

항공기의 고도, 속도 및 깊은 실속의 회복을 위한 자동회복장치 설계 및 검증에 관한 연구

A Study on the Design and Validation of Automatic Pitch Rocker System for Altitude, Speed and Deep Stall Recovery

김 종 섭*
(Chong-Sup Kim)

Abstract : Modern version of supersonic jet fighter aircraft must have been guaranteed appropriate controllability and stability in HAoA(High Angle of Attack). 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 of HAoA limiter, roll command limiter and rudder fader. The control laws of departure recovery support are consist of 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. Therefore, automatic deep stall recovery system is necessary. The system called the "Automatic Pitch Rocker System" or APRS, provided a pilot initiated automatic maneuver capable of an aircraft recoveries in situations of deep stall, speed and altitude. This paper addresses the design and validation for APRS to recovery of an deep stall without manual pitch rocking by the pilot. Also, this system is designed to recovery of speed, attitude and altitude after deep stall recovery using ATCS (Automatic Thrust Control System) and autopilot. Finally, this system is verified by real-time pilot evaluation using HQS (Handling Quality Simulator).

Keywords : APRS (Automatic Pitch Rocker System), ATCS (Automatic Thrust Control System), MPO (Manual Pitch Override)

I. 서론

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]. 따라서 불안정하게 설계된 항공기의 안정성(stability) 및 조종성(controllability)을 보장하기 위해서 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어 계통(digital fly-by-wire flight control system)을 기반으로 한 비행제어법칙(flight control law)을 적용하고 있다.

항공기는 조종사의 급격한 기동에 의해 고받음각(HAoA: High Angle of Attack)으로 진입하여 깊은 실속(deep stall) 및 스핀(spin)에 진입할 수 있다. 특히, RSS 개념으로 설계된 항공기의 경우에는 실속에 진입 시, 비행제어법칙의 영향으로 회복이 어렵다. 따라서 항공기의 실속특성을 향상시키거나 실속에 진입하는 것을 방지하고, 실속에 진입할 경우에 회복할 수 있는 제어알고리즘이 필요하다. 현재까지의 연구 방향은 항공기의 기하학적인 형상을 변형하거나, 국부적으로 소량의 에너지를 투입하여 유동장을 변화시켜 보다 큰 공력 성능을 얻음으로써 항공기가 실속에 진입하는 것을 방지하는 능동적인 방법이 연구되고 있다[5-6]. 그리고 불안정하게 기체가 설계되어 있는 전투기급 항공기에서는 한계받음각 이상으로 비행하는 것을 제한하여 실속에 진입하는 것을 방지하는 비행제어법칙을 적용하고 있다

[7,8]. 고받음각 비행제어법칙으로는 고받음각 제한기(HAoA limiter), 가로-방향축 명령 제한기(roll and rudder command limiter), 고받음각 이탈제한기(HAoA departure prevention logic) 및 스핀방지기(yaw-rate limiter) 등이 있다. 또한, 항공기가 실속에 진입 시에 회복을 용이하게 하기 위하여 비행제어법칙에서 생성되는 명령을 배제하고, 조종사의 수동(manual) 조작으로 수평꼬리날개를 직접 조종하여 실속에서 회복할 수 있도록 하는 MPO (Manual Pitch Override) 기능을 적용하고 있다[8]. 그러나 회복을 위한 MPO 조작기술은 비행교범에 비교적 간단하게 제시되어 있으나, 실속을 경험하지 못한 조종사나 학생조종사에게는 어려운 기술이다.

현재까지의 연구 방향은 항공기의 실속특성을 향상시키고, 실속에 진입하는 것을 방지하거나, 실속에 진입 시에 조종사의 필요 조작에 의해 실속을 회복할 수 있는 기능의 연구에 중점을 두고 있었다. 하지만, 항공기 개발의 추세를 감안하면, 미래에는 불안정한 기체를 가진 무인전투기(UCAV: Unmanned Combat Air Vehicle) 개발이 가속화 될 것으로 전망된다. 따라서 불안정하게 설계된 무인전투기가 실속에 진입 시, 자동으로 항공기를 안전하게 회복시킬 수 있는 비행제어법칙의 개발이 필요하다. 따라서 본 논문에서는 고성능 전투기에서 제공하고 있는 MPO 조작 기술을 참고로 하여 항공기가 실속에 진입 시에 자동으로 안전한 비행영역으로 회복할 수 있도록 하는 비행제어법칙인 APRS (Automatic Pitch Rocker System)을 개발하였다. 그리고 설계된 비행제어법칙은 실시간 평가환경인 HQS (Handling Quality Simulator)에 적용하여 실시간 조종사 평가 (real-time pilot evaluation)를 수행하여 검증하였다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 1. 14, 채택확정 : 2008. 11. 25.

김종섭 : 한국항공우주산업(robocskim@koreaacro.com)

II. 비행제어법칙설계

1. 고받음각 비행제어법칙

1.1. 항공기 이탈에 대한 정의

항공기는 한계받음각 이상으로 비행하면 날개의 양력이 소실되어 이탈하게 되는데, 항공기 이탈(departure)은 직립이탈(upright departure) 및 배면이탈(inverted departure)로 나눌 수 있다. 일반적으로 항공기 이탈 기준은 받음각(angle of attack) 및 속도(airspeed)를 기준으로 하여 판단한다. 고등훈련기급 항공기에서는 직립이탈의 기준을 받음각이 35° 이상일 경우를 정의하고, 배면이탈의 기준은 받음각이 -10° 이하이고, 속도가 170 knots 이하일 경우를 정의한다. 또한, 항공기의 이탈은 비행특성(flight characteristics)에 따라 깊은 실속과 스펜으로 나눌 수 있다. 깊은 실속은 가로-방향축의 운동 없이 순수하게 세로축으로 진동하면서 고도가 강하하는 것을 정의한다. 스펜은 큰 요우각속도를 가지고 회전하면서 고도가 강하하는 것을 정의하며, 깊은 실속보다 더 복잡한 항공기 운동이며 항공기를 회복시키기 어렵다.

