

# HBS-SWMC 환경에서의 전환장치 설계 및 검증에 관한 연구

## A Study on the Design and Validation of Switching Mechanism in Hot Bench System-Switch Mechanism Computer Environment

김 종 섭\*, 조 인 제, 안 종 민, 이 동 규, 박 상 선, 박 성 한

(Chong-sup Kim, In-je Cho, Jong-min Ahn, Dong-kyu Lee, Sang-seon Park, and Sung-han Park)

**Abstract** : Although non-real time simulation and pilot based evaluations are available for the development of flight control computer prior to real flight tests, there are still many risky factors. The control law designed for prototype aircraft often leads to degraded performance from the initial design objectives, therefore, the proper evaluation methods should be applied such that flight control law designed can be verified in real flight environment. The one proposed in this paper is IFS(In-Flight Simulator). Currently, this system has been implemented into the F-18 HARV(High Angle of Attack Research Vehicle), SU-27 and F-16 VISTA(Variable stability In flight Simulation Test Aircraft) programs. This paper addresses the concept of switching mechanism for FLCC(Flight Control Computer)-SWMC(Switching Mechanism Computer) using 1553B communication based on flight control law of advanced supersonic trainer. And, the fader logic of TFS(Transient Free Switch) and stand-by mode of reset '0' type are designed to reduce abrupt transient and minimize the integrator effect in pitch axis control law. It has been turned out from the pilot evaluation in real time that the aircraft is controllable during the inter-conversion process through the flight control computer, and level 1 handling qualities are guaranteed. In addition, flight safety is maintained with an acceptable transient response during aggressive maneuver performed in severe flight conditions

**Keywords** : SWM(Switching Mechanism), RFCS(Research Flight Control System), PFCS(Primary Flight Control System), TFS(Transient Free Switch), STB Mode(Stand-By Mode)

### I 서론

비행제어법칙 검증은 비실시간 시뮬레이션(non-real time simulation) 및 실시간 조종사 평가(real time pilot evaluation)를 통해 지상에서 일부 수행되지만, 이러한 검증 방법은 항공기 동특성을 파악하는데 한계가 있다. 따라서 항공기의 동특성을 정확하게 파악하기 위해서는 실제 항공기를 이용한 비행시험(flight test)이 필요하다. 그러나 검증되지 않은 비행제어컴퓨터 및 비행제어법칙을 이용하여 초도 비행시험을 수행하는 것에는 많은 위험 부담이 따른다. 따라서 초도 비행을 수행하기 전에 설계된 비행제어컴퓨터 및 비행제어법칙을 이용하여 항공기의 동특성을 파악하고, 비행 안전성을 검증하기 위한 공중모의 비행시험기(IFS: In-Flight Simulator)가 필요하다. IFS는 SU-27, F-18 HARV(High Angle of Attack Research Vehicle) 및 F-16 VISTA(Variable stability In flight Simulation Test Aircraft)에서 적용되고 있다[1].

IFS의 개념은 신규 항공기에서 새로이 개발된 제어법칙(RFCS: Research Flight Control System)의 검증을 위해 이전에 검증된 바 있는 고유의 비행제어법칙(PFCS: Primary Flight Control System)이 RFCS에 대기모드로 추가된다. 따라서 이·착륙 및 비행시험 영역까지의 비행은 PFCS를 이용하고, 검증 영역에서는 RFCS로 전환하여 신규 제어법칙

을 이용해서 항공기 동특성을 파악한다. 그러므로 RFCS를 이용하여 항공기 동특성을 정확하게 파악할 수 있고, PFCS를 대기모드로 적용함으로써 비행 안전성을 높일 수 있을 뿐만 아니라, 비행제어시스템 및 비행제어법칙 개발을 위한 위험 부담을 줄일 수 있다[2,3].

본 논문에서는 TFS(Transient-Free Switch) 개념의 페이더 로직 및 리셋 '0' 타입의 대기모드(stand-by mode)를 이용한 전환제어법칙을 설계하여 고등훈련기급 항공기 모델에 적용하였다. PFCS는 FLCC(Flight Control Computer), RFCS는 SWMC(Switching Mechanism Computer)를 기반으로 설계하였고, 제어법칙간의 상호 데이터 통신은 MIL-STD-1553B 통신을 적용하였다. 또한, 전환제어법칙은 PFCS에 설계하여 모든 권한을 PFCS가 통제하게 하였다. FLCC-SWMC 환경에서 개발된 전환장치는 실시간 조종사 평가를 통해 최종 검증하였다.

### II. 제어법칙설계

#### 1. 비행제어법칙

##### 1.1 세로축 제어법칙설계

세로축 비행제어법칙은 모델 역변환설계기법(dynamic inversion)과 비례-적분(proportional-plus-integral) 제어방식을 채택하고 있으며, 또한 기동 시에 초기 피치각가속도의 증강을 위한 개루프 제어명령(open loop feed forward control command)이 사용된다[4].

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

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 1. 14., 채택확정 : 2008. 4. 28.

김종섭, 조인제, 이동규, 박상선, 박성한 : 한국항공우주산업  
(roboskim@koreaero.com/fogchoij@koreaero.com/dongkyulee@koreaero.com/shpark73@koreaero.com/shinavro@koreaero.com)

안종민 : 국방과학연구소(ajmkja@hanfos.com)

phase category C, PA: Power Approach mode)는 정밀한 자세 제어를 위한 피치각속도추종시스템(pitch rate following system)이다.

세로축 제어법칙의 내부루프 제한(inner loop feedback)에 사용되는 상태변수는 받음각(angle of attack), 피치각속도 및 수직가속도이다. 여기서 받음각 제한은 정적으로 불안정한 항공기를 안정한 상태로 바꾸어 주고, 항공기의 단주기 특성(short period characteristic)의 고유진동수를 증가시켜 준다. 피치각속도 제한은 단주기 특성의 감쇄율(damping ratio)을 증가시켜 주는 역할을 한다. 한편, 수직가속도 제한은 무게중심점의 수직가속도가 아닌 가속도계 위치에서의 수직가속도로, 이를 제한시키면 무게 중심점의 수직가속도 및 피치각속도도 제한시키는 결과를 가져오며, 단주기 특성의 고유 진동수와 감쇄율 모두를 증가시킨다.

1.2 가로-방향축 제어법칙

가로-방향축 비행제어법칙은 미끄럼각-미끄럼각속도 제한 구조의 제어기법을 이용하여 제한이득을 설계한다. 그러나 비대칭 무장형상에서 세로축 기동 시 발생하는 롤운동 현상을 제거하기 위해 세로축 기동과 같이 작은 롤 조종입력이나 롤각속도가 작은 영역에서 롤각속도 제한이득을 상대적으로 증가시켜 롤축 조종 사 명령이득과 동일하게 사용하는 단순롤각속도 제한 구조(simple roll rate feedback structure)의 제어법칙을 가로축에 일부 적용하였다[5].

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

가로축 제어는 플레퍼론과 수평꼬리날개(horizontal tail)를 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 및 받음각에 의해 제한된다. 그러므로 순항비행 및 이·착륙시의 최대 롤각속도는 상기의 3가지 변수에 의해 줄어들게 된다.

가로축 제한변수는 롤모드 시상수(roll mode time constant) 또는 안정미계수  $L_p$ 를 증가시키기 위하여 롤각속도를 제한시키며, 이 롤각속도는 안정축(stability axis)에 대한 롤을 위한 것이다. 이는 항공기가 안정축 또는 바람축(wind axis)에 대하여 롤을 하지 않게 되면 수평비행시의 받음각은 롤을 함에 따라 미끄럼각으로 나타나 바람직하지 않은 구조연계현상(structural coupling)이 발생하기 때문이다. 또한, 롤각속도 및 요우각속도 제한루프에는 구조연계현상 제거필터를 사용한다.

방향축 제어는 수직꼬리날개를 사용한다. 조종사의 리더 명령은 리더명령구배(rudder command gradient)에 의해 미끄럼각 명령으로 변환되며, 고받음각에서의 이탈현상을 방지

하기 위하여 롤각속도의 증가에 따라 그 크기가 감소하게 된다. 방향축 제한변수는 롤각속도와 미끄럼각과 미끄럼각속도로서 주로 더치를 모드(dutch roll mode)의 고유진동수와 감쇄율의 증강에 사용된다.

2. 페이더 로직

상이한 두 제어법칙 간의 전환 시, 조종면 제어명령의 차이로 인해 발생하는 급격한 천이응답을 제거하기 위해 페이더 로직을 적용하였다. 페이더 로직에는 on-line, off-line 및 선형함수를 이용한 off-line와 같은 페이더 로직이 연구된 바가 있으며, F-18 HARV에서는 on-line 페이더를 이용하여 급격한 천이응답을 최소화 하였다[6,7]. 본 연구에서는 SRL(Software Rate Limiter)를 이용한 TFS를 적용하였다. TFS는 on-line 페이더와 동일한 결과를 갖는 로직으로 구조가 간단하여 적용하기 용의하고, 고등훈련기에서 착륙외장형상 변경에 의한 제어법칙의 전환 시에 적용되고 검증된 방식이다.

