

## 전환제어법칙 설계 및 검증에 관한 연구

# A Study on the Design and Validation of Switching Control Law

김 종 섭\*  
(Chong-sup Kim<sup>1</sup>)

<sup>1</sup>Korea Aerospace Industries, LTD.

**Abstract:** The flight control law designed for prototype aircraft often leads to degraded stability and performance, although developed control law verify by non-real time simulation and pilot based evaluations. 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. The IFS necessary switching control law such as fader logic and integrator stand-by mode to reduce abrupt transient and minimize the integrator effect for each flight control laws switching. This paper addresses the concept of switching mechanism with fader logic of “TFS (Transient Free Switch)” and stand-by mode of “feedback type” based on SSWM (Software Switching Mechanism). And the result of real-time pilot evaluation reveals that the aircraft is stable for inter-conversion of flight control laws and transient response is minimized.

**Keywords:** SWM (Switching Mechanism), stand-by mode, reset ‘0’ type, feedback type, TFS (Transient Free Switch)

### I. 서론

개발된 비행제어법칙(flight control law)을 기 검증된 항공기 및 비행제어법칙을 기반으로 하여 비행시험(flight test)을 통해 검증한다면 비행 안전성을 확보할 수 있고, 개발된 비행제어법칙에 의한 항공기 동특성(dynamic characteristics)을 효율적으로 파악할 수 있으므로 개발 기간(development period) 및 비용(cost)을 상당히 줄일 수 있다. 이러한 개념은 공중모의 비행시험기(IFS: In-Flight Simulator)라 하며, SU-27, F-18 HARV (High Angle of Attack Research Vehicle) 및 F-16 VISTA (Variable stability In flight Simulation Test Aircraft)에서 개발하였다[1-4].

IFS의 개념은 개발된 비행제어법칙(RFCS: Research Flight Control System)의 검증을 위해 이전에 검증된 바 있는 고유의 비행제어법칙(PFCS: Primary Flight Control System)이 RFCS에 대기모드로 추가된다. 따라서 이착륙 및 비행시험 영역까지의 비행은 PFCS를 이용하고, 검증영역에서는 RFCS로 전환하여 개발된 비행제어법칙을 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. IFS에는 비행제어법칙간의 상호전환 시에 조종면 차이로 인한 과도한 응답특성을 제거하기 위해 페이더 로직(fader logic)과 대기상태에 있는 비행제어법칙에 포함되어 있는 적분기(integrator)의 포화(saturation) 현상을 방지하기 위해 적분기 안정화 모드(integrator stand-by mode)의 설계가

필요하다. 리셋 ‘0’ 타입의 적분기 안정화 모드는 대기상태인 비행제어법칙의 조종면 명령의 발산은 방지할 수 있으나, ‘0’로 리셋 됨으로 상호전환 시에 천이응답을 발생시키고, 이를 적용 시에는 동압이 작은 영역에서 전환하도록 하는 제약 조건이 필요하다[5-7].

본 논문에서는 리셋 ‘0’ 타입의 적분기 안정화 모드의 적용에 의한 천이 응답특성을 완전히 제거하기 위해 “피드백(feedback)” 타입의 적분기 대기모드를 이용한 전환제어법칙을 설계하여 고등훈련기급 항공기 모델에 적용하였다. 개발된 비행제어법칙은 실시간 시뮬레이션 평가 환경인 HQS (Handling Quality Simulator)에 적용하여 평가한 결과, 상호전환 시에 천이응답특성을 완전히 제거할 수 있었고, 비행 안전성을 확보할 수 있었다. 본 논문에서 제안하고 있는 “피드백 타입”은 종래의 “리셋 0 타입”의 적분기 대기 모드에서 발생하는 천이응답을 완전히 제거하여 상호 전환 시에 항공기 안전성을 한층 더 증강시킬 수 있으며, 비행영역을 제한할 필요가 없으므로 항공기 운용 전비행영역에서 적용할 수 있다.

### II. 제어법칙설계

#### 1. 비행제어법칙

##### 1.1 세로축 제어법칙설계

세로축 비행제어법칙은 모델 역변환설계기법(dynamic inversion)과 비례-적분(proportional-plus-integral) 제어방식을 채택하고 있으며, 기동 시에 초기 피치각가속도의 증강을 위한 개루프 제어명령(open loop feed forward control command)이 사용된다[8].

조종명령은 비행단계 부류 A(flight phase category A, UA: Up & Away mode)의 경우는 수직가속도 추종시스템(normal

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2010. 2. 22., 수정: 2010. 9. 9., 채택확정: 2010. 11. 5.

김종섭: 한국항공우주산업(roboskim@koreaero.com)

acceleration following system)이고, 비행단계 부류 C (flight 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 감쇠율(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 감쇠율 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 조종사 명령이득과 동일하게 사용하는 단순롤각속도 제한 구조(simple roll rate feedback structure)의 제어법칙을 가로축에 일부 적용하였다[9].

