

항공기 자세회복을 위한 자동회복장치 설계 및 검증에 관한 연구

A Study on the Design and Validation of Pilot Activated Recovery System to Recovery of an Aircraft Unusual Attitude

김 종 섭*, 조 인 제, 강 임 주, 허 기 봉, 이 은 용
(Chong-sup Kim, In-je Cho, Im-ju Kang, Gi-bong Hur, and Eun-yong Lee)

Abstract : Relaxed static stability(RSS) concept has been applied to improve aerodynamic performance of modern version supersonic jet fighter aircraft. Therefore, flight control system are necessary to stabilize an unstable aircraft and provides adequate handling qualities. Also, flight control systems of modern version aircraft employ a safety system to support emergency situations such as a pilot unknown attitude flight conditions of an aircraft in night flight-testing. This situation is dangerous because the aircraft can lose if the pilot not take recognizance of situation. Therefore, automatic recovery system is necessary. The system called the "Pilot Activated Recovery System" or PARS, provided a pilot initiated automatic maneuver capable of an aircraft recoveries in situations of unusual attitudes. This paper addresses the concept of PARS and designed using nonlinear control law design process based on model of supersonic jet trainer. And, this control law is verified by nonlinear analysis and real-time pilot evaluation using in-house software. The result of evaluation reveals that the PARS support recovery of an aircraft unusual attitude and improve a safety of an aircraft.

Keywords : PARS(Pilot Activated Recovery System), RSS(Relaxed Static Stability), FLC(SFlight Control System)

I 서론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 조종성능을 향상시키기 위해 정적으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화개념의 적용을 보편화하고 있다. 또한, 불안정하게 설계된 항공기의 안정성 및 조종성능을 보장하기 위하여 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 envelope)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록 대상 항공기에 적절한 안정성 및 조종성을 부과하는 작업이다[1-4].

고기동을 요구하는 군용항공기는 여러 가지 비정상적인 비행 상황에 대비하여 항공기의 안전을 보장하기 위한 제어법칙을 적용하고 있다. 고등훈련기급 제어법칙에는 항공기 안전을 보장하고 안정성을 증강시키기 위한 몇 가지 제어법칙이 적용되어 있다. 첫째, 고받음각 영역에서 항공기의 안전성을 보장하기 위한 제어법칙으로는 항공기가 고받음각으로 진입하여 이탈(departure)에 진입하는 것을 방지하기 위한 고받음각 제한기(high angle of attack limiter)가 설계되어 있다. 그리고 항공기가 이탈에 진입 시 스핀(spin)을 방지하는 스핀 방지기(yaw rate limiter)가 설계되어 있으며, 실속(stall)에 진입 시에 원활한 회복을 돕기 위한 MPO

(Manual Pitch Override)가 설계되어 있다. 둘째, 비행영역에 따라 조종사의 조종명령을 제한하여 항공기 기체의 구조적인 한계(structural load limit) 및 일부 고받음각 영역에서 비행 안정성을 보장하기 위하여 수직가속도 명령제한기(normal load factor command limiter), 가로축 명령제한기(roll command limiter), 방향축 조종사 명령제한기(rudder fader)와 같은 명령 제한기(command limiter)가 설계되어 있다. 셋째, 공기정보센서 및 조종면을 구동하는 구동기(actuator)의 다중 결함과 같은 하드웨어 고장이 발생했을 경우, 항공기의 안전성을 보장하기 위하여 조종면(control surface) 및 공기정보(air-data)에 대한 형상재구성모드(reconfiguration mode)가 설계되어 있다. 현재 적용되어 있는 제어법칙은 고기동으로 항공기를 운용 시에 발생할 수 있는 위험 상황을 사전에 방지하고, 각종 하드웨어의 고장으로 인해 최적화된 제어법칙으로 비행이 불가할 경우, 설계된 형상재구성모드를 이용하여 항공기가 안전하게 비행할 수 있도록 한다. 그러나 항공기의 비정상적인 자세를 회복시킬 수 있는 시스템은 구현되어 있지 않다. 야간비행시험(night flight-testing) 시에 각종 센서(sensor) 및 계기시스템(display system)의 고장으로 인해 계기비행(blind flight)이 불가하거나, 과도한 비행조종에 따른 조종사의 주위 산만(distracton)으로 인해 항공기의 자세를 정확히 파악 할 수 없을 경우, 항공기의 자세를 1-g 수평비행(level flight)으로 회복시킬 수 있는 PARS (Pilot Activated Recovery System)가 필요하다[5-8].

본 논문에서는 고등훈련기급 항공기 모델을 이용하여 비정상적인 자세에서 1-g 수평비행으로 안전하게 자세를 회복하기 위한 PARS을 설계하였다. 또한, 설계된 비행제어법칙은 비선형해석(nonlinear analysis) 및 실시간 조종사 평가

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2007. 4. 26., 채택확정 : 2008. 1. 5.

김종섭, 조인제, 강임주 : 한국항공우주산업

(robocskim@koreaaero.com/fogchoij@koreaaero.com/kang2408@koreaaero.com)

허기봉, 이은용 : 국방과학연구소(enccer@add.re.kr/leecy@add.re.kr)

(real time pilot evaluation)를 수행하여 검증하였다.

II. 제어법칙설계

1. 세로축 제어법칙

고등훈련기의 세로축 비행제어법칙 구조는 모델 역변환 설계기법과 비례-적분 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: up & away mode)의 경우는 수직가속도 추종시스템(normal acceleration following system)이고, 비행단계 부류 C(flight phase category C, PA: power approach mode)는 정밀한 자세 제어를 위한 피치각속도(pitch rate) 추종시스템이다.

세로축 제어법칙의 내부루프 귀환(inner loop feedback)에 사용되는 상태변수는 받음각(angle of attack), 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 무게 중심점의 수직가속도 및 피치각속도도 귀환시키는 결과를 가져오며, 단주기 특성의 고유 진동수와 감쇄율 모두를 증강시킨다.

2. 가로-방향축 제어법칙

고등훈련기의 가로-방향축 비행제어법칙은 미끄럼각-미끄럼각속도($\beta - \dot{\beta}$) 궤환 구조의 제어기법을 이용하여 궤환 이득을 설계한다. 그러나 비대칭 무장형상에서 세로축 기동 시 발생하는 롤운동 현상을 제거하기 위해 세로축 기동과 같이 작은 롤 조종입력이나 롤각속도가 작은 영역에서 롤각속도 궤환이득을 상대적으로 증가시켜 롤축 조종사 명령 이득과 동일하게 사용하는 단순롤각속도 궤환 구조의 제어법칙을 가로축에 일부 적용하였다.

항공기의 가로축과 방향축 운동은 서로 연결(coupling)되어 있다. 그러므로 항공기가 균형선회(coordinated turn)를 하기 위해서는 그에 필요한 요우 각속도가 발생되어야 하므로 플레퍼론의 작동 시 그에 상응하도록 러더가 작동되어야 한다. 그러므로 제어면합성을 통해 항공기가 균형선회를 할 수 있도록 가로-방향축을 분리시키기 위한 제어이득(ARI : Aileron Rudder Interconnection)이 추가되어 있다.

가로축 제어는 플레퍼론과 수평꼬리날개를 사용한다. 조종사의 조종간에 의한 명령은 롤명령 기울기(roll command gradient)에 의해 롤각속도(roll rate)로 변환되어 사용된다. 항공기의 이탈현상(departure)과 롤에 의한 연계현상(roll coupling)을 막기 위하여 최대 롤각속도는 동압(dynamic pressure), 수평꼬리날개 변위(horizontal tail deflection) 및 받음각에 의해 제한된다. 그러므로 순항비행 및 이·착륙시의 최대 롤각속도는 상기의 3가지 변수에 의해 줄어들게 된다. 가로축 궤환변수는 롤모드 시상수(roll mode time constant) 또는 안정미계수 L_p 를 증강시키기 위하여 롤각속도를 궤환시키며, 이 롤각속도는 안정축(stability axis)에 대한 롤을 위

한 것이다. 이는 항공기가 안정축 또는 바람축(wind axis)에 대하여 롤을 하지 않게 되면 수평비행시의 받음각은 롤을 함에 따라 미끄럼각으로 나타나 바람직하지 않은 연계현상이 발생하기 때문이다. 또한, 롤각속도 및 요우각속도 궤환 루프에는 구조적인 공진현상의 영향을 줄이기 위하여 구조 연계현상 제거필터를 사용한다.

방향축 제어는 수직꼬리날개를 사용한다. 조종사의 러더 명령은 러더명령구배(rudder command gradient)에 의해 미끄럼각 명령으로 변환되며, 고받음각에서의 이탈현상을 방지하기 위하여 롤각속도의 증가에 따라 그 크기가 감소하게 된다. 방향축 궤환변수는 롤각속도와 미끄럼각과 미끄럼각 속도로서 주로 더치롤 모드(dutch roll mode)의 고유진동수와 감쇄율의 증강에 사용된다.