1.2. 항공기 이탈 방지 제어법칙

고받음각 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 기수속입 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 $-7g$ 의 기수속입 조종 명령, (-) 최대 받음각 상태에서 항공기의 형상에 상관없이 $-1g$ 상태에서 $+2g$ 의 기수 들기 조종 명령을 발생시킨다. PA일 경우, (+) 받음각에 대해서만 설계되어 있으며, (+) 최대 받음각에서 -14deg/sec 의 명령을 발생시켜 항공기가 큰 받음각에 도달하여 이탈에 진입하는 것을 방지한다. UA 및 (+) 받음각일 경우, 항공기 무장 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.

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 변위

를 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.

1.3. 항공기 회복을 위한 제어법칙

직립이탈에 진입하면 비행제어법칙의 가로-방향축 조종사 명령 및 귀환루프는 끊어지고 요우각속도 귀환을 이용하여 수직꼬리날개, 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론을 직접 구동한다. 그리고 배면이탈에 진입할 경우에는 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 양력은 거의 발생하지 않고 좌우 날개의 스펜을 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, 받음각 제한기에 의해서 비행제어법칙에서는 받음각을 줄이기 위해 최대의 기수속입 명령을 발생시키기 때문에 조종사의 세로축 조종입력으로는 조종이 불가능하다. 따라서 깊은 실속에 진입 시, MPO 스위치를 이용하여 조종사는 항공기의 기수진동에 맞추어 항공기가 기수를 숙일 때에는 기수속입 명령을, 기수를 들 때는 기수 들기 명령을 반복함으로써 조종사 명령이 항공기의 세로축 진동운동을 증폭시켜, 기수속입 운동을 크게 만들어낸다. 그러므로 기수가 아래로 숙여졌을 때, 중력에 의해 항공기는 속도를 얻게 되어 실속에서 빠져나오게 된다.

2. 고받음각 비행시험 결과

고받음각 제어법칙 및 항공기의 실속 회복특성을 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 1은 F10D1 형상에서 오른쪽 날개에 벨러스트

(ballast)를 장착하고 배면 이탈 비행시험 시에 항공기가 실속이 진입하였던 사례이다. F10D1 형상은 CAT 2의 대표적인 비대칭 형상으로 그림 2에서 5번 장착위치에 150lbs 연료탱크, 7번 위치에 AIM-9를 장착하고 있는 형상이다. 항공기는 배면 자세에서 직립 실속상태로 전환되고, 고반음각을 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 시킬 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 1.3절에서 제시하고 있는 것처럼 이루어지지 않는다는 것을 볼 수 있다. 따라서 제어법칙이 자동으로 MPO와 같은 조작을 할 수 있는 APRS는 비상상황에서 조종사의 부담을 덜어줄 수

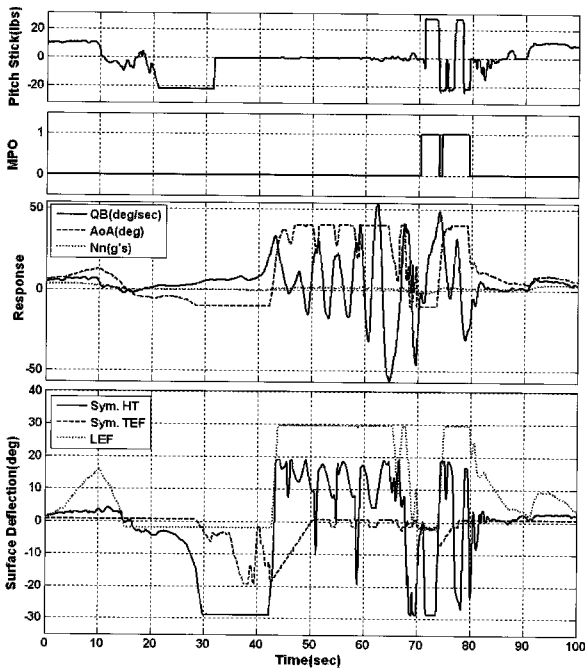


그림 1. F10D1 형상에서 MPO를 이용하여 깊은 실속에서 회복한 비행시험 결과.

Fig. 1. Flight test result of deep stall for the F10D1 with MPO.

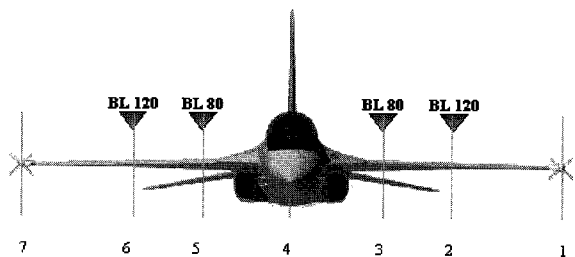


그림 2. 항공기 무장 형상.

Fig. 2. Aircraft loading configuration.

있으며, 규칙화된 조작을 할 수 있으므로 항공기가 보다 더 쉽게 실속에서 회복할 수 있을 것으로 판단된다.

3. 비행제어법칙설계

그림 3은 항공기의 실속회복 및 안전한 비행영역으로 회복하는 개념을 나타낸다. 항공기가 깊은 실속에 진입했을 경우에 실속에서 항공기를 효율적으로 회복시키고, 회복 후에 안전한 영역으로 속도 및 고도를 회복시키기 위한 제어법칙의 설계가 필요하다. 본 논문에서는 실속회복을 위한 제어법칙 및 항공기를 안전한 고도 및 속도로 회복시키기 위한 시스템을 고려하여 APRS를 설계하였다.

3.1. 실속회복

일반적으로 조종사는 전투상황에서 비행교범에 제시되어 있는 제한치 이상으로 고기동의 비행을 할 수 있다. 따라서 조종사의 고기동에 의해서 항공기는 이탈에 진입하여 깊은 실속 및 스핀에 진입할 수 있다. 이때 실속을 직접 경험하지 못한 조종사는 항공기 실속 회복을 위한 조작에 부담을 가질 수 있다. 이때, APRS를 이용하여 자동으로 회복 조작을 수행하여 항공기를 실속에서 회복시킬 수 있으므로 조종사의 부담을 줄이고 항공기의 안정성을 높일 수 있다. 따라서 MPO 기능을 자동으로 대신할 수 있는 시스템을 설계하였다. 위의 시스템은 비행제어법칙의 외부루프에 설계하였으며, 조종사가 실속을 인지하고 작동스위치를 누르면 비행 제어법칙에서 자동으로 항공기 세로축 운동과 일치하는 피치진동(pitch rocking) 명령을 발생시켜 항공기를 실속에서 회복시킨다.