그림 1은 SRL을 이용한 TFS 로직의 구조도 및 조종면 전환 기법은 나타낸다. 작동 원리는 두 제어법칙 간의 전환 시,  $\Delta T$  시간 동안 전환이 발생하고 PFCS에서 발생하는 조종면 제어명령은 100%에서 0%로 선형적으로 감소하고, RFCS에서 발생하는 조종면 제어 명령은 0%에서 100%까지

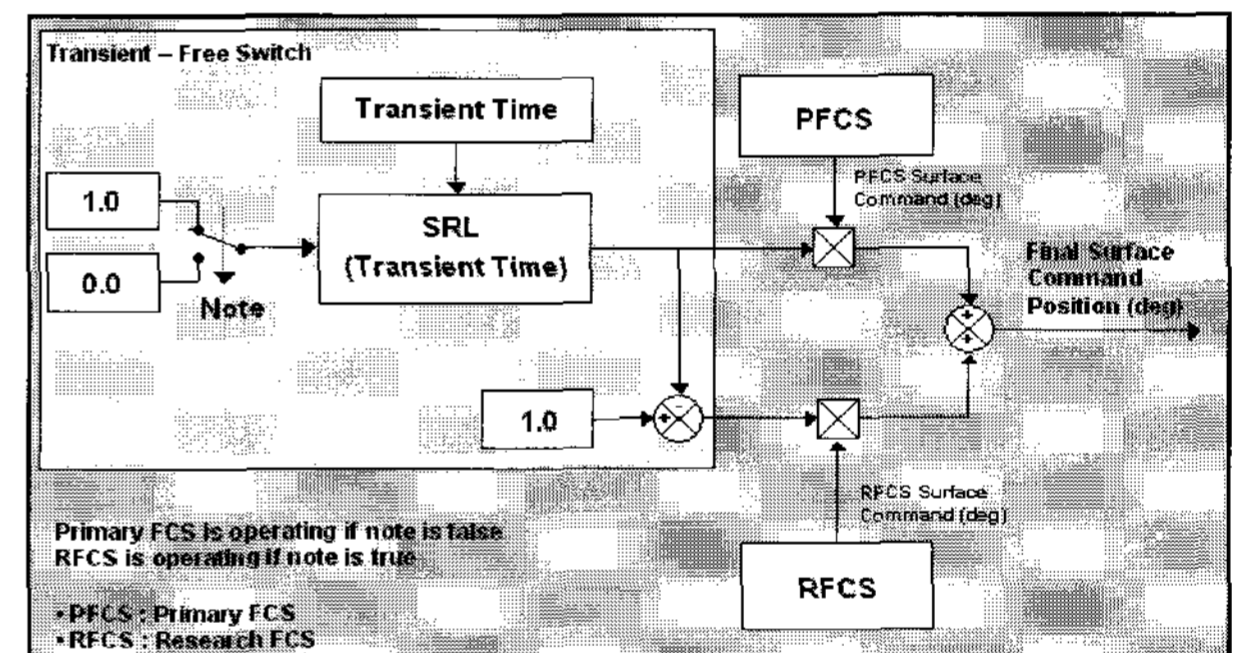


그림 1. TFS를 이용한 페이더 제어법칙.  
Fig. 1. Fader logic of TFS.

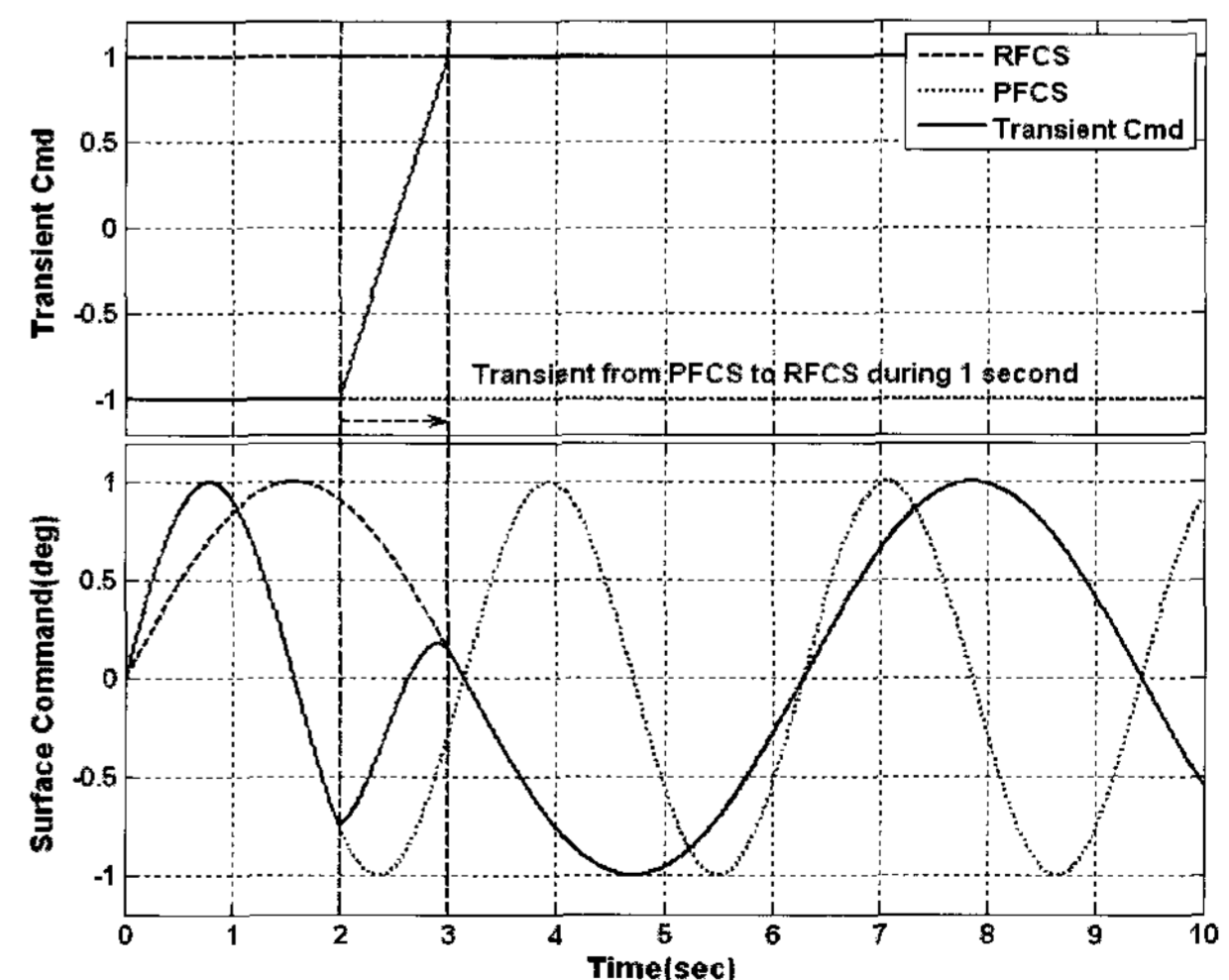


그림 2. TFS의 응답 특성.  
Fig. 2. Response tendency of SRL.

선형적으로 증가한다. 따라서 제어법칙 간의 조종면 제어명령에 대한 차이를 상쇄시켜 천이응답을 최소화하는 방식이다. 그림 2는 PFCS에서 RFCS로 1초 동안 전환하는 시뮬레이션 결과이다. 그림 2의 위에 도시된 그림은 전환신호(transient signal)를 나타내며, 아래에 도시된 그림은 사인파 입력에 대한 조종면 전환특성을 나타낸 것으로 PFCS에서 RFCS로 전환을 수행할 경우, 조종면 제어명령이 부드럽게 전환된다는 것을 볼 수 있다.

$$\delta_{CMD} = \delta_{RFCS} \times \left(1 - \frac{\delta t}{\Delta T}\right) + \delta_{PFCS} \left(\frac{\delta t}{\Delta T}\right) \quad (1)$$

- $\delta_{CMD}$  : 조종면 제어 명령에 인가되는 제어입력
- $\Delta T$  : 전환이 이루어지는 과도 기간
- $\delta t$  : 과도 기간 동안 0에서  $\Delta T$ 까지 선형적으로 증가하는 카운터
- $\delta_{PFCS}$  : PFCS 조종면 제어 명령
- $\delta_{RFCS}$  : RFCS 조종면 제어 명령

### 3. 대기모드

일반적으로 PFCS와 RFCS는 유사한 형태의 항공기에 적용되나, 제어법칙의 차이로 인해 조종면 제어명령의 차이가 발생한다. 그리고 제어법칙에 적분기를 포함하고 있을 경우에는 활성화 되지 않은 제어법칙의 조종면 제어명령은 오차의 누적으로 인해 포화(saturation) 상태가 될 수 있다. 따라서 상호 전환 시, 조종면 제어명령의 많은 차이로 인해 급격한 천이응답이 발생하여 비행 안전성이 크게 훼손될 수 있다. 따라서 이러한 포화 현상을 제거하여 천이응답을 최소화하기 위해 활성화 되지 않은 조종면 제어명령을 '0'로 초기화하는 대기모드가 필요하다.

그림 3은 활성화 되지 않은 제어법칙의 적분기를 '0'로 초기화하는 대기모드 로직을 나타낸다. 대기모드는 적분기(integrator), 조종면 제어명령의 최대/최소 값을 제한하는 제한기, 이득(gain) 및 적분기 포화현상을 방지하기 위한 감긴 현상 방지기(wind-up compensator)로 구성되어 있다. 대기모드는 적분기가 포함되어 있는 세로축 제어법칙에 적용하였으며, 적분기를 포함하지 않는 가로-방향축에는 적용하지 않았다.

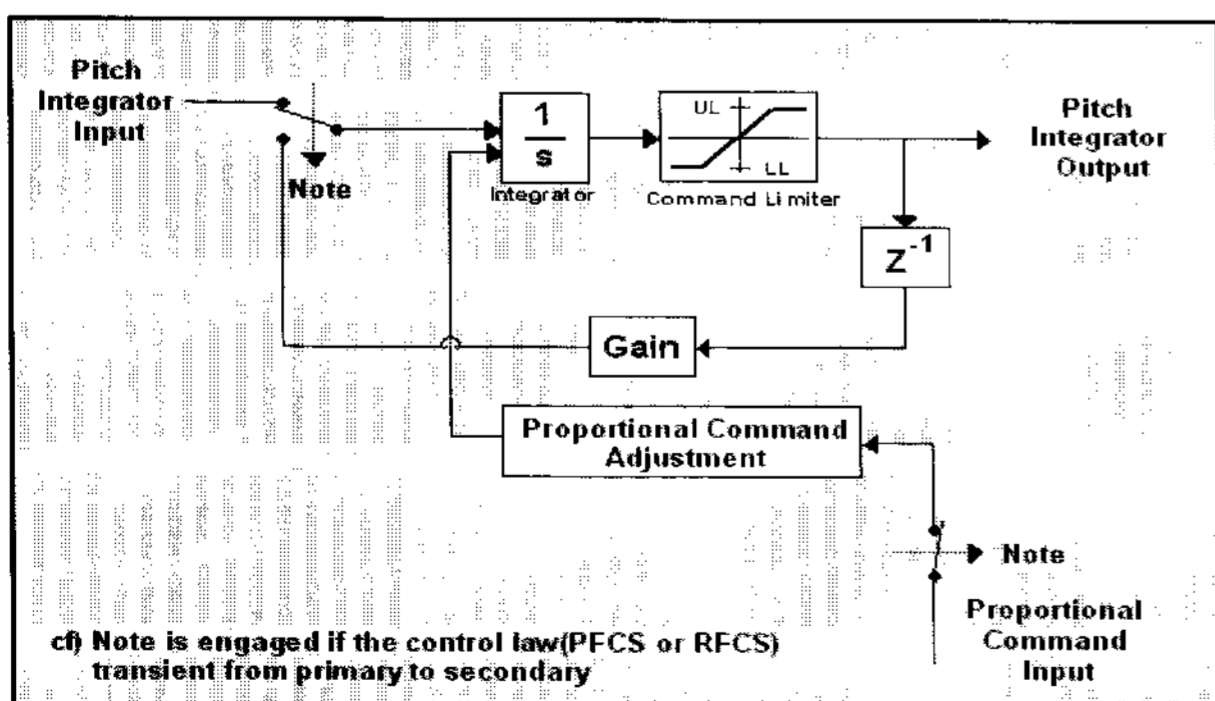


그림 3. 리셋 '0' 타입의 대기모드 제어법칙.  
Fig. 3. Stand-by mode(reset '0' type).