3. PARS 비행제어법칙설계

조종사가 인지하지 못한 항공기의 비정상적인 자세를 적절하게 회복시키기 위한 PARS를 설계하였다. 그림 1은 PARS의 비행제어법칙 구조를 나타내며, 변수의 정의는 1.3.2 및 1.3.3절에 정의하였다. PARS는 FCTP(Flight Control Test Panel)을 이용하여 조종사의 선택에 의해 작동되어진다. 본 논문에서 제안하고 있는 PARS는 고등훈련기에 적합한 회복명령을 생성하기 위해 작동 영역을 3가지로 구분하였으며, 피치자세각뿐만 아니라 비행경로각 등의 자세각 정보를 이용하여 최적의 회복 조건을 생성하였다. 그리고 각 영역별로 회복 명령을 피치자세각, 롤각 및 고도 등에 따라 스케줄링 하여 회복 특성을 개선시켰다.

3.1 영역 설정을 위한 조건 값 생성

PARS의 작동 영역(region)을 정의하기 위한 조건은 피치 자세각(pitch attitude) 외에 두 가지 조건을 사용하였다. 이러한 조건은 영역 2에서 1로 전환될 때 급격한 천이 현상을 제거하고, 회복 조작을 최적화하기 위하여 고려하였다. 영역 2에서 항공기는 배면 상태로 회복을 하게 되는데, 피치자세각 정보만을 이용할 경우, 피치자세각이 감소하여 40도 이하가 되었을 경우에는 영역 1로 곧바로 전환하게 된다. 이러한 전환형태를 방지하고 최적의 상태에서 수평비행으로 회복할 수 있도록 전환조건을 설계하였다.

(1)의 조건은 영역 2에서 1로 전환할 경우, 피치자세각이 40도 이하 일 경우에서도 일정 자세까지는 영역 2의 회복 명령을 추종하도록 하기 위한 조건이다. 그리고 피치자세각 -30도는 받음각제한기가 작동하고 있는 상황에서 피치자세각이 갖는 -25도의 최대 값에 5도 정도의 여유를 두어 설계하였다.

$$\begin{aligned} \text{If } (\theta > 40^\circ) & \quad \text{Hysteresis} = \text{True} \\ \text{Else if } (\theta < -30^\circ) & \quad \text{Hysteresis} = \text{False} \end{aligned} \quad (1)$$

일반적으로 배면상태에서 기수 들기(pull down) 명령으로 자세를 회복할 경우, 배면에서 수평비행으로 회복한 후에 비행경로각이 0도 부근이 되어야 고도 및 속도 손실이 작다. 따라서 비행경로각 조건을 이용하여 영역 2에서 1로 전환하는 조건을 생성하였다. 그리고 저속에서는 0도 부근의 비행경로각(flight path angle)에서 수평비행으로 회복했을 경우, 비행경로각이 음의 방향으로 초과하는 문제점이 있다.

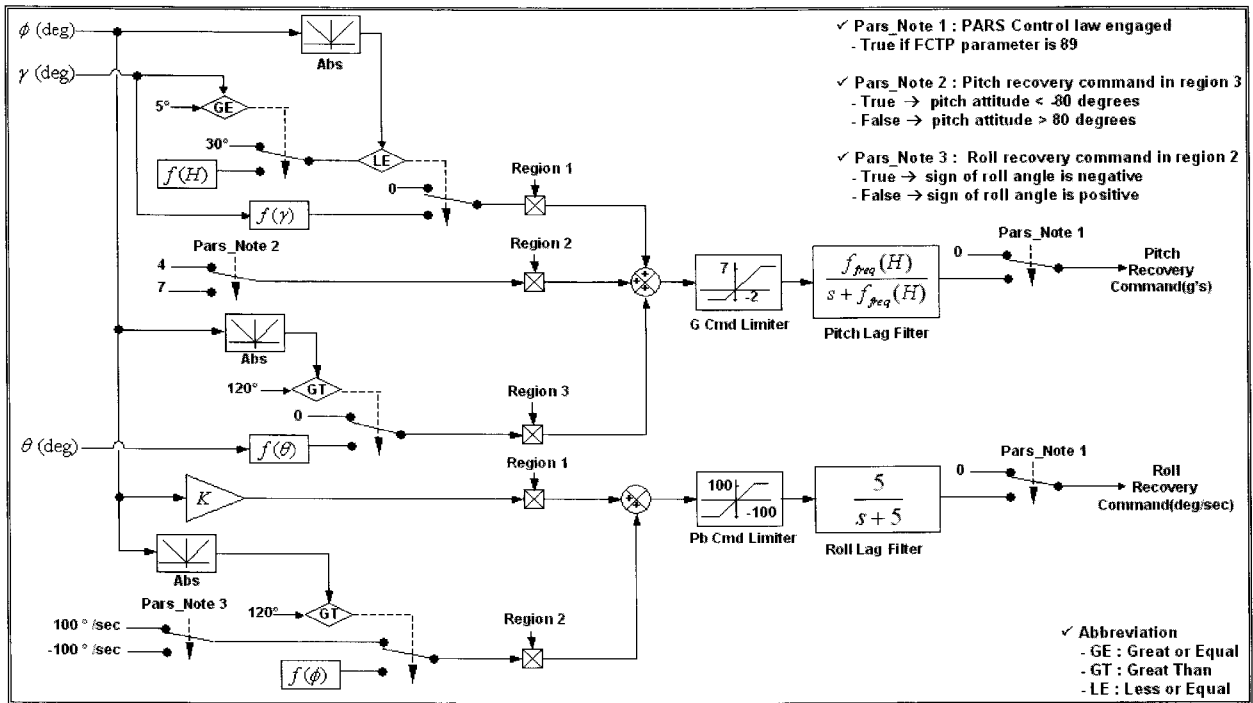


그림 1. PARS 비행제어법칙 구조도.

Fig. 1. PARS flight control law architecture.

따라서 속도에 따라 회복 후에 비행경로각의 차이가 발생함으로 속도에 대하여 보상하는 부분을 반영하여 적절한 시점에서 수평비행으로 회복할 수 있도록 하였으며, 속도에 대한 보상 스케줄은 비선형해석을 통해 설계하였다. (2)는 속도에 따른 비행경로각을 재생성해 주는 수식이다.

$$\begin{aligned}
 FPM_{ref} &= \gamma - f(V_T) \\
 f(V_T) &= 40 (0 < V_T < 100) \\
 &= -0.15 \times V_T + 55 (100 < V_T < 300) \\
 &= 10 (V_T > 100)
 \end{aligned} \tag{2}$$

3.2 설계 개념 및 작동 영역 정의

PARS는 조종사가 인지하지 못한 항공기의 비정상적인 자세 회복을 위한 안정장치로써, 본 논문에서는 세로축 및 가로축 회복명령(recovery command)을 이용하여 항공기가 1-g 수평비행상태로 자세회복(attitude recovery)을 할 수 있도록 시스템을 구성하였다. 따라서 피치자세각 및 1.3.1절에서 제시한 조건을 이용하여 작동영역을 나누었으며, 영역별로 항공기가 최적으로 자세회복을 할 수 있는 회복명령을 생성하였다.

그림 2는 피치자세각에 따른 PARS의 작동영역 및 회복명령에 대한 개념을 나타낸다. 작동영역은 피치자세각에 항공기 회복을 용이하게 하기 위해 3가지 부분으로 나누었으며, 영역에 따라 회복명령을 다르게 설계하였다. 표 1은 피치자세각 및 기타 조건에 따라 정의되는 영역을 나타낸다. 영역 1은 피치자세각이 -80도에서 40도 사이를 정의한다. 본 영역에서는 롤각(bank angle)이 있을 경우, 수평비행상태로 롤을 회복한 후에 피치회복명령으로 피치자세각을 줄여

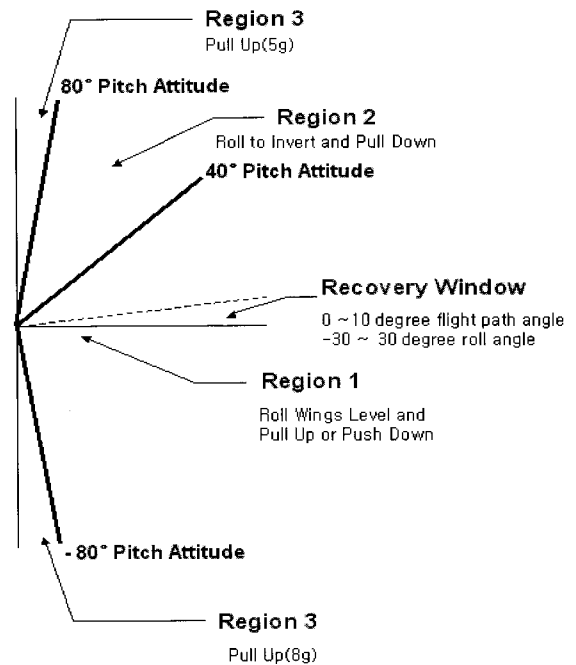


그림 2. 영역 및 회복명령의 정의.