항공기의 가로축과 방향축 운동은 서로 연결(coupling)되어 있다. 그러므로 항공기가 균형선회(coordinated turn)를 하기 위해서는 그에 필요한 요우 각속도가 발생되어야 하므로 플레퍼론(flaperon)의 작동 시, 그에 상응하도록 러더가 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)와 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 구조적인 공진현상의 영향을 줄이기 위하여 구조연계현상 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 제한변수는 롤각속도와 미끄럼각과 미끄럼각속도로서 주로 더치롤 모드(dutch roll mode)의 고유진동수와 감쇠율의 증가에 사용된다.

2. 페이더 로직

상이한 두 비행제어법칙 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[10]. 본 연구에서는 SRL (Software Rate Limiter)를 이용한 TFS를 적용하였다. TFS는 on-line 페이더와 동일한 결과를 갖는 로직으로 구조가 간단하여 적용하기 용의하고, 고등훈련기에서 착륙 외장 형상 변경에 의한 비행제어법칙의 전환 시에 적용되고 기 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

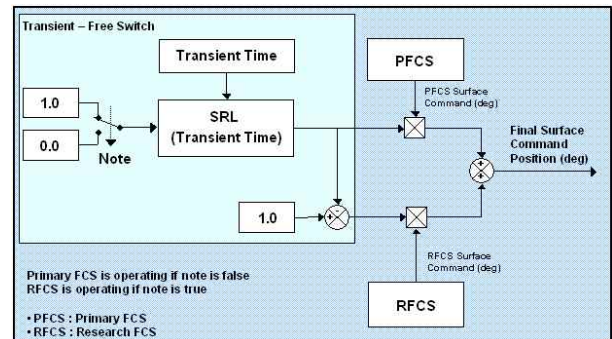


그림 1. TFS를 이용한 페이더 제어법칙.

Fig. 1. Fader logic of TFS.

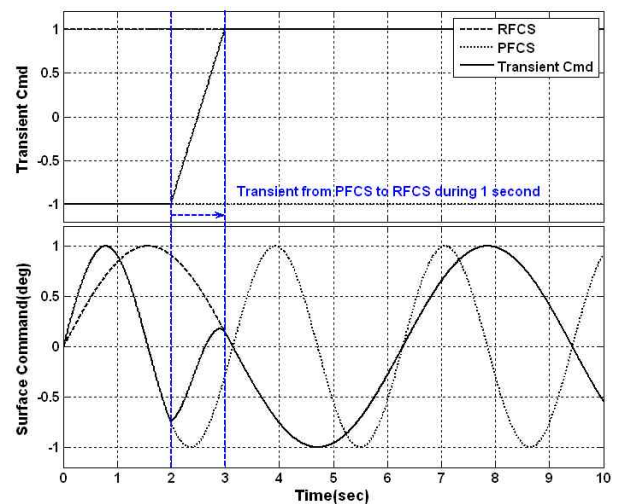


그림 2. TFS의 응답 특성.

Fig. 2. Response tendency of SRL.

조종면 제어명령은 100%에서 0%로 선형적으로 감소하고, RFCS에서 발생하는 조종면 제어 명령은 0%에서 100%까지 선형적으로 증가한다. 따라서 비행제어법칙 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. 적분기 안정화 모드

일반적으로 항공기 응답의 정상상태오차를 제거하기 위해 제어법칙 내에 적분기가 사용된다. 따라서 적분기를 포함하고 있을 경우에는 대기상태에 있는 비행제어법칙은 개루프(open loop)를 형성하게 됨으로 조종면 제어명령은 오차의 누적으로 인해 포화 상태에 이를 수 있다. 따라서 상호 전환 시, 조종면 제어명령의 차이로 인해 급격한 천이응답이 발생하여 비행 안전성을 크게 훼손 할 수 있다. 따라서 이러한 포화 현상을 제거하여 천이응답을 최소화하기 위한 적분기 안정화 모드가 필요하다. 적분기 안정화 모드는 대기상태에 있는 적분기의 명령을 '0'으로 초기화하는 리셋 '0' 타입과 대기상태에 있는 비행제어법칙의 조종면 명령이 활성화되어 있는 조종면 명령을 추종하도록 하는 "피드백" 타입이 있다. 적분기 안정화 모드는 적분기가 포함되어 있는 세로축 비행제어법칙에 적용하였으며, 적분기를 포함하지 않는 가로-방향축에는 적용하지 않았다.