## III. 전환장치 설계 및 해석

### 1. 시험영역 및 해석 방법 선정

시험영역은 그림 4와 같이 3가지 경우로 선정하였다. 첫째, 새로운 시스템 환경에 적용된 비행제어법칙을 평가하기 위해 UA 형상에서는 M0.65@20kft, M0.23@10kft, M0.75@5kft, M0.95@20kft, M1.0@40kft, 1g 및 M0.8@20kft, 3g, PA 형상에서는 275knots@5kft, 135knots@5kft에서 PFCS 및 RFCS를 대상으로 여러 가지 기동을 이용하여 복귀평가(regression test)를 수행하였다. 둘째, 비행제어컴퓨터 간의 상호 전환 시에 발생하는 천이현상을 평가하기 위해 300knots@20kft, M0.6@25kft, M0.85@25kft, M0.5@15kft 및 M0.75@15kft, UA, 1g 수평비행 상태에서 상호 전환을 수행하였다. 이때, 조종사가 제어하지 않는 상태에서 전환 후에 안정화되는지를 평가하였고, 전환 중에 조종사의 제어 입력으로 항공기를 적절하게 제어가능한지를 판단하였다. 셋째, 비행 중에 조종사가 원하지 않는 상태에서 상호 전환될 경우, 항공기 안전성에 미치는 영향을 평가하기 위해 M0.8@5kft, 179knots@30kft 및 M0.9@30kft에서 조종사의 과도 기동 중에 상호 전환하여 천이응답특성이 항공기 안전도에 미치는 영향성을 평가하였다.

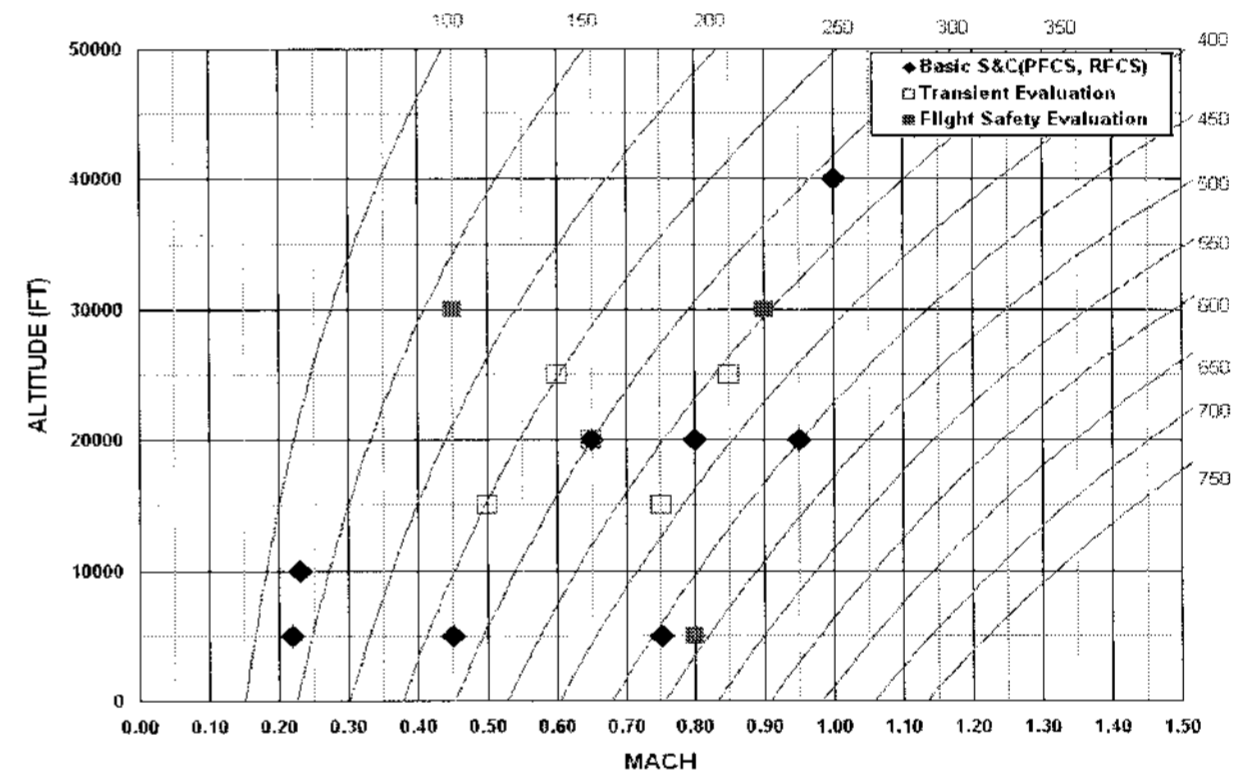


그림 4. 시험영역.  
Fig. 4. Test points.

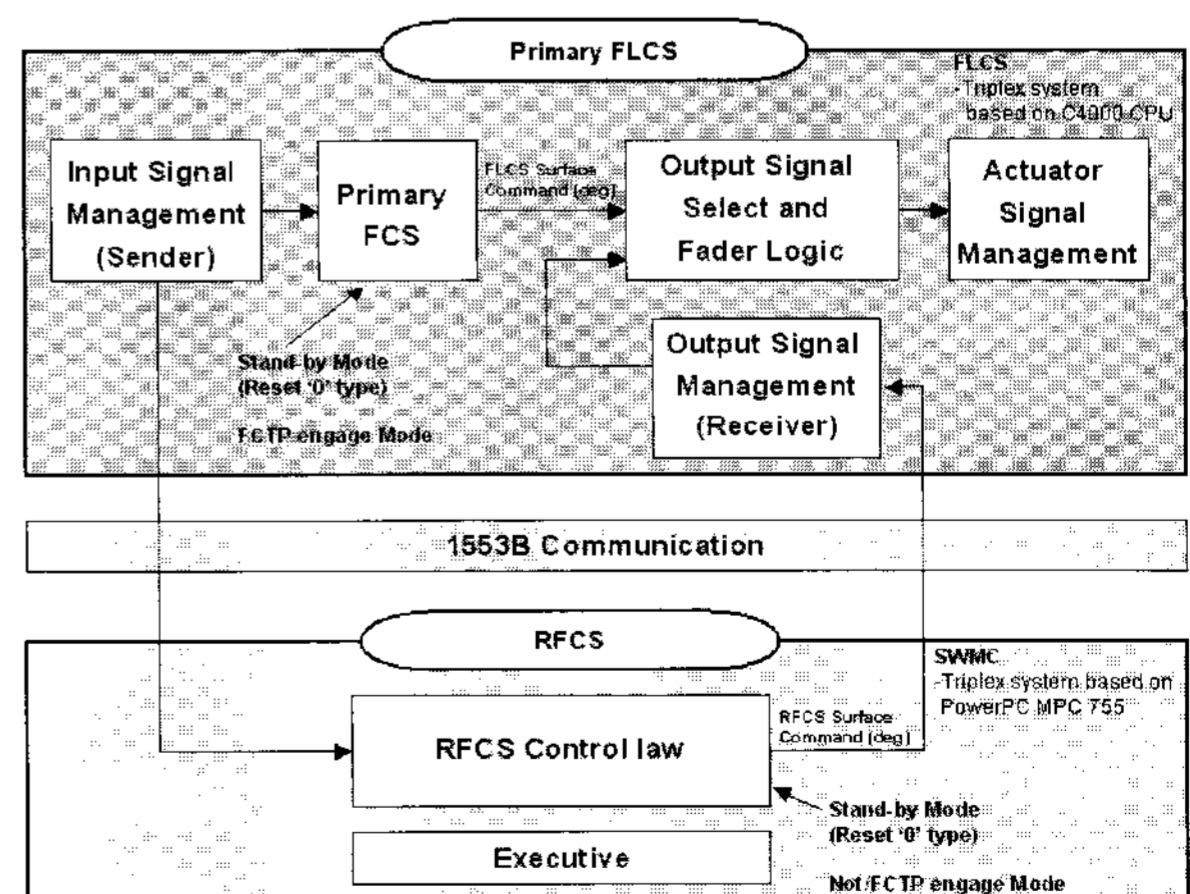


그림 5. FLCC- SWMC 환경에서의 전환장치 설계 개념.  
Fig. 5. Concept of switching mechanism in FLCC-SWMC environment.

2. 설계 개념

그림 5는 FLCC-SWMC 기반의 전환장치 설계개념을 나타낸다. 본 개념은 개발된 RFCS를 SWMC에 3중 구조로 설계하여 기존의 제어법칙인 PFCS와 독립적으로 설계하는 개념이다[8,9]. FLCC와 SWMC간의 통신은 1553B 통신을 적용하였으며, 제어법칙에 필요한 입력 변수 및 계산된 출력 변수를 주고받는 발신부(sender)와 수신부(receiver)를 설계하였다. 그리고 페이더와 대기모드를 포함한 전환제어법칙은 PFCS 부분에 설계하여 통제 권한을 PFCS가 갖게 하였다.

3. FLCC-SWMC 환경

HBS(Hot Bench Simulator) 환경에서 호스트 컴퓨터(host computer)는 항공기 모델 수행과 관련된 외부 입출력 데이터를 제공하며, 사양은 고성능의 중앙처리장치(CPU: Central Processing Unit) 6개와 메모리 1.5G를 사용한다. 영상혼합기(video mixer)는 영상생성기(image generator)에서 제공되는 지형 데이터베이스에 전방 방향 시현기(HUD: Head Up Display) 정보를 추가하여 채널별로 영상출력기(display monitor)에 제공한다. 신호연동장치(SIU: Signal Interface Unit)는 항공기의 하드웨어 입력을 호스트 컴퓨터에 제공하며, 호스트 컴퓨터에서 요구되는 초기 설정값 및 항공기 모델링 모듈의 출력과 같은 신호를 하드웨어 장비에 제공한다. 호스트 컴퓨터의 시뮬레이션 프로그램은 포트란(fortran)과 C 언어로 구성되어 있으며 다중 중앙처리장치를 이용하여 제어모듈을 시뮬레이션 한다. 제어모듈은 64Hz로 수행되며 조종면 입력 및 모델링 모듈들로부터 입력을 제공 받아 수행한다.

