우, 가진되는 피치각속도가 작고 회복 후에도 받음각이 늦게 수렴되는 경향성이 있었다. 그리고 피치각속도

를 넓은 범위까지 허용할 경우, 회복 시점에서 직립에서 배면으로 전환되어 회복하지 못하는 경향성이 나타났다. 배면이탈에서는 피치각속도를 좁은 범위까지 허용할 경우, APR 입력에 의해 받음각이 진동하면서 회복하지 못하였다. 그리고 피치각속도를 넓은 범위까지 허용할 경우, 회복 특성은 동일하였으나 과도하게 설정할 경우에는 (+) 받음각 쪽으로 초과현상이 발생하여 직립이탈로 전환될 수 가능성이 있었다. 과도현상방지기의 영향성에 대해 비선형해석을 수행한 결과, 직립이탈의 경우에는 피치각속도를 35deg/sec, 배면이탈의 경우 피치각속도를 40deg/sec 이상에서는 APR 명령을 제한하는 것이 최적화된 실속 회복특성을 갖는 것으로 나타났다.

2.4 비선형해석 결과

APR 제어법칙의 설계변수를 지연필터, 증폭이득 및 과도현상방지기로 하여 비선형해석을 수행한 결과, 지연필터는 3/(s+3) 및 증폭이득은 7의 값을 직립 및 배면이탈에 적용하였다. 그리고 과도현상방지기는 직립이탈의 경우에는 피치각속도를 35deg/sec, 배면이탈의 경우에는 40deg/sec 이상에서 APR 제어법칙이 작동하지 않도록 제한하는 것이 최적화된 실속 회복특성을 갖는 것으로 나타났다.

본 장절에서는 설계된 APR 제어법칙의 성능을 확인하기 위하여 항공기의 대표적인 형상에서 비선형해석을 수행하였다. 항공기 형상 및 시험조건은 표 1에 정의되어 있으며, 회복 판단 기준에 대한 성능은 APR 제어법칙 작동 시점에서부터 회복까지 걸리는 시간 및 고도손실을 기준으로 하였다. 그리고 회복시점을 직립일 경우에는 받음각 35deg 이하, 배면일 경우에는 -10deg 이상으로 하였다. 또한, 비행교범에 명시되어 있는 15000ft 이하의 고도손실 제한 기준을 적용하였다. 단, 위의 고도손실조건은 고받음각 비행시험의 초기 고도인 35000ft를 감안한 것이다. 표 5는 시험조건에서 비선형해석을 수행한 결과를 나타낸다. 비선형해석 결과, 배면이탈에서 회복하는 시간이 직립이탈에서 회복하는 시간보다 2배 이상 소요되었고, F11 형상에서 회복시간이 다소 길었다. 직립이탈에서 회복에 걸린 최대 시간은 6.5 sec, 고도 손실은 1514ft였다. 비면이탈에서는 회복에 걸린 최대 시간은 12.7sec, 고도 손실은 3294ft였다. 비선형해석 결과에서 볼 수 있듯이 조종사가 실속을 인지하고 APR 제어법칙을 작동시키는 것을 감안하며, 회복 시의 고도 손실은 요구도를 충분히 만족하는 것으로 나타났다.

표 5. 비실시간 해석을 이용한 항공기 형상에 따른 항공기 실속 회복 특성.

Table 5. Non-real time simulation result of stall recovery characteristics for each loading configuration.

No.	Recovery	Recovery Time[sec]	Alt. Drop(ft)	Comment
1	Yes	6.50	1514	max. recovery time : 6.5 sec max. alt. drop : 1514 ft
2		5.20	1266	
3		5.96	1457	
4		12.65	3258	max. recovery time : 12.7 sec max. alt. drop : 3294 ft
5		12.39	3225	
6		12.19	3294	

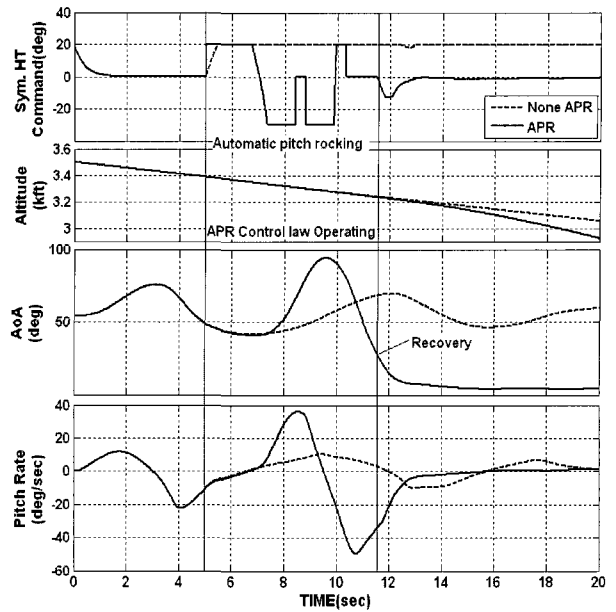


그림 7. 직립 실속 상태에서의 APR를 이용한 비실시간 해석 결과.

