

## 제어법칙 간 상호 전환 시 과도응답 최소화를 위한 전환시간에 관한 연구

김중섭<sup>1†</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주산업(주) 비행제어팀

### A Study on the Conversion Time to Minimize of Transient Response during Inter-Conversion between Control Laws

Chongsup Kim<sup>1†</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Ltd.. Flight Control Team

**Abstract** : The inter-conversion between different control laws in flight has a lot of risk. The SWM(Switching Mechanism) including logic and stand-by mode is designed to analyze the transient response of aircraft during inter-conversion between different control laws, based on the in-house software for non-real-time and real-time simulation. The SWM applies the fader logic of TFS(Transient Free Switch) to minimize the transient response of an aircraft during the inter-conversion, and applies the reset '0' type of the stand-by mode to prevent surface saturation due to integrator effect in the disengaged flight control law. The transition time is also important to minimize the objectionable transient response in the inter-conversion, as well as the transition control law design. This paper addresses the results of non-real-time simulation for the characteristics of transient response to different transition time to select the adequate transient time, and the real-time pilot evaluation, using SSWM(Software Switching Mechanism) and HSWM(Hardware Switching Mechanism), which is met for Level 1 flying qualities and assures safety of flight.

**Key Words** : HSWM(Hardware Switching Mechanism), SSWM(Software Switching Mechanism), RFCS (Research Flight Control System), PFCS(Primary Flight Control System)

### 1. 서 론

비행제어법칙의 검증은 비실시간 및 실시간 시뮬레이션 환경에서 해석적(analytical method) 방법을 통해 지상에서 일부 수행되지만, 이러한 검증방법으로는 전체시스템의 특성을 파악하는데 한계가 있다. 따라서 전체시스템의 특성을 정확하게 파악하기 위해서는 항공기를 이용한 비행시험(flight test)이 필수적이다. 그러나 새로이 개발된 비행제어법칙을 기반으로 비행시험을 수행하는 것은 많은 위험 부담이 따른다. 따라서 검증된 항공기와 비행제어법칙을 기반으로 하여 새로이 개발된 비행제어법칙을 검증하는 개념인 공중모의 비행시험기(In-Flight Simulator, IFS)의 적용이 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 적용된 바 있다[1,2]. IFS의 개념은 신규 항공기의 모델을 기반으로 새로이 개발된 비행제어법칙(Research Flight Control System, RFCS)의 검증을 위해 이전에 검증된 바 있는 고유의 비행제어법칙(Primary Flight Control System, PFCS)이 RFCS에 대기 모드로 추가된다. 따라서 이·착륙 및 비행시험 영역까지의 비행은 PFCS를 이용하고, 평가영역에서는 RFCS로 전환하여 신규 비행제어법칙을 평가하는 방식이다. 그러므로 RFCS를 이용하여 전체시스템의 특성을 정확하게 파악할 수 있고, PFCS를 대기모드로 적용함으로써 비상 상황에서 항공기 안전성을 보장할 수 있으므로 신규로 개발되는 비행제어법칙 검증으로 인한 위험부담을 감소시킬 수 있다. PFCS와 RFCS 간의 상호 전환 시에 천이응답을 최소화하는 전환장치(Switching Mechanism, SWM)가 필수적인 데, 전환

Received: Feb 14, 2015 Revised: March,24 2015 Accepted: March 27,2015

† Corresponding Author

Tel:+82-55-851-6987#,E-mail: robocskim@koreaero.com

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

장치는 두 가지 방식으로 구분할 수 있다. 동일한 프로세서에 PFCS와 RFCS를 설계하는 소프트웨어 전환장치(Software Switching Mechanism, SSWM)와 다른 프로세서에 PFCS와 RFCS를 분리하여 설계하는 하드웨어 전환장치(Hardware Switching Mechanism, HSWM)로 나눌 수 있다. SSWM은 하드웨어 구성요소 및 개발비용을 단축시키는 이점이 있으나, PFCS와 RFCS를 동시에 처리할 수 있는 성능의 CPU를 사용해야 하며, 비행 중에 프로세서에 결함이 발생한다면 위험 상황에 직면할 수 있는 단점이 있다[3]. 반면, HSWM은 SSWM의 단점을 보완할 수 있으며 항공기 탑재 시와 유사한 경우를 모사 할 수 있으나, 하드웨어 간의 통신 및 외부 요인에 의한 지연을 처리하기 위한 개발비용을 상승시키는 단점이 있다[4].