Fig. 2. Definition of regions and recovery command.

1-g 수평비행으로 회복한다. 이때, 피치자세각이 양의 값일 경우에는 기수숙임(push down), 음의 값일 경우에는 기수 들기(pull up) 회복 명령을 가한다. 그리고 특정 롤 영역이상에서는 피치와 롤 회복명령이 동시에 발생하지 않도록 하였다. 영역 2는 피치자세각이 40도에서 80도 사이 및 비행경로각과 Hysteresis 조건이 참(true)되는 것을 정의한다. 본

표 1. 영역 정의.

Table 1. Description of region definition.

Region #	Θ (deg)	pars_path	FPM _{ref}	Hysteresis
1	$-80^\circ < \Theta < 40^\circ$	pars_path > 0.5	-	-
2	$40^\circ < \Theta < 80^\circ$	pars_path > 1.5	-	-
	-	pars_path > 1.5	positive	True
3	$\Theta > 80^\circ$	pars_path > 2.5	-	-
3	$\Theta < 80^\circ$	pars_path > 2.5	-	-

* pars_path : definition of region(region 1, 2 and 3)

영역에서는 배면비행(inverted flight) 상태로 회복을 하게 되며, 영역 1에 진입하게 되면 롤 회복명령을 이용하여 수평비행으로 회복한다. 그리고 영역 2를 만족하는 두 번째 조건은 배면비행으로 항공기를 회복시킬 때, 피치자세각의 조건이 영역 1로 진입을 하더라도 수평비행 후에 비행경로각이 0도 부근에서 회복할 수 있도록 하기 위함이다. 영역 3은 2가지 부분으로 나눌 수 있는데, 피치자세각이 80도보다 클 경우와 -80도보다 작을 경우를 정의한다. 피치자세각이 80도 이상일 경우에는 4g 기수 들기 회복명령으로 피치자세각을 증가시켜 항공기를 배면비행상태로 전환하고 영역 2로 진입하여 회복한다. 그리고 피치자세각이 -80도 이하일 경우에는 8-g 기수 들기 회복명령을 가하여 영역 1로 진입하게 하여 회복을 한다. 본 영역에서는 순수 피치 회복명령만을 사용한다.

3.3 자세회복명령

피치 및 롤 회복명령은 고도(altitude), 비행경로각, 롤각 및 피치자세각에 따라 스케줄링 되어 있다. 설계 관점은 고고도에서 상승비행(climb flight) 중일 경우에는 부드러운 회복 조작을 하기 위한 회복명령을 스케줄링 하였으며, 저고도 및 고고도에서 하강비행(descent flight) 일 경우에는 고도 손실을 최소화하기 위하여 빠른 회복을 위한 회복명령을 스케줄링 하였다. 또한, 롤각에 따른 피치회복명령을 제한하여 조종사에게 자동회복조작에 대한 부담스러운 느낌을 최소화하고, 항공기 회복을 원활하게 하였다. 각 영역에서 항공기의 자세회복 기법은 조종사의 조언을 참고하였으며, 구체적인 설계 수치는 비선형해석 및 실시간 조종사 평가를 통해 설계하였다.

3.3.1 영역 1

영역 1은 피치자세각이 -80도에서 40도 사이를 정의하며, 표 2는 비행경로각 및 롤각에 따른 피치 및 롤 회복명령을 나타낸다.

표 2. 영역 1에 대한 조건 및 회복명령.

Table2. Recovery command and conditions of region 1.

Case	Recovery Command		Conditions	
	pitch(g)	Roll(deg/sec)	γ	$abs(\phi)$
1	$f(\gamma)$	$K \times \phi$	$\gamma > 5^\circ$	$abs(\phi) < 30^\circ$
2	no cmd		$\gamma > 5^\circ$	$abs(\phi) \geq 30^\circ$
3	$f(\gamma)$		$\gamma > 5^\circ$	$abs(\phi) < f(H)$
4	no cmd		$\gamma > 5^\circ$	$abs(\phi) \geq f(H)$

$$\begin{aligned}
 f(\gamma) &= 7.0(\gamma \leq -30^\circ) \\
 &= -0.2 \times \gamma + 1.0(-30^\circ < \gamma \leq 10^\circ) \\
 &= -0.167 \times \gamma - 0.83(10^\circ < \gamma \leq 40^\circ) \\
 &= -1.5(\gamma > 40^\circ)
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

$$\begin{aligned}
 f(H) &= 90(0 < H \leq 10000) \\
 &= -0.006 \times H + 150(10000 < H \leq 20000) \\
 &= 30(H > 20000)
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

본 영역에서는 수평상태로 롤을 회복한 후에 기수숙임 또는 기수 들기 회복명령으로 피치자세각을 줄여 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 롤각이 ± 30 도 이내에 있을 경우에는 피치 및 롤 회복명령을 동시에 사용하고, ± 30 도 이외에 있을 경우에는 순수 롤 회복명령을 이용하여 롤각을 감소시킨다. 그리고 비행경로각이 5도 이하일 경우에는 롤각에 따른 피치회복명령의 입력 시기를 앞당겨서 피치회복을 빨리 수행함으로써 고도 손실을 최소화 하였다. 또한, 고도에 따라서 회복명령을 생성하는 여러 가지 변수를 스케줄링을 함으로써 회복으로 인한 고도 손실을 고려하였다. (4)는 고도와 롤각에 따른 피치회복명령의 입력 시기를 나타낸다. 설계 개념은 10000ft 이하에서는 롤각이 ± 90 도 이내일 때, 10000ft와 20000ft 사이에서는 선형적으로 스케줄링하고, 20000ft 이상일 경우에는 ± 30 도 이내일 때 피치회복을 시작함으로써 고도 손실을 고려하여 회복할 수 있도록 설계하였다. 피치 회복명령은 (3)과 같이 비행경로각에 따라 설계하였는데, -30도 이하와 같은 깊은 비행경로각으로 하강 중일 경우에는 7-g 기수 들기 명령을 적용하여 빠른 회복 명령으로 고도 손실을 최소화하였고, 비행경로각이 40도 이상과 같이 상승중일 경우에는 -1.5g 기수숙임 명령을 적용하여 회복 시에 조종사가 음의 수직가속도를 적게 받을 수 있도록 하였다. 롤 회복명령을 생성하는 이득은 -1.65로 설계하였다

3.3.2 영역 2

영역 2는 피치자세각이 40도에서 80도 사이를 정의하며, 표 3은 롤각에 따른 피치 및 롤 회복명령을 나타낸다.

일반적으로 비행시험 시에 40도 이상의 피치자세각에서 자세회복을 수행할 경우, 배면상태로 하여 항공기를 회복시킨다. 실제 고받음각에서 이탈저항(departure resistance) 비행 시험에서는 피치자세각이 클 경우에 기수숙임 명령으로 항공기를 회복하기 힘들고, 음(negative)의 수직가속도를 조종사에게 가함으로 비효율적이다. 따라서 영역 2에서는 배면비행상태로 항공기가 회복할 수 있도록 설계하였다.

표 3. 영역 2에 대한 조건 및 회복명령.

Table3. Recovery command and conditions of region 2.