그림 4는 실속회복 시스템에 대한 비행제어법칙 구조를 나타낸다. 실속 회복 조작을 위한 참조 값은 피치각속도로

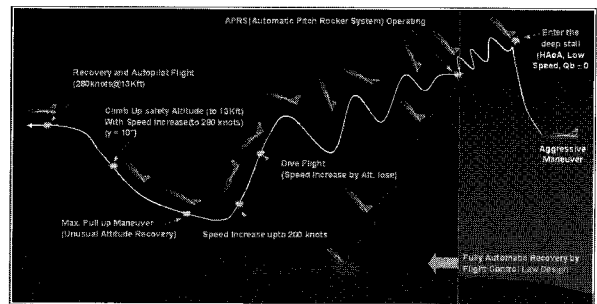


그림 3. APRS를 이용한 항공기 실속 회복 절차에 대한 개념.

Fig. 3. Concept of deep stall recovery procedure with APRS.

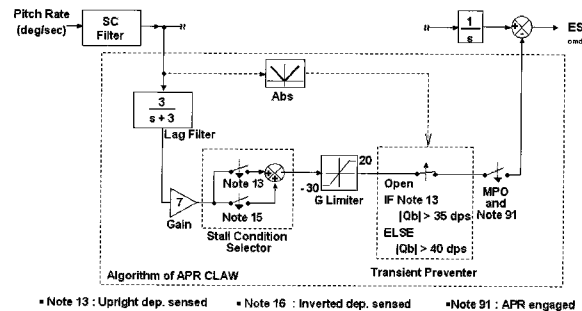


그림 4. 자동실속회복 비행제어법칙 구조.

Fig. 4. Structure of automatic deep stall recovery control law.

표 1. 영역 1의 조건 및 회복명령.

Table 1. Recovery command and conditions of regions 1.

Case	Recovery Cmd.		Conditions		
	pitch (g's)	roll (deg/sec)	H(kft)	γ	$abs(\phi)$
1	$f_1(\gamma)$	$K \times \phi$	$H > 13$	$\gamma > 5^\circ$	$abs(\phi) < 30^\circ$
2	$f_2(\gamma)$		$H < 13$	$\gamma > 5^\circ$	$abs(\phi) \geq 30^\circ$
3	no cmd		-	$\gamma > 5^\circ$	$abs(\phi) \geq 30^\circ$
4	$f_1(\gamma)$		$H > 13$	$\gamma \leq 5^\circ$	$abs(\phi) < f(H)$
5	$f_2(\gamma)$		$H < 13$	$\gamma \leq 5^\circ$	$abs(\phi) \geq f(H)$
6	no cmd		-	$\gamma \leq 5^\circ$	$abs(\phi) \geq f(H)$

써, 실속회복을 위한 조종명령이 기수진동에 맞추어 기수속임 및 들기 명령을 생성하고, 항공기의 세로축 진동운동을 증폭시켜, 항공기 기수를 아래로 숙임으로써 실속에서 회복시킨다. 자동실속회복시스템의 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 실속회복 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 실속회복 조작 명령으로 인하여 회복시점에서 직립에서 배면 또는 배면에서 직립 상태로 전환되는 것을 방지하기 위해 설계하였다.

3.2. 자세, 고도회복

항공기가 실속에서 회복한 후에 항공기는 깊은 비행경로각으로 강하비행(dive flight)을 한다. 따라서 항공기의 자세를 회복시키고, 일정 고도 이상의 비행영역으로 회복할 수 있는 알고리즘의 설계가 필요하다. 그림 5는 실속에서 회복한 후에 항공기의 자세, 속도 및 고도를 회복시키기 위한 비행제어법칙을 나타낸다. 자세 및 고도회복 명령은 피치자세각, 받음각 및 속도 조건을 이용하여 2가지 영역에 대해 회복명령을 생성하는 것을 고려하였다. 이때, 자세 및 고도회복 명령은 피치 및 롤 명령을 생성한다. 그리고 영역 1과 2의 영역에서는 회복명령을 생성하지 않는다.

영역 1은 피치자세각이 -80° 에서 40° 이내, 받음각이 -10° 에서 35° 이내 및 속도가 200knot이상일 경우를 정의하며, 표 1은 비행경로각 및 물각에 따른 피치 및 롤 회복명령을 나타낸다. 일반적으로 실속에서 회복한 후에는 고받음각 영역의 비행으로 인하여 속도가 100knot이하로 감소되어 있고, 실속에서 회복한 후에는 깊은 비행경로각으로 강하비행을 통해 속도를 증속한다. 그리고 조종사는 항공기가 200knots 정도의 속도를 얻었을 때, 기수를 당겨 고도 및 자세 회복을 수행한다. 따라서 작동시점을 항공기가 200 knots 이상의 속도로 증속되고, 받음각이 감소되어 제어법칙 측면에서 이탈(departure)로 간주하지 않는 시점에서 작동시키도록 설계하였다. 본 영역에서는 수평상태로 물을 회복한 후에 기수속임 또는 들기 회복명령으로 피치자세각을 줄여 회복 고도에 따라 상승 혹은 1-g 수평비행으로 회복한다. 항공기가 5도 이상의 비행경로각으로 상승 중일 경우에는 고도의 손실을 감안할 필요가 없기 때문에 부드러운 회복조작으로 자세를 회복할 수 있도록 하였다. 따라서 롤

