

제어법칙 개발을 위한 소프트웨어 전환장치 설계에 관한 연구

A Study on the Design of Software Switching Mechanism for Develops the Flight Control Law

김 중 섭*, 조 인 제, 안 중 민, 신 지 환, 박 상 선
(Chong-sup Kim, In-je Cho, Jong-min Ahn, Ji-hwan Shin, and Sang-seon Park)

Abstract : Relaxed Static Stability(RSS) concept has been applied to improve aerodynamic performance of modern version supersonic jet fighter aircraft. Therefore, the flight control systems are necessary to stabilizes the unstable aircraft and provides adequate handling qualities. The initial production flight control system are verified by flight test and it's always an elements of danger because of flight-critical nature of control law function and design error due to model base design method. These critical issues impact to flight safety, and it could be lead to a loss of aircraft and pilot's life. Therefore, development of an easily modifiable RFCS(Research Flight Control System) capable of reverting to a PFCS(Primary Flight Control System) of reliable control law must be developed to guarantee the flight safety. This paper addresses the concept of SSWM(Software Switching Mechanism) using the fader logic such as TFS(Transient Free Switch) based on T-50 flight control law. The result of the analysis based on non-real time simulation in-house software using SSWM reveals that the flight control system are switching between two computers without any problem.

Keywords : SSWM(Software Switching Mechanism), RFCS(Research Flight Control System), PFCS(Primary Flight Control System), TFS(Transient Free Switch), IFS(In-Flight Simulator), DFBW(Digital Fly-By-Wire)

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 전자식 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.

개발되어지는 항공기의 제어법칙 검증은 선형해석(linear analysis), 비선형해석(nonlinear analysis) 및 HQS(Handling Qualities Simulator)를 이용하여 지상에서 일부 수행되지만, 이러한 검증 방법은 항공기 동특성을 파악하는데 한계가 있다. 따라서 항공기의 동특성을 적절히 파악하기 위해서는 실제 항공기를 이용한 비행시험이 필요하다. 그러나 검증되지 않은 제어법칙을 이용하여 초도 비행시험(initial flight test)을 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.

공중모의 비행시험기는 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 항공기로부터 개발된 제어법칙(RFCS: Research Flight Control System)의 검증을 위하여 이전에 검증된 바 있는 고유의 비행제어법칙(PFCS: Primary Flight Control System)이 대기 모드로 추가된다. 따라서 이 · 착륙 및 비행시험 영역까지의 비행은 PFCS를 이용하고, 검증 영역에서는 RFCS로 전환하여 개발된 제어법칙을 이용해서 항공기 동특성을 파악한다. 따라서 RFCS의 동특성을 적절히 파악할 수 있고, 항공기의 비행 안전성을 높일 수 있으므로 제어법칙 개발을 위한 위험 부담을 줄일 수 있다. 일반적으로 RFCS와 PFCS는 유사한 형태의 항공기에 적용되나, 조종면 제어명령은 차이가 날 수 있다.

그리고 상이한 두 제어법칙이 IFS에 적용 될 경우, 조종면 제어명령의 차이에 의해 급격한 천이응답이 발생하여 비행 안정성이 크게 훼손될 수 있다. 따라서 이러한 천이응답을 최소화하기 위하여 전환장치(SWM: switching mechanism)가 필요하다. 본 논문에서는 TFS(Transient Free Switch) 개념의 페이더 로직을 이용한 전환장치를 설계하여 훈련기급의 제어법칙에 적용하였다. 그리고 소프트웨어 전환장치(SSWM: Software Switching Mechanism)를 비실시간 소프트웨어 툴을 이용하여 설계하였으며, 정상모드에서 제어법칙 간의 전환 시에 발생하는 천이응답을 파악하였다. 또한, RFCS에서 결함이 발생할 경우에 PFCS로 안전하게 복귀할 수 있는지를 평가하였다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2006. 5. 25., 채택확정 : 2006. 9. 26.

