

TCP/IP를 이용한 하드웨어 전환장치 설계에 관한 연구

A Study on the Design of Hardware Switching Mechanism using TCP/IP Communication

김 중 섭*, 조 인 제, 임 상 수, 안 중 민, 강 임 주
(Chong-sup Kim, In-je Cho, Sang-soo Lim, Jong-min Ahn, and Im-ju Kang)

Abstract : The SSWM(Software Switching Mechanism) of 1-processor concept using non-real time in-house software simulation program is an effective method in order to develop the flight control law in desktop or HQS environment. And, this system has some advantages compare to HSWM(Hardware Switching Mechanism) such as remove the time delay effectiveness and reduce the costs of development. But, if this system loading to the OFP(Operational Flight Program), the OFP guarantee the enough throughput in order to calculate the two control law at once. Therefore, the HSWM(Hardware Switching Mechanism) of 2-processor concept is necessary. This paper addresses the concept of HSWM of the HQS-PC interface using TCP/IP(Transmission Control Protocol/Internet Protocol) 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 in order to reduce the abrupt transient response and minimize the integrator effect in pitch axis. The result of the analysis based on HQS pilot simulation using HSWM reveals that the flight control systems are switching between two computers without any problem.

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

I 서론

제어법칙 검증은 선형/비선형해석(linear/nonlinear analysis) 및 HQS(Handling Qualities Simulator)를 이용하여 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 제어법칙을 이용하여 초도 비행시험을 수행하는 것에는 많은 위험 부담이 따른다. 따라서 초도 비행을 수행하기 전에 설계된 제어법칙을 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[3].

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 제어법칙을 이용해서 항공기 동특성을 파악한다. 그러므로 RFCS를

이용하여 항공기 동특성을 정확하게 파악할 수 있고, PFCS를 대기모드로 적용함으로써 비행 안전성을 높일 수 있을 뿐만 아니라, 제어법칙 개발을 위한 위험 부담을 줄일 수 있다. 전환장치는 두 가지 부분으로 나눌 수 있는데, 동일한 프로세서에 PFCS와 RFCS를 설계하는 소프트웨어 전환장치(SSWM: Software Switching Mechanism)와 다른 프로세서에 PFCS와 RFCS를 분리하여 설계하는 하드웨어 전환장치(HSWM: Hardware Switching Mechanism)로 나눌 수 있다. SSWM은 하드웨어 구성요소 및 개발비용을 단축시키는 이점이 있으나, PFCS와 RFCS를 동시에 처리할 수 있는 성능의 CPU를 사용해야하며, 비행 중에 프로세서에 결함이 발생한다면 위험 상황에 직면할 수 있는 단점이 있다. 반면, HSWM은 SSWM의 단점을 보완할 수 있으며 항공기 탑재 시와 유사한 경우를 모사 할 수 있으나, 하드웨어 간의 통신에서 발생하는 통신 지연 및 외부 요인에 의한 지연을 처리하기 위한 알고리즘이 필요함으로써 개발비용을 상승시키는 단점이 있다.

본 논문에서는 TFS(Transient-Free Switch) 개념의 페이더 로직 및 리셋 '0' 타입의 대기모드(stand-by mode)를 이용한 전환제어법칙을 설계하여 고등훈련기급 항공기의 제어법칙에 적용하였다. PFCS는 HQS를 기반으로 하고, RFCS는 PC(Personal Computer)를 기반으로 하였고, 제어법칙간의 상호 데이터 통신은 TCP/IP(Transmission Control Protocol/Internet Protocol)를 적용하였다. 또한, 전환제어법칙은 PFCS에 설계하여 모든 권한을 PFCS가 통제하게 하였다. 시뮬레이션은 HQS를 이용하였으며, 정상/비정상모드에서 제어법칙의 전환 시, 항공기 천이응답 및 항공기 안정도 여부를 파악하였다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2006. 8. 28., 채택확정 : 2007. 2. 27.

김중섭, 조인제, 강임주 : 한국항공우주산업

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

임상수, 안중민 : 국방과학연구소

(ssslim@hanmail.net/ajmkja@hanfos.com)

II. 제어법칙 설계

1. 제어법칙

1.1 세로축 제어법칙 설계

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.

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 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 피치각가속도도 제한시키는 결과를 가져오며, 단주기 특성의 고유 진동수와 감쇠를 모두를 증가시킨다.

1.2 가로-방향축 제어법칙

가로-방향축 비행제어법칙은 미끄럼각-미끄럼각속도($\beta - \dot{\beta}$) 제한 구조의 제어기법을 이용하여 제한이득을 설계한다. 그러나 비대칭 무장형상에서 세로축 기동 시 발생하는 롤 운동 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.

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 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)

또는 안정미계수 L_p 를 증강시키기 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 롤각속도과 미끄럼각과 미끄럼각속도로써 주로 더치롤 모드(dutch roll mode)의 고유진동수와 감쇠율의 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[1,2]. 본 연구에서는 SRL(Software Rate Limiter)를 이용한 TFS를 적용하였

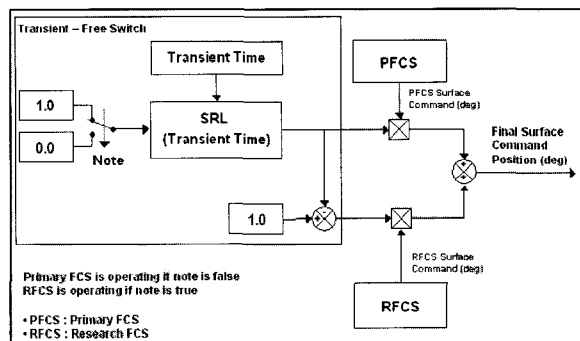


그림 1. TFS를 이용한 페이더 제어법칙.