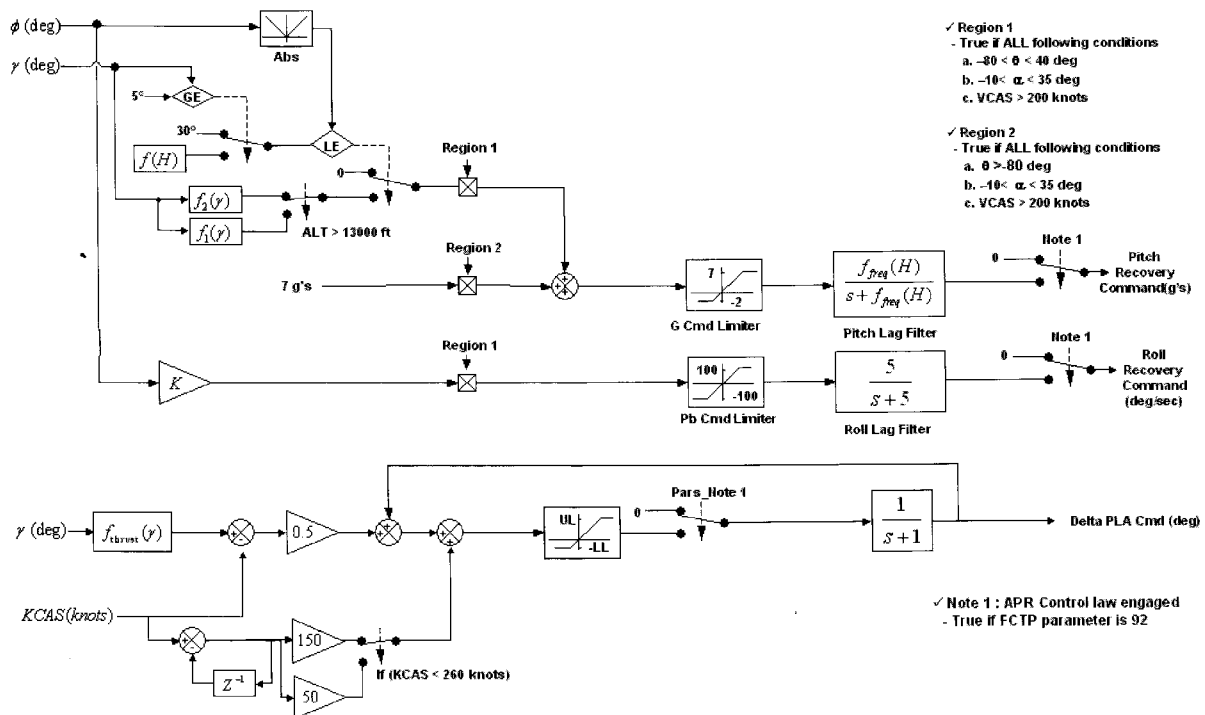


그림 5. 자세, 고도 및 속도 회복을 위한 비행제어법칙 구조.

Fig. 5. Structure of attitude, altitude and speed recovery flight control law.

각이 $\pm 30^\circ$ 이내에 있을 경우에는 피치 및 롤 회복명령을 동시에 사용하고, $\pm 30^\circ$ 이외에 있을 경우에는 순수 롤 회복 명령을 이용하여 롤각을 감소시킨다. 그리고 비행경로각이 5° 이하일 경우에는 롤각에 따른 피치회복명령의 입력 시기를 앞당겨서 피치회복을 빨리 수행함으로써 고도 손실을 최소화 하였다. 또한, 고도의 함수로 스케줄링을 함으로써 회복에 따른 고도 손실을 고려하였다. 식 (3)은 고도와 롤각에 따른 피치회복명령의 입력 시기를 나타낸다. 설계 개념은 10kft 이하에서는 롤각이 $\pm 90^\circ$ 이내일 때, 10kft와 20kft 사이에서는 선형적으로 스케줄링하고, 20kft 이상일 경우에는 $\pm 30^\circ$ 이내일 때 피치회복을 시작함으로써 고도 손실을 고려하여 항공기가 안전하게 회복할 수 있도록 설계하였다. 피치 회복명령은 식 (1) 및 (2)과 같이 비행경로각에 따라 설계하였는데, -30° 이하와 같은 깊은 비행경로각으로 하강 중일 경우에는 7-g 기수 들기 명령을 적용하여 고도 손실을 최소화하였고, 비행경로각이 40° 이상과 같이 상승중일 경우에는 -1.5g 기수속임 명령을 적용하여 회복 시에 조종사가 음의 수직가속도를 적게 받을 수 있도록 하였다. 그리고 항공기가 자세회복 후에는 회복 고도가 13kft 이상으로 유지할 수 있도록 하였다. 자세회복 시 고도가 13kft 이하 일 경우에는 비행경로각 10° 로 상승하여 13kft 이상이 되면 1-g 수평 비행을 유지한다. 또한, 자세회복 시에 회복고도가 13kft 이상 일 경우에는 현재 회복 고도에서 1-g 수평비행을 유지한다. 롤 회복명령을 생성하는 이득은 -1.65로 설계하였다.

영역 2는 피치자세각이 -80° 이하, 받음각이 -10° 에서 35° 이내 및 속도가 200knot 이상일 경우를 정의하며, 고도 손실을 최소화하고 빠른 자세회복을 위하여 7g's의 기수 들기 명령으로 항공기를 회복시킨다.

$$\begin{aligned}
 f_1(\gamma) &= 7.0 & (\gamma \leq -30^\circ) \\
 &= -0.23 \times \gamma & (-30^\circ < \gamma \leq 0^\circ) \\
 &= -0.1 \times \gamma & (0^\circ < \gamma \leq 5^\circ) \\
 &= -0.1 \times \gamma - 2.0 & (5^\circ < \gamma \leq 10^\circ) \\
 &= -0.47 \times \gamma - 4.6 & (10^\circ < \gamma \leq 40^\circ) \\
 &= -1.5 & (\gamma > 40^\circ)
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned}
 f_2(\gamma) &= 7.0 & (\gamma \leq -30^\circ) \\
 &= -0.2 \times \gamma + 1.0 & (-30^\circ < \gamma \leq 0^\circ) \\
 &= -0.1 \times \gamma + 1.0 & (0^\circ < \gamma \leq 10^\circ) \\
 &= -0.05 \times \gamma + 0.5 & (10^\circ < \gamma \leq 40^\circ) \\
 &= -1.5 & (\gamma > 40^\circ)
 \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned}
 f(H) &= 90 & (0 < H \leq 10000) \\
 &= -0.006 \times H + 150 & (10000 < H \leq 20000) \\
 &= 30 & (H > 20000)
 \end{aligned} \tag{3}$$