본 논문에서는 TFS(Transient Free Switch)를 이용한 페이더(fader)와 리셋(reset) '0' 타입의 대기모드(stand-by mode) 알고리즘을 설계하여 비행제어법칙 간의 상호 전환 시에 과도응답이 최소화되는 천이시간(transition time)을 선정하였다. SSWM과 HSWM을 기반으로 하여 평가를 수행한 결과, 수평 및 선회비행에서 제어법칙 간의 상호전환 시에 항공기 안전성을 확보할 수 있었으며, 조종성(handling quality) Level 1을 만족할 수 있었다.

## 2. 비행제어법칙 설계

### 2.1 고등훈련기 비행제어법칙 소개

#### 2.1.1 세로축 제어법칙

초음속 고등훈련기의 세로축 비행제어법칙 구조는 모델 역변환설계기법과 비례-적분 제어방식을 채택하고 있으며, 기동 시 초기 피치각가속도의 증강을 위한 개루프 제어명령(open loop feed forward control command)이 사용한다. 조종명령은 비행단계 부류 A(flight phase category A, up & away mode)의 경우는 수직가속도 추종시스템(normal acceleration following system)이고, 비행단계 부류 C(flight phase category C, power approach mode)는 정밀한 자세제어를 위한 피치각속도(pitch rate) 추종시스템이다[5]. 세로축 제어법칙의 내부루프 귀환(inner loop feedback)에 사용되는 상태변수는 받음각(angle of attack), 피치각속도 및 수직가속도이다. 여기서 받

음각 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 피치각가속도도 귀환시키는 결과를 가져오며, 단주기 특성의 고유 진동수와 감쇄율 모두를 증강시킨다.

#### 2.1.2 가로-방향축 제어법칙

가로-방향축 비행제어법칙은 미끄럼각-미끄럼각속도( $-\beta$ ) 케환 구조의 제어기법을 이용하여 케환 이득을 설계한다. 그러나 비대칭 무장형상에서 세로축 기동 시 발생하는 롤운동 현상을 제거하기 위해 세로축 기동과 같이 작은 롤 조종입력이나 롤각속도가 작은 영역에서 롤각속도 케환 이득을 상대적으로 증가시켜 롤축 조종사 명령이득과 동일하게 사용하는 단순 롤각속도 케환 구조의 제어법칙을 가로축에 일부 적용하였다[6]. 항공기의 가로축과 방향축 운동은 서로 연결되어 있다. 그러므로 항공기가 균형선회(coordinated turn)를 하기 위해서는 그에 필요한 요우 각속도가 발생되어야 하므로 플레퍼론의 작동 시 그에 상응하도록 러더가 작동되어야 한다. 그러므로 제어면합성(control surface blending)을 통해 항공기가 균형선회를 할 수 있도록 가로-방향축을 분리시키기 위한 제어이득(Aileron Rudder Interconnection)이 추가되어 있다. 가로축 제어는 플레퍼론과 수평꼬리날개를 사용한다. 조종사의 조종간에 의한 명령은 롤명령 기울기에 의해 롤각속도(roll rate)로 변환되어 사용된다. 항공기의 이탈현상(departure)과 롤에 의한 연계현상을 막기 위하여 최대 롤각속도는 동압, 수평꼬리날개 변위 및 받음각에 의해 제한된다. 그러므로 순항비행 및 이·착륙시의 최대 롤각속도는 상기의 3가지 변수에 의해 줄어들게 된다. 가로축 케환 변수는 롤모드 시상수(roll mode time constant) 또는 안정미계수( $L_p$ )를 증강시키기 위하여 롤각속도를 케환시키며, 이 롤각속도는 안정축에 대한 롤을 위한 것이다. 이는 항공기가 안정축 또는 바람축에 대하여 롤을 하지 않게 되면 수평비행시의 받음각은 롤을 함에 따라 미끄럼각