Case	Recovery Command		Conditions
	pitch(g)	Roll(deg/sec)	
1	$f(\theta)$	$f(\phi)$	$abs(\phi) > 120^\circ$
2	0	100	$abs(\phi) \leq 120^\circ$ and $\phi > 0$
3	0	-100	$abs(\phi) \leq 120^\circ$ and $\phi < 0$

$$\begin{aligned}
 f(\phi) &= -1.67 \times \phi - 300 (-180^\circ < \phi \leq -120^\circ) \\
 &= -100 (-120^\circ < \phi \leq -30^\circ) \\
 &= -3.33 \times \phi (-30^\circ < \phi \leq 30^\circ) \\
 &= 100 (30^\circ < \phi \leq 120^\circ) \\
 &= -1.67 \times \phi + 300 (120^\circ < \phi \leq 180^\circ) \\
 f(\theta) &= 0.075 \times \theta + 1 (0^\circ < \theta \leq 40^\circ) \\
 &= 4 (40^\circ < \theta \leq 80^\circ)
 \end{aligned}
 \tag{5}$$

$$\begin{aligned}
 filter_{pitch} &= \frac{f_{freq}(H)}{s + f_{freq}(H)} \\
 f_{freq}(H) &= 10 (H \leq 10000) \\
 &= -0.0008 \times H + 18 (10000 < H \leq 20000) \\
 &= 2 (H > 20000) \\
 filter_{roll} &= \frac{5}{s + 5}
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

피치회복명령은 롤각이 ±120도 이상일 때, 롤 회복명령과 동시에 입력된다. 이는 항공기가 배면 상태로 되기 전에 피치 회복명령을 입력하여 회복을 저하시키는 요인을 제거하기 위함이다. 그리고 피치회복명령은 (6)과 같이 피치자세각에 따라 스케줄링 되어 있다. 피치자세각이 40도 이상일 경우에는 4g 기수 들기(pull down) 명령으로, 40도 보다 작을 경우에는 피치회복명령을 감소시켜 명령으로 인한 초과현상을 제거하였다. 그리고 롤 회복명령은 (5)와 같이 롤각에 따라 스케줄링 되어 있다. 롤각이 -120도에서 -30도 사이에 있을 경우에는 -100deg/sec, 30도에서 120도 사이에 있을 경우에는 100deg/sec, -120도 이하 및 120도 이상부터는 롤 회복명령을 감소시켜 부드럽게 롤 회복을 할 수 있도록 하였다. 롤각이 120도 보다 작고 양의 롤각을 가질 때는 100deg/sec, 음의 롤각을 가질 때는 -100deg/sec의 롤 회복명령으로 항공기가 배면상태로 빨리 진입할 수 있도록 하였다.

3.3.3 영역 3

영역 3은 피치자세각이 80도 이상이거나, -80도 이하일 경우를 정의하며, 표 4는 피치회복명령을 나타낸다.

피치자세각이 80도 이상일 경우에는 4g 기수 들기 회복명령으로 피치자세각을 증가시켜 항공기를 배면비행 상태로 하여 영역 2로 진입하게 한다. 이때, 항공기가 고받음각일 경우에는 기수 들기 회복명령을 가하더라도 동압이 작고 받음각 제한기의 기수속임 명령으로 인하여 자동으로 피치자세각이 감소하여 영역 2로 진입하여 회복한다. 피치자세각이 -80도 이하일 경우에는 고도 손실을 최소화하기 위하여 7g의 기수 들기 명령으로 항공기를 회복시킨다.

3.4 조종명령 제한기 및 필터 설계

생성된 회복명령은 최종적으로 명령제한기와 필터를 거친다. 명령제한기는 피치 및 롤 명령제한기로 구성되며, 피치 회복명령은 최대 7g 및 최소 -2g 롤 회복명령은 ±100deg/sec로 제한된다. 제한된 회복 명령은 지연필터(lag filter)를 거치게 되는데, 지연필터는 영역간의 전환 시에 급격한 천이 응답특성을 제거하기 위해 설계하였다. 피치 회복명령단에 설계된 지연필터는 고도에 대한 함수로 되어 있는데, 10000ft 이하에서는 빠른 회복을 위해 지연을 작게 설계

표 4. 영역 3에 대한 조건 및 회복명령.

Table 4. Recovery command and conditions of region 3.

Case	Recovery Command		Conditions
	pitch(g)	Roll(deg/sec)	
1	7	0	$\theta > 80^\circ$
2	4	0	$\theta < -80^\circ$

하였고, 20000ft 이상에서는 부드러운 회복조작을 위해 지연을 크게 설계하였다.

III. 해석 및 시뮬레이션 결과

1. 시험영역 및 항목 선정

본 논문에서는 표 5에서 도시한 것과 같이 시험영역을 저속 및 고속영역에서 피치자세각 및 롤각을 변화시키면서 해석하였다. 영역 1에서는 M0.31, M0.95@15kft에서 피치자세각을 -70 및 40도, 롤각을 0, 120 및 180도로 변화시켰다. 영역 2에서는 동일한 속도 영역에서 70도 피치자세각에서 롤각을 0, 120 및 180도로 변화시켰다. 영역 3에서는 동일한 속도 영역에서 85도 피치자세각에서 롤각을 0, 120 및 180도로 변화시켰으며, -90 및 90도 피치자세각에서 해석을 수행하였다. 해석 방법은 비선형해석 및 실시간 조종사 평가를 수행하여 항공기의 자세회복 특성, 회복시의 고도 손실 및 회복 시간에 대하여 평가하였다.

2. 회복 및 평가 기준

자세회복 판단기준은 비행경로각이 0도에서 10도 사이에 있고, 롤각이 ±10도 이내로 진입하여 다시 이 범위를 벗어나지 않는 것을 기준으로 하였다. 이는 PARS의 최종적인 회복목표를 비행경로각 5도 및 롤각 0도로 설계하였기 때문이다.

평가기준은 상승자세일 경우에는 30초 내에 회복 할 수 있어야 한다. 그리고 하강자세일 경우에는 15초 이내로 회복 할 수 있어야 하며, 고도 손실은 아음속 영역에서 7000ft 이하로 되어야 한다. 상승자세일 경우의 평가 기준은 설계 개념에 맞게 부드러운 회복에 초점을 맞추어 설정하였으며, 하강자세일 경우는 초음속 및 아음속 영역에서 -90도 피치자세각에서 수직 하강 비행일 경우에 PARS를 사용하지 않고, 조종사의 최대 입력으로 회복 시에 측정된 수치를 적용하였다.

표 5. 시험영역.

Table 5. Test points.

Case	Region	Mach	Alt(kft)	θ (deg)	ϕ (deg)
1	3	0.31	15	-90	0
2	1~3			-70, 40, 70, 85	0, 120, 180
3	3			90	0
4	3	0.95	15	-90	0
5	1~3			-70, 40, 70, 85	0, 120, 180
6	3			90	0

3. 비선형해석

표 5에 정의된 시험영역에서 비선형해석을 수행하였다. 해석방법은 시험영역에서 트림(trim)을 잡고, 1초 후에 PARS를 작동시켜 항공기를 비정상적인 자세에서 회복할 수 있도록 하였다. 이때, 회복 중에 발생하는 속도 손실을 보상하기 위해 추력장치의 위치를 102deg(military power)로 설정하였다. 본 절에서는 각 영역에서 PARS를 이용하여 항공기를 회복시켰을 경우에 회복에 소요되는 시간 및 고도손실에 대한 결과를 제시하고, 대표적으로 몇 가지 영역에서 수행된 시뮬레이션 결과를 제시한다.

3.1 회복 시간 및 고도 손실

피치 자세에 대한 회복기준은 비행경로각이 0도에서 10도내로 진입하여 다시 벗어나지 않는 시점으로 하였으며, 롤 자세에 대한 회복 기준은 롤각이 ±10도 진입하여 다시 벗어나지 않는 시점으로 설정하였다.

표 6. 자세회복 시간 및 고도손실(비선형해석).

Table6. Nonlinear analysis of recovery time and altitude drop.

Mach	θ (deg)	ϕ (deg)	Region	R.T(sec)		Alt. Drop(ft)
				Pitch	Roll	Recovery
0.31	-90	0	3	9.5	-	-2555
	-70	0	1	8.6	-	-1998
	-70	120	1	8.7	1.7	-2104
	-70	180	1	9.0	2.2	-1978
	40	0	1	7.6	-	563
	40	120	1	15.2	11.8	877
	40	180	1	11.9	8.3	792
	70	0	2	23.4	13.6	714
	70	120	2	22.5	13.5	698
	70	180	2	21.7	12.5	606
	85	0	3	27.5	17.2	-82
	85	120	3	25.9	18.1	238
0.95	-90	0	3	8.8	-	-5652
	-70	0	1	7.1	-	-3901
	-70	120	1	8.4	1.7	-5079
	-70	180	1	9.4	2.4	-6040
	40	0	1	5.3	9.0	2667
	40	120	1	11.7	2.9	2666
	40	180	1	11.5	3.5	4231
	70	0	2	10.5	11.6	4982
	70	120	2	7.5	9.8	3593
	70	180	2	7.4	9.6	3473
	85	0	3	14.9	11.9	5715
	85	120	3	10.3	11.3	4765
85	180	3	14.1	11.1	4865	
90	0	3	10.4	11.6	5062	

표 6은 시험영역에서 PARS를 이용하여 자세회복을 하였을 때 소요되는 회복시간 및 고도손실에 대한 비선형해석 결과를 나타낸다. 음이 피치자세각을 가지고 하강 비행중인 영역 3 및 1에서는 피치 자세 회복시간은 최대 9.5초, 롤 자세 회복 시간은 최대 2.4초로 저속 및 고속영역에 상관없이 비슷하게 나타났다. 그러나 고속일 경우에는 고도손실이 최대 6040ft로 저속영역보다 많이 발생하였다. 양의 피치자세각을 가지고 상승비행중인 영역 1,2 및 3영역에서는 비행영역에 따라 회복 시간이 다소 차이가 발생하였다. 저속영역에서는 피치 자세 회복시간은 최대 25.9초, 롤 자세 회복 시간은 최대 26.6초로 다소 많은 회복 시간이 소요되었다. 이는 저속영역에서 회복을 수행할 경우에 속도 저하가 발생하고, 동압(dynamic pressure)이 적은 영역임으로 조종면 효과가 크지 않아 항공기의 동특성이 다소 느림으로 발생하난 현상이다. 반면, 고속 영역에서는 피치 자세 회복시간은 최대 14.9초, 롤 자세 회복시간은 최대 11.9초로 다소 적은 회복시간이 소요되었다.