3.3 속도회복

자세회복 중에 적절한 속도를 유지하고, 자세회복 후에 안정한 속도로 회복하기 위하여 ATCS (Automatic Thrust Control System)를 이용한 속도회복장치를 설계하였다. 식 (4)은 비행경로각에 따른 목표속도(target speed)를 나타낸다. 10° 이하의 비행경로각으로 항공기가 비행중일 경우에는

목표 속도를 280knots로 하였다. 그리고 비행경로각이 10° 이상에서 90° 미만에서는 목표속도를 280knots에서 300knots 사이로 스케줄링 하였다. 스케줄링 된 값은 식 (5)에 제시 되어 있는 제한기 및 지연필터를 통과하여 최종적으로 그림 5에 제시된 것과 같이 추력 증분 명령(delta PLA command)을 생성한다. 일반적으로 고받음각 영역에서는 흡입구 주위의 공기 흐름의 불안정성으로 인해 최대 추력을 사용하지 않는다. 따라서 추력의 제한치는 항공기의 최대추력(after burner)을 사용하지 않는 범위에서 설정하였다. 최종적으로 추력 증분 명령은 조종사의 추력제어기(throttle) 명령에 더해져서 최종적인 추력 명령을 항공기에 인가한다.

$$\begin{aligned}
 f_{thrust}(\gamma) &= 280 & (-90^\circ < \gamma \leq 10^\circ) \\
 &= 0.25 \times \gamma + 277.5 & (10^\circ < \gamma \leq 90^\circ)
 \end{aligned} \tag{4}$$

$$\begin{aligned}
 UL &= 110 - PLA \\
 LL &= 19 - PLA
 \end{aligned} \tag{5}$$

III. 비행제어법칙설계 및 평가

1. 시험영역 및 평가 방법 선정

시험영역은 표 2와 같이 고도 35kft 및 16kft에서 배면 및 직립이탈 상태로 설정하였으며, 무게 중심 (CG: Center of Gravity)의 위치는 직립 이탈 시에는 45% MAC (Mean Aerodynamic Chord), 배면 이탈 시에는 41% MAC로 하여 초기 항공기의 상태를 실속에 진입시켰다. 항공기 형상은 CAT (Category) 1에서는 F11, CAT 2에서는 F10 및 CAT 3에서는 F12 형상에 대하여 평가를 수행하였다. 그림 2에서 도시된 항공기 모델에서 F11 형상은 1, 7번 위치에 AIM-9를 장착하고 있는 형상이다. F10 형상은 1, 7번 위치에 AIM-9, 4번 위치에 150lbs 연료탱크를 장착하고 있는 형상이다. F12 형상은 1, 7번 위치에 AIM-9, 4번 위치에 SUU-20 및 3, 5번 위치에 150lbs 연료탱크를 장착하고 있는 형상이다. 설계된 비행제어법칙의 평가는 2가지 항목으로 분류하였다. 첫째, 35kft 영역에서 항공기가 깊은 실속에서 회복하는 특성을 평가하였다. 이 때, 공군 및 고받음각 비행시험을 담당하고 있는 엔지니어 조종사가 MPO를 사용하여 회복할 경우와 APRS를 사용하여 회복할 경우를 비교 평가하였다. 둘째, 16kft 영역에서 실속 진입하여 회복 후에 항공기가 비정상적인 자세, 고도 및 속도를 회복할 수 있는지를 평가 하였다. 평가방법으로 HQS를 이용한 실시간 조종사 평가를

표 2. 시험영역 및 초기 실속 상태.

Table 2. Test points and initial stall condition.

No.	Condition	Config.	Alt (kft)	AoA (deg)	VCAS (knots)	c.g (% MAC)
1	upright	F11	35/16	54.2	106	45
2		F10		61.2	104	
3		F12		53.2	111	
4	Inverted	F11	35/16	-63.5	99	41
5		F10		-64.0	99	
6		F12		-63.0	103	

수행하였다.

2. 실속 회복특성 평가

본 절에서는 HQS를 이용하여 실시간 조종사 평가를 수행하여 실속회복 특성을 검증하였다. 평가방법은 3가지로 세분화하였다. 첫째, APRS를 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 APRS를 적용하였을 경우와 비교 분석한다.

표 3은 각각의 경우에 대하여 실시간 조종사 평가 결과를 나타낸다. 직립이탈 조건에서 비행시험 조종사가 MPO를 이용하여 회복을 수행할 경우에 평균 소요되는 회복시간은 5.32초, 고도 손실은 1118.7ft이다. 그리고 APRS를 이용하여 회복할 경우에 평균 소요되는 회복시간은 4.92초로 0.4초 적게 소요되었다. 엔지니어가 MPO를 이용하여 수행했을 경우, F10 및 F12에서는 회복 시간이 적게 소요되었으나, F11 형상에서 과도 조작으로 인하여 배면이탈로 전환되는 문제점이 발생하였다. 배면이탈 조건에서 비행시험 조

표 3. 실시간 조종사 평가를 이용한 항공기 형상에 따른 항공기 실속 회복 특성.

Table 3. Result of real-time pilot evaluation of stall recovery characteristic for the each loading configuration.