FLCC 환경은 TI사의 C4000 계열의 CPU를 사용하였으며, 3중 구조로 되어 있고 CPU 간의 상태를 체크할 수 있도록 설계되어 있다. 호스트 컴퓨터에서 제공하는 항공기 신호를 ETS(Engineering Test Station)를 통하여 FLCC에서 요구하는 전기신호로 변경한 후에 FLCC로 전달한다. 그리고 1553B 통신을 이용하여 SWMC로 필요한 입력데이터를 제공하며, SWMC에서 계산된 조종면 명령(surface command)은 FLCC로 다시 전달된다. 그리고 FLCC와 SWMC에서 제

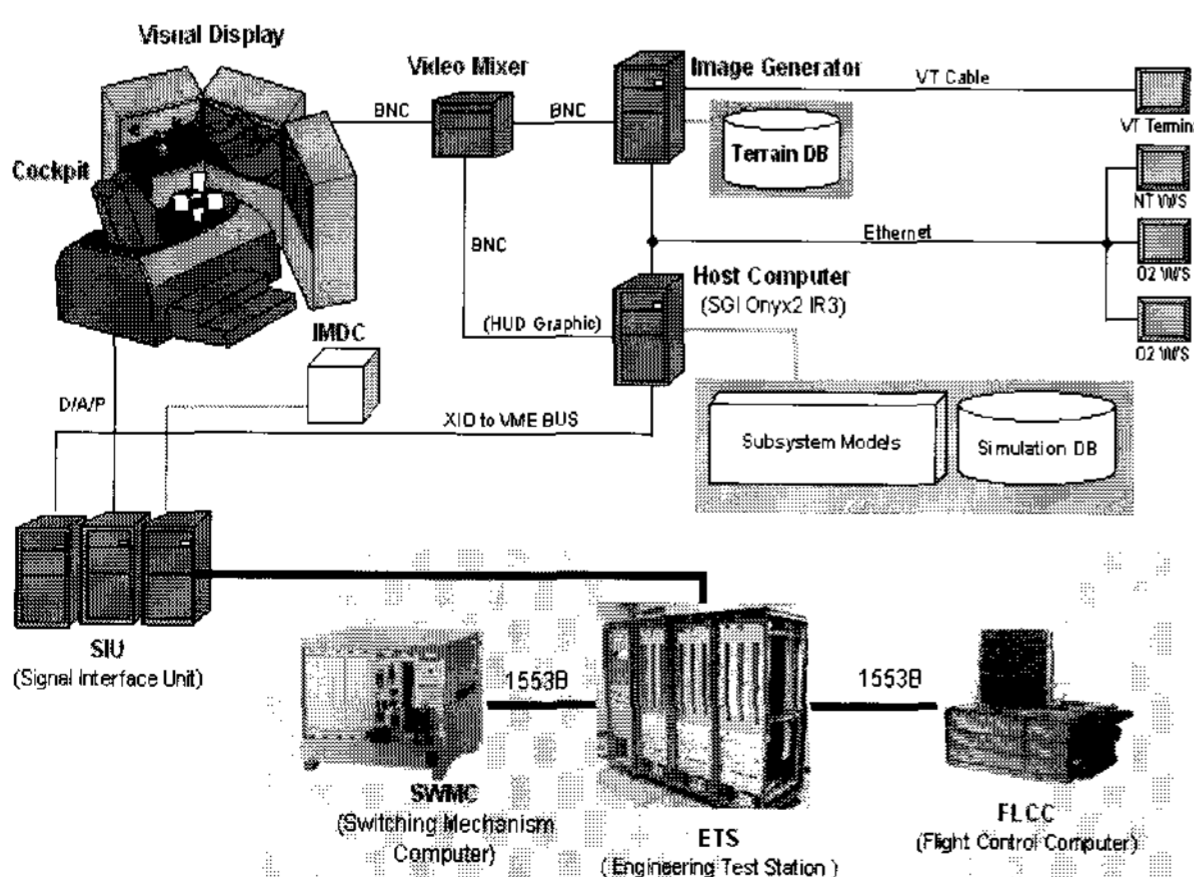


그림 6. FLCC-SWMC 시스템 환경.

Fig. 6. FLCC-SWMC system environment.

공된 조종면 명령은 전환제어법칙을 통과함으로써 항공기가 사용하게 될 최종 조종면 명령을 결정된다. 최종적으로 항공기에 제공하게 될 조종면 제어명령은 ETS를 통해 호스트 컴퓨터로 전달된다. SWMC는 상용보드로써 PowerPC MPC755를 사용하였으며 3중 구조로 되어 있고, FLCC와 통신을 위하여 CPU 보드 내에 1553B 보드를 장착하였다. 그리고 운영체제는 RTOS(Real-Time OS)로써 VxWorks를 사용하였다.

4. 적분기 영향성 검토 및 전환시간 선정

4.1 적분기에 의한 조종면 포화 현상에 대한 영향성 분석  
 세로축에 적용되어 있는 적분기의 영향성을 검토하기 위해 실시간 조종사 평가를 수행하였다. 전환제어법칙은 대기모드를 제외하고 페이더 로직을 적용하였으며, M0.8@10kft 영역에서 상호 전환을 수행하였다. 제어법칙간의 차이를 두기 위해 RFCS의 피치각속도 제한이득을 30% 증가시켰으며, 적분기가 작동하고 있는 상태에서 3-g 롤기동 중에 RFCS로 전환하고, 수평 비행으로 회복한 후에 다시 PFCS로 복귀하였다. 또한, 수평비행상태에서 세로축 적분기를 제거하여 적분기에 대한 영향성을 평가하였다.

그림 7은 M0.8@10kft, F0, UA 영역에서 3-g 롤기동 중에 RFCS로 전환하고 다시 PFCS로 복귀하는 평가 결과를 나타낸다. RFCS로 전환한 후에 수평비행상태에서도 PFCS와 RFCS의 대칭 수평꼬리날개 제어명령의 차이가 발생하였으며, PFCS로 전환한 후에도 RFCS의 대칭 수평꼬리날개 제어명령이 비정상적인 값을 유지한다는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 가로-방향축 조종면 제어명령에는 발생하지 않고, 대칭 수평꼬리날개 제어명령에만 발생하였다. 이러한 현상은 과도 기동 시에 사용하지 않는 세로축 제어법칙의 적분기 오차 누적으로 인해 발생한다.

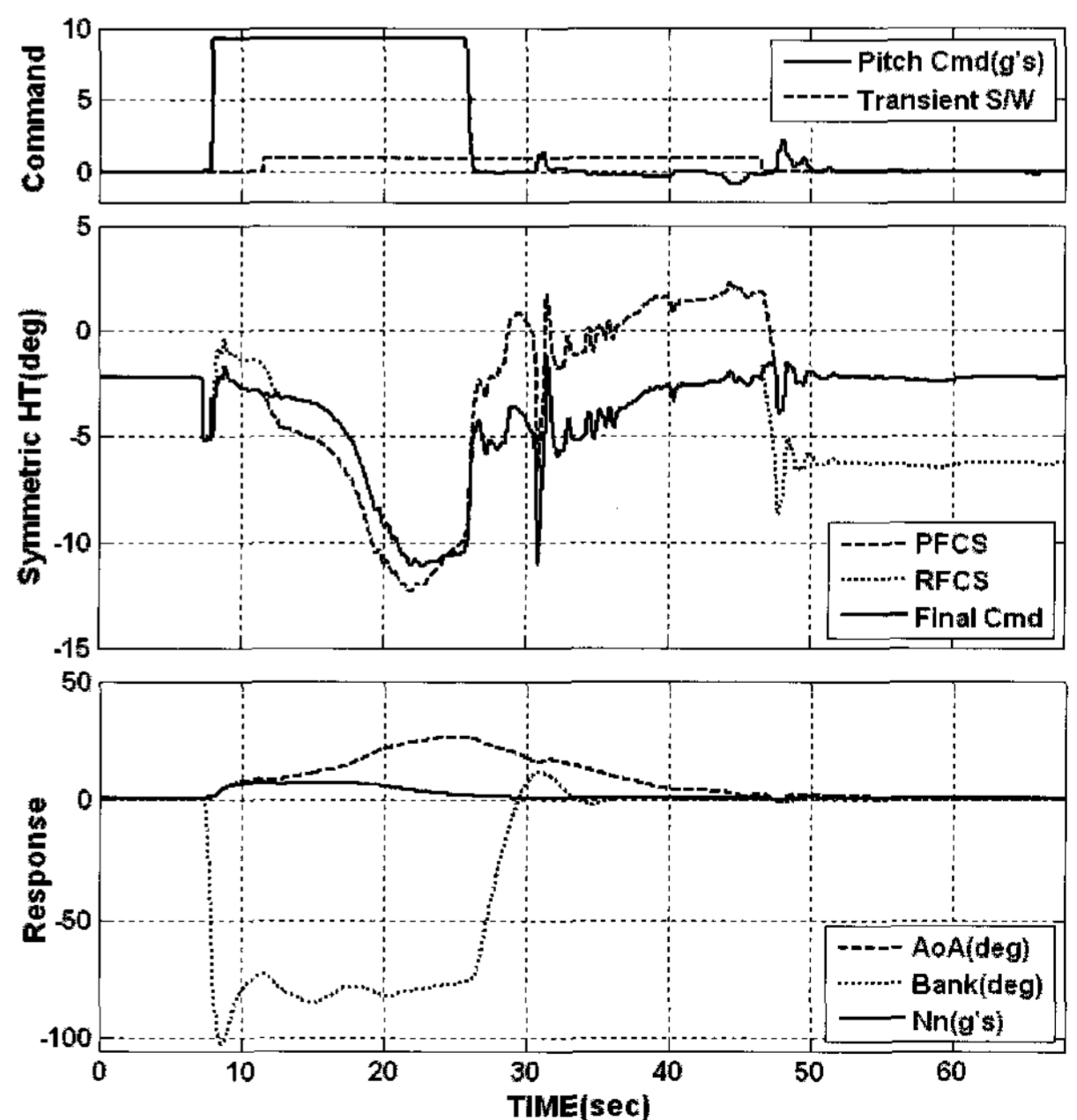


그림 7. 3-g 선회기동시의 상호 전환을 수행한 결과.

Fig. 7. Result of simulation for inter-conversion during 3-g bank turn.