Fig. 1. Fader logic of TFS.

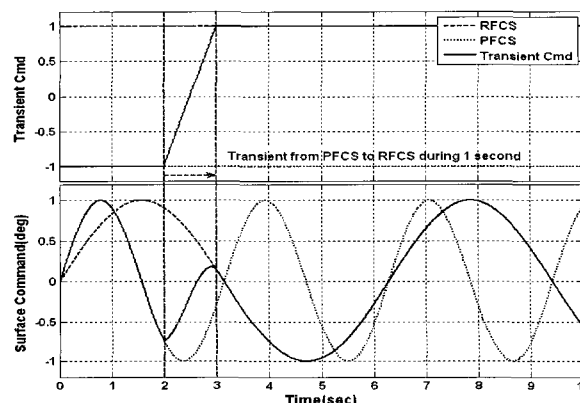


그림 2. TFS의 응답 특성.

Fig. 2. Response tendency of SRL.

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

- δ_{CMD} : 조종면 제어 명령에 인가되는 제어입력
- ΔT : 전환이 이루어지는 과도 기간
- δt : 과도 기간 동안 0에서 ΔT 까지 선형적으로 증가하는 카운터
- δ_{PFCS} : PFCS 조종면 제어 명령
- δ_{RFCS} : RFCS 조종면 제어 명령

다. TFS는 On-Line 페이더와 동일한 결과를 갖는 로직으로 구조가 간단하여 적용하기 용의하고, 고등훈련기에서 착륙 외장 형상 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, ΔT 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 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 타내며, 아래에 도시된 그림은 사인파 입력에 대한 조종면 전환특성을 나타낸 것으로 PFCS에서 RFCS로 전환을 수행할 경우, 조종면 제어명령이 부드럽게 전환된다는 것을 볼 수 있다.

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.

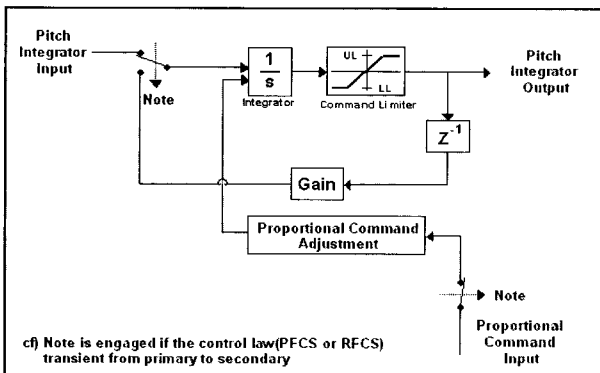


그림 3. 리셋 '0' 타입의 대기모드 제어법칙.
Fig. 3. Stand-by mode(reset '0' type).

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.

III. 전환장치 설계 및 해석

1. 시험영역 및 해석 방법 선정

시험영역은 그림 3과 같이 UA영역에서는 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@20kft를 선정하였으며, PA 영역에서는 착륙 접근 속도인 250knots@5kft 영역을 대표적으로 선정하였다.

해석방법은 페이더 로직 및 대기모드를 설계하여 HSWM을 구성하여 전환에 따른 항공기 동특성을 파악하는 조종

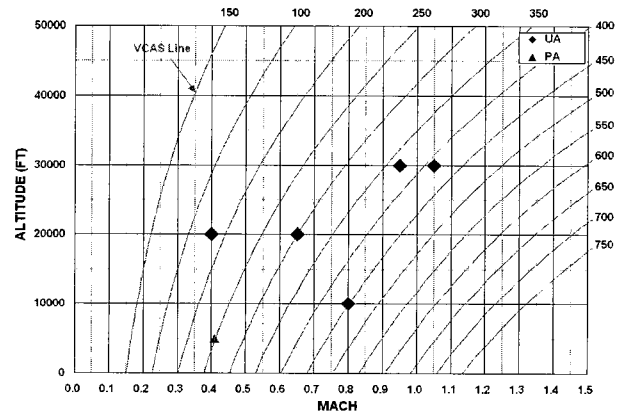


그림 4. 시험영역.
그림 4. Test points.

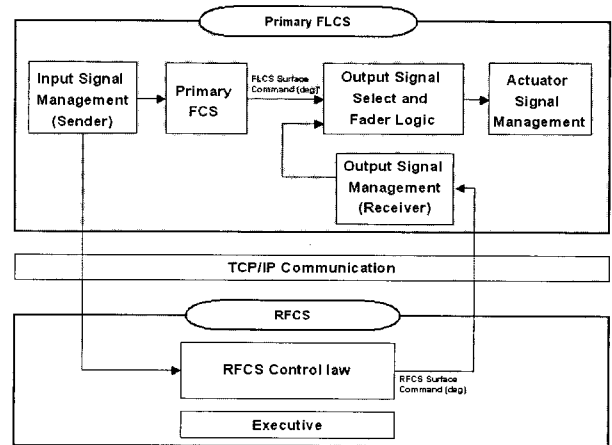


그림 5. HQS와 PC 환경을 이용한 하드웨어 전환장치 설계 개념.
Fig. 5. Concept of hardware switching mechanism using HQS and PC environment.

사 평가를 수행하였다. 또한, RFCS를 불안정한 상태에 진입시켜 안전하게 PFCS로 재 전환할 수 있는지 여부를 평가하였다. 이때, RFCS가 불안정하게 하는 상황으로 단주기 감쇄의 저하, 공기정보 및 조종면 형상재구성 모드로 3가지 경우에 대해 평가하였다. 조종사 평가항목은 전환 시에 발생하는 천이 응답을 조종사가 적절히 제어 가능한지 여부를 조종성(handling quality) 관점에서 평가하였으며, 대표적으로 M0.8@10kft, UA, F0 영역의 결과를 도시하였다. 공기정보 형상재구성 모드에서는 M0.4@20kft, 조종면 형상재구성 및 단주기 감쇄의 저하에 대해서는 M0.8@10kft 영역을 대표적으로 제시하였다.