No.	MPO/ APRS	Pilot	Recovery	Recovery Time[sec]	Alt. Drop(ft)
1	APRS	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

종사가 MPO를 이용하여 회복을 수행할 경우에 평균 소요되는 회복시간은 11.68초, 고도 손실은 2834ft로 직립이탈보다 소요되는 시간이 많았다. 그리고 APR를 이용하여 회복할 경우에 평균 소요되는 회복시간은 12.45초로 0.77초 많

이 소요되었다. 엔지니어가 MPO를 이용하여 수행했을 경우, 회복 시간이 적게 소요되었다. 따라서 APRS를 이용할 경우, 비행시험 조종사가 MPO를 사용할 경우를 기준으로 하여 ±10% 범위내의 회복 소요시간을 나타내었다. 그림 6, 7은 F11형상에서 직립 및 배면 실속에 대한 평가 결과를 나타내는 것으로 시험 비행 조종사가 MPO 및 APRS를 사용하여 실속에서 회복하는 실시간 조종사 평가 결과를 나타낸다. 직립 상태에서 MPO를 이용하여 실속에서 회복할 경우, 받음각이 초과되는 현상이 발생하는 경향성이 있었다. 그림 8은 F11 형상에서 직립 실속에 대한 조종사 평가 결과로 엔지니어 조종사가 MPO를 사용하여 실속에서 회복하는 HQS 조종사 평가 결과를 나타낸다. 회복 시점에서 조종사의 과도한 조작으로 인해 배면으로 전환되어 회복이 지연되는 문제점이 발생하는 것을 볼 수 있다. 받음각 초과현상은 조종사의 과도 조작 시, 직립에서 배면으로 혹은 배면에서 직립으로 전환하여 회복특성을 저하시킬 수 있다.

실시간 조종사 평가결과를 요약하면 다음과 같다. 시험 비행조종사가 MPO를 이용하여 실속에서 회복 시에 소요되는 시간에 대비하여 APRS를 사용할 경우에는 +10% 범위 내에서 실속에서 회복할 수 있었다. 또한, 시험 비행조종사는 APRS를 사용할 경우 아래와 같은 장점이 있다고 하였다.

1. APRS를 사용할 경우, 실속회복 시점에서 받음각 초과 현상이 작게 발생하여 MPO를 사용할 때 보다 받음각이 안정화됨으로 회복 후의 기동에 대한 조종성이 좋다.

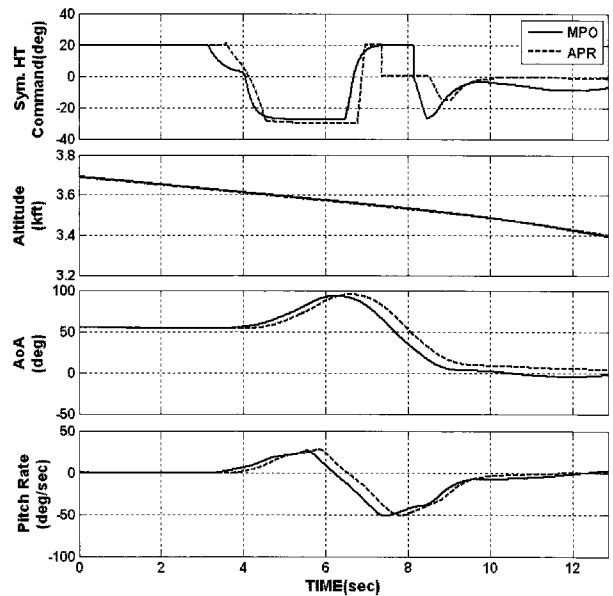


그림 6. 직립 실속 상태에서의 MPO와 APRS를 이용한 실시간 조종사 평가 결과.

Fig. 6. Result of real-time pilot evaluation for the upright deep stall with MPO and APRS.

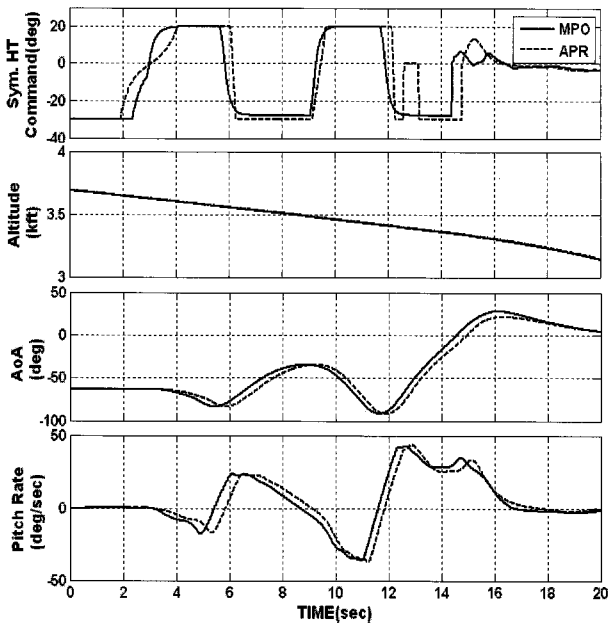


그림 7. 배면 실속 상태에서의 MPO와 APR를 이용한 실시간 조종사 평가 결과.

Fig. 7. Result of real-time pilot evaluation for the inverted deep stall with MPO and APRS.

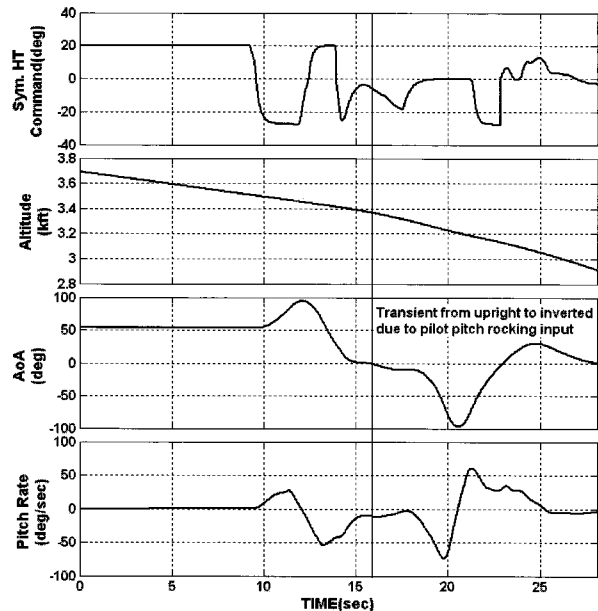


그림 8. 직립 실속 상태에서의 MPO를 이용한 실시간 엔지니어 조종사 평가 결과.

Fig. 8. Result of real-time engineer pilot evaluation of the upright deep stall for engineer pilot with MPO.