3.1 리셋 '0'타입

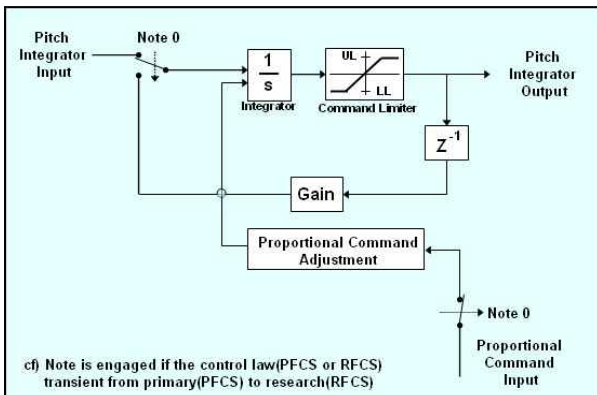


그림 3. 리셋 '0' 타입의 대기모드 제어법칙.

Fig. 3. Stand-by mode(reset '0' type).

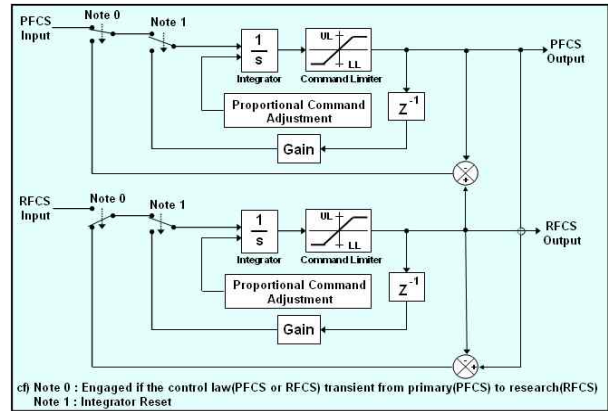


그림 4. '피드백' 타입의 대기모드 제어법칙.

Fig. 4. Stand-by mode('feedback' type).

그림 3은 대기상태에 있는 비행제어법칙의 적분기를 '0'으로 초기화하는 리셋 '0' 타입의 로직을 나타낸다. 리셋 '0' 타입은 적분기, 조종면 제어명령의 최대/최소값을 제한하는 제한기, 이득(gain) 및 적분기 포화현상을 방지하기 위한 감긴현상방지기(wind-up compensator)로 구성되어 있다.

3.2 피드백 타입

그림 4는 '피드백' 타입의 적분기 안정화 모드를 나타낸다. 항공기는 활성화된 비행제어법칙에서 계산되어 나오는 조종면 명령을 이용하여 제어되며, 대기상태에 있는 비행제어법칙에서 계산하는 조종면 명령은 사용하지 않는다. 그리고 항공기를 직접 조종하는 조종면 명령은 대기상태에 있는 비행제어법칙의 적분기 입력으로 유입되도록 하여 활성화된 조종면 명령을 추종하도록 제어를 구성함으로써, 상호 전환 시에 조종면 차이로 인해 발생하는 과도한 천이응답을 제거한다. 그리고 적분기 포화현상을 방지하기 위한 감긴현상방지기가 설계된다.

III. 평가 결과

1. 시험영역 및 해석 방법 선정

시험영역은 표 1과 같이 동압이 큰 영역인 M0.80@5kft, 동압이 작은 영역인 M0.40@20kft 및 천음속 영역인 M0.95@30kft를 대표적으로 선정하였다. 위의 시험영역에서 2가지 방법으로 설계된 전환제어법칙을 평가하였다. 첫째, 비행제어법칙 간의 상호 전환 시에 발생하는 천이현상을 평가하기 위해 1-g 수평비행 상태(level flight)에서 상호 전환을 수행하였다. 이때, 천이응답특성에 의한 항공기 안정성(stability)을 평가하였다. 그리고 리셋 '0' 타입과 '피드백' 타입의 적분기 안정화 모드 적용에 대한 천이응답특성을

표 1. 시험영역.

Table 1. Test points.

Alt. (kft)	Mach	Config.	Test Items	Maneuver
5	0.80	UA	stability, safety	case #1, case #2
20	0.40	UA	stability, safety	case #1, case #2
30	0.95	UA	stability, safety	case #1, case #2

case #1: 1g-level flight

case #2: POPU, WUT, WLSS, 360° roll

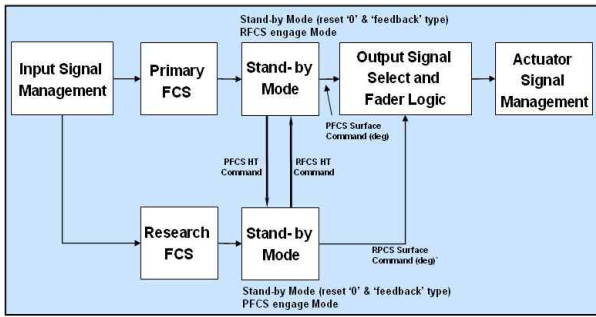


그림 5. 소프트웨어 전환장치 설계 개념.