Fig. 7. Result of nonlinear simulation for the upright deep stall with APR

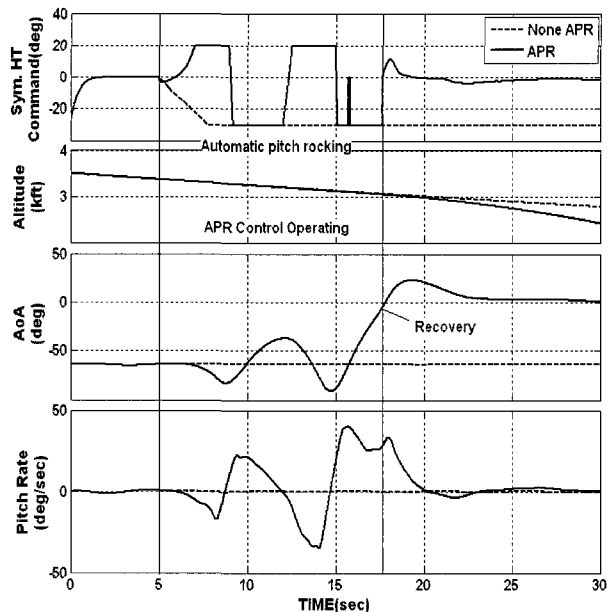


그림 8. 배면 실속 상태에서의 APR를 이용한 비실시간 해석 결과.

Fig. 8. Result of nonlinear simulation for the inverted deep stall with APR.

그림 7, 8은 APR 제어법칙을 이용하여 직립 및 배면이탈에 대한 비선형해석을 수행한 결과로 F11형상에 대한 결과를 대표적으로 제시하였다. 직립이탈의 경우에는 회복시간이 적절하였으며, 회복 후에 받음각이 (-) 방향으로 초과되는 현상 없이 안정화되었다. 배면이탈의 경우에는 회복시간은 적절하였으나, 회복 후에 받음 각이 (+) 방향으로 초

과되는 경향성이 있었다. 그러나 직립이탈에 대한 반응각의 여유가 많아서 배면에서 직립이탈로 전환될 수 있는 가능성이 적었다.

3. HQS 조종사 평가

APR 제어법칙의 설계형상을 채택하고 비선형해석을 통하여 설계된 제어법칙을 평가하였다. 본 절에서는 HQS (Handling Quality Simulator)를 이용하여 실시간 조종사 시뮬레이션을 수행하여 APR 제어법칙을 검증하였다. 평가방법은 3가지로 세분화하였다. 첫째, APR 제어법칙을 이용하여 실속에서 회복하는 경우, 둘째, 고받음각 비행시험 경험이 있는 숙련된 조종사가 MPO를 사용하여 실속에서 회복할 경우, 셋째, MPO 작동원리를 숙지하고 있는 고받음각 비행시험 담당 엔지니어가 MPO를 사용하여 실속에서 회복하는 경우로 하였다. 엔지니어를 시험 대상에서 고려한 이유는 비행시험에 가담하지 않는 대부분의 조종사는 실속을 경험하지 못했고 단순히 교범에 명시되어 있는 MPO를 이용한 회복 조작을 숙지하고 있기 때문에 이러한 영향성을 파악하기 위함이다. 평가 기준은 MPO를 사용하여 실속에서 회복한 두 가지 경우에 대한 실속 시간과 고도손실을 기준으로 하여 APR를 적용하였을 경우와 비교 분석한다.

표 6은 각각의 경우에 대하여 HQS 조종사 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 직립이탈 조건에서 비행시험 조종사가 MPO를 이용하여 회복을 수행할 경우에 평균 소요되는 회복시간은 5.32초, 고도 손실은 1118.7ft이다. 그리고 APR을 이용하여 회복할 경우에 평균 소요되는 회복시간은 4.92초로 0.4초 적게 소요되었다. 엔지니어가 MPO를 이용하여 수

표 6. HQS 조종사 시뮬레이션을 이용한 항공기 형상에 따른 항공기 실속 회복 특성.

Table 6. Result of HQS pilot simulation of stall recovery characteristic for the each loading configuration.