으로 나타나 바람직하지 않은 연계현상이 발생하기 때문이다. 또한, 롤각속도 및 요우각속도 궤환 루프에는 구조적인 공진현상의 영향을 줄이기 위하여 구조연계 현상 제거필터를 사용한다. 방향축 제어는 수직꼬리날개를 사용한다. 조종사의 리더 명령은 리더명령구배에 의해 미끄럼각 명령으로 변환되며, 고반응각에서의 이탈현상을 방지하기 위하여 롤각속도의 증가에 따라 그 크기가 감소하게 된다. 방향축 궤환 변수는 롤각속도와 미끄럼각과 미끄럼각속도로서 주로 더치롤 모드(dutch roll mode)의 고유진동수와 감쇄율의 증강에 사용된다.

### 2.2 페이더 알고리즘

상이한 두 비행제어법칙 간의 상호 전환 시, 조종면 제어명령의 차이로 인해 발생하는 급격한 천이 응답을 개선하기 위해 페이더 알고리즘을 설계하였다. 페이더는 on-line, off-line 및 선형함수를 이용한 off-line와 같은 알고리즘이 연구된 바가 있으며, F-18 HARV에서는 on-line 페이더를 이용하여 급격한 천이 응답을 감소시켰다[7]. 본 연구에서는 SRL(Software Rate Limiter)를 이용한 TFS를 적용하였다, TFS는 on-line 페이더와 동일한 결과를 갖는 알고리즘으로 구조가 간단하여 적용하기 용의하고, 고등훈련기에서 항공기 형상 변경을 위한 제어법칙 간의 전환 시에 검증된 방식이다[3].

Fig. 1은 SRL을 이용한 TFS 알고리즘을 나타낸다. 작동원리는 두 비행제어법칙 간의 상호 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 선형적으로 증가한다. 따라서 비행제어법칙

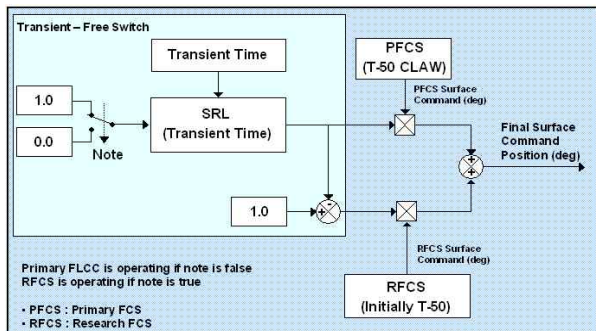


Fig. 1 Fader logic of TFS

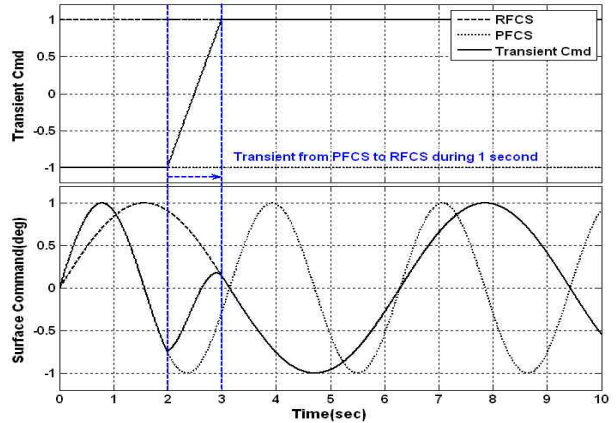


Fig. 2 Response tendency of SRL

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

$\delta_{CMD}$  : 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

간의 조종면 제어명령에 대한 차이를 상쇄시켜 천이 응답을 최소화하는 방식이다.

Fig. 2는 PFCS에서 RFCS로 1초 동안 전환하는 시뮬레이션 결과이다. Fig. 2의 위쪽에 도시된 그림은 전환신호(transient signal)를 나타내며, 아래쪽에 도시된 그림은 사인파 입력에 대한 조종면 전환특성을 나타낸 것으로 PFCS에서 RFCS로 전환을 수행할 경우, 조종면 제어명령이 부드럽게 전환된다는 것을 볼 수 있다.