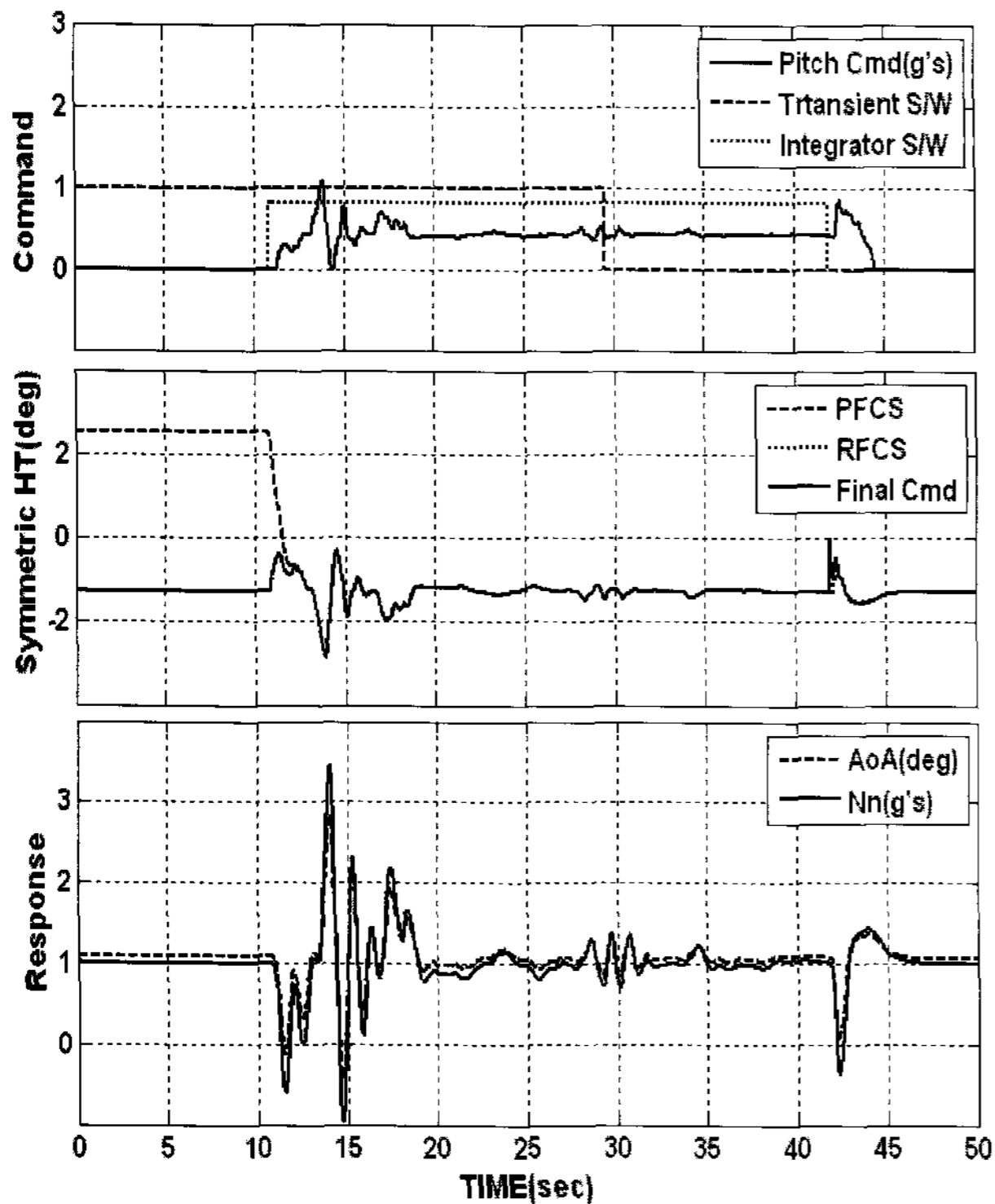


그림 8. 1-g 수평비행 상태에서 세로축 적분기를 적용하지 않고 상호 전환을 수행한 결과.

Fig. 8. Result of simulation for inter-conversion with pitch integrator disable during 1-g level flight.

그림 8은 M1.1@10Kft, F0, UA 영역에서 적분기에 대한 영향성을 평가하기 위해 수평비행상태에서 적분기 사용 여부에 따라 상호 전환을 하였다. 초기에 과도한 기동 후에 적분기 영향으로 발생한 PFCS의 비정상적인 대칭 수평 꼬리날개의 제어명령은 적분기를 제거하였을 때, RFCS와 일치 한다는 것을 볼 수 있었다. 또한 적분기를 제거하고 상호 전환을 할 경우 작동하지 않는 제어법칙에 비정상적인 조종면 제어명령이 발생하지 않았다.

조종사 평가 결과, 상이한 두 제어법칙이 적용될 경우에 조종면 제어명령에는 오차가 발생한다. 또한, 동일한 제어법칙이라 할지라도 조종사의 과도한 기동 중에 통신지연에 의해서 활성화되지 않은 제어법칙의 조종면 제어명령이 적분기로 인해 오차를 누적하여 포화상태에 이를 수 있다. 따라서 이러한 현상을 방지하기 위해서는 대기모드가 필요하다.

#### 4.2 전환시간의 선정

전환시간에 따른 천이 응답특성을 분석하기 위하여 비실시간 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 9는 M0.8@10ft, UA, 1g 수평비행상태에서 세로축 가진 후에 조종사의 명령이 없는 상태에서 전환시간의 변경에 따라 상호 전환하는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 시뮬레이션 결과, 전환시간이 0.1초일 경우에 피치각속도, 수직각속도 및 받음각의 변화율이 다소 크게 발생하였다. 그리고 전환시간을 증가시킬수록 각 변수에 대한 변화율은 감소하였으나, (+) 방향으로 초과현상(positive overshoot)이 발생하여 응답특성이 좋지 않

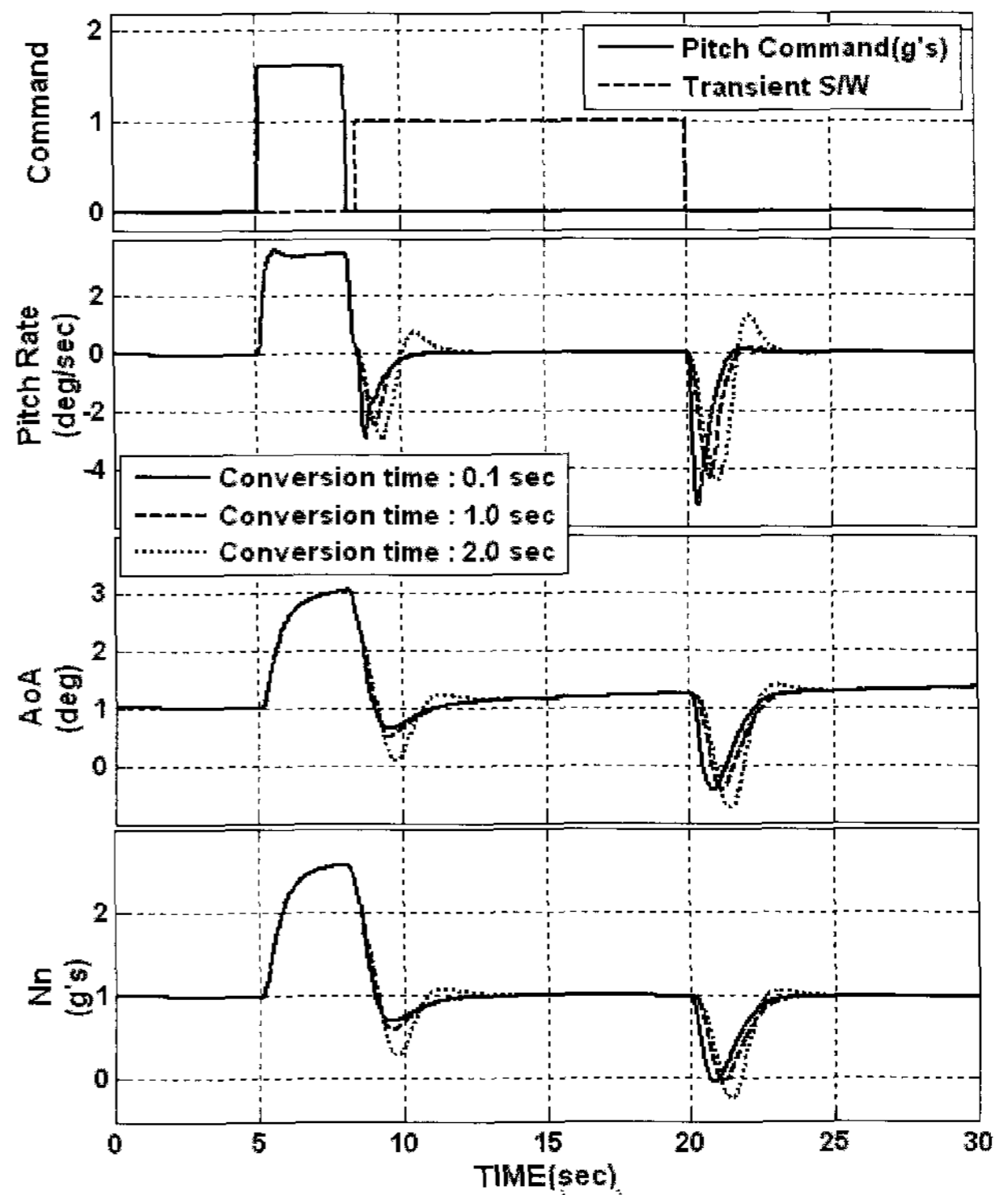


그림 9. M0.8@10kft, UA 1-g 수평비행 상태에서 상호 전환을 수행한 결과.

Fig. 9. Result of simulation for inter-conversion in M0.8@10ft, UA, 1g.

았다. 따라서 전환시간을 1초로 하였을 경우에 천이 응답이 가장 작게 발생하였다.

#### 5. 실시간 조종사 평가

HBS 환경에서 FLCC-SWMC 전환장치를 평가하기 위해 실시간 조종사 평가를 수행하였다. 평가항목은 PFCS와 RFCS에 대한 복귀평가, 비행제어컴퓨터 간의 상호 전환 시에 발생하는 천이현상을 평가하기 위한 천이현상평가(transient evaluation), 대표적인 영역에서 조종사의 과도 기동 중에 상호 전환하여 천이응답특성이 항공기 안전도에 미치는 영향성을 평가하기 위한 비행안전성 평가(flight safety evaluation)이다.