2. 운중이나 시정이 좋지 않을 경우, APRS를 사용한다면 MPO를 사용할 때 보다 더욱 더 효과적이다.
3. 회복 시에 발생하는 받음각 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 APRS를 사용한다면 항공기를 실속에서 회복시키는데 MPO 보다 효과적이다.

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

3. 속도회복 특성 평가

속도 회복 특성을 평가하기 위해 실시간 조종사 평가를 수행하였다. 시험 영역은 200knots@1, 13kft, 비행영역에서 APRS를 작동시켜 속도 유지 특성을 평가하였다. 이때, 추력 장치의 위치를 인위적으로 최대 추력(maximum AB) 및 최소 추력(Idle)으로 설정하였다. 본 절에서는 200knots@13kft, UA, F11, 1-g 수평비행에서 수행한 결과를 대표적으로 도시하였다.

그림 9는 200knots@13kft, UA, F11, 1-g 수평비행에서 속도회복 특성을 평가한 결과를 나타낸다. 비행경로각이 10도 이하임으로 APRS를 작동시키면 목표속도인 280knots를 맞추기 위해 ATCS를 이용하여 추력증분을 계산하여 추력 장치의 위치에 따른 추력 값(throttle pos.)에 더하여 최종의 추력 값(PLA)을 항공기에 인가한다. 초기에 트림 추력 값에서 목표속도에 도달하기 위해서 추력증분을 증가시켜 속도를 200knots에서 280knots까지 증속시킨 후, 목표속도를 유지한다. 그리고 조종사가 추력장치 위치를 인위적으로 최대추력(max. AB)으로 인가하자, 속도는 300knots로 증가하지만, 추력증분 명령을 적용하여 30초 이내에 목표속도로 안정화 하고 수평비행을 유지한다는 것을 확인할 수 있었다.

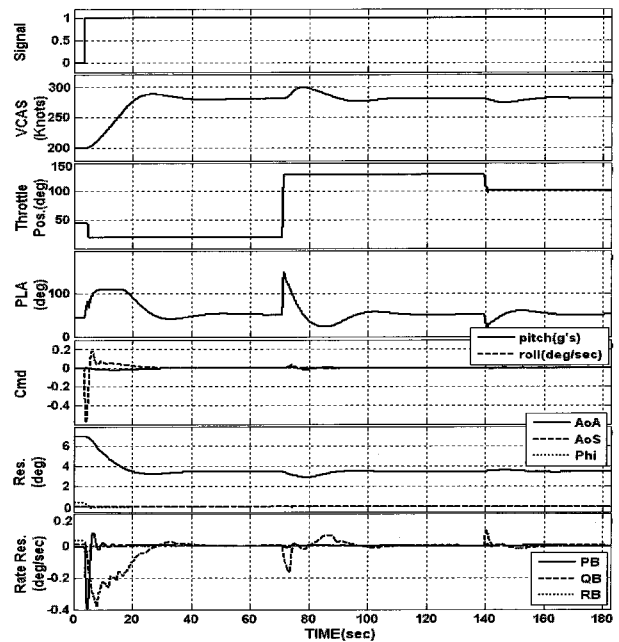


그림 9. 속도 제어평가 결과(200knots, 1kft, IDLE, max. AB, MIL).

Fig. 9. Result of speed control evaluation in 200knots, 13kft level flight with IDLE, max. AB and MIL power.

4. 자세, 고도 회복특성 평가

항공기가 실속에서 회복 한 후에 자세, 고도 및 속도 회복 특성을 평가하기 위해 HQS 실시간 조종사 평가를 수행하였다. 시험영역 및 기동 방법은 16kft 비행영역에서 직립 및 배면상태에서 항공기를 실속에 진입시켜, 실속에서 회복한 후에 항공기의 자세, 고도 및 속도회복 특성을 평가하였다. 본 절에서는 F11 형상에서 수행한 결과를 대표적으로 도시하였다.

그림 10 및 11은 고도 16kft, 직립 및 배면실속 상태에서의 실시간 조종사 평가 결과를 나타낸다. 직립실속인 경우에는 2.1초, 배면실속인 경우에는 3.7초 후에 APRS를 이용하여 항공기는 실속에서 회복하기 위한 조작을 수행하고, 피치각속도를 가진하여 실속에서 회복한다. 직립실속상태인 경우에는 5초 후에 받음각을 감소시켜 실속에서 회복하고 실속에서 회복한 후의 속도는 95knots로써 속도 증속을 위해 항공기는 강하비행으로 속도를 증속한다. 배면실속상태인 경우에는 13초 후에 받음각을 감소시켜 실속에서 회복하고, 실속에서 회복한 후의 속도는 125knots로써 속도 증속을 위해 항공기는 강하비행으로 속도를 증속한다. 이때, 추가적인 속도 증속을 돕기 위해 (+) 추력증분 명령을 조종사의 추력장치에 인가한다. 실속에서 회복한 후, 받음각이 -10° 에서 35° 범위 내에 있고, 속도가 200knots에 이르면, 자세를 회복하는 시스템이 작동한다. 이 때, 피치자세각이 -80° 에서 40° 범위 내에 있음으로 기수 들기 및 왼쪽 롤 회복 명령을 이용하여 자세를 회복한다. 피치 및 롤 자세각

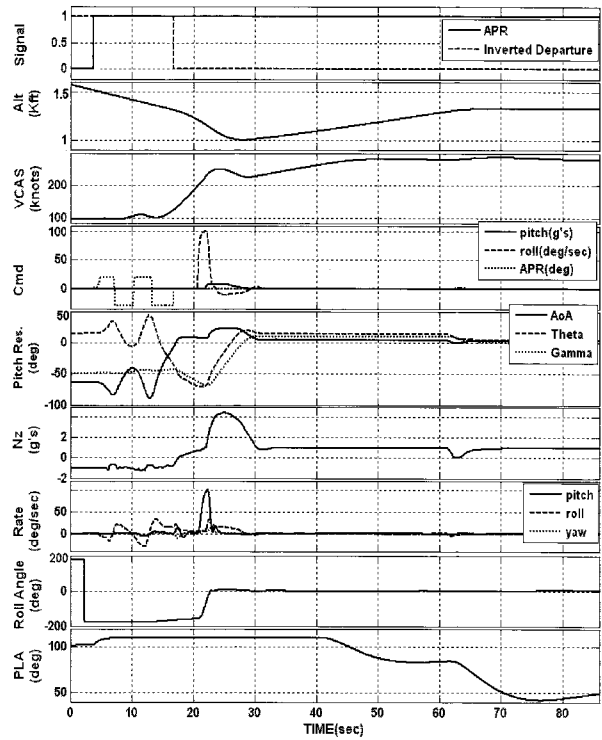


그림11. 배면 실속 상태에서의 실속, 속도 및 고도 회복에 대한 실시간 조종사 평가 결과.