2. 하드웨어 전환장치 설계 개념

신규 항공기의 제어법칙을 검증하기 위한 방법으로 많은 항공기 개발 프로젝트에서 IFS를 이용하였다. IFS는 검증된 제어법칙을 기반으로 이·착륙 및 일반적인 비행을 수행하고, 검증 영역에서는 RFCS로 전환하여 개발된 제어법칙을 평가한다. 하지만 지금까지 개발된 사례를 보면, PFCS와 RFCS를 다른 프로세서에 적용하는 HSWM을 주로 사용하고 있는 것을 볼 수 있다. 본 연구에서는 고등훈련기급의 비행제어법칙을 이용하여 HQS-PC기반의 HSWM을 TCP/IP를 적용하여 개발하였다.

그림 5는 HQS-PC 기반의 HSWM 개념을 나타낸다. 본 개념은 개발된 RFCS를 PC에 설계하여 기존의 제어법칙인 PFCS와 독립적으로 설계하는 개념이다. 하드웨어 간의 통신은 TCP/IP를 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. HQS-PC 환경

HQS 환경에서 호스트 컴퓨터(host computer)는 항공기 모델 수행과 관련된 외부 입력력 데이터를 제공하며, 사양은 고성능의 중앙처리장치(CPU: Central Processing Unit) 6개 및 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 하드웨

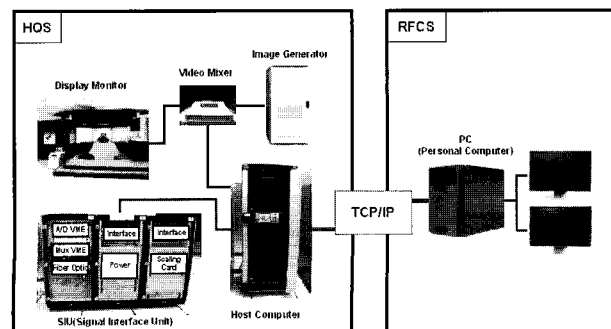


그림 6. HQS-PC 시스템 환경.
Fig. 6. HQS-PC System environment.

어 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.

PC 환경은 인텔 펜티엄 4, 3.4Ghz CPU와 메모리 1G로 구성되어 있으며, HQS와 PC간 통신은 10Mbps 내부 망으로 구성 되어 있다. RFCS는 Visual C++ 언어로 프로그램 되어 있으며, 호스트컴퓨터에 있는 제어모듈에 제공되는 입력과 동일한 입력을 TCP/IP 통신으로 제공받아 제어모듈을 계산한 후에 결과를 호스트 컴퓨터에 전송한다.

4. TCP/IP 통신

그림 7은 HQS-PC 간의 처리 시간(processing time)에 대한 타이밍 다이어그램(timing diagram)을 나타낸다. 이때, 처리시간의 측정은 HQS 상에서 이루어졌으며, HQS의 운영체제(OS: Operation System)는 'IRIX' 로 실시간 커널을 제공한다. 처리 시간은 PFCS가 최소 0.352ms에서 최대 0.864ms, RFCS가 최소 0.19ms에서 최대 1.497ms이다. PC 기반에서 최대로 사용되는 제어법칙 처리 시간이 PFCS에 비해 상대적으로 증가하는데, 원인은 스케줄러가 없는 일반 PC에서 윈도즈(windows) 운영체제 기반에서 작업관리 시, 우선순위 처리 및 내부 인터럽트 등으로 인하여 처리시간이 비정상적으로 증가하기 때문이다. 이러한 영향은 추후 실시간 운영체제(real time OS)를 사용함으로써 내부 인터럽트 및 작업관리 우선순위 등과 같은 비정상적인 운영체제의 간섭을 제거/축소함으로써 처리시간을 감소시킬 수 있다. TCP/IP 통신에 소요되는 처리시간은 최소 0.056ms에서 최대 3.384ms로 소요되었다. 통신시간은 추후 1553 통신을 적용함으로써 영향을 최소화 할 수 있을 것으로 예상된다. 따라서 제어법칙 및 통신시간에 소요되는 처리시간은 최소 1.598ms에서 최대 5.514ms 소요되었다. 그리고 공력 데이터베이스 및 기타 서브시스템의 처리 시간은 7ms에서 8.5ms로 다소 많았다. 이는 공력 데이터베이스가 메모리 형태로 제어법칙에 로딩이 되기 때문이다. 1-프레임의 처리시간을 64Hz

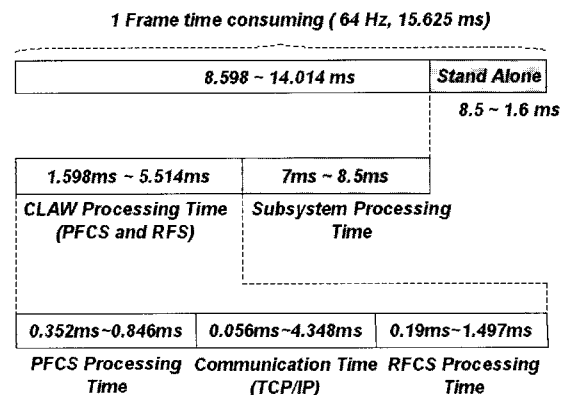


그림 7. 설계된 전환장치의 타이밍 다이어그램.
Fig. 7. Timing diagram of switching mechanism.