Fig. 5. Concept of software switching mechanism.

비교 하였다. 둘째, 조종사가 원하지 않는 상태에서 상호 전환될 경우, 항공기 안전성에 미치는 영향을 평가하기 위해 POPU (Push-Over and Pull-Up), WUT (Wind-Up Turn), WLSS (Wings-Level Side-Slip) 및 최대 360° 롤기동과 같은 기동(maneuver) 중에 상호 전환하여 천이응답특성이 항공기 안전도(safety)에 미치는 영향성을 평가하였다.

2. 설계 개념

그림 5는 SSWM (Software Switching Mechanism) 기반의 전환장치 설계개념을 나타낸다. 이 개념은 동일한 프로세서 내에 PFCS와 RFCS를 적용하고 전환제어법칙을 설계하여 상호 전환하는 개념으로 HSWM (Hardware Switching Mechanism)에서 발생할 수 있는 계산 프레임 지연을 제거할 수 있고, 하드웨어적인 설계비용을 줄일 수 있는 이점이 있다. PFCS와 RFCS는 동일한 프레임상에서 입력을 받고, 실시간으로 조종면 제어명령을 계산한다. 이때, 대기상태에 있는 비행제어법칙은 개루프를 형성함으로 적분기 오차 누적으로 조종면 명령이 포화 상태에 이를 수 있음으로 적분기 안정화 모드를 설계하였다. PFCS와 RFCS에서 계산된 조종면 명령은 페이더 로직에 입력되어 최종적으로 사용하는 제어명령을 항공기에 전달하게 된다. 이때, TFS 타입의 페이더 로직은 전환 시에 조종면의 차이로 인한 급격한 천이응답을 제거한다.

3. 실시간 조종사 평가 환경

실시간 조종사 평가환경인 HQS를 구성하였다[11]. 호스트 컴퓨터(host computer)는 비행제어법칙 및 항공기 모델 수행과 관련된 입출력 데이터를 제공하며, 사양은 중앙처리장치(CPU: Central Processing Unit) 6개와 메모리 1.5G를 사용한다. 영상혼합기(video mixer)는 영상생성기(image generator)에서 제공되는 지형 데이터베이스에 전방향시현기(HUD: Head Up Display) 정보를 추가하여 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 제어모듈 및 항공기 모델을 시뮬레이션 한다. 제어모듈은 64Hz로 수행되며 조종면 입력 및 모델링 모듈들로부터 입력을 제공 받아 수행한다.

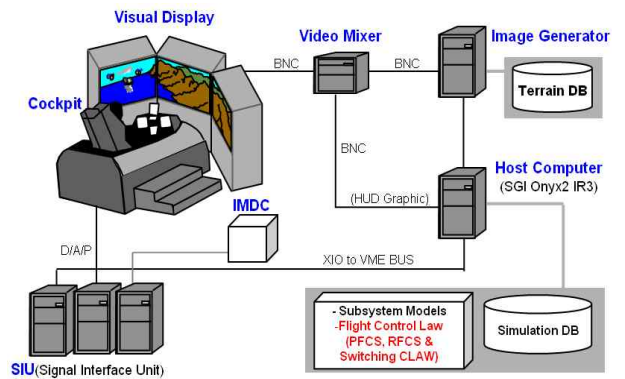


그림 6. 실시간 조종사 평가 환경.

Fig. 6. Real-time pilot evaluation environment.

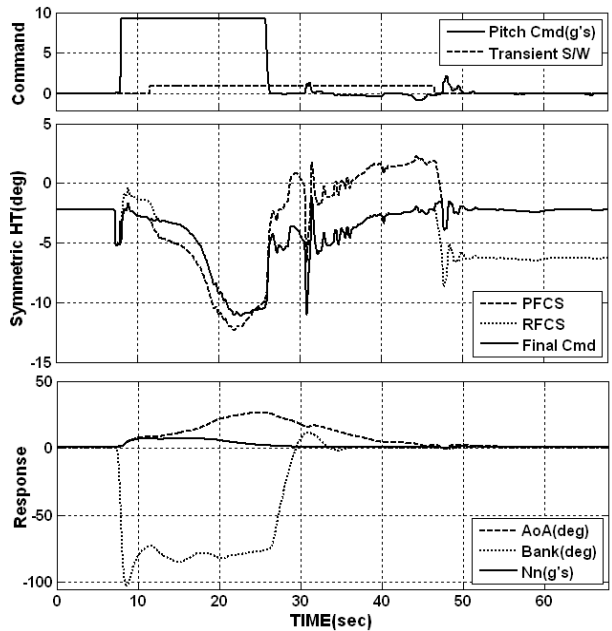


그림 7. 3-g 선회 기동 시의 상호 전환을 수행한 결과.