Fig. 11. Result of real-time pilot evaluation of deep stall, speed and altitude in inverted departure flight condition.

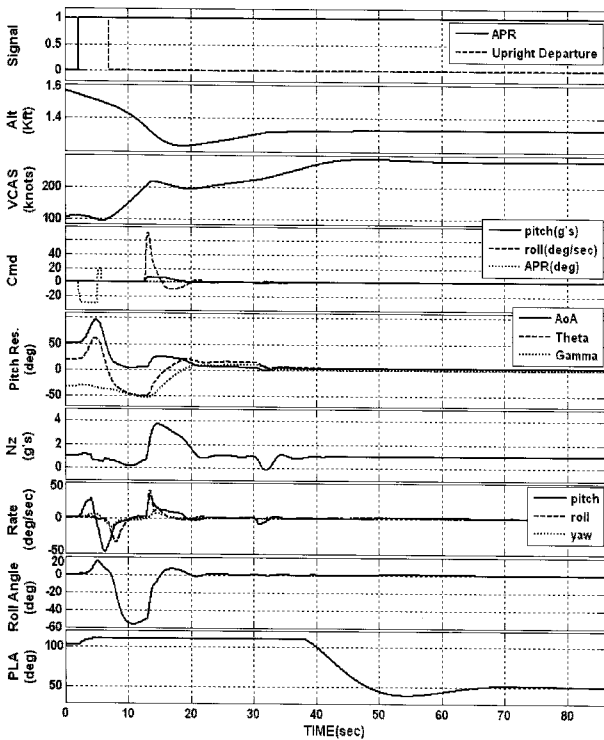


그림10. 직립 실속 상태에서의 실속, 속도 및 고도 회복에 대한 실시간 조종사 평가 결과.

Fig. 10. Result of real-time pilot evaluation of deep stall, speed and altitude in upright departure flight condition.

을 회복한 후에 고도를 13kft 이상으로 회복하기 위해 10° 비행경로각으로 상승한다. 고도를 13200ft로 상승한 후에 ATCS를 이용하여 (-) 추력증분을 조종사의 추력장치에 인가하여 280knots의 목표속도를 추종하고, 1-g 수평비행을 유지한다.

IV. 결론

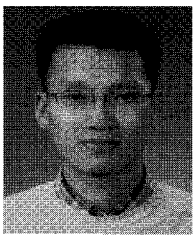
항공기가 실속에 진입하는 것을 방지하기 위해 항공기의 형상을 최적화하거나, 기체가 불안정하게 설계된 전투기급 항공기가 한계받음각 이상으로 비행하여 실속에 진입하는 것을 방지하기 위한 비행제어법칙에 관한 연구가 진행되어 왔다. 또한, 추력편향(thrust vectoring)과 같은 기술을 전투기에 적용함으로써 고받음각에서 전투기의 비행 능력을 향상시키고 있다. 그리고 고등훈련기급 항공기에는 항공기가 실속에 진입 시에 비행제어법칙 명령을 배제하고, 비행교범에 제시되어 있는 절차에 따라 조종사가 직접 수평꼬리날개를 구동하여 실속에서 회복할 수 있는 MPO 기능을 적용하고 있다. 그러나 실속을 경험하지 못한 조종사에게는 예고치 않은 실속 상황에서 MPO를 이용하여 회복하는 것은 많은 부담으로 작용한다. 따라서 실속 상황에서 항공기를 안전하게 회복시키고, 실속 회복 후에 항공기의 자세 및 고도를 안전한 영역으로 회복시킬 수 있는 APRS가 필요하다.

본 논문에서는 고등훈련기급 항공기의 고받음각 비행시험결과와 비행교범에 명시되어 있는 MPO 조작 방법을 이용하여 자동으로 MPO를 대신하여 실속에서 회복하고, 실

속에서 회복 후에 안전한 영역으로 비행을 할 수 있도록 APRS를 설계하였다. 설계된 비행제어법칙은 실시간 평가 환경에 적용하고, 실시간 조종사 평가를 통해 검증하였다. 실시간 조종사 평가 결과, APRS를 사용했을 경우에 숙련된 조종사가 MPO를 조작하여 실속에서 회복하는 수준의 회복 성능을 확인할 수 있었다. 그리고 실속 회복 후에는 항공기의 비정상적인 자세를 회복하고, 안정한 속도 및 고도 영역으로 항공기를 회복시킨다는 것을 검증하였다. 향후, 설계된 APRS를 학생조종사를 대상으로 하고 있는 고등훈련기에 적용하여 항공기의 안전성을 향상시킬 수 있을 것으로 예상하며, 나아가 불안정한 기체를 가진 무인전투기에 적용함으로써 비행 안전성을 보다 더 향상시킬 수 있을 것으로 기대한다.

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] W. D. Joo, K. J. Yee, B. S. Lee, and D. H. Lee, "Dynamic stall control via airfoil thickness variation," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 28, no. 3, pp. 1-8, 2000.
- [6] K. Y. Lee, M. H. Sohn, and H. S. Jeong, "Effects of pulsating jet blowing on stall control of two dimensional elliptic airfoil," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 33, no. 9, pp. 1-8, 2005.
- [7] 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.
- [8] 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.



김 종 섭

2000년 한국기술교육대학교 제어기계 공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) T/A-50 비행역학팀 선임연구원. 관심분야는 비행제어법칙설계 및 해석, 고반응각 제어법칙 설계, 전환장치 알고리즘, 시스템 모델링.