기준으로 보면 최소 8.598ms에서 최대 14.014ms로 1-프레임 내로 처리 할 수 있다.

일반적으로 스케줄링 설계 시에는 1-프레임 처리시간의 50%~70%의 시간 안에 모든 작업의 처리를 끝낼 수 있게 디자인하는 것이 통상적이다. 이러한 관점에서 본다면 처리시간이 과도해 보이며 이것을 해결하기 위해서는 PC쪽의 운영체제를 실시간으로 변경하여 불필요한 운영체제의 간섭을 배제하고, 통신 방식을 1553으로 변경한다면 50%~70%의 통상적인 처리시간 내에 처리가 가능할 것으로 예상된다.

5. 페이더 로직의 적용

세로축에 적용되어 있는 적분기의 영향성을 검토하기 위해 HQS 조종사 시뮬레이션을 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 8은 M0.8@10kft, F0, UA 영역에서 3-g 롤기동 중에 RFCS로 전환하고 다시 PFCS로 복귀하는 시뮬레이션 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 9는 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 수평꼬리날개의 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.

시뮬레이션 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.

6. 페이더 로직 및 대기모드의 적용

활성화되지 않은 제어법칙의 적분기 효과를 제거하기 위해 리셋 '0' 형태의 대기모드를 설계하였다. 설계된 전환제어법칙을 평가하기 위해 HSWM을 이용하여 전환 시 항공기 천이 응답특성 및 조종성을 평가하기 위해 조종사 시뮬레이션을 수행하였다. 해석 방법은 RFCS가 정상적으로 작

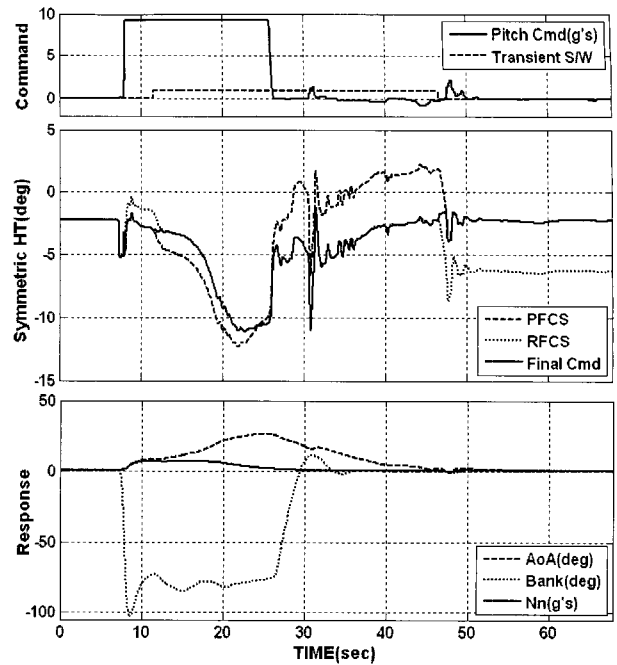


그림 8. 3-g 선회기동시의 상호 전환을 수행한 결과.
Fig. 8. Result of simulation for inter-conversion during 3-g bank turn.

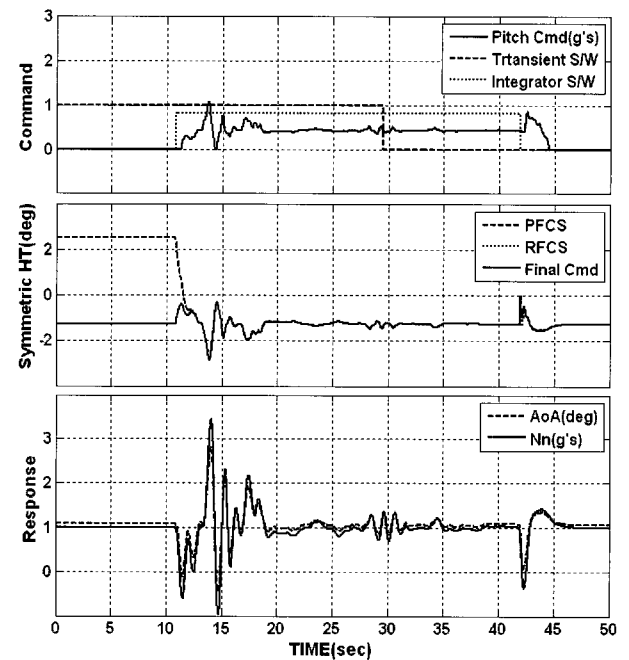


그림 9. 1-g 수평비행 상태에서 세로축 적분기를 적용하지 않고 상호 전환을 수행한 결과.
Fig. 9. Result of simulation for inter-conversion with pitch integrator disable during 1-g level flight.

동 할 경우와 비정상 모드일 경우, 천이응답 특성 및 PFCS로 안정하게 복귀할 수 있는지 여부를 평가하였다. 시뮬레이션 결과는 대표적으로 M0.8@10kft, UA, F0 및 200knots@5kft, PA, F0 형상에 대하여 도시하였다.