각 영역에서의 비선형해석을 통하여 회복시간 및 고도손실을 측정된 결과, 최대 고도 손실은 7000ft를 넘지 않았고, 회복시간은 평가기준 대비 만족스러웠다.

3.2 비선형해석 결과

본 절에서 고속영역에서 항공기 자세별로 PARS를 이용하여 자세회복을 수행한 결과를 대표적으로 도시하였다. 영역 1에서는 -70도 및 40도에서 배면비행 상태, 영역 2에서는 70도 피치자세각에서 120도 롤각, 영역 3에서는 85도 및

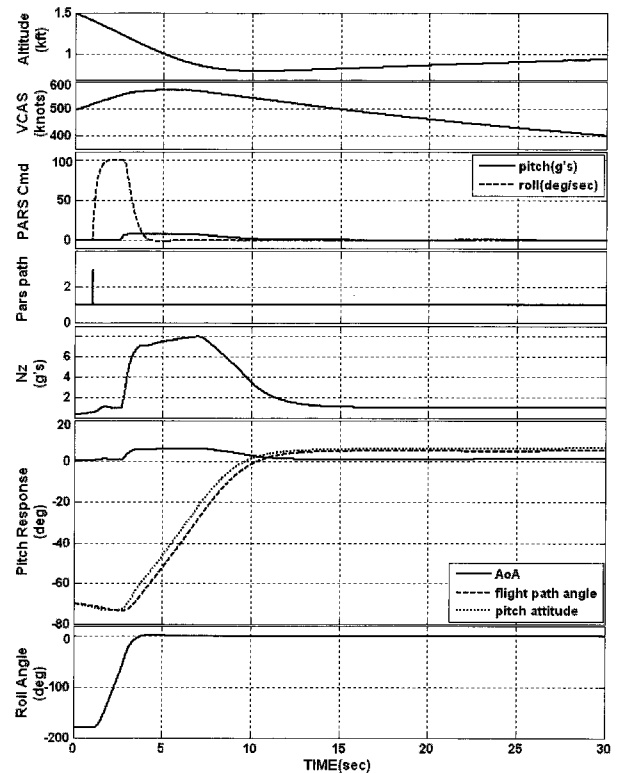


그림 3. 비선형해석 결과(M0.95, -70도 피치자세각, 배면).
Fig. 3. Result of nonlinear analysis in M0.95, -70 pitch attitude with inverted flight.

-90도 피치자세각에서 0도 롤각에서 수행한 비선형해석 결과를 대표적으로 도시하였다.

그림 3은 M0.95@15kft, -70도 피치자세각, 배면비행 (inverted flight) 상태에서 PARS를 이용하여 비정상적인 자세회복을 수행한 해석결과를 나타낸다. 비행경로각이 -5도 이하임으로 피치 회복명령은 롤각의 크기에 따라 조건부로 입력된다. 초기 롤각이 180도 임으로 오른쪽 롤 회복명령만을 이용하여 롤각을 감소시키고, (4)에 따라 롤각의 크기가 75도 이하일 때 7g의 기수 들기 회복명령을 이용하여 피치 자세각을 감소시키고, 롤 보상명령으로 롤 응답특성을 안정화시킨다. 이는, 하강비행일 경우에는 롤각에 대한 피치 회복명령의 입력 시점을 앞당김으로써 피치 회복시간을 단축시킨다. 회복을 시작한 시점에서 9.4초 후에 비행경로각이 0도 보다 커져서 회복 고도를 유지하였으며, 롤 자세회복은 2.4초로 다소 자세회복이 빨랐다. 그리고 고속 비행영역임으로 자세회복 과정에서 발생하는 고도 손실은 -5079ft로 다소 많이 발생하였다.

그림 4는 M095@15kft, 40도 피치자세각, 배면상태에서 PARS를 이용하여 자세회복을 수행한 해석결과를 나타낸다. 초기에 오른쪽 롤 회복명령을 사용하여 롤각을 감소시킨 후, -1.5g의 기수 내림 회복명령을 이용하여 피치자세각을 감소시킨다. 이 때, 비행경로각이 5도 이상임으로 피치 회복명령은 롤각의 크기가 30도 이하일 때, 롤 회복명령과 같이 입력된다. 이는 상승비행일 경우에는 자세회복으로 인한 고도 손실이 작음으로 조종사에게 음의 수직가속도가

가해지는 것을 최소화하고, 부드러운 회복 조작을 얻기 위함이다. 회복을 시작한 시점에서 11.5초 후에 비행경로각이 0도 보다 커져서 회복 고도를 유지하였으며, 롤 자세회복은 3.5초로 다소 자세회복이 빨랐다. 그리고 상승비행 자세임으로 자세회복 과정에서 고도 손실은 발생하지 않았다.

그림 5는 M0.95@15kft, 70도 피치자세각, 120도 롤각에서 PARS를 이용하여 자세회복을 수행한 해석결과를 나타낸다. 영역 2에 속하는 피치자세각으로 초기에 오른쪽 롤 회복명령으로 항공기를 배면비행상태로 만드는 동시에 4g의 기수 들기 회복명령으로 피치자세각을 감소시킨다. 그리고 비행경로각이 10도 정도일 때, 오른쪽 롤 회복명령을 이용하여 수평비행으로 전환함으로써 자세회복을 한다. 이때, 영역 2에서 1로 전환될 때의 조건은 1.3.1절에서 설명하였듯이 배면비행으로 회복할 경우 항공기의 비행경로각이 가능한 0도에서 수평비행이 가능하도록 하기 위함이다. 회복을 시작한 시점에서 7.5초 후에 비행경로각이 회복기준에 진입하여 회복고도를 유지하였고, 롤 자세회복은 9.8초로 자세회복에 걸리는 시간이 다소 길었다. 그리고 자세회복 과정에서 고도 손실은 발생하지 않았다.

그림 6은 M0.95@15kft, 85도 피치자세각, 0도 롤각에서 PARS를 이용하여 자세회복을 수행한 해석결과를 나타낸다. 영역 3에 속하는 피치자세각으로 4g 기수 들기 회복명령으로 피치자세각을 증가시켜 항공기를 배면비행상태로 곧바로 진입하게 함으로써 롤 회복명령 없이 영역 2로 진입한다. 그리고 비행경로각이 13도 시점에서 영역 2로 전환하고

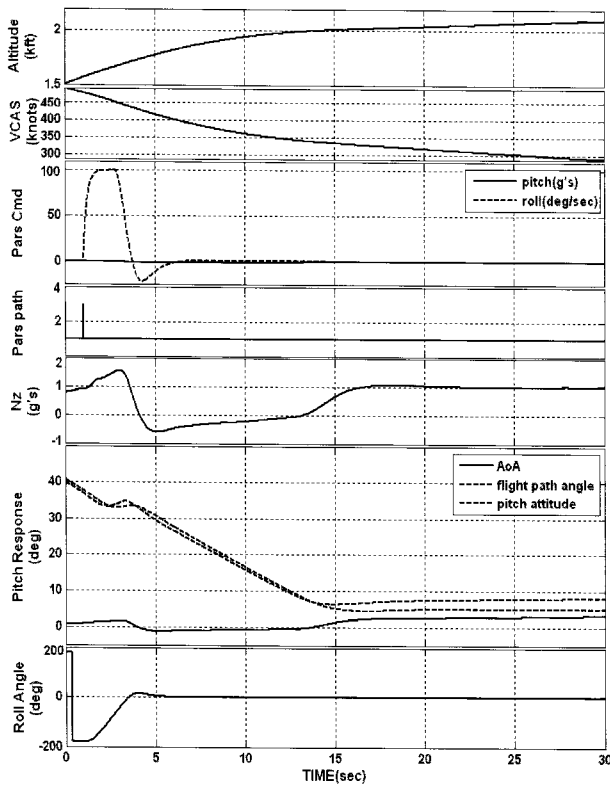


그림 4. 비선형해석 결과(M0.95, 40도 피치자세각, 배면).
Fig. 4. Result of nonlinear analysis in M0.95, 40 pitch attitude with inverted flight condition.