##### 5.1 복귀평가

FLCC 및 SWMC 환경에 적용된 비행제어법칙을 평가하기 위해 복귀평가를 수행하였다. 시험영역은 UA 형상에서는 M0.65@20kft, M0.23@10kft, M0.75@5kft, M0.95@20kft, M1.0@40kft, 1g 및 M0.8@20kft, 3g, PA 형상에서는 275 knots@5kft, 135knots@5kft에서 PFCS 및 RFCS를 대상으로 여러 가지 기동을 수행하였다. 기동은 세로축 및 가로-방향 축 가진(pitch and yaw-roll doublet), WLSS(Wings Level Side Slip), 및 360도와 60도 왼쪽 및 오른쪽 롤기동(360 degree and 60 degree roll left release/right capture)을 대표적으로 수행하였다.

표 1은 FLCC 및 SWMC 환경에서의 복귀평가 결과를 나타낸다. 동일한 시험 영역에서 여러 가지 기동을 수행한 결과, 조종 입력에 따른 항공기 응답 특성이 동일하게 발생

표 1. FLCC 및 SWMC 환경에서의 복귀평가 결과.

Table 1. Result of regression test for FLCC and SWMC.

Alt. (kft)	Mach	AoA (deg)	Config.	Maneuver	Result	
					PFCS	RFCS
20	0.65	-	UA	case #1	pass	pass
10	0.23	16	UA	case #1	pass	pass
5	0.75	-	UA	case #1	pass	pass
20	0.95	-	UA	case #1	pass	pass
40	1.0	-	UA	case #1	pass	pass
20	0.85	(3g)	UA	case #1	pass	pass
5	0.45	-	PA	case #2	pass	pass
5	0.22	11	PA	case #2	pass	pass

case #1 : pitch and, yaw-roll doublet, Wings Level Side Slip, 360-degree roll left release/right capture

case #2 : pitch and yaw-roll doublet, Wings Level Side Slip, 60-degree roll left release/right capture

다는 것을 확인하였고, 기동 중에 특이 사항을 발견하지 못하였다.

5.2 천이현상 평가

본 장절에서는 설계된 전환제어법칙인 페이더로직 및 대기모드를 평가하기 위한 것으로 특정 영역에서 수평비행시에 비행제어컴퓨터 간에 상호 전환을 수행하였다. 이때, 전환 후에 항공기 응답이 안정화되는지를 판단하였고, 전환 중에 조종사에 의해서 제어가능하고 천이응답을 감소시킬 수 있는지를 평가하였다. 시험영역은 300knots@20kft, M0.6@25kft, M0.85@25kft, M0.5@15kft 및 M0.75@15kft, UA, 1g 수평비행상태를 선정하였다. 평가방법은 1-g 수평비행상태에서 조종사의 입력 조작 없이 PFCS에서 RFCS로 전환하여 항공기가 몇 초 후에 안정화되는지 판단하였다. 그리고 RFCS를 이용하여 1-g 수평비행상태로 트림(trim)을 수행한 후에 조종사의 입력보상과 함께 PFCS로 전환한다. 이때, 조종사의 입력보상에 의해 항공기를 적절하게 제어가능한지 여부를 판단하였다. 판단 지수로는 조종성 평가 지수(handling quality rating)를 적용하였다.

표 2는 HBS 환경에서의 비행제어컴퓨터 간의 상호 전환시에 천이현상에 대한 조종사 평가 결과를 나타내며, 그림 10과 11은 M0.6@25kft 및 M0.5@15kft, UA, F0에서 1-g 수

표 2. 비행제어컴퓨터간의 상호전환 시에 천이응답 특성 평가 결과.

Table 2. Result of transient evaluation for inter-conversion between FLCC and SWMC.

Alt. (kft)	Mach	VCAS (knots)	Config.	Stability	Controllability	HQR
20	-	300	UA	○	○	1
25	0.6	-	UA	○	○	1
25	0.85	-	UA	○	○	1
15	0.50	-	UA	○	○	1
15	0.750	-	UA	○	○	1

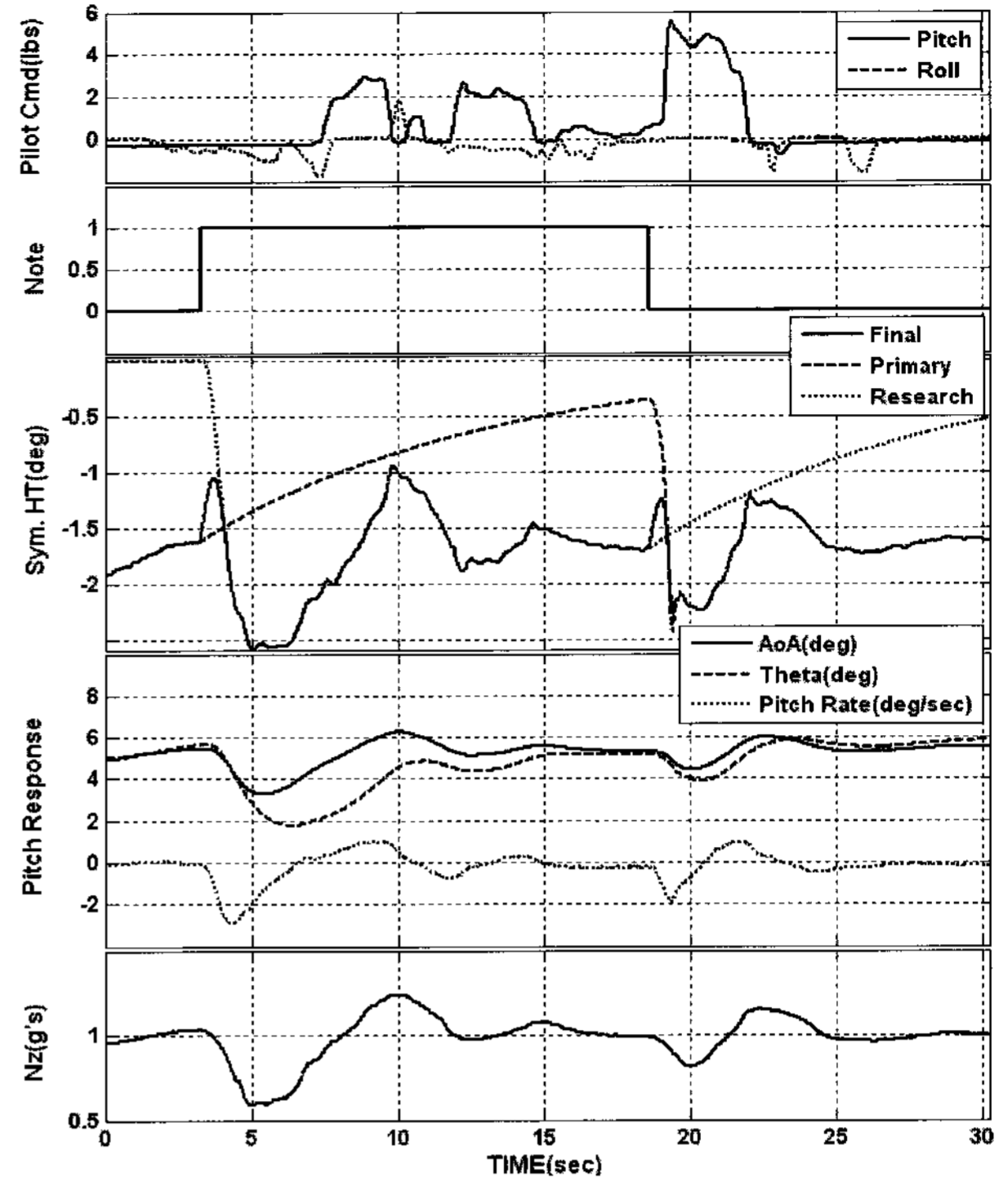


그림 10. M0.6@25kft, UA 1-g 수평비행 상태에서 상호 전환을 수행한 결과.

Fig. 10. Result of transient evaluation for inter-conversion in M0.6@25ft, UA, 1g level flight.

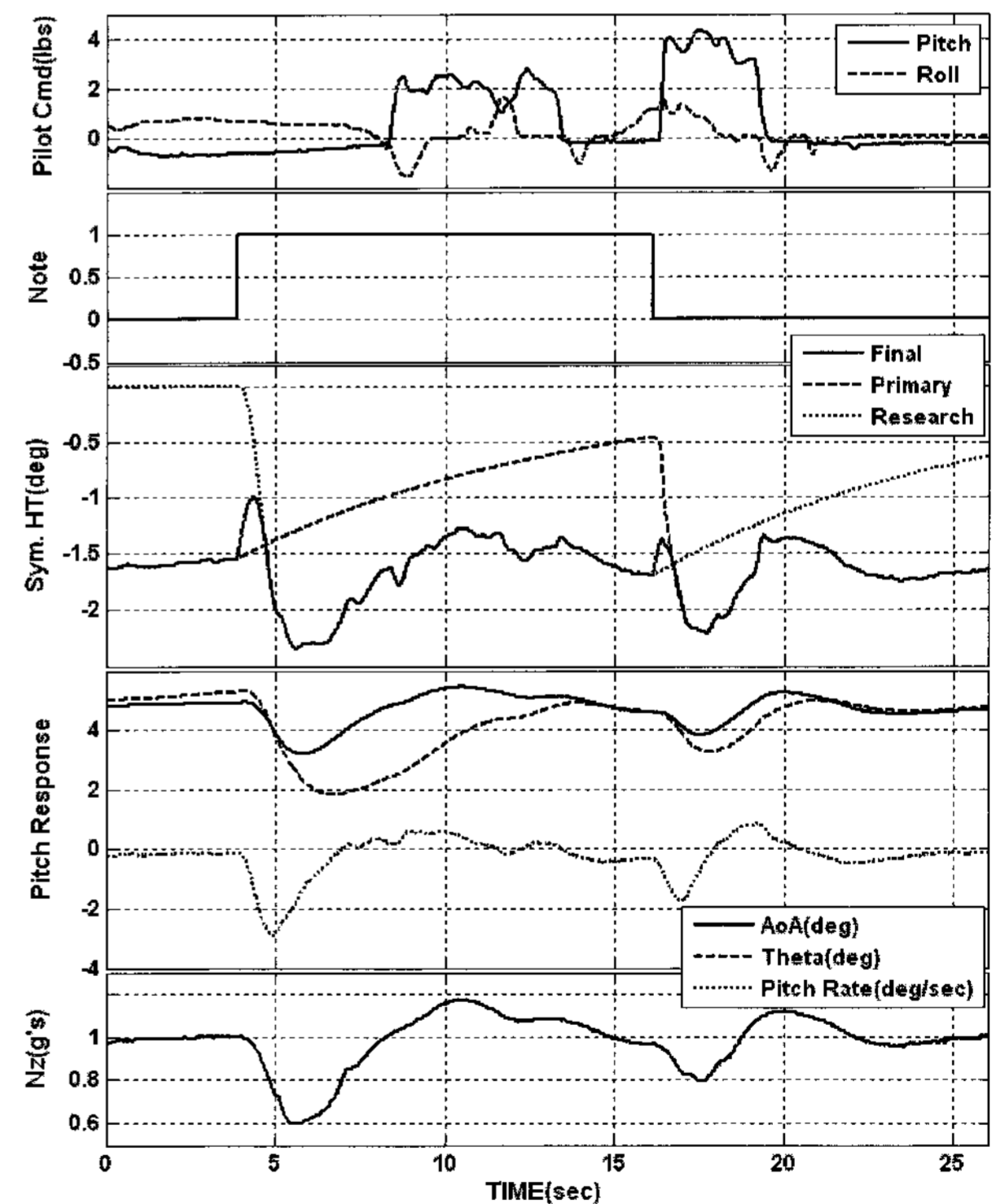


그림 11. M0.5@15kft, UA 1-g 수평비행 상태에서 상호 전환을 수행한 결과.