### 2.3 대기모드 알고리즘

일반적으로 RFCS와 PFCS는 유사한 형태의 항공기에 적용되나, 비행제어법칙의 차이로 인해 조종면 제어명령은 차이가 난다. 더구나 비행제어법칙 내에 적분기(integrator)를 포함하고 있을 경우에는 활성화 되지 않은 비행제어법칙의 조종면 제어명령은 오차의 누적으로 인하여 포화(saturation) 상태가 될 수 있다. 따라서 상호 전환 시, 조종면 제어명령의 큰 차이로 인해 발생하는 급격한 천이 응답특성은 비행 안전성을 크게 훼손할 수 있다. 따라서 이러한 포화현상을 제거하여 천이 응답을 최소화하기 위해 활성화 되지 않은 조종면 제어명령을 '0'로 초기화하는 대기모드가 필요

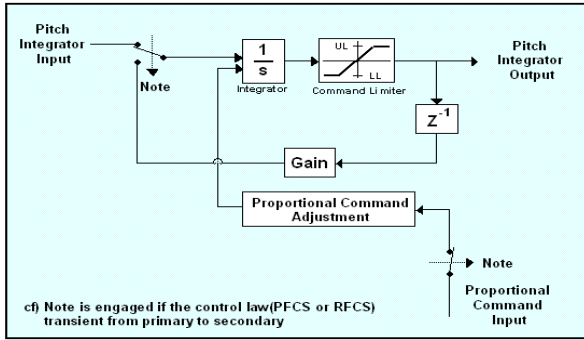


Fig. 3 Stand-by mode (reset '0' type)

하다[4]. Fig. 3은 활성화 되지 않은 제어법칙의 적분기를 '0'으로 초기화하는 대기모드 알고리즘을 나타낸다. 대기모드는 적분기, 조종면 제어명령을 제한하는 제한기, 이득 및 적분기 포화현상을 방지하기 위한 감긴 현상 방지기(wind-up compensator)로 구성된다. 대기 모드는 적분기가 포함되어 있는 세로축 제어법칙에 설계하였다.

### 3. 평가결과

#### 3.1 시험영역 및 평가 방법

시험영역은 Fig. 4와 같이 동압이 큰 영역인 M0.8 @10kft, 동압이 작은 영역인 M0.4@20kft, 천음속 영역인 M0.95@30kft, 초음속 영역인 M1.05@ 30kft 및 안정한 영역인 300knots@30kft를 대표적으로 선정하였다. 항공기는 무장 형상을 장착하지 않은 F0 (Clean)으로 하였다. 평가방법은 SSWM을 이용하여 전환시간에 따라 시뮬레이션을 수행함으로써 전환 시에 따른 천이 응답 특성을 분석하였다. 그리고 RFCS의 세로축 피치각속도 이득을 30% 증가시키고, 조종사 세로축 입력의 유무에 따라 시뮬레이션을 수행하였

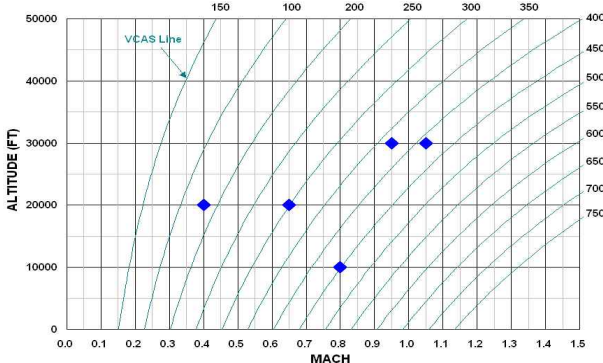


Fig. 4 Test point

으며, 세로축 피치각속도 이득을 80% 감소시켜 RFCS가 불안정한 상황에서 조종사의 입력 없이 전환하여 안전하게 PFCS로 복귀할 수 있는지 평가하였다. 시뮬레이션 결과로부터 천이 응답이 최소화되는 전환시간을 선정하고, 이를 HSWM에 적용하여 실시간 조종사 평가를 통해 상호전환 시에 조종성 및 비행 안전성을 평가하였다.