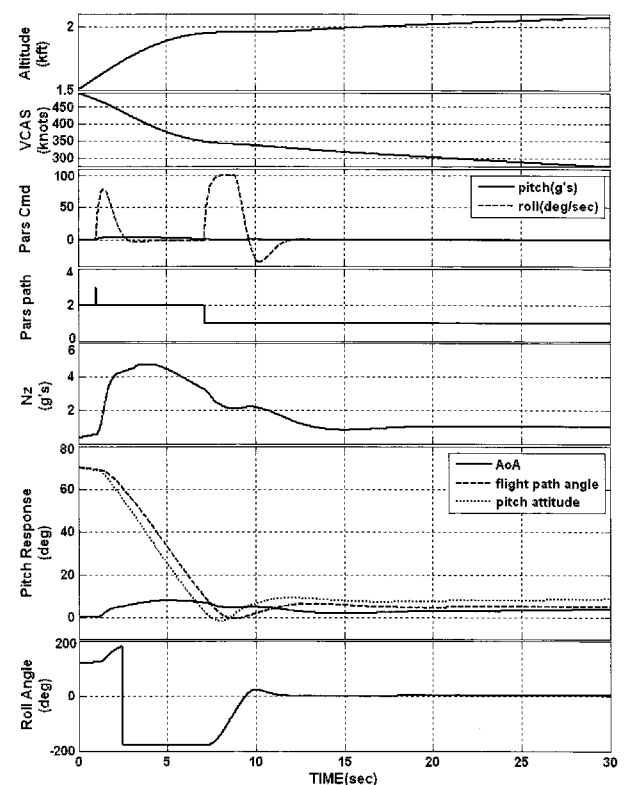


그림 5. 비선형해석 결과(M0.95, 70도 피치자세각, 120도 롤각).
Fig. 5. Result of nonlinear analysis in M0.95, 70 pitch attitude with 120 degrees roll angle.

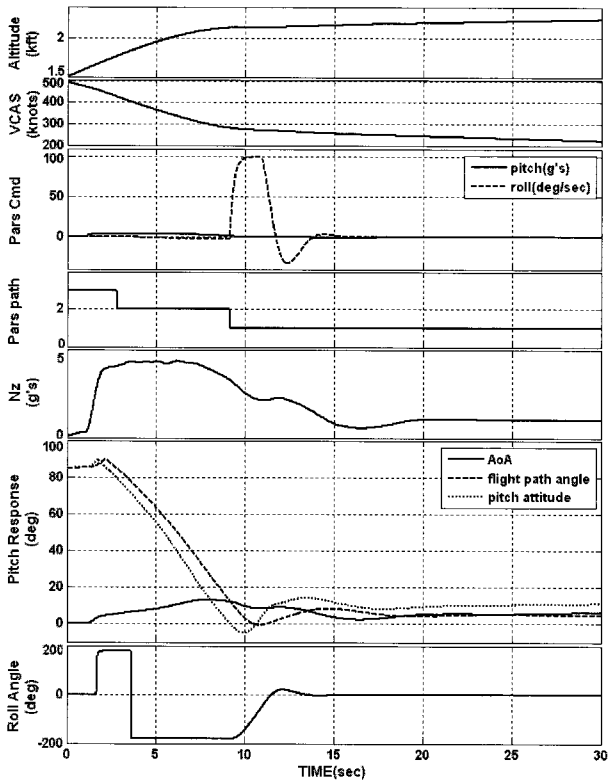


그림 6. 비선형해석 결과(M0.95, 85도 피치자세각, 0도 롤각).
 Fig. 6. Result of nonlinear analysis in M0.95, 85 pitch attitude without roll angle.

오른쪽 롤 회복명령을 이용하여 수평비행으로 회복한다. 회복을 시작한 시점에서 14.9초 후에 비행경로각이 회복기준에 진입하여 회복고도를 유지하였고, 롤 자세회복은 11.9초로 다소 많이 소요되었다. 그리고 자세회복 과정에서 고도 손실은 발생하지 않았다.

그림 7은 M0.95@15kft, -90도 피치자세각, 0도 롤각에서 PARS를 이용하여 자세회복을 수행한 해석결과를 나타낸다. 영역 3에 속하는 피치자세각으로 항공기가 하강비행을 하는 중임으로 고도손실을 최소화하기 위하여 7g 기수 들기 회복명령으로 피치자세각을 감소시킨다. 영역 3에서는 순수 피치회복명령만을 사용하였으며, 피치자세각이 감소하여 영역 1로 진입하였을 때, 롤 회복명령으로 롤 응답을 보상한다. 회복을 시작한 후 9.5초 후에 비행경로각이 회복기준에 진입하여 회복고도를 유지하였다.

저속 및 고속영역에서 항공기 자세별로 비선형해석을 수행한 결과, 하강비행 시에는 비행영역에 상관없이 회복시간이 비슷하였으나, 고도 손실은 고속영역에서 많이 발생하였다. 그리고 상승비행시에는 저속영역보다는 고속영역에서의 회복시간이 다소 적게 소요되었다. 또한, 최대 고도 손실은 10000ft를 넘지 않았고, 회복시간은 평가기준 대비 만족스러웠다.

4. 실시간 조종사 평가

설계되어진 PARS를 비선형해석을 통해 검증한 후, 실시간 조종사 평가를 위하여 실시간 시뮬레이션 환경인 HQS (Handling Quality Simulator)에 적용하였다. 표 5에 정의된

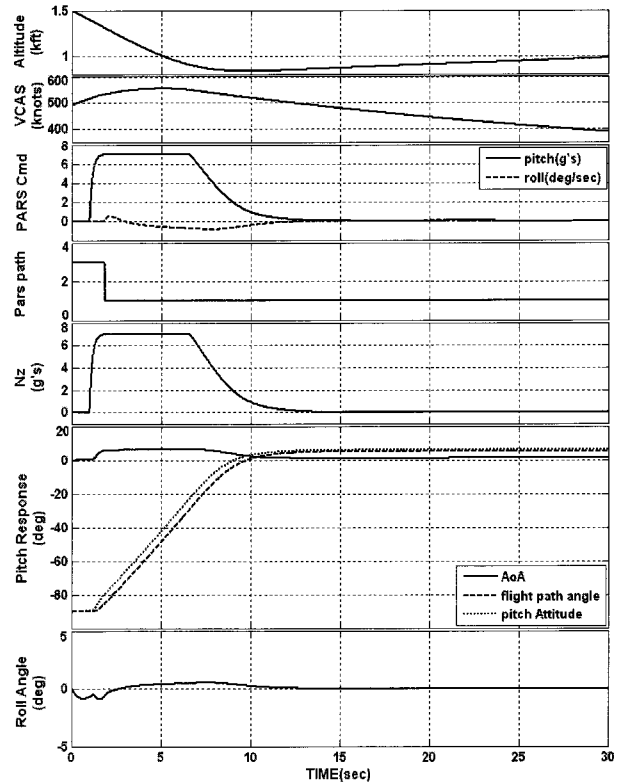


그림 7. 비선형해석 결과(M0.95, -90도 피치자세각, 0도 롤각).
 Fig. 7. Result of nonlinear analysis in M0.95, -90 pitch attitude without roll angle.

시험영역에서 실시간 조종사 평가를 수행하였다. 시뮬레이션 방법은 비선형해석에서 수행한 절차와 동일한 방법으로 수행하였다. 본 절에서는 각 영역의 대표적인 자세에서 PARS를 이용하여 항공기를 회복시켰을 경우와 사용하지 않았을 경우를 비교 평가하였다.

4.1 실시간 조종사 평가 결과

본 절에서 저속영역에서 항공기 자세별로 PARS의 사용 여부에 따라서 실시간 조종사 평가를 수행한 결과를 대표적으로 도시하였다. 이때, PARS를 사용하지 않을 경우에는 항공기의 자세회복을 위해 조종사가 인위적으로 조종입력을 입력하지 않는다. 본 절에서는 영역 1에서는 40도 피치자세각에서 120도 롤각, 영역 2에서는 70도 피치자세각에서 0도 롤각, 영역 3에서는 85도 피치자세각에서 120도 롤각 및 -90도 피치자세각에서 0도 롤각에서 수행한 평가 결과를 대표적으로 도시하였다.