Fig. 11. Result of transient evaluation for inter-conversion in M0.5@15ft, UA, 1g level flight.

평비행상태에서 상호 전환을 수행한 결과를 대표적으로 나타낸다. 상호 전환 시에 작동하지 않는 비행제어컴퓨터에서 적분기 효과로 인한 오차 누적을 방지하기 위해 설계한 리셋 '0'형태의 대기모드가 작동하여 수평꼬리날개(horizontal tail)의 조종면 명령은 '0'으로 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 그러나 적분기가 포함되어 있지 않은 가로-방향축에는 적분기가 설계되어 있지 않으므로 PFCS와 RFCS의 조종면 명령은 동일하였다. 그리고 1초 동안 전환 시에 PFCS와 RFCS에서 계산된 각각의 조종면 제어명령은 PFCS에 설계되어 있는 페이더 로직에 의해서 믹서(mixer) 되어 천이현상을 최소화할 수 있도록 항공기에 인가될 최종 조종면 명령을 생성한다.

실시간 조종사 평가 결과, 조종면 효과가 큰 고속 영역에서는 다소 많은 천이현상이 발생하였으나, 250 knots 이하와 같은 저속영역에서는 수직가속도의 변화가 0.4-g 정도로 천이현상이 작게 발생하였다. 또한, 전환 후, 1초 내에 항공기가 안정화 되었으며, 전환 시에 조종사가 보상조작을 할 경우에는 천이응답이 현저히 줄어드는 것을 확인하였고, 조종사의 입력 조작으로 충분히 제어 가능하여 조종성 Level 1을 시험영역에서 획득하였다.

5.3 비행안전성 평가

본 장절에서는 고기동 상태에서 현재 작동하고 있는 비행제어컴퓨터의 결함으로 인하여 정상 작동하는 비행제어 컴퓨터로 강제로 전환될 경우에 항공기에 미치는 안전성을 평가하기 위하여 특정 비행영역에서 조종사의 과도 기동 중에 전환을 수행하였다. 시험영역은 항공기의 응답특성이 불안정한 영역으로 M0.8@5kft, 179knots@30kft 및 M0.9@30kft를 대표적으로 선정하였다. 시험 방법은 비행 영역에서 조종사가 과도 기동을 하는 중에 상호 전환하여 천이응답이 항공기 안전도에 미치는 영향성을 평가하였다. 기동 항목은 POPU(Push Over and Pull Up), WUT(Wind-Up Turn) 및 CBSS(Constant Bank Side Slip)으로 선정하였다.

표 3은 HBS 환경에서 조종사의 과도 기동 중에 전환할 경우, 항공기 안정성을 평가한 결과이며, 그림 12와 13은 동압(dynamic pressure)이 큰 영역인 M0.8@5kft에서 POPU 및 WUT 기동 중에 전환을 수행한 결과를 대표적으로 나타낸다. POPU 기동 중에 RFCS로 전환을 수행할 경우, 전환으로 인하여 피치각속도가 3deg/sec, WUT 기동 중에 PFCS로 전환할 경우, 5deg/sec 정도의 피치각속도가 리셋 '0' 형

표 3. 과도 기동 중에 상호 전환을 수행할 경우, 항공기 안전성 평가 결과.

Table3. Result of flight safety evaluation for inter-conversion between FLCC and SWMC during aggressive maneuver.

Alt. (kft)	Mach	VCAS (knots)	Config.	Maneuver	Flight safety
5	0.8	-	UA	Case #3	○
30	-	179	UA	Case #3	○
30	0.9	-	UA	Case #3	○

case #2 : POPU(Push Over and Pull Up), WUT(Wind Up Turn), CBSS(Constant Bank Side Slip)

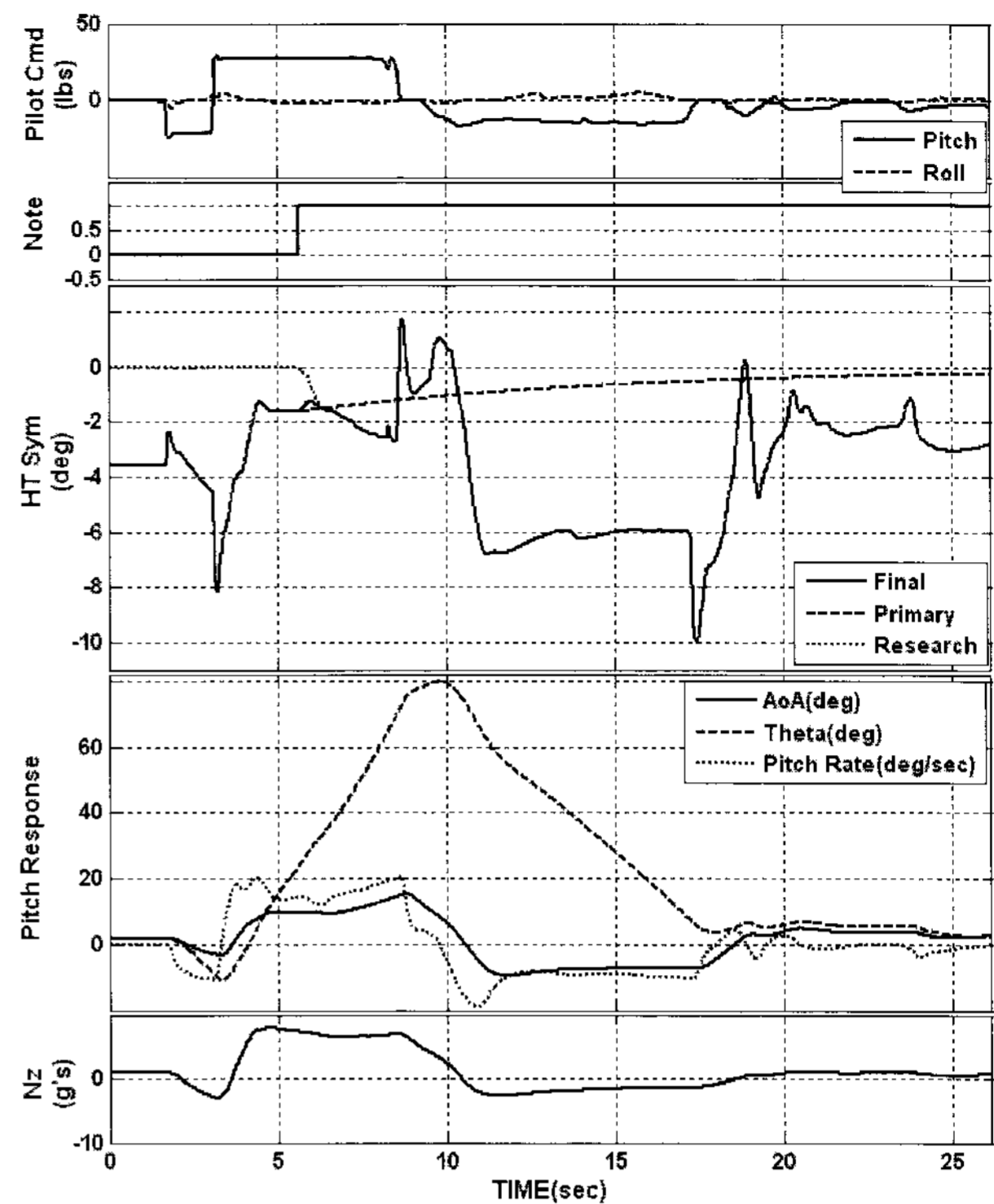


그림 12. M0.8@5kft, UA, POPU 기동 상태에서 비행안전성을 평가한 결과.

Fig. 12. Result of flight safety evaluation for inter-conversion during POPU maneuver in M0.8@5ft, UA.