No.	MPO/APR	Pilot	Recovery	Recovery Time[sec]	Alt. Drop(ft)
1	APR	T.P	Yes	4.97	1001
2			Yes	4.99	1080
3			Yes	4.81	1011
4			Yes	12.70	3023
5			Yes	12.37	2971
6			Yes	12.29	3058
1	MPO	T.P	Yes	5.01	1003
2			Yes	6.27	1373
3			Yes	4.67	980
4			Yes	11.88	2834
5			Yes	11.61	2788
6			Yes	11.54	2880
1	MPO	Eng.	Yes	13.39	3699
2			Yes	4.56	986
3			Yes	4.56	955
4			Yes	11.43	2707
5			Yes	11.06	2656
6			Yes	11.23	2801

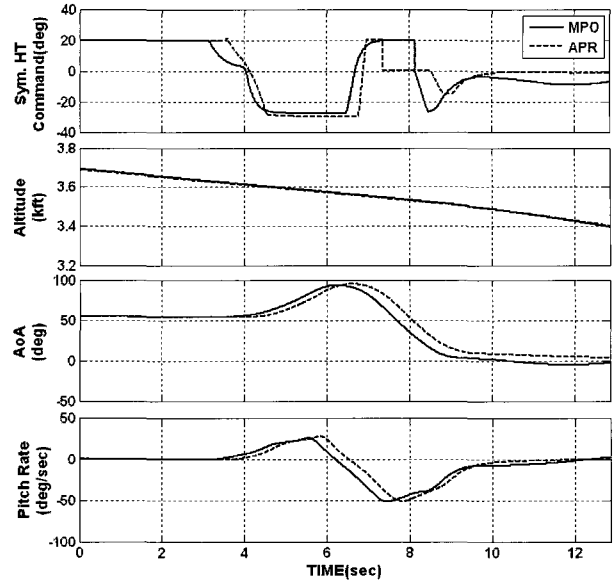


그림 9. 직립 실속 상태에서의 MPO와 APR를 이용한 HQS 조종사 시뮬레이션 결과.

Fig. 9. Result of HQS pilot simulation for the upright deep stall with MPO and APR.

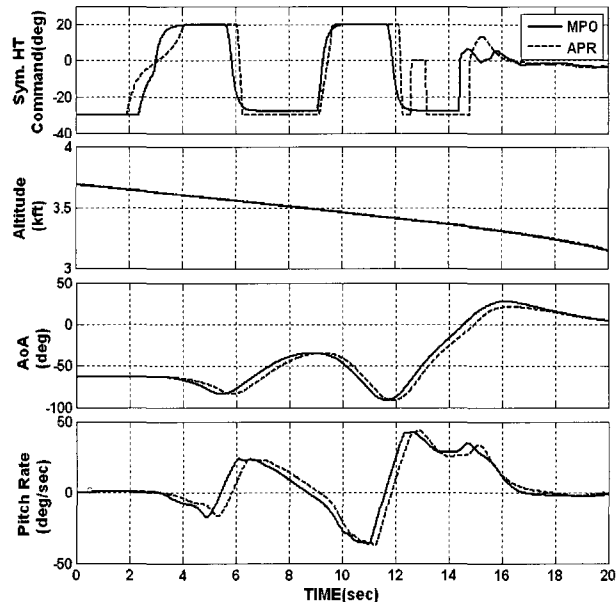


그림 10. 배면 실속 상태에서의 MPO와 APR를 이용한 HQS 조종사 시뮬레이션 결과.

Fig. 10. Result of HQS pilot simulation for the inverted deep stall with MPO and APR.

행했을 경우, F10 및 F12에서는 회복 시간이 적게 소요되었으나, F11 형상에서 과도 조작으로 인하여 배면이탈로 전환되는 문제점이 발생하였다. 배면이탈 조건에서 비행시험 조종사가 MPO를 이용하여 회복을 수행할 경우에 평균 소요되는 회복시간은 11.68초, 고도 손실은 2834ft로 직립이탈보다 소요되는 시간이 많았다. 그리고 APR을 이용하여 회복할 경우에 평균 소요되는 회복시간은 12.45초로 0.77초