김중섭, 조인제, 박상선 : 한국항공우주산업

(robocskim@koreaero.com/ogchoij@koreaero.com/shinavro@koreaero.com)

안중민, 신지환 : 국방과학연구소

(ajmkja@hanafos.com/narabaja@hanmail.net)

II. 제어법칙 설계

1. 제어법칙

1.1 세로축 제어법칙 설계

세로축 비행제어법칙은 모델 역변환설계기법과 비례-적분 제어방식을 채택하고 있으며, 또한 기동 시 초기 피치각 가속도의 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 자세제어를 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 감쇠율(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 감쇠율 모두를 증강시킨다.

1.2 가로-방향축 제어법칙

가로-방향축 비행제어법칙은 미끄럼각-미끄럼각속도($\beta - \dot{\beta}$) 궤환 구조의 제어기법을 이용하여 궤환이득을 설계한다. 그리고 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 궤환 구조(simple roll rate feedback system)의 제어법칙을 가로축에 일부 적용하였다.

가로-방향축 제어법칙구조를 나타낸다. 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 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 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 위한 것이다. 이는 항공기가 안정축 또는 바람축(wind axis)에

대하여 롤을 하지 않게 되면 수평비행시의 받음각은 롤에 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 미끄럼각속도로서 주로 더치를 모드(dutch roll mode)의 고유진동수와 감쇠율의 증가에 사용된다.

2. 페이더 로직

상이한 두 제어법칙 간의 전환 시, 조종면 제어명령의 차이로 인해 발생하는 급격한 천이응답을 제거하기 위해 페이더 로직을 설계하였다. 페이더 로직에는 on-line, off-line 및 선형함수를 이용한 off-line과 같은 페이더 로직이 연구된 바가 있으며, F-18 HARV에서는 on-line 페이더를 이용하여 급격한 천이응답을 최소화 하였다[1-3]. 본 연구에서는 SRL(Software Rate Limiter)를 이용한 TFS를 적용하였다. TFS는 on-line 페이더와 동일한 결과를 갖는 로직으로 구조가 간단하여 적용하기 용의하고, 훈련기에서 형상 변경에 의한 제어법칙의 전환 시에 검증된 방식이다.

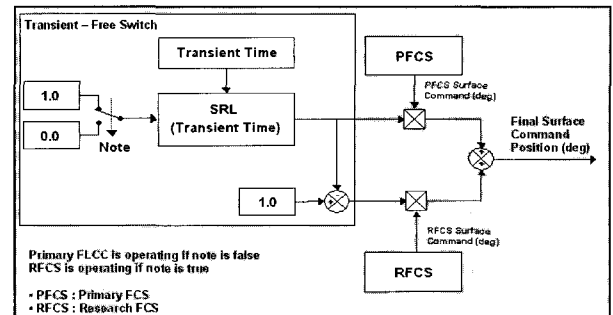


그림 1. TFS를 이용한 페이더 제어법칙.

Fig. 1. Fader logic of TFS.

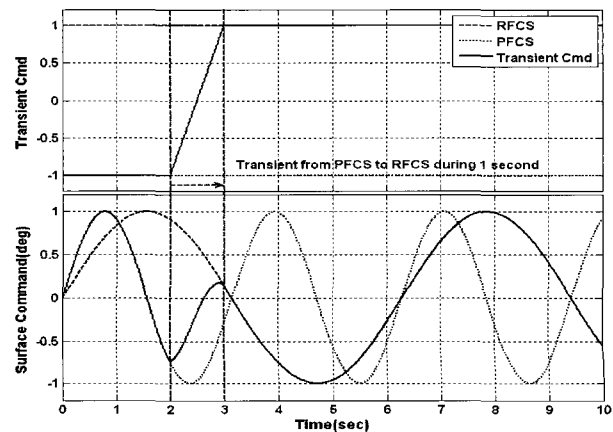


그림 2. TFS의 응답 경향성.

Fig. 2. Response tendency of TFS.

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

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

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 차이 ($\Delta\delta_{PFCS, RFCS}$)를 상쇄시켜 급격한 천이응답을 최소화하는 방식이다. 그림 2는 PFCS에서 RFCS으로 1초 동안 전환하는 시뮬레이션 결과이다. 그림 2의 아래에 도시된 그림은 사인파 입력에 대한 전환을 나타낸 것으로 PFCS에서 RFCS 전환을 수행할 경우, 조종면 제어명령이 부드럽게 전환된다는 것을 볼 수 있다.