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

4. 적분기 영향성 검토

세로축에 적용되어 있는 적분기의 영향성을 검토하기 위해 시뮬레이션을 수행하였다. 비행제어법칙간의 차이를 두기 위해 RFCS의 피치각속도 제한이득을 30% 증가시켰으며, 적분기가 작동하고 있는 상태에서 3-g 선회(bank turn) 기동 중에 RFCS로 전환하고, 수평 비행으로 회복한 후에 다시 PFCS로 복귀하였다.

그림 7은 M0.80@10kft, F0, UA 영역에서 3-g WUT 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 과도 기동 시에 사용하지 않는 세로축 제어법칙의 적분기 오차 누적으로 인해 발생한다. 따라서 적분기 안정화 모드의 설계가 필요하다.



5. 실시간 조종사 평가

설계된 전환제어법칙은 실시간 평가 환경인 HQS에 적용하여 평가하였다. 이때, RFCS의 세로축 피치각속도 제어이득을 30% 증가시켜 PFCS와 다른 동특성을 갖게 하였다. 평가항목은 대표적인 비행영역에서 비행제어법칙 간의 상호 전환 시에 발생하는 천이응답특성을 평가하기 위한 천이현상평가(transient evaluation), 조종사의 기동 중에 상호 전환하여 천이응답특성이 항공기 안전도에 미치는 영향성을 평가하기 위한 비행안전성 평가(flight safety evaluation)이다. 또한, 적분기 안정화 모드의 형태에 따른 천이응답 특성을 평가하였다.

5.1 천이현상 평가

본 장절에서는 리셋 '0' 타입과 '피드백' 타입의 적분기 안정화 및 페이더 로직을 평가하기 위한 것으로 표 1에서 제시한 비행영역에서 수평비행 시에 비행제어컴퓨터 간에 상호 전환을 수행하였다. 이때, 전환 후에 발생하는 천이응답 및 항공기의 안정화 여부를 평가하였다.

표 2는 리셋 '0' 타입과 '피드백' 타입의 적분기 안정화 로직에 따른 천이응답량 및 전환 후, 항공기 안정화 여부를

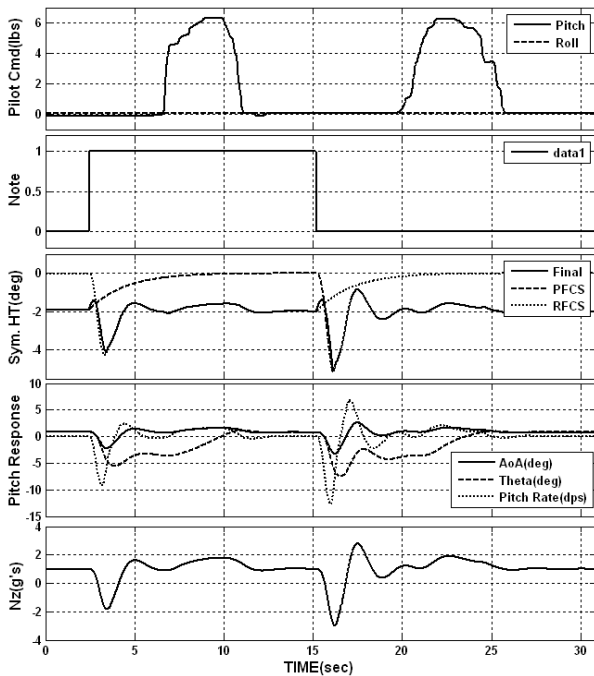


그림 8. M0.80@5kft, UA 1-g 수평비행 상태에서 상호 전환을 수행한 결과(리셋 '0' 타입).

Fig. 8. Result of transient evaluation for inter-conversion in M0.80@5Kft, UA, 1g level flight(reset '0' type).

표 2. 천이응답평가 결과(리셋 '0' 타입, '피드백' 타입).

Table 2. Result of transient evaluation(reset '0' and feedback type).

Alt. (kft)	Mach	Config.	Transient Res.(g's)		Stability
			reset '0'	feedback	
5	0.80	UA	2.85	no transient	○
20	0.40	UA	0.01	no transient	○
30	0.95	UA	2.05	no transient	○

나타낸다. 리셋 '0' 타입의 적분기 안정화 모드를 적용할 경우, PFCS와 RFCS의 조종면 차이로 인해 시험 전 영역에서 천이응답특성이 발생하였다. 특히, 그림 8과 같이 동압이 높은 비행영역인 M0.8@5kft, UA, 1g 에서는 상호 전환 시에 천이응답특성이 -2.845g 발생하였다. 따라서 리셋 '0' 타입의 적분기 안정화 모드를 적용할 경우, 항공기 안정성 및 제어성(controllability)에는 영향을 미치지 않지만, 동압이 작은 영역에서 전환하게 하는 제약 조건이 필요하다. 이러한 문제점을 개선하기 위해 '피드백' 타입의 적분기 안정화 모드를 설계하였다. 그림 9에서 볼 수 있듯이 '피드백' 타입이 적용되었을 경우에 상호 전환 시, 천이응답을 완전히 제거할 수 있었다.