6.1 정상 모드에서의 전환

조종면 제어명령의 오차로 인하여 발생하는 천이응답 특성을 평가하기 위해 고등훈련기급 제어법칙을 기반으로 생성된 RFCS의 세로축에 적용되어 있는 피치각속도 제한이

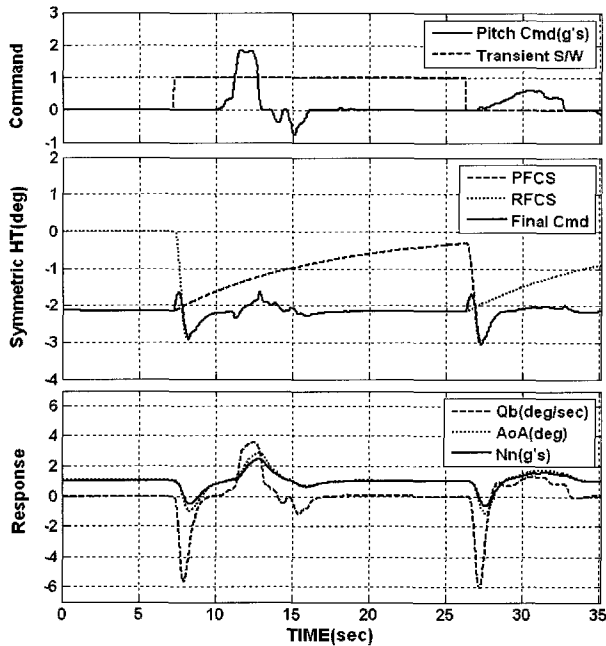


그림 10. UA 모드에서 수평비행 동안에 상호 전환을 수행한 결과.

Fig. 10. Result of simulation for inter-conversion during 1-g level flight in UA mode.

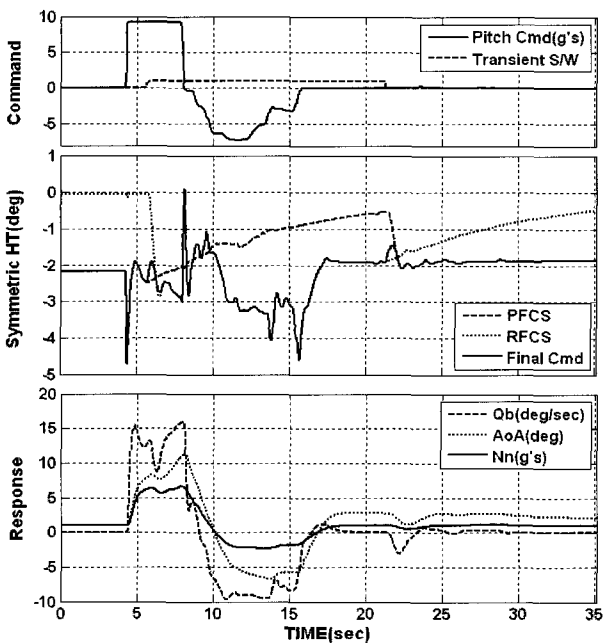


그림 11. UA 모드에서 세로축 기동 중에 상호 전환을 수행한 결과.

Fig. 11. Result of simulation for inter-conversion during pull up maneuver in UA mode.

득을 30% 증가시켰다. 정상모드에서의 시험방법은 두 가지로 수행하였다. 첫째, 1-g 수평비행 상태에서 전환하고 조종사에 의해 보상 조작을 수행하였다. 둘째, 조종사의 세로축 입력이 인가되는 동안에 전환하여 조종사 입력에 대한 천이응답 특성을 평가하였다. 세로축 조종입력은 항공기의 피치 자세 및 피치각속도를 변화시키기 위해 적용하였으며, 전환 시간은 1초로 하였다.

그림 10은 M0.8@10kft, UA, F0에서 1-g 수평비행상태에서 전환하고, 전환하는 동안 조종사에 의해서 항공기 운동을 보상하는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 수평비행상태에서 PFCS와 RFCS의 조종면 제어명령의 차는 대략 2.2° 정도였으며, 전환 시 1초 동안에 수직가속도 응답이 -1.27g 발생하였다. 그림 11은 세로축으로 기동하는 동안에 RFCS로 전환하는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 기동하는 동안에 PFCS와 RFCS와의 조종면 제어명령의 차는 대략 2.3° 정도였으며, 전환 시 1초 동안에 수직가속도 응답이 -0.75g 발생하였다. 그림 12는 200knots@5kft, PA, F0 형상에서 수평비행을 유지한 상태에서 RFCS로 전환하였다. 전환하는 동안 PFCS와 RFCS와의 조종면 제어명령의 차이는 대략 1° 정도였으며, 전환 시 1초 동안에 피치각속도 응답이 -1.3 deg/sec가 발생하였다.

RFCS가 정상모드일 때의 시뮬레이션 결과, 대기모드를 적용하지 않았을 경우보다 천이 응답 특성이 다소 크게 발생하였다. 이는 대기모드의 적용으로 인해 활성화되지 않은 제어법칙의 수평피리날개 명령이 '0'으로 초기화 되면서 활성화된 제어법칙의 수평피리날개 제어명령과의 차이가 많아서 발생한다. 그러나 적분기에 의한 포화현상을 제거할

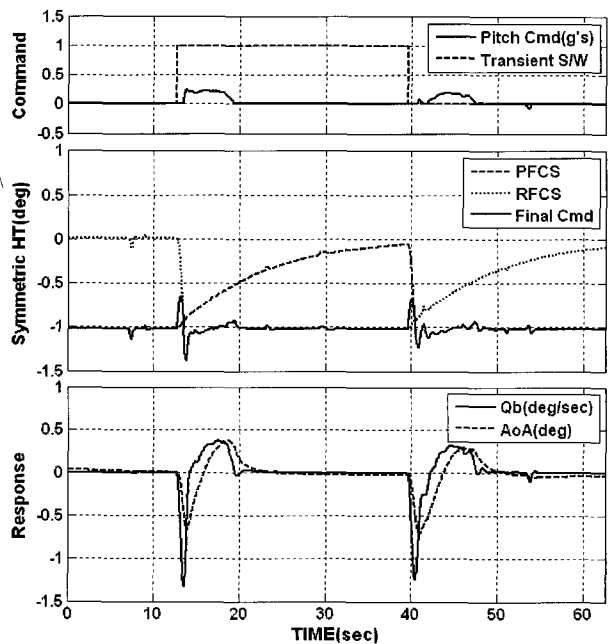


그림 12. PA 모드에서 수평비행 동안에 상호 전환을 수행한 결과.