그림 8은 M0.31@15kft, 40도 피치자세각, 120도 롤각에서 PARS의 사용 여부에 따라서 실시간 조종사 평가를 수행한 결과를 나타낸다. 본 영역은 피치자세각이 40도 이하로 영역 1에 속한다. PARS를 사용하지 않았을 경우, 120도 롤각을 가진 상태에서 4초 후에 항공기는 하강비행상태로 접어들어 속도가 급격히 증가하고 고도 손실이 발생되었다. 그러나 PARS를 사용할 경우에는 초기에 비행경로각이 5도 이상이고 롤각의 크기가 30도 이상임으로 순수 왼쪽 롤 회복명령을 이용하여 수평비행상태로 항공기를 회복한다. 그리고 롤각의 크기가 30도 이내로 들어왔을 때, -1.3g 기수

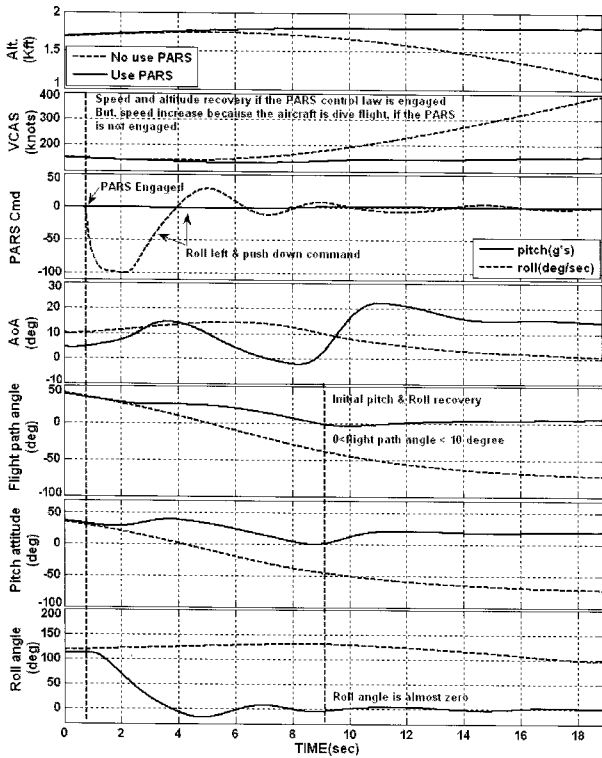


그림 8. 실시간 조종사 평가 결과(M0.31, 40도 피치자세각, 120도 롤각).

Fig. 8. Result of real-time pilot evaluation in M0.31, 40 pitch attitude with 120 degrees roll angle.

속입 회복명령으로 피치자세각을 회복하고 롤 응답은 롤 회복명령을 이용하여 보상하여 최종적으로 자세회복을 한다.

그림 9는 M0.31@15kft, 70도 피치자세각, 0도 롤각에서 PARS의 사용 여부에 따라서 실시간 조종사 평가를 수행한 결과를 나타낸다. 본 영역은 피치자세각이 70도로 영역 2에 속한다. PARS를 사용하지 않을 경우, 받음각이 증가하여 10초 후에 20도 받음각이 되어 속도가 50knots까지 감소하였다. 그리고 15초 후에 하강비행상태로 되고 받음각이 -25도 증가하여 이탈에 진입한 후 24초가 되는 시점에서 하강비행으로 인해 속도가 증가하여 이탈에서 회복하였다. 그러나 항공기는 하강비행상태로 급격한 속도 증가와 고도손실이 발생하였다. 그러나 PARS를 사용할 경우에는 초기에 왼쪽 롤 회복명령을 이용하여 항공기를 배면 상태로 만든 후에 4g 기수 들기 회복명령으로 피치자세각을 감소시킨다. 그리고 비행경로각이 40도일 때 영역 2에서 1로 전환된 후에 오른쪽 롤 회복명령을 이용하여 수평비행으로 자세 회복을 한다.

그림 10은 M0.31@15kft, 85도 피치자세각, 120도 롤각에서 PARS의 사용 여부에 따라서 실시간 조종사 평가를 수행한 결과를 나타낸다. 본 영역은 피치자세각이 85도 이상으로 영역 3에 속한다. PARS를 사용하지 않을 경우, 속도가 감소하고 13초 후에 항공기는 하강비행상태로 접어들어 속도가 증가되고 고도손실이 발생하였다. 그러나 PARS를 사용할 경우에는 초기에 피치자세각을 증가시키기 위해

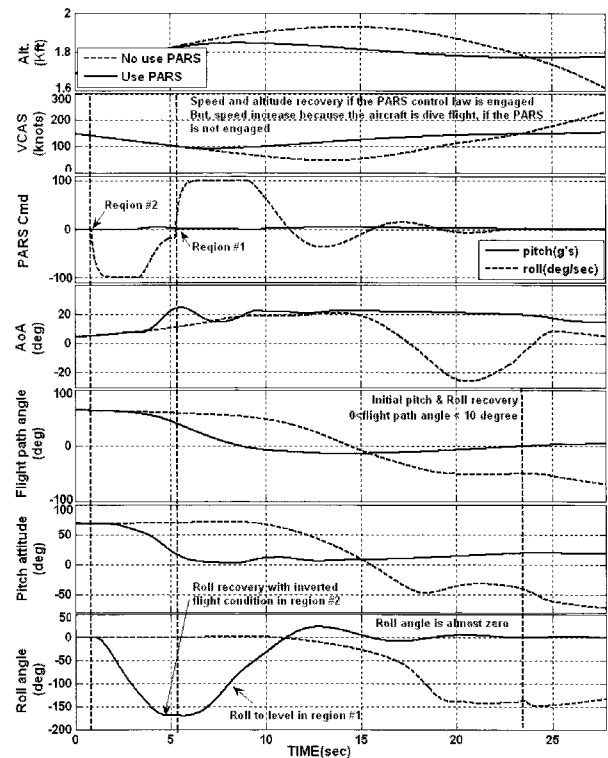


그림 9. 실시간 조종사 평가 결과(M0.31, 70도 피치자세각, 0도 롤각).

Fig. 9. Result of real-time pilot evaluation in M0.31, 70 pitch attitude without roll angle.

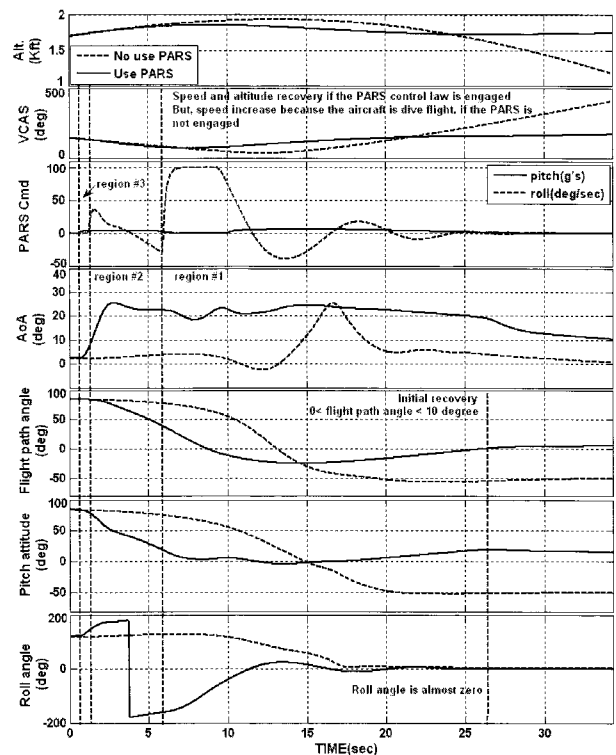


그림 10. 실시간 조종사 평가 결과(M0.95, 85도 피치자세각, 120도 롤각).

Fig. 10. Result of real-time pilot evaluation in M0.95, 85 pitch attitude with 120 degrees roll angle.

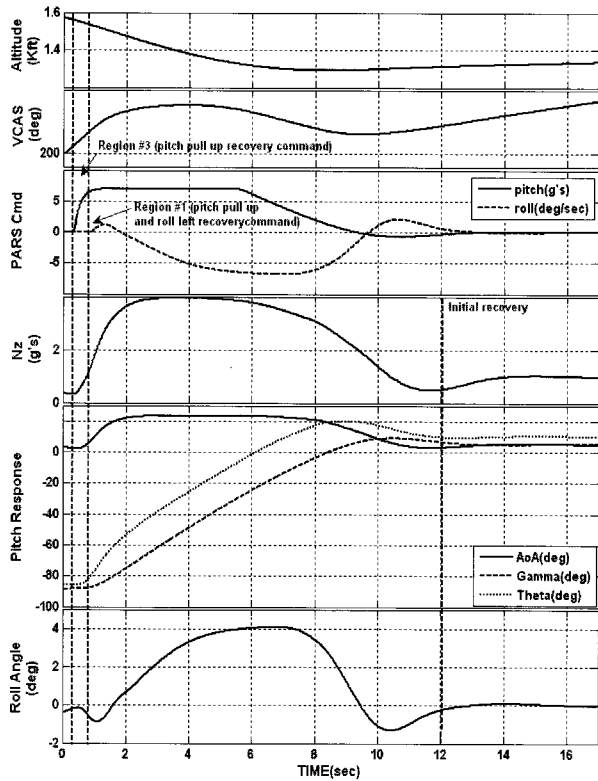


그림 11. 실시간 조종사 평가 결과(M0.31, -90도 피치자세각, 0도 롤각).