#### 3.2 전환장치 설계 개념

신규 항공기의 비행제어법칙을 검증하기 위한 방법으로 많은 항공기 개발 사업에서 IFS를 이용하였다. IFS는 검증된 항공기와 비행제어법칙을 이용하여 이착륙 및 일반적인 비행을 수행하고, 평가영역에서는 RFCS로 전환하여 개발된 비행제어법칙을 평가한다.

Fig 5는 SSWM 개념을 나타내는데, 동일한 프로세서 내에 PFCS와 RFCS를 적용하여 전환하는 개념으로, HSWM에서 RFCS와의 통신에서 발생할 수 있는 계산 프레임 지연을 제거하고 설계비용을 줄일 수 있는 이점이 있다[3]. 그리고 PFCS와 RFCS는 동일한 입력을 받아 실시간으로 계산되어지고, 두 비행제어법칙에서 계산된 조종면 제어명령들은 SSWM으로 입력되어 전환 스위치 명령에 의해 최종적으로 사용할 조종면 제어명령을 선택하게 된다. 이때, SWM에는 급격한 천이 응답 특성을 최소화하기 위해 TFS를 이용한 페이더를 적용하였다. 그리고 상호 전환 시에 조종면 제어명령의 차이로 인하여 발생하는 천이 응답 특성을 평가하기 위해 RFCS의 세로축에 적용되어 있는 피치각속도 궤환 이득(Kq)을 조절하여 동특성을 변경할 수 있도록 하였다. 또한, 고장 모드에서 항공기가 안정하게 전환되는 것을 평가하기 위해 RFCS에 공기정보 및 조종면 재형상 모드에 대한 기능을 추가하였다.

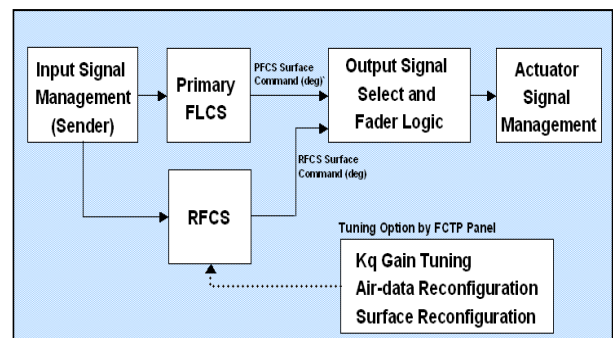


Fig. 5 Concept of software switching mechanism

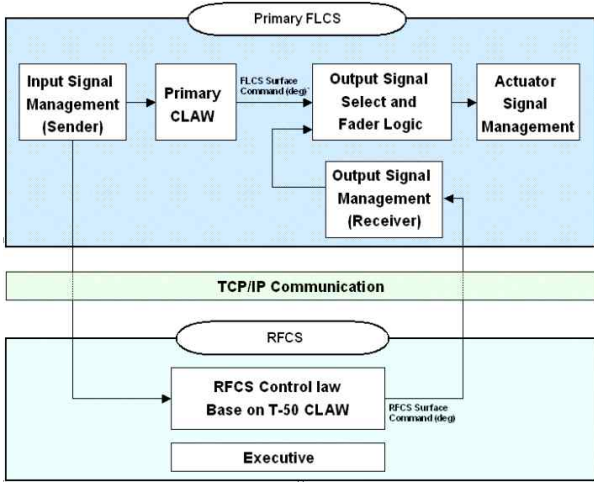


Fig. 6. Integration of research processor and baseline control law

Fig. 6은 HQS-PC 기반의 HSWM 개념을 나타내는데, 개발된 RFCS를 PC에 설계하여 기존의 비행제어법칙인 PFCS와 독립적으로 설계하는 개념이다[4]. 하드웨어 간의 통신은 TCP/IP를 적용하였으며, 비행제어법칙에 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.

3.3 시뮬레이션 결과

전환시간의 변화에 따른 항공기 천이 응답 특성을 평가하기 위하여 전환시간을 0.1, 1.0 및 2.0 초로 변경하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 환경은 SSWM을 이용하였으며, RFCS가 정상 및 비정상 모드일 때로 구분하여 수행하였다. 본 논문에서는 M0.8@10kft, F0, UA 영역에서의 결과를 대표적으로 도시하였다.