두 가지 형태의 적분기 안정화 모드 적용 시, 전환 후에 항공기는 안정화 되었지만, 리셋 '0' 타입은 다소 많은 천이응답을 발생시킨다. 따라서 '피드백' 타입을 적용함으로써, 대기상태에 있는 비행제어법칙에 포함되어 있는 적분기의 포화현상을 방지하고 천이응답을 완전히 제거할 수 있었다. 따라서 상호 전환 시에 항공기 안전성을 한층 더 증강시킬 수 있으며, 비행영역을 제한할 필요가 없으므로 항공기 운용 전비행영역에서 적용할 수 있다.

5.2 비행안전성 평가

본 장절에서는 현재 작동하고 있는 비행제어법칙의 결함으로 인하여 정상 작동하는 비행제어법칙으로 강제 전환될 경우, 상호 전환으로 인한 천이응답이 항공기에 미치는 영향성을 평가하기 위하여 조종사의 고기동 중에 전환을 수행하였다. 기동 항목은 POPU, WUT, WLSS 및 360° 롤기동으로 선정하였다. 시험 방법은 비행 영역에 조종사가 기동을 하는 중에 상호 전환하여 천이응답이 항공기 안전성에

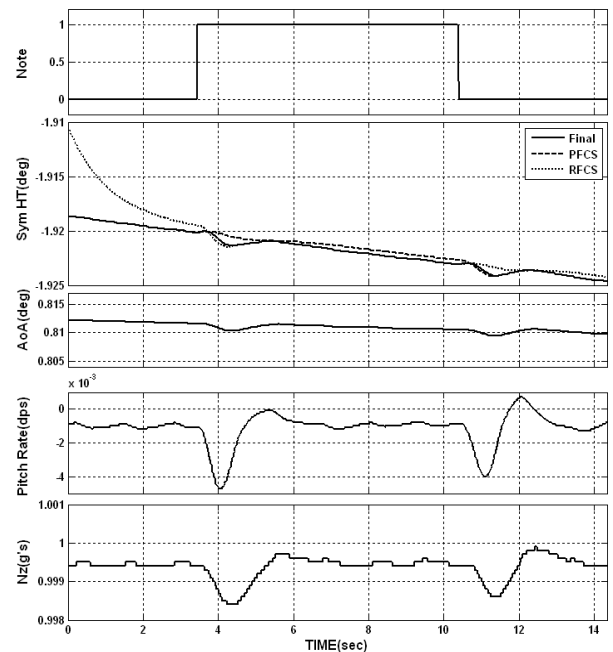


그림 9. M0.80@5kft, UA 1-g 수평비행 상태에서 상호 전환을 수행한 결과('피드백' 타입).

Fig. 9. Result of transient evaluation for inter-conversion in M0.80@5Kft, UA, 1g level flight('feedback' type).

미치는 영향성을 평가하였다.

표 3은 HQS 환경에서 조종사의 과도 기동 중에 전환할 경우, 항공기 안전성을 평가한 결과이며, 그림 10, 11 및 12 는 동압(dynamic pressure)이 큰 영역인 M0.80@5kft, UA에서 POPU, WUT 및 360° 롤기동 중에 비행제어법칙 간에 전환을 수행한 결과를 대표적으로 나타낸다. 대기모드에 있는 비행제어법칙의 수평꼬리날개 조종면 명령은 현재 활성화되어 있는 비행제어법칙의 조종면 명령을 추종하게 되는데, 조종사가 급격한 기동을 수행할 경우에는 적분기 특성으로 인하여 빠른 추종을 하지 못한다. 따라서 기동 중에는 약간의 조종면 명령의 차이가 발생하는데, 평가 결과 천이 응답은 조종사가 느끼지 못할 정도로 아주 작은 양이다. 그리고 기동 중에 전환 시에는 ‘피드백’ 타입의 적분기 안정화 모드를 적용할 경우, 리셋 ‘0’ 타입의 적분기 안정화 모드를 적용할 때보다 많은 양의 천이응답이 감소하였다. 또한, 기동 중 상호 전환 시에 발생하는 천이응답은 비행 안전성에 영향을 미치지 않았다.

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

Table 3. Result of flight safety evaluation for inter-conversion between flight control law during aggressive maneuver.