III. 전환장치 설계 및 해석

1. 시험영역 및 해석 방법 선정

시험영역은 그림 3과 같이 동압이 큰 영역인 M0.8@10kft, 동압이 작은 영역인 M0.4@20kft, 천음속 영역인 M0.95@30kft 및 초음속 영역인 M1.2@30kft를 대표적으로 선정하였다. 항공기는 무장을 장착하지 않은 F0(clean) 형상으로 UA 모드로 하였다.

해석방법은 선형해석을 이용하여 피치각속도 궤환이득의 변화에 따른 세로축 안정도 여유(stability margin) 및 단주기 모드 감쇄비 및 고유진동수를 평가하여 RFCS에 적용할 수 있는 제어이득의 범위를 추정하였다. 그리고 비실시간 소프트웨어에 TFS를 이용한 SSWM을 구성하여 전환에 따른 항공기 동특성을 파악하는 비선형해석을 수행하였다. 또한, RFCS를 불안정한 상태에 진입하게 하여 항공기 천이응답 특성을 평가하였으며, 안전하게 PFCS로 재 전환할 수 있는지 여부를 평가하였다. 이때, RFCS가 불안정하게 하는 상황으로 단주기 감쇄의 저하, 공기정보 및 조종면 형상제구성 모드로 3가지 경우에 대해 평가하였다.

2. 항공기 안정도 판별

SSWM에 사용된 두 제어법칙은 훈련기에 사용된 제어법칙으로 동일하다. 그러므로 PFCS와 RFCS는 동일한 조종면 제어명령을 산출함으로 상호 전환 시에 급격한 천이응답은 발생하지 않는다. 따라서 구성된 SSWM을 평가하기 위하여 RFCS와 PFCS가 다른 조종면 명령을 생성할 수 있도록 RFCS의 세로축 피치각속도 궤환이득을 변경할 수 있도록 하였다.

세로축 피치각속도 궤환이득은 항공기의 안정도 여유 및 단주기 운동 특성에 지배적으로 영향을 미친다. 따라서 RFCS에 적용되는 이득의 범위를 설정하기 위하여 해석 영

역에서 세로축으로 선형해석을 수행하였다. 선형해석에서 평가 항목은 이득의 변화에 따른 항공기 안정도 여유 및 단주기 모드 특성이다. 제어이득의 변화폭은 기존의 이득에서 25%로 증감하였다.

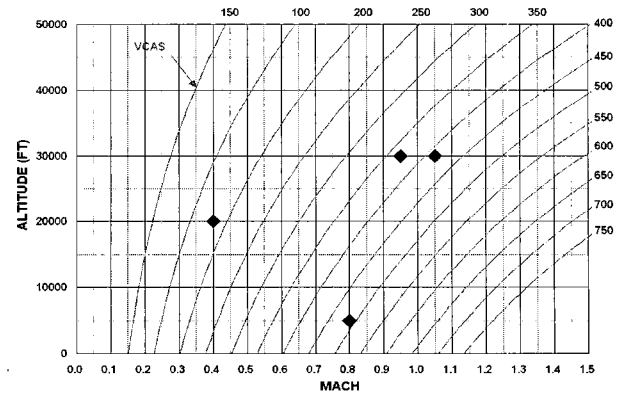


그림 3. 시험영역.

Fig. 3. Test point.

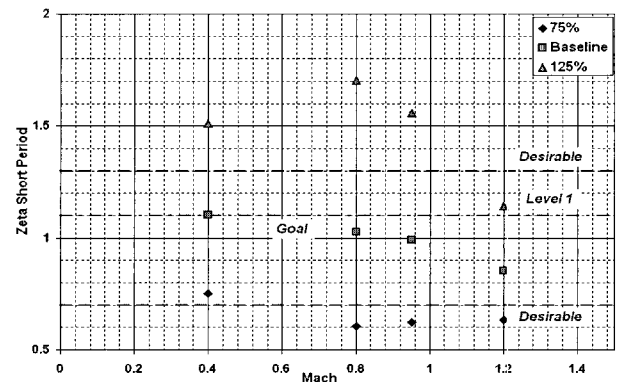


그림 4. 피치각속도 이득의 변화에 따른 단주기 모드 감쇄비.