3.3.1 정상 모드에서의 전환

정상모드에서 두 비행제어법칙 간의 상호전환 시에 항공기 천이 응답 특성을 평가하기 위하여 전환시간의 변경에 따라 비행제어법칙 간의 상호 전환을 수행하였다. 이때, PFCS와 RFCS의 비행제어설계 개념 및 구조는 동일하나, RFCS의 피치각속도 귀환이득을 30% 증가시켜 두 비행제어법칙 간의 세로축 동특성에 차이를 발생시켰다.

Fig. 7과 8은 M0.8@10kft, F0, UA, 1g 수평비행 영역에서 조종사 명령으로 세로축으로 가진을 한 후에 전환시간의 변경에 따라 두 비행제어법칙 간의 상호 전환을 시뮬레이션 한 결과를 나타낸다. 전환시간이 0.1초일 경우, 짧은 전환시간으로 피치각속도, 수직가속도 및 받음각의 변화율이 다소 크게 발생하였으나, 곧바로 안정화된다는 것을 볼 수 있다. 그러나 이러한 현상은 비행제어법칙 간의 상호전환 시에 조종사에게

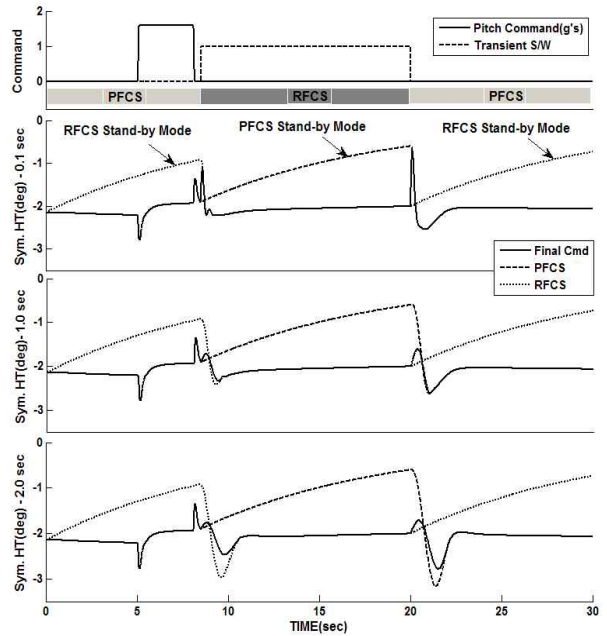


Fig. 7. Simulation result (surface command mixing)

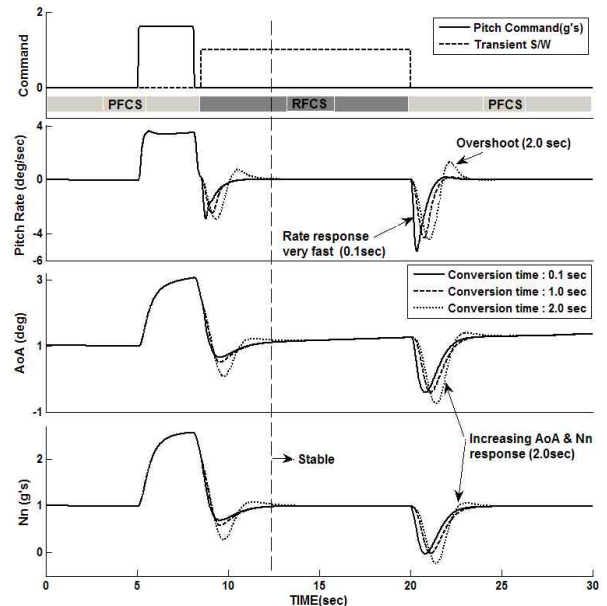


Fig. 8 Simulation result(aircraft response)

불쾌감을 줄 수 있으므로 천이 응답을 감소시키는 것이 바람직하다. 그리고 전환시간을 증가시킬수록 각 변수에 대한 변화율은 감소하였으나, 전환 완료 단계에서 (+) 방향으로 초과현상(overshoot)이 발생하여 천이 응답 특성이 좋지 않았다.