Alt. (kft)	Mach	Config.	Maneuver	Flight safety
5	0.80	UA	POPU, WUT, WLSS, Roll	○
20	0.40	UA	POPU, WUT, WLSS, Roll	○
30	0.95	UA	POPU, WUT, WLSS, Roll	○

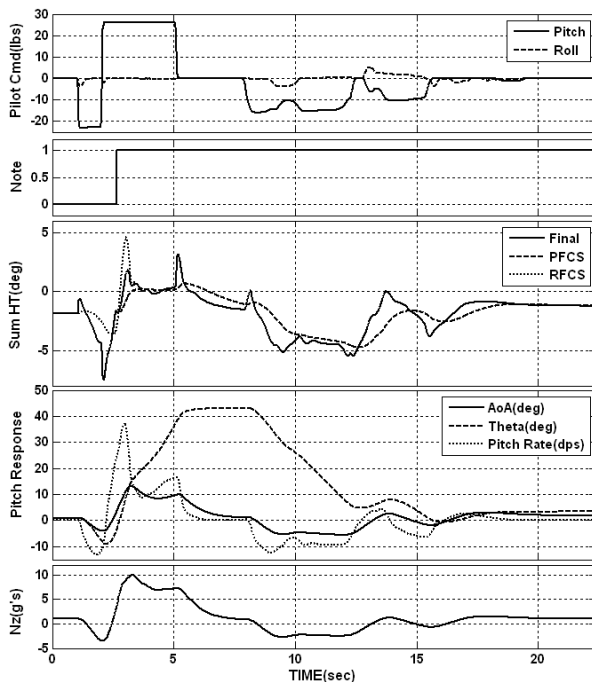


그림 10. M0.8@5kft, UA, POPU 기동 상태에서 비행안전성을 평가한 결과.

Fig. 10. Result of flight safety evaluation for inter-conversion during POPU maneuver in M0.80@5ft, UA.

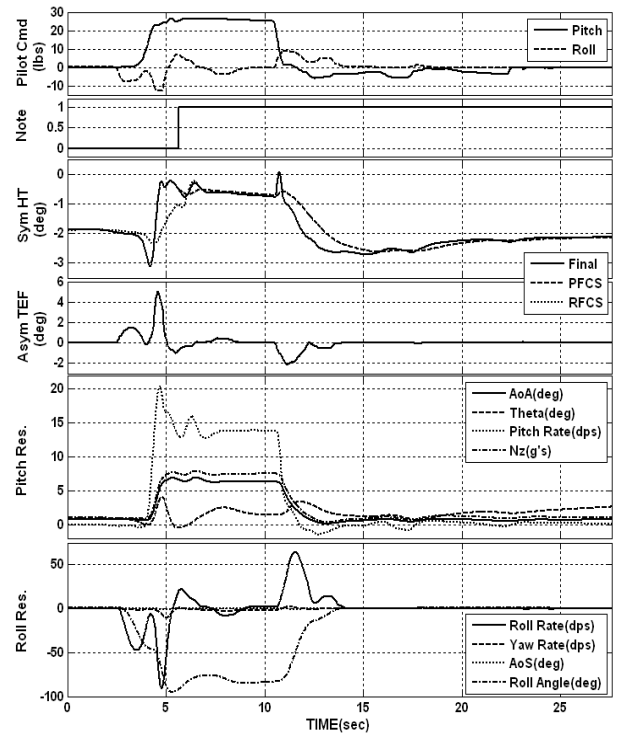


그림 11. M0.80@5kft, UA, WUT 기동 상태에서 비행안전성을 평가한 결과.

Fig. 11. Result of flight safety evaluation for inter-conversion during WUT maneuver in M0.8@5ft, UA.

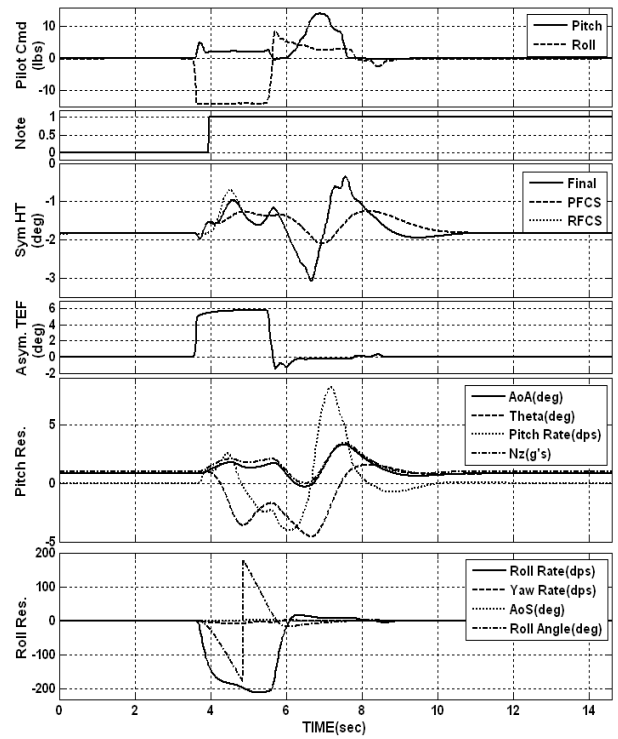


그림 12. M0.8@5kft, UA, 360° 롤기동 상태에서 비행안전성을 평가한 결과.