Fig. 12. Result of simulation for inter-conversion during 1-g level flight in PA mode.

수 있는 이점이 있으므로 전환 시에 항공기를 위험한 상황으로 진입하는 것을 방지한다.

6.2 비정상 모드에서의 전환

RFCS가 비정상 모드일 경우, PFCS로 안정하게 복귀할 수 있는지를 평가하였다. 복귀 시간은 조종사가 비정상적인 항공기 운동이나 결함을 인지하고 전환하는 시간으로 10초에서 35초로 범위로 설정하였다. 비정상 모드에서의 시뮬레이션은 3가지 경우를 고려하였다. 첫째, RFCS의 세로축 피치각속도 케환이득을 감소시켜서 단주기 감쇄비를 저하시켰다. 둘째, IMFP(Integral Multi-Function Probe)의 고장으로 인해 RFCS가 공기정보 재형상모드로 전환한 경우를 고려하였다. 셋째, 오른쪽 수평꼬리날개의 고장으로 인한 DBM(Damped Bypass Mode) 모드를 고려하였다.

그림 13은 M0.8@10kft, UA, F0형상에서 조종사 명령이 없는 상태에서 단주기 모드 특성을 만족하지 못하는 RFCS로 전환하고, 14초 후에 PFCS로 복귀하는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 시뮬레이션 결과, RFCS로 전환되면서 항공기는 세로축으로 진동하기 시작하여 발산하는 경향성을 나타내었는데 조종사의 입력조작으로 발산경향성을 감소시킬 수 있었다. 그리고 14초 후에 이러한 현상을 인지하고 PFCS로 전환했을 때, 항공기가 안정화되는것을 볼 수 있었다.

고등훈련기 제어법칙에서는 IMFP의 결함이 발생할 경우, 제어법칙에서 사용하는 제어이득을 특정한 영역의 제어이득을 사용하는 공기정보 재형상모드가 설계되어 있다. UA 모드에서는 정적으로 가장 불안정한 M0.8@10kft, PA모드에서는 M0.21@SL에서 설계된 이득을 전 영역에 적용한다. 그림 14는 M0.4@20kft, UA, F0형상에서 공기정보 재형상 모드 상태인 RFCS로 전환하고, 32초 후에 PFCS로 복귀하

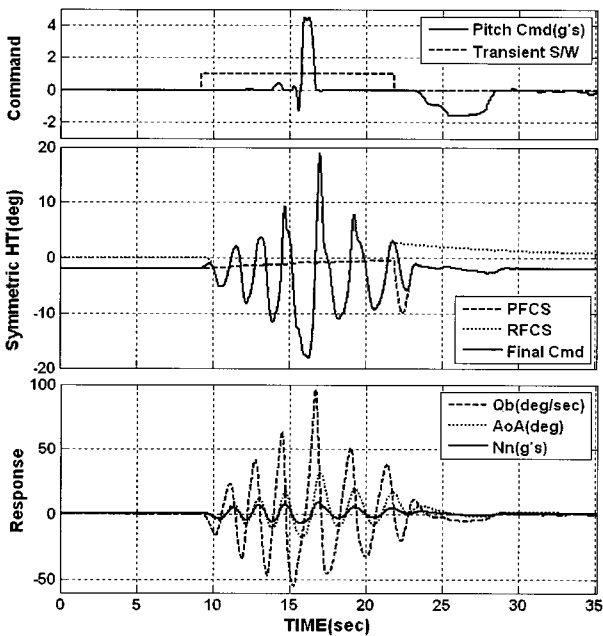


그림 13. PFCS에서 단주기 모드를 만족하지 않는 RFCS로의 전환을 수행한 시뮬레이션 결과.

Fig. 13. Result of simulation for transition from PFCS to RFCS with pitch low damping.

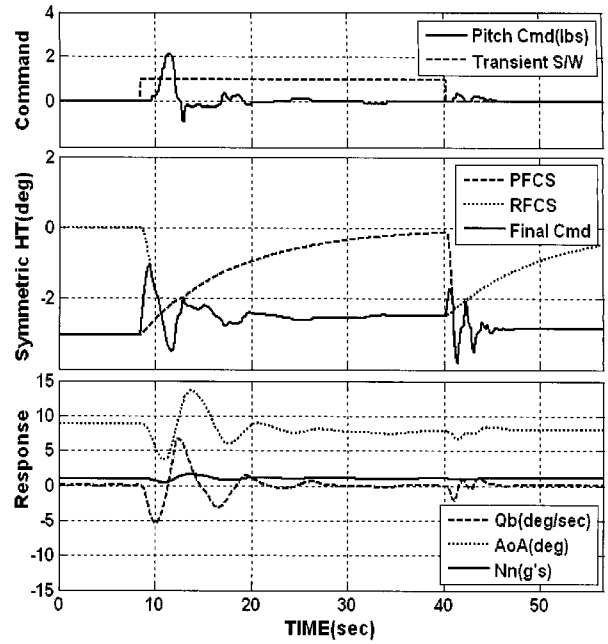


그림 14. PFCS에서 공기정보 재형상모드인 RFCS로의 전환을 수행한 시뮬레이션 결과.

Fig. 14. Result of simulation for transition from PFCS to RFCS with air-data failure.