### 3.3.2 비정상 모드에서의 전환

비정상모드에서 전환시간의 변경에 따라 비행제어법칙 간의 상호 전환을 수행하였다. RFCS의 비정상모드를 구현하기 위해 피치각속도 귀환이득을 80% 감소시켜 단주기모드(short-period mode)의 감쇄비를 저하시켰다. 그리고 PFCS에서 RFCS로 전환한 후, 전환시간에 따라 PFCS로 안전하게 복귀하는지와 천이 응답 특성을 평가하였다.

Fig. 9는 M0.8@10kft, F0, UA, 1g 수평비행 영역에서 세로축 가진 후에 조종사 명령이 없는 상태에서 세로축으로 불안정한 RFCS로 전환하고, 11.5초 후에 PFCS로 복귀하는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 전환시간이 0.1초일 경우, PFCS로 복귀할 때 피치각속도, 받음각 및 수직가속도 응답이 빨리 안정화되었다. 그러나 전환시간이 2.0초일 경우, RFCS로 전환 시에 받음각이 증가하여 (-) 방향으로 초과현상을 발생시킨 후에 안정화되었다. 정상 및 비정상모드에서의 비선형 해석 결과, 전환시간이 과도하게 짧으면 초기에 세로

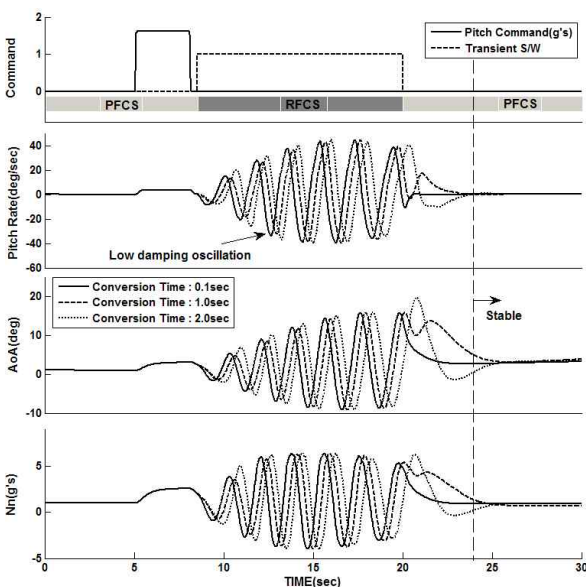


Fig. 9. Result of aircraft response for inter-conversion with pitch low damping(RFCS)

축 운동 특성의 변화율이 크고, 전환시간을 과도하게 증가시키면 변화율은 감소하지만 (+) 혹은 (-) 방향으로 초과 현상이 발생하여 전환 시에 항공기 응답 특성이 불안정하였다. 따라서 천이 응답을 최소화 할 수 있는 전환시간을 선택하는 것이 필요하다. 정상 및 비정상모드에서의 시뮬레이션 결과, 전환시간을 1초로 하였을 때 천이 응답 특성이 적합함을 확인하였다.

### 3.4 실시간 조종사 평가 결과

시뮬레이션을 통해 선정된 전환시간 1.0 초를 HQS-PC 연동 실시간 시뮬레이터인 HSWM에 적용하여 조종사 평가를 수행하였다. 평가방법은 수평비행상태에서 전환을 할 경우와 3-g 선회 기동을 수행하면서 전환하여 급기동에 의한 항공기 천이 응답 특성을 평가하였다. 평가기준은 조종성과 비행안전성 관점에서 평가하였으며, 조종사에 명령에 의해 전환 시 항공기를 제어 가능한지 여부를 평가하였다.

Table 1은 조종사 평가 결과를 나타내는데, 수평 비행 시에 제어법칙 간의 상화전환을 수행할 경우에 전 비행영역에서 조종성 Level 1을 만족하였다. 또한, 기동 시에는 초음속 영역을 제외하고 조종성 Level 1만 족할 수 있었다. 그리고 상호 전환 시에 항공기 천이 응답 특성을 보상하기 위해 필요한 조종사의 조종입력은 비행영역마다 다르게 나타났는데, 동압이 다소 큰 고속영역에서는 4 ~ 5lbs, 저속영역에서는 2 ~ 3lbs의 조종입력을 사용하였다. 또한, 고속영역에서는 전환 응답률(transient response rate)이 다소 빠르게 나타났다. 기동 중에 전환을 했을 경우도 수평비행 시와 동일한 경향성을 나타내었으나, 천이 응답을 최소화하