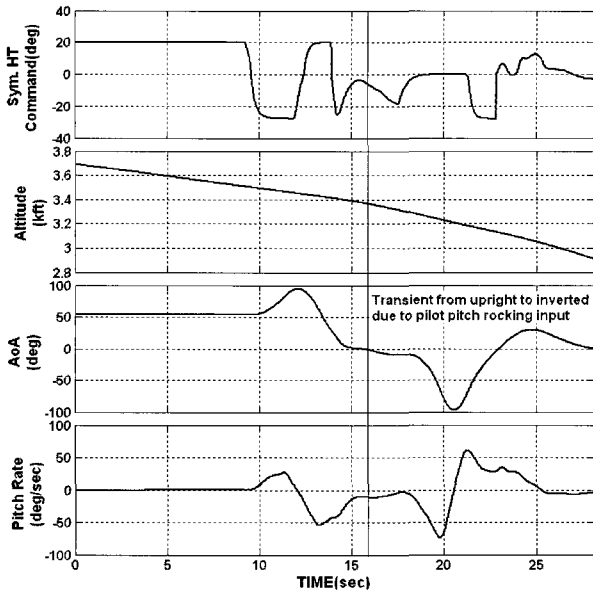


그림 11. 직립 실속 상태에서의 MPO와 APR를 이용한 HQS 엔지니어 조종사 시뮬레이션 결과.

Fig. 11. Result of HQS pilot simulation of the upright deep stall for engineer pilot with MPO.

많이 소요되었다. 엔지니어가 MPO를 이용하여 수행했을 경우, 회복 시간이 적게 소요되었다. 따라서 APR을 이용할 경우, 비행시험 조종사가 MPO를 사용할 경우를 기준으로 하여 $\pm 10\%$ 범위내의 회복 소요시간을 나타내었다.

그림 9, 10은 F11형상에서 직립 및 배면 실속에 대한 평가 결과를 나타내는 것으로 시험 비행 조종사가 MPO 및 APR를 사용하여 실속에서 회복하는 HQS 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 직립 상태에서 MPO를 이용하여 실속에서 회복할 경우, MPO를 사용하였을 때, 초과 현상이 발생하는 경향성이 있었다. 그림 11은 F11형상에서 직립 실속에 대한 시뮬레이션 결과로 엔지니어 조종사가 MPO를 사용하여 실속에서 회복하는 HQS 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 회복 시점에서 조종사의 과도한 조작으로 인해 배면으로 전환되어 회복이 지연되는 문제점이 발생하는 것을 볼 수 있다. 초과현상 현상은 조종사의 과도 조작 시, 직립에서 배면으로 혹은 배면에서 직립으로 전환하여 회복특성을 저하시킬 수 있다.

HQS 조종사 시뮬레이션 결과를 요약하면 다음과 같다. 시험 비행조종사가 MPO를 이용하여 실속에서 회복 시에 소요되는 시간에 대비하여 APR를 사용할 경우에는 $+10\%$ 범위 내에서 실속에서 회복할 수 있었다. 또한, 시험 비행 조종사는 APR를 사용할 경우 아래와 같은 장점이 있다고 하였다.

1. APR을 사용할 경우, Recovery 시점에서 초과 현상이 적게 발생하여 MPO를 사용할 때 보다 반응각이 안정화된다. 따라서 실속에서 회복 후, 기동에 대한 조종성 (Handling Quality)이 좋다.
2. 운중이나 시정이 좋지 않을 경우, APR를 사용한다면 MPO를 사용할 때 보다 더욱 더 효과적이다.

3. 회복 시에 발생하는 반응각 초과 현상은 직립에서 배면 혹은 배면에서 직립으로 전환되어 회복이 지연되는 현상을 발생시킬 수 있다. 이러한 현상은 조종사의 피치진동 입력에 의해 발생한다. 따라서 MPO를 이용한 피치진동 입력에 많은 변수가 있다는 것을 의미함으로 정형화된 출력을 생성할 수 있는 APR 제어법칙을 사용한다면 항공기를 실속에서 회복시키는데 MPO보다 효과적이다.

결론적으로 APR을 사용한다면, 실속을 경험하지 못한 조종사 및 학생 조종사에게 부담을 줄일 수 있으므로 비행 안정성 확보 차원에서 효과적이고, 정형화된 입력으로 조종사의 조작 실수에 의한 위험성을 줄일 수 있을 것으로 예상된다.