Fig. 4. Short-period damping ratio with variation of pitch rate feedback gain.

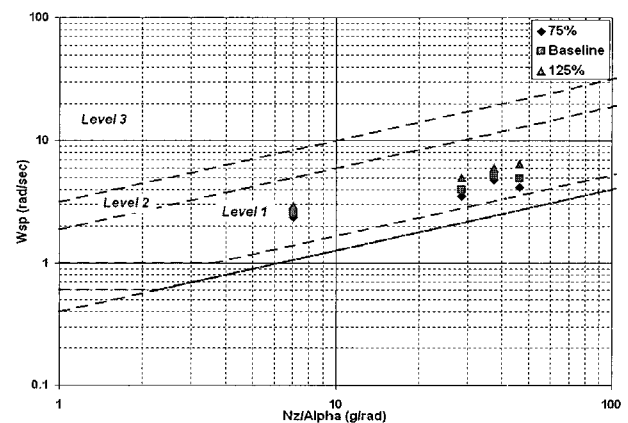


그림 5. 피치각속도 이득의 변화에 따른 단주기 모드 주파수 및 CAP.

Fig. 5. Short-period frequency and CAP with variation of pitch rate feedback gain.

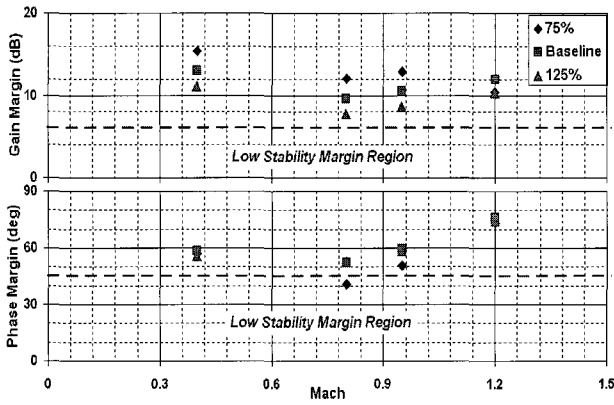


그림 6. 피치각속도 이득의 변화에 따른 안정도 여유.
Fig. 6. Gain and phase margin with variation of pitch rate feedback gain.

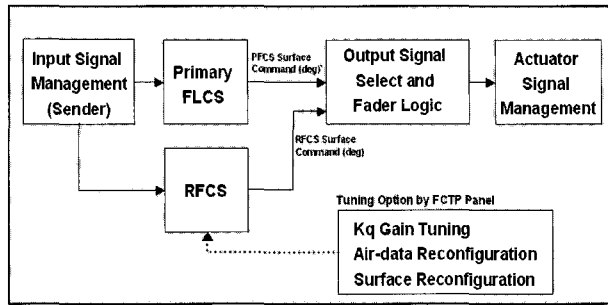


그림 7. 소프트웨어 전환장치 개념.
Fig. 7. Concept of software switching mechanism.

그림 4 및 5는 해석 영역에서 피치각속도 궤환이득의 변화에 따른 단주기 모드 감쇄비, 고유진동수 및 CAP (Control Anticipation Parameter)의 경향성을 나타낸다. 피치각속도 궤환이득의 변화에 따른 감쇄비의 변화는 궤환이득이 증가하면 감쇄비는 증가하였으며, 초음속 영역보다 이음속 및 천음속 영역에서 변화폭이 다소 컸다. 그리고 궤환이득을 감소시킬 때보다 증가시킬 때 감쇄비의 변화폭이 커진다는 것을 알 수 있었다. 궤환이득이 증가하면 고유진동수는 증가하였다.