Fig. 11. Result of real-time pilot evaluation in M0.31, -90 pitch attitude without roll angle.

7g 기수 들기 회복명령을 주지만 항공기의 속도 감소로 인해 조종면 효과가 저하되어 피치자세각은 자동 감소하여 영역 2로 진입하였다. 영역 2에서는 오른쪽 롤 회복명령을 이용하여 항공기를 배면비행 상태로 만든 후에 4g 기수 들기 회복명령으로 피치자세각을 감소시킨다. 그리고 39도 비행경로각에서 오른쪽 롤 회복명령을 이용하여 수평비행으로 자세 회복을 한다.

그림 11은 M0.31@15kft, -90도 피치자세각, 0도 롤각에서 PARS의 사용 여부에 따라서 실시간 조종사 평가를 수행한 결과를 나타낸다. 본 영역은 피치자세각이 -90도 이하로 영역 3에 속한다. PARS를 사용하지 않을 경우, 급격한 고도 손실로 인해 항공기는 지상과 충돌하였다. PARS를 사용할 경우에는 초기에 피치자세각을 감소시키기 위해 7g 기수 들기 회복명령을 주고, 피치자세각이 -80이상으로 감소하여 영역 3에서 1로 전환된다. 영역 1에서는 피치 및 롤 회복명령을 이용하여 항공기를 수평비행자세로 회복한다.

저속 및 고속영역에서 항공기 자세별로 실시간 조종사 평가를 수행한 결과, 저속영역에서 자세회복 시에 속도 저하로 인하여 조종면 효과가 감소하여 상향 및 하향초과(overshoot) 현상이 발생하였으나, 세로축으로는 초과현상 후에 곧바로 안정화되었고, 가로축으로는 2번의 초과 내에 안정화되었다. 또한, 고도 손실은 고속 영역에서 다소 많이 발생하였으나 10000ft를 넘지 않았고, 회복시간은 평가기준 대비 만족스러웠다.

IV. 결론

고기동을 요구하는 군용항공기는 여러 가지 비정상적인 비행 상황에 대비하여 항공기의 안전을 보장하기 위한 제어법칙의 설계가 필요하다. 현재, 고등훈련기급 제어법칙에는 고받음각 영역에서 항공기의 안전성을 보장하기 위해 고받음각 제한기, 스핀방지, 조종사 명령제한기 및 실속에서의 회복을 위한 MPO가 설계되어 있다. 또한, 항공기의 비행 상태의 측정을 위해 장착되어 있는 공기정보센서 및 조종면을 구동하는 구동기의 다중 결합과 같은 비행제어시스템의 고장이 발생했을 경우, 항공기의 안전성을 보장하기 위하여 형상재구성모드가 설계되어 있다. 그러나 야간비행 시험 시와 같이 외부의 상황을 조종사가 판단하지 못하는 상황에서 각종 센서 및 계기시스템의 고장으로 인하여 계기비행이 불가하거나, 과도한 비행조종에 따른 조종사의 주위 산만으로 인해 항공기의 자세를 적절히 파악 할 수 없을 경우, 항공기의 자세를 안전하게 회복시킬 수 있는 시스템이 필요하다.

본 논문에서는 조종사가 인지하기 어려운 상황에서 항공기의 비정상적인 자세를 1g 수평비행으로 회복하기 위한 PARS의 비행제어법칙을 설계하고 검증하였다. PARS의 설계는 조종사의 조언, 타 항공기의 개발 사례 및 비선형해석을 통하여 고등훈련기에 비정상적인 자세회복에 적절하게 설계 수치를 설정하여 제어법칙을 설계하였다. 설계된 PARS의 비행제어법칙을 이용하여 비선형해석 및 실시간 조종사 평가를 수행한 결과, PARS는 항공기의 비정상적인 자세를 효율적으로 회복시키고, 자세회복에 소요되는 시간 및 고도 손실을 최소화하였다. 이러한 시스템을 향후 고성능 전투기에 적용한다면 항공기의 안전성을 더욱 더 증강시킬 수 있을 것으로 판단한다.

V. 향후 계획

본 논문에서는 항공기의 비정상적인 자세회복에 중점을 두어 설계하였다. 그러나 비정상적인 자세회복 후에 안정한 비행영역으로 속도 및 고도회복(speed and altitude recovery)에 대한 비행제어법칙의 설계가 필요하며, 조종사가 비행 상황을 인지하지 못하는 경우에 지상(ground)과의 거리에 따라 회복 가능한 고도인지 여부를 판단하여 조종사에게 지상충돌경고음을 제공하는 기능이 필요하다. 따라서 회복하는 중에 속도를 최적으로 유지하고, 자세회복 후에 안전한 속도 및 고도로 회복할 수 있도록 ATCS(Automatic Thrust Control System)이 필요하다. 또한 현재 자세 및 고도를 파악하여 PARS를 사용하여 회복 가능한 고도인지 여부를 판단하는 MAES (Minimum Altitude Estimator System)가 필요하다. 따라서 향후계획으로는 자동조종장치, 자동추력장치 및 회복고도추정장치를 설계하여 지속적으로 반영할 예정이다.

참고문헌

[1] T. P. Neal and R. E. Smith, "An inflight investigation to develop system design criteria for mflhter 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.

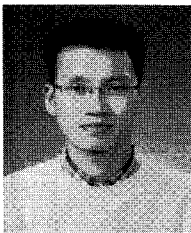
[5] S. R. Combs, A. P. Sanchez-Chew and G. J. Tahke,

"Flight management system integration on the F-117A," *AIAA 92-1077, 1992 Aerospace Design Conference*, February 3-6, 1992.

[6] S. R. Combs, K. G. Gousman and G. J. Tahke, "Pilot activated automatic recovery system on the F-117A," *AIAA 92-1077, 1992 Aerospace Design Conference*, February 3-6, 1992.

[7] G. D. Sweriduk, P. K. Menon and M. L. Steinberg, "Design of a pilot activated recovery system using genetic search methods," *AIAA*, 1999.

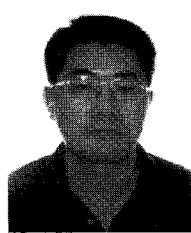
[8] "Flight control design best practices," *NATO Technical Report*, December 2000.



김 종 섭

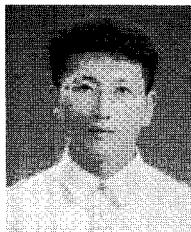
2000년 한국기술교육대학교 제어기계공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) T/A-50 비행역학팀 선임연구원. 관심분야는 비행제어법칙설계 및 해석, 고반응각

제어법칙 설계, 전환장치 알고리즘, 시스템 모델링, 로봇생체모방제어.



조 인 제

1984년 경북대 전자과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 1986년~현재 한국항공산업주식회사 T/A-50 비행제어팀 부장. 관심분야는 안전 중시 소프트웨어 설계/검증.



강 임 주

1999년 경남대학교 컴퓨터공학부 졸업. 2001년 경남대학교 대학원 컴퓨터공학부 석사. 2001년 3월~2001년 11월 Telcom. 2001년 11월~2004년 11월 한국항공우주산업(주) T/A-50 비행역학팀. 2005년 5월~2006년 6월 코아시스

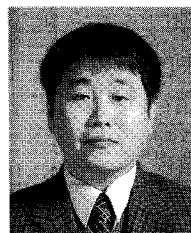
템. 2005년 8월~현재 한국항공 우주산업주식회사 비행역학팀 선임연구원. 관심분야는 시뮬레이터, 시스템 구조 분석 및 소프트웨어 알고리즘 개발.



허 기 봉

1987년 서울대학교 산업공학과 졸업. 1989년 동 대학원 항공우주공학과 석사. 2005년 미국 Texas A&M 대학교 항공우주공학과 박사. 1995년 미 FAA 조종면장보유. 1989년 3월~현재 국방과학연구소 책임연구원, 비행제어그룹

장. 관심분야는 비행역학 설계, 해석, 제어법칙설계 및 시뮬레이션.



이 은 용

1987년 서울대학교 항공공학과 졸업. 1989년 동 대학원 항공우주공학과 석사. 1989년 9월~현재 국방과학연구소 비행제어그룹 선임연구원. 관심분야는 항공기 비행제어법칙설계, 해석 및 시뮬레이션.