IV. 결론

현대의 고성능 전투기는 고반음각에서 조종성과 안정성을 보장하기 위하여 고반음각 제어법칙을 설계한다. 항공기의 한계반음각은 항공기 형상설계와 직결되는 문제이지만, 한계반음각 내에서 항공기의 안정성 및 조종성은 고반음각 제어법칙을 설계함으로써 보장할 수 있다. 그러나 실제 전투상황에서는 조종사의 과도한 조작으로 항공기가 이탈에 진입할 수 있으며, 훈련기의 경우에는 학생조종사의 오조작으로 이탈에 진입할 수 있다. 고등훈련기의 제어법칙에는 고반음각에서 항공기 이탈을 방지하고 한계반음각 내에서 비행 안정성을 보장하기 위해 조종사 명령 및 제어법칙 구현을 반응각의 증가에 따라 제한하는 여러 가지 고반음각 제어법칙이 설계되어 있다. 또한 이탈에 진입 시, 스핀 진입을 방지하는 스핀방지 및 실속에서 회복을 도와주는 MPO 모드가 있다. MPO 모드의 조작법은 비행교범에 명시되어 있으나 실속을 경험하지 못한 조종사가 실속에 진입 시, MPO 조작으로 실속에서 회복하는 것은 조종사에게 부담이 될 수 있다. 따라서 MPO 모드를 대신할 수 있고 조종사의 부담을 감소시킬 수 있는 APR 제어법칙의 설계가 필요하다.

본 논문에서는 고반음각 비행시험결과와 비행교범에 명시되어 있는 MPO 조작 방법을 이용하여 자동으로 MPO를 대신할 수 있는 APR 제어법칙을 설계하였다. APR 제어법칙을 설계 반영한 결과, 숙련된 조종사가 MPO를 조작하여 실속에서 회복하는 수준의 회복 성능을 확인할 수 있었다. 따라서 APR 제어법칙은 실속에 진입 시에 조종사의 부담을 줄이고, 항공기의 안전성을 증가시켜 줄 것으로 판단한다.

V. 향후 계획

APR 제어법칙은 조종사가 실속을 인지하고 APR 스위치를 조작할 경우에 작동을 한다. 따라서 본 제어법칙은 조종사가 실속을 인지해야 함으로 무인화 전투기에 적용하는 것은 한계가 있다. 따라서 제어법칙이 자동으로 실속 상황을 인지하고 APR 제어법칙을 작동시키는 알고리즘이 필요하다. 그러나 일반적인 책자에서는 항공기의 깊은 실속의 기준에 대하여 정확히 명시되어 있지 않다.

추후, 유인 및 무인기에 적용하기 위해 실속 상황을 정확하게 인지하는 자동실속탐지(ASD: Automatic Stall Detec-

tion) 알고리즘을 구현하여, 본 APR 제어법칙과 연동시켜 제어법칙이 항공기의 실속을 인지하고 APR을 작동시켜 실속에서 회복하는 알고리즘을 연구할 것이다. 또한 실속에서 회복 후에 자동으로 1g 수평비행으로 회복할 수 있는 수평 회복장치(ARS: Automatic Recovery System)를 설계하여 항공기 안전성을 보다 더 향상 시킬 수 있을 것으로 예상된다.

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, B. M. Hwang, D. H. Jung, S. J. Kim, and M. H. Bae., "A study on prevention control law of aircraft departure at high angle of attack," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 33, no. 7, pp. 85-91, 2005.

[6] C. S. Kim, B. M. Hwang, and D. G. Lee, "A study on control law augmentation in order to improve aircraft controllability and stability in high angle of attack," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 33, no. 10, pp. 60-67, 2005.



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, 전환장치 알고리즘, 시스템 모델링, 로봇생체모방제어.

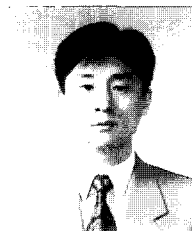
한 성 호

1979년 한양대학교 금속공학과 졸업. 현재 한국항공우주산업(주) 개발본부 항공기 설계담당 이사. 관심분야는 항공기 설계 및 비행시험을 통한 검증. 항공전자시스템 및 비행제어시스템 개발.



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.



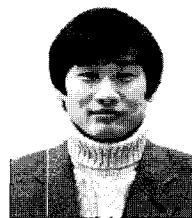
이 영 호

1993년 서울대학교 항공우주공학과 졸업. 1995년 동 대학원 석사. 1995년~현재 한국항공우주산업(주) 비행역학팀. 관심분야는 항공기 형상 설계 및 조종안정성 해석, 고반응각 기동 특성 및 비행제어법칙설계.



이 동 규

1990년 공군사관학교 항공공학과 졸업. 1990년~2005년 공군 전투조종사로 근무. 2001년 영국 국제시험비행학교 Fixed Wing Test Pilot Course 졸업. 2005년~현재 한국항공우주산업(주) 비행운영팀 시험비행 조종사. 관심분야는 비행제어법칙 해석 및 검증.



안 성 준

2003년 충남대학교 항공우주공학과 졸업. 2005년 동 대학원 석사. 2006년~현재 한국항공우주산업(주) 비행역학팀. 관심분야는 비행제어법칙설계 및 해석, FLCC OFP.