Fig. 12. Result of flight safety evaluation for inter-conversion during 360° roll maneuver in M0.80@5ft, UA.

#### IV. 결론

설계된 비행제어법칙은 비행시험을 통해 최종 검증을 수행하기 전에 비실시간 및 실시간 평가를 통해 검증하지만, 이러한 검증 방법은 항공기 동특성을 파악하는데 한계가 있고, 개발기간 및 소요비용의 증가를 가져온다. 따라서 기 검증된 항공기와 비행제어법칙을 기반으로 하여 개발된 비행제어법칙을 비행시험을 통해 직접적으로 검증할 수 있는 IFS의 개발이 필요하다. IFS는 각기 상이한 특성을 가지는 비행제어법칙 간의 상호전환 시에 발생하는 천이응답을 제거할 수 있는 전환제어법칙의 적용이 필수적이다.

본 논문에서는 고등훈련기급 비행제어법칙을 기반으로 하여 TFS를 이용한 페이더 로직 및 대기상태에 있는 비행제어법칙이 적분기에 의해 포화되는 현상을 방지하기 위해 ‘피드백’ 타입의 적분기 안정화 모드를 포함하는 전환제어법칙을 설계하였다. 설계된 전환제어법칙은 실시간 조종사 평가 환경인 HQS를 활용하여 평가하였다. 평가 결과, “피드백” 타입의 적분기 안정화 모드의 적용으로 비행 전 영역에서 천이 응답을 완전히 제거하여 비행제어법칙 간의 상호 전환 시에 안전성을 확보할 수 있었다. 그리고 기동 중에 제어법칙 간의 상호 전환을 수행할 경우에도 조종사가 전환을 느끼지 못할 정도로 천이응답이 작게 발생하여 비행안전성을 충분히 확보하는 것을 확인하였다. 따라서 종래의 리셋 ‘0’ 타입의 적분기 안정화 모드보다 ‘피드백’ 타입의 적분기 안정화 모드가 우수한 성능을 가지고 있음을 확인하였다.

#### 참고문헌

- [1] V. J. Gawron and Philip A. Reynolds, “When in-flight simulation is necessary,” *Journal of Aircraft*, vol. 32, no. 2, March-April 1995.
- [2] M. F. Shafer, “In-flight simulation studies at NASA dryden flight research facility,” *NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California*, NASA Tech. Memorandum 4396, 1992.
- [3] 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, Aug. 1999.
- [4] N. C. Weingarten, “History of in-flight simulation & flying qualities research at calspan” *AIAA Journal of Aircraft*, vol. 42, no. 2, March/April 2005.
- [5] 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, pp. 1130-1137, Nov. 2006.
- [6] 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, pp. 694-702, July 2007.

- [7] C. S. Kim, I. J. Cho, J. M. Ahn, D. G. Lee, S. S. Park, and S. S. Park, “A study on the design and validation of switching mechanism in hot bench system-switch mechanism computer environment,” *Journal of Control Automation and System Engineering*, vol. 14, no. 7, pp. 711-719, July 2008.
- [8] 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, pp. 963-969, Nov. 2005.
- [9] 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, pp. 621-630, July 2006.
- [10] Joseph W. Pahle, Bruce Powers, Victoria Regenie, Vince Chacon, Steve Degroote and Steven Mumyak, “Research flight-control system development for the F-18 gigh alpha research vehicle,” NASA Tech. Memorandum 104232, April 1991.
- [11] J. U. Kim, S. J. Ko, I. Y. Jeong, and G. B. Lee, “Real time simulator report,” *Korea Aerospace Industries*, 1997.

#### 기호

IFS	In-Flight Simulator
SSWM	Software Switching Mechanism
HSWM	Hardware Switching Mechanism
TFS	Transient-Free Switch
RFCS	Research Flight Control System
PFCS	Primary Flight Control System
SRL	Software Rate Limiter
HQS	Handling Quality Simulator
SIU	Signal Interface Unit
POPUP	Push Over and Pull Up
WUT	Wind Up Turn
WLSS	Wings Level Side Slip
HARV	High Angle of Attack Research Vehicle
VISTA	Variable stability In flight Simulation Test Aircraft
HUD	Head-Up Display



김 종 섭

2000년 한국기술교육대학교 제어기계 공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) T/A-50 비행제어팀. 관심분야는 비행제어법칙 설계 및 해석, 고받음각 제어법칙 설계, 전환장치 알고리즘, 시스템 모델링, 무인기 SW 툴킷, Guidance & Control. 모델 기반 비행제어법칙 설계/검증.