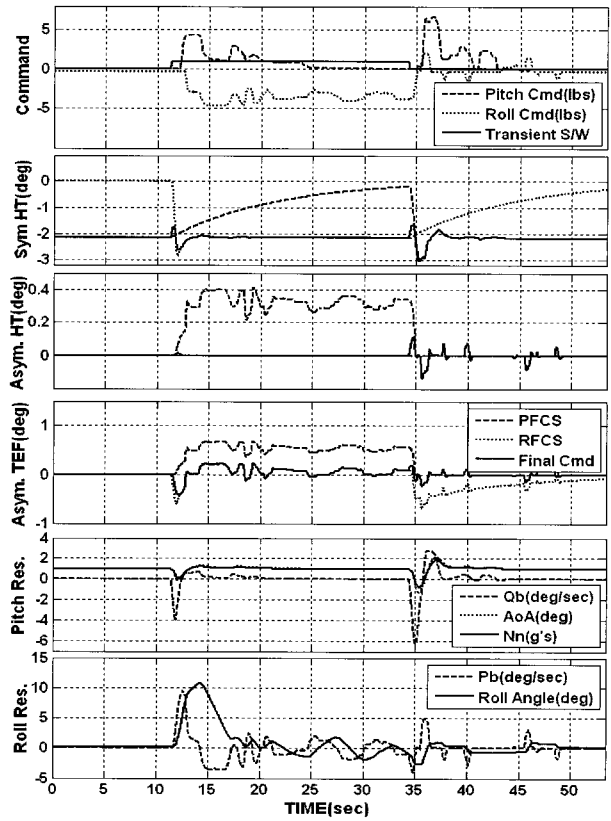


그림 15. PFCS에서 오른쪽 수평꼬리날개가 고장인 RFCS로의 전환을 수행한 시뮬레이션 결과.

Fig. 15. Result of simulation for transition from PFCS to RFCS with right HT failure mode.

는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 활성화되지 않는 세로축 제어법칙의 대기모드로 전환됨에 따라 전환 시 조종면 제어명령의 오차가 3° 정도의 오차가 발생한다. RFCS로 전환하는 1초 동안 조종사의 세로축 입력 조작으로 세로축 운동을 제어할 수 있었으며, 피치각속도의 변화는 -5.4deg/sec, 받음각의 변화는 5° 및 수직가속도의 변화는 0.6g가 발생하였다. 전환 후에 대기 이득의 적용으로 감쇄가 저하되어 세로축으로 진동하는 현상이 발생하였으나, 조종사의 입력조작으로 제어 가능하였으며, PFCS로 안전하게 복귀할 수 있었다.

전기 계통 및 주명령밸브(MCV: Main Control Valve)의 고장 시, 유압작동기는 고장모드로 전환된다. 고장이 발생한 조종면은 항공기 외부압력에 의해 발생한 힌지모멘트에 의해 자유흐름을 따라 움직이는 DBM로 전환되며, 비행제어시스템의 영향을 받지 않는다. 그리고 정상 작동하는 조종면이 고장 난 조종면의 기능을 분담하도록 하는 조종면 형상 재구성 모드가 설계되어 있다. 수평꼬리날개의 고장은 항공기의 피치 및 롤운동에 영향을 미친다. 수평꼬리날개의 고장 시, 수평꼬리날개는 롤명령을 수행하지 않고 피치명령만을 수행한다. 정상적인 항공기 운동을 위해 정상 작동하는 수평꼬리날개가 2배의 피치명령을 수행하고, 이때 발생하는 롤운동은 플레퍼론으로 보상한다. 또한, 정상상태와 동일한 롤운동을 수행하기 위해, 플레퍼론의 롤명령을 증가시킨다. 그림 15는 M0.8@10kft, UA, F0형상에서 세로축 가진 후, 조종사 명령이 없는 상태에서 오른쪽 수평꼬리날개의 고장에 의해 조종면 형상 재구성 모드로 전환된 RFCS로 전환하고 후, 다시 PFCS로 복귀하는 시뮬레이션을 수행한 결과이다. 활성화되지 않는 제어법칙이 대기모드로 전환됨에 따라 전환 시 대칭 수평꼬리날개 제어명령의 오차가 2.1° 정도의 오차가 발생한다. RFCS로 전환하는 시점에서 왼쪽 수평꼬리날개만이 작동함으로 인해 롤링 현상이 발생한다. 전환하는 시점에서 항공기는 오른쪽으로 롤링 현상이 발생하여 조종사는 왼쪽 롤입력을 가하여 수평비행을 유지하였으며, 제어 가능하였다. 이때 조종사의 롤명령은 플레퍼론이 수행하며 수평꼬리 날개는 비대칭 명령을 수행하지 않는다. 그리고 정상모드인 PFCS로 전환한 후에 항공기는 다시 안정화되었다.

RFCS가 비정상 모드로 전환되었을 경우, HQS-PC 실시간 시뮬레이터를 이용하여 조종사 평가를 수행하여 안전하게 PFCS로 전환하는지 여부를 평가하였다. 시뮬레이션 결과, 여러 가지 결합 조건에서도 PFCS로 전환하여 항공기는 안정화된다는 것을 볼 수 있었다. 전환시간 동안에 항공기는 다소 큰 천이응답이 발생하였으나, 조종사에 의해 충분히 제어 가능하였으며, 항공기의 안전성에는 영향을 미칠 정도는 아니었다.

6.3 HQS 조종사 시뮬레이션 결과

RFCS가 정상모드에서 상호 전환 시에 발생하는 천이 응답 특성을 평가하기 위해 HQS-PC 연동 실시간 시뮬레이터를 이용하여 조종사 시뮬레이션을 수행하였다. 검증영역은 그림 4에 도시한 것과 같이 UA 및 PA 영역으로 하였다. 검증 방법은 두 가지로 부분으로 나누었는데, 수평비행상태

표 1. HQS-PC 환경을 이용한 실시간 조종사 평가 결과.