Table 1. Result of pilot simulation for HQS-PC real-time simulator

Cond.	Config.	Alt. (kft)	Mach	VCAS (knots)	HQ Level	Controll ability
level flight	UA	10	0.8		1	0
		20	0.4		1	0
		20		300	1	0
		30	0.95		1	0
		30	1.05		1	0
3-g bank turn	UA	10	0.8		1	0
		20	0.4		1	0
		20		300	1	0
		30	0.95		1	0
		30	1.05		2	0

기 위해 조종사의 많은 조종입력이 필요치 않았다. 그러나 초음속 영역에서 기동 중에 전환을 했을 경우, 천이 응답의 변화율이 빨랐으며, 특히 수직가속도 변화율이 많이 발생하였다. 조종사 평가 결과, 저속 영역인 M0.4@10kft 및 300knots@20kft에서 천이 응답과 변화율이 작았다. 따라서 제어법칙 간의 상호 전환 시에 항공기의 안전성을 보장하기 위해 고도가 충분히 확보되고, 천이 응답이 가장 적게 발생하는 300knots@20kft, UA, 1g 수평비행에서 상호 전환하여야 한다.

## 5. 결론

설계된 비행제어법칙의 평가는 선형해석, 비선형해석 및 HQS 조종사 시뮬레이션을 통하여 지상시험을 기반(ground base)으로 평가하지만, 이러한 평가 방법은 항공기 동특성을 파악하는데 한계가 있다. 따라서 설계된 비행제어법칙을 이용하여 항공기 동특성을 효율적으로 파악하기 위해서는 검증된 비행제어법칙을 대기모드로 하는 IFS의 개발은 필요하다. 본 논문에서는 전환제어법칙인 TFS를 이용한 페이더로직 및 리셋 '0' 타입의 대기모드를 적용한 SSWM 및 HSWM을 이용하여 시뮬레이션 및 조종사 평가를 수행함으로써 전환시간에 따른 항공기 천이 응답 특성을 평가하였다. 평가결과, 전환시간이 과도하게 짧거나 길게 설정하면 제어법칙 간의 상호 전환 시에 항공기의 천이 응답 특성이 다소 많이 발생하여 비행안전성을 저하시키는 원인이 된다. 본 논문에서는 SSWM 환경을 이용하여 시뮬레이션을 통해 천이 응답이 작게 발생하는 전환시간을 선정하였으며, HSWM 환경에서 실시간 조종사 평가를 수행하여 상호 전환 시에 천이 응답을 최소화하여 조종성 Level 1이 확보하고 비행안전성이 보장됨을 확인하였다.

## 참고 문헌

[1] 박성수 외, "공중모의비행시험을 위한 가변 안정 제어 기법", 한국항공우주학회 추계학술발표회, 평창, 2005. 11., pp734-737

[2] John Carter, Mark 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.

[3] C. S .Kim, I. J. Cho, J. M. Ahn, J. H. Shin, S. S. Park "A Study on the Design of Software Switching Mechanism for Develops the Flight Control Law", Journal of Control, Automation and Systems Engineering Vol. 12, No. 11, November 2006

[4] C. S .Kim, I. J. Cho, S. S. Lim, J. M. Ahn, I. J. Kang "A Study on the Design of Hardware Switching Mechanism using TCP/IP Communication", Journal of Control, Automation and Systems Engineering Vol. 13, No. 2, February 2007

[5] C. S. Kim, B. M. Hwang, S J. Kim, "A Study on the Longitudinal Flight Control Law of T-50", Journal of Control, Automation and Systems Engineering, Vol. 11, No. 11, pp. 963~969 November 20

[6] C. S. Kim, B, M. Hwang, 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 Systems Engineering, Vol., No., November, 2005.

[7] 안중민 외, "공중 모의 비행시험기동을 위한 페이더 설계 연구, 한국항공우주학회 추계학술발표회, 횡성, 2006. 4., pp764-767