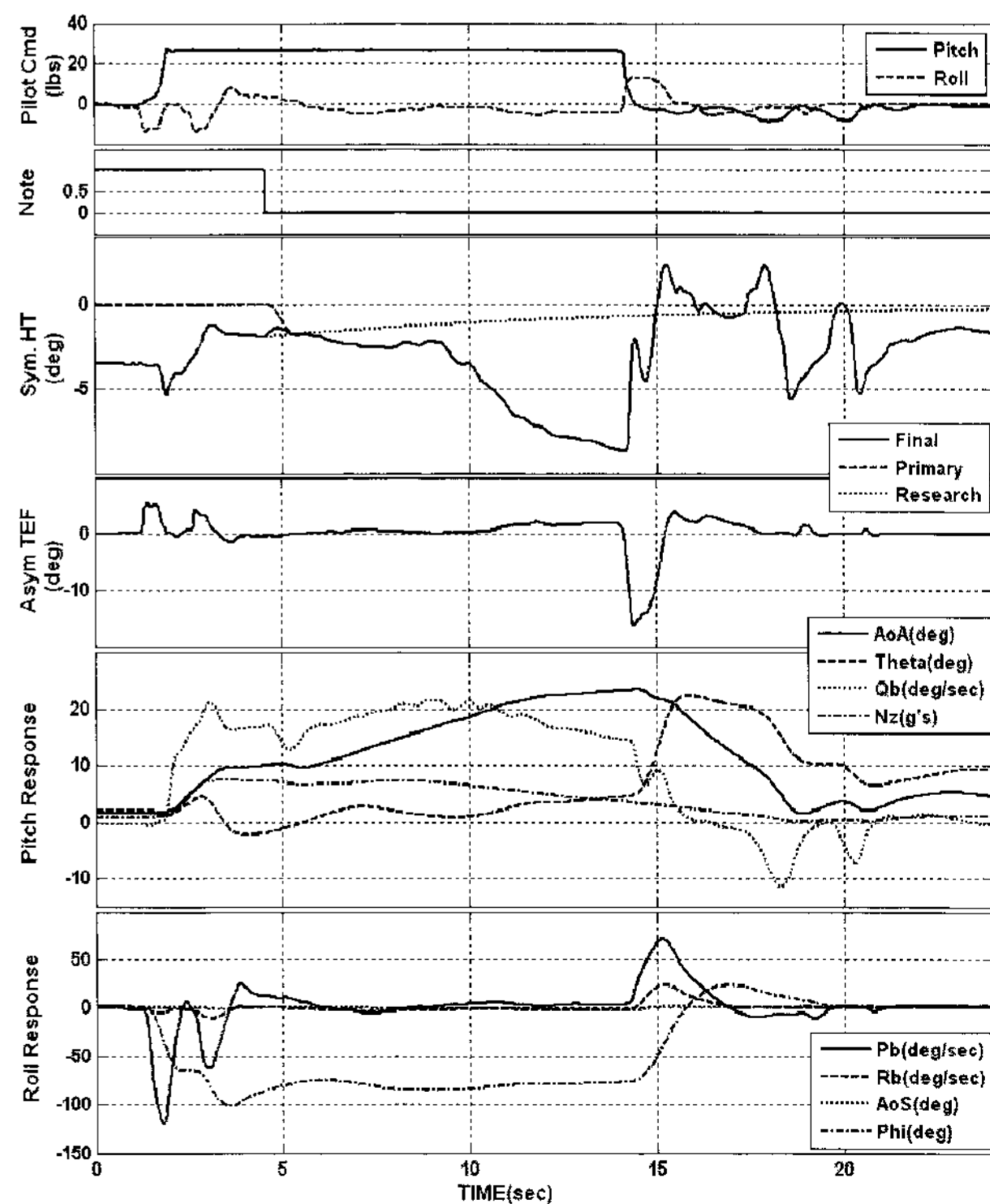


그림 13. M0.8@5kft, UA, WUT 기동 상태에서 비행안전성을 평가한 결과.

Fig. 13. Result of flight safety evaluation for inter-conversion during WUT maneuver in M0.8@5ft, UA.

태의 대기모드 제어법칙에 의해 세로축 수평꼬리날개의 차이로 인하여 발생하였다. 조종사 평가 결과, 동압이 큰 비행영역에서는 다소 많은 천이응답이 발생하였으나, 평가 전 영역에서 조종사의 조종입력이 가해지고 있는 기동 중일 경우에는 조종사가 전환을 느끼지 못할 정도였으며, 1초 후에 안정화되어 비행 안전성에 영향을 미치지 않는 것으로 평가되었다.

#### IV. 결론

설계된 비행제어법칙의 검증은 선형/비선형해석 및 HQS를 이용한 실시간 조종사 평가를 이용하여 지상시험을 기반(ground base)으로 평가하지만, 이러한 검증 방법은 항공기 동특성을 파악하는데 한계가 있다. 따라서 설계된 제어법칙을 이용하여 항공기 동특성을 비행 안전성을 기반으로 효율적으로 파악하기 위해 검증된 제어법칙을 대기모드로 하는 IFS의 개발은 필요하다.

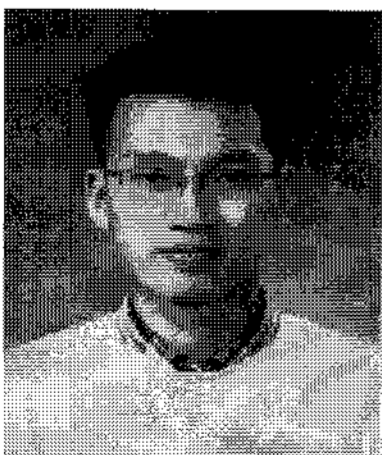
본 논문에서는 고등훈련기급 제어법칙을 이용하여 2-프로세서 개념인 HSWM를 HBS 환경에서 FLCC와 SWMC를 이용하여 구현하였다. 두 개의 비행제어컴퓨터의 3중의 구조로 설계하였으며, 두 채널간의 통신은 1553B 통신을 이용하였다. 또한, 제어법칙 간의 상호전환 시에 천이응답 특성을 최소화하기 위해 TFS를 이용한 페이더를 설계하였고, 활성화되지 않은 제어법칙이 적분기에 의해 포화현상 되는 현상을 방지하기 위해 리셋 '0' 타입의 대기모드를 적용하였다. HBS 환경인 FLCC-SWMC를 이용하여 조종사 평가를 수행한 결과, 1-g 수평비행영역에서의 상호 전환을 수행할 경우, 전환 시간 내에 항공기는 안정화되었으며, 전환 중에 조종사가 충분히 제어가능하고 조종성 등급 Level 1을 시험 전 영역에서 획득하였다. 그리고 과도 기동 중에 컴퓨터 간에 상호 전환을 수행할 경우, 조종사가 천이응답을 느끼지 못할 정도로 천이 응답특성이 작았으며, 비행안전성에 영향을 미치지 않았다. 향후에는 VSS 개념을 이용한 IFS를 구성하여 개발되는 비행제어법칙을 평가할 수 있는 환경을 구축할 예정이다.

#### 참고문헌

- [1] J. Carter and M. Stephenson, "Initial flight test of the production support flight control computer at NASA

dryden flight research center," *NASA Dryden Flight Research Center, California 93523-0273*, August 1999.

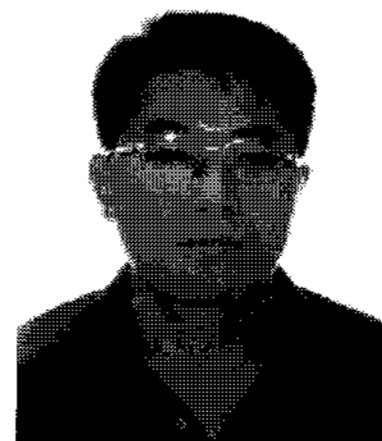
- [2] C. S. Kim, I. J. Cho, J. M. Ahn, J. H. Shin, and S. S. Park, "A study on the design of software switching mechanism for develops the flight control law," *Journal of Control Automation and System Engineering*, vol. 12, no. 11, November 2006.
- [3] C. S. Kim, I. J. Cho, S. S. Lim, J. M. Ahn, and I. J. Kang, "A study on the design of hardware switching mechanism using TCP/IP communication," *Journal of Control Automation and System Engineering*, vol. 13, no. 7, July 2007.
- [4] C. S. Kim, B. M. Hwang, and S. J. Kim, "A study on the longitudinal flight control law of T-50," *Journal of Control Automation and System Engineering*, vol. 11, no. 11, November 2005.
- [5] C. S. Kim, B. M. Hwang, and Y. S. Kang, "A study on the flight control law and the dynamic characteristic about variation of feedback gains of T-50 lateral-directional axis," *Journal of Control Automation and System Engineering*, vol. 12, no. 7, July 2006.
- [6] 박성수 외, "공중모의비행시험을 위한 가변 안정제어 기법," 한국항공우주학회 추계학술발표회, 평창, pp. 734-737, 2005년 11월.
- [7] 안종민 외, "공중 모의 비행시험기름 위한 페이더 설계 연구," 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 횡성, pp. 764-767, 2006년 4월.
- [8] S. S. Park, I. J. Cho, S. H. Ryu, and S. S. Lim "Flight control computer operational flight program development for the control laws switching mechanism" *International Conference on Control, Automation and Systems 2007* Oct. 17-20, 2007 in COEX, seoul, Korea.
- [9] S. H. Park, S. Choi, J. M. Ahn, and I. J. Cho "Research flight control computer development for the flight control switching mechanism" *International Conference on Control, Automation and Systems 2007* Oct. 17-20, 2007 in COEX, seoul, Korea.



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, 고받음각

제어법칙설계, 전환장치 알고리즘, 시스템 모델링, 로봇생체 모방제어.



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.





**안 종 민**

1993년 인하대학교 항공우주공학과 졸업. 2004년 충남대학교 대학원 기계설계공학 석사. 1993년~현재 국방과학연구소 고정익체계부 선임연구원. 관심분야는 비행제어법칙설계 및 검증, 공중모의 비행시험기 제어권 전환 친이

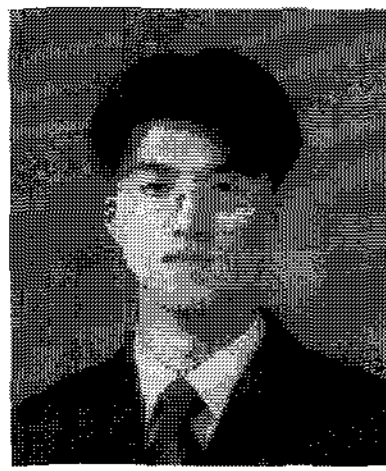
현상 완화설계.



**이 동 규**

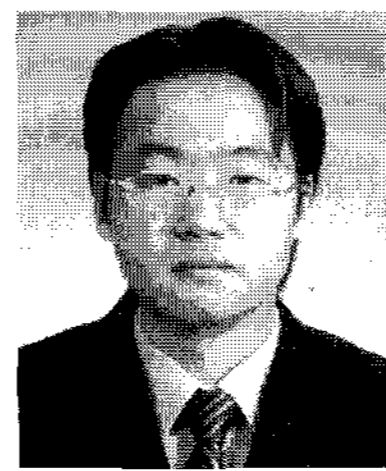
1990년 공군사관학교 항공공학과 졸업. 1990년~2005년 공군 전투조종사로 근무. 2001년 영국 국제시험비행학교 Fixed Wing Test Pilot Course 졸업. 2005년~현재 한국항공우주산업(주) 비행운영팀 시험비행 조종사. 관심분야

는 비행제어법칙 해석 및 검증.



**박 상 선**

2000년 조선대학교 항공우주공학과 졸업. 2002년 동 대학원 항공우주공학과 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) 비행역학팀 선임연구원. 관심분야는 Modeling and Simulation.



**박 성 한**

2000년 영남대 기계공학부 졸업. 2002년 부산대 지능기계공학과 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) 비행역학팀 선임연구원. 관심분야는 System Software Design.