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

Condition	Config.	Alt. (kft)	Mach	VCAS (knots)	HQ Level	Controllability
level flight	PA	5		250	1	0
		10	0.8		1	0
	UA	20	0.4		1	0
		20		300	1	0
		30	0.95		1	0
3-g bank turn	PA	5		250	1	0
		10	0.8		1	0
	UA	20	0.4		1	0
		20		300	1	0
		30	0.95		1	0
		30	1.05		2	0

에서 전환을 할 경우와 3-g 선회 기동을 수행하면서 전환하여 급기동에 의한 항공기 천이응답 특성을 평가하였다. 평가기준은 조종성 관점에서 평가하였으며, 조종사에 의해 제어가능한지 여부를 평가하였다[4].

표 1은 조종사 평가 결과를 나타낸다. 전비행영역에서 수평 비행 시에 전환을 했을 경우, 조종성 Level 1을 만족하였다. 또한, 기동 시에는 초음속 영역을 제외하고 조종성 Level 1의 평가를 획득하였다. 전환 시에 항공기 천이응답 특성을 보상하기 위해 필요한 조종사의 조종입력은 비행영역마다 다르게 나타났고, 동압이 다소 큰 고속영역에서는 4~5lbs, 저속영역에서는 2~3lbs의 조종입력을 사용하였다. 또한, 고속영역에서는 전환응답률(transient response rate)이 다소 빠르게 나타났다. 기동 중에 전환을 했을 경우도 수평비행 시와 동일한 경향성을 나타내었으나, 전환응답을 최소화하기 위해 조종사의 조종입력은 필요치 않았다. 그러나 초음속 영역에서 기동 중에 전환을 했을 경우, 전환응답률이 빠르고 수직가속도 변화율이 많았다.

조종사 평가 결과, 저속 영역인 M0.4@10kft 및 300 knots @20kft에서 천이응답이 가장 적고 전환응답률도 느리게 나타났다. 따라서 전환 시에 항공기의 안전성을 보장하기 위해 고도가 충분히 확보되고, 천이 응답이 가장 적게 발생하는 300knots@20kft, UA영역에서 수평비행 상태에서 상호 전환하여야 할 것으로 보인다. 또한, 현재, 설계한 페이더 로직 및 대기모드는 전환 시 항공기의 천이응답을 최소화하고 조종성을 보장한다는 것을 알 수 있었다.

V. 결론

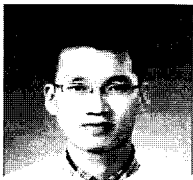
설계된 비행제어법칙의 검증은 선행/비선형해석 및 HQS 조종사 시뮬레이션을 이용하여 지상시험을 기반(ground base)으로 평가하지만, 이러한 검증 방법은 항공기 동특성을 파악하는데 한계가 있다. 따라서 설계된 제어법칙을 이용하여 항공기 동특성을 비행 안전성을 기반으로 효율적으로 파악하기 위해 검증된 제어법칙을 대기모드로 하는 IFS의 개발은 필요하다.

본 논문에서는 고등훈련기급 제어법칙을 이용하여 2-프

로세서 개념인 HSWM를 HQS와 PC를 이용하여 구현하였다. 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. HQS-PC 기반을 이용한 조종사 시뮬레이션 결과, 정상 모드에서 PFCS에서 RFCS로 전환 시에 천이 응답 특성이 다소 증가하는 경향성을 나타내었으나, 조종사에 의해 충분히 제어 가능하였으며, 수평비행 상태에서 level 1의 조종성을 나타내었다. 그리고 비정상 모드에서는 정상모드보다 다소 큰 천이응답 특성이 발생하였으나, 정상모드인 PFCS로 전환하여 항공기는 안정화되었다. 따라서 RFCS가 비정상 모드로 전환되었을 경우에도 안전하게 PFCS로 전환할 수 있었다.

참고문헌

[1] 박성수 외, “공중모의비행시험을 위한 가변 안정제어 기법,” 한국항공우주학회 추계학술발표회, 평창, pp. 734-737, 2005년 11월.
 [2] 안종민 외, “공중 모의 비행시험기능 위한 페이더 설계 연구,” 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 횡성, pp. 764-767, 2006년 4월.
 [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, August, 1999.
 [4] “Military specification-flying qualities of piloted aircraft,” MIL-F-8785, Nov. 1980.



김 종 섭

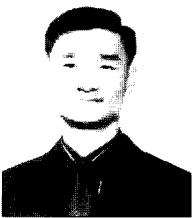
2000년 한국기술교육대학교 제어기계공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) T/A-50 비행역학팀 선임연구원. 관심분야는 비행제어법칙설계 및 해석, 고발음각

제어법칙 설계, 전환장치 알고리즘, 시스템 모델링, 로봇생체모방제어.



조 인 제

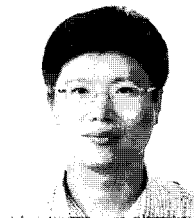
1984년 경북대 전자과 졸업. 1986년 동대학원 석사. 1986년~현재 한국항공산업주식회사 T/A-50 비행제어팀 수석연구원. 관심분야는 안전 중시 소프트웨어 설계/검증.



임 상 수

1986년 공군사관학교 항공공학과 졸업. 1998년 경상대학교 대학원 기계공학과 석사. 2003년 동 대학원 기계공학과 박사. 2005년~현재 국방과학연구소 고정익체계부. 관심분야는 비행제어법칙설계 및 해석, 비행조종컴퓨터/

전환장치 소프트웨어 설계.



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 천이

현상 완화설계.



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

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