그림 6은 해석 영역에서 피치각속도 궤환이득의 변화에 따른 이득 및 위상여유의 경향성을 나타낸다. 해석 영역에서 궤환이득이 증가하면 이득여유가 감소하였다. 또한, M0.8@10kft 및 M0.95@30kft에서 궤환이득이 감소하면 위상여유는 감소하였으며, M0.4@20kft 및 M1.2@30kft에서는 변화가 거의 없었다.

선형해석 결과, 피치각속도 궤환이득이 25% 증감하였을 경우에 대부분의 해석 영역에서 단주기 모드 감쇄비는 변화폭이 크고 요구도를 만족할 수 없었으며, 고유진동수는 변화율이 적고 요구도를 만족할 수 있었다. 그리고 이득여유는 다소 변화폭이 컸으나, 요구도는 만족함으로써 본 연구에서는 정상모드에 대한 비선형 해석 시, RFCS의 세로축 피치각속도 이득을 30%를 증가시켜 비선형 시뮬레이션을 수행하였다.

3. 소프트웨어 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 신규 제어법칙을 평가한다. 하지만 지금까지 개발된 사례를 보면, PFCS와 RFCS를 다른 프로세서에 적용하는 하드웨어 전환장치(HSWM: Hardware Switching Mechanism)를 주로 사용하고 있는 것을 볼 수 있다. 본 연구에서는 HSWM 개발의 일환으로 훈련기의 비행제어법칙을 기반으로 하여 SSWM를 개발하였다. 설계된 SSWM은 동일한 프로세서 내에서 작동한다.

그림 7은 SSWM 개념을 나타낸다. 이 개념은 동일한 프로세서 내에 PFCS와 RFCS를 적용하여 전환하는 개념으로, HSWM에서 RFCS와의 통신에서 발생할 수 있는 계산 프레임 지연을 제거하고 설계비용을 줄일 수 있는 이점이 있다. 그리고 PFCS와 RFCS는 동일한 입력을 받아 실시간으로 계산되어지고, 두 제어법칙에서 계산된 조종면 제어명령들은 SWM으로 입력되어 전환 스위치 명령에 의해 최종적으로 사용할 조종면 제어명령을 선택하게 된다. 이때, SWM에는 급격한 천이응답 특성을 최소화하기 위해 TFS를 이용한 패이더를 적용하였다. 그러나 RFCS를 PFCS의 제어법칙과 동일하게 적용을 했기 때문에 설계된 SWM을 평가할 수 없다. 따라서 전환 시에 조종면 제어명령의 차이로 인하여 발생하는 천이응답 특성을 평가하기 위해 RFCS의 세로축에 적용되어 있는 피치각속도 궤환이득을 조절할 수 있도록 하였다. 또한, 고장 모드에서 항공기가 안전하게 전환되는 것을 평가하기 위해 RFCS에 공기정보 및 조종면 재형상 모드에 대한 기능을 추가하였다.

SWM 및 RFCS는 상용프로그램을 이용하여 PFCS 블록에 추가하여 자동 코드 생성기로 C-코드인 소스 코드를 생성하였다. 따라서 두 제어법칙을 자동 코드 생성기를 이용하여 생성할 수 있음으로 인해 소요 시간 및 복잡성을 최소화하였다.

4. 비선형 해석

C-코드로 생성된 SWM 및 RFCS를 비실시간 소프트웨어에 적용하여 비선형해석을 수행하였다. 해석 방법은 RFCS가 정상적으로 작동 할 경우, PFCS에서 RFCS로 전환할 때의 천이응답 특성을 평가하였다. 그리고 RFCS가 비정상 모드일 경우, PFCS로 안정하게 복귀할 수 있는지 여부를 평가하였다. 시험영역은 M0.8@10kft, M0.4@20kft, M0.95@30kft 및 M1.2@30kft에서 수행하였다.

4.1 정상 모드에서의 전환

조종면 제어명령의 오차로 인하여 발생하는 천이응답 특성을 평가하기 위해 훈련기의 제어법칙을 기반으로 생성된 RFCS의 세로축에 적용되어 있는 피치각속도 궤환이득을 30% 증가시켰다. 정상모드에서의 시험방법은 두 가지로 수행을 하였다. 첫째, 조종사 입력을 이용하여 세로축으로 가진 후에 조종사 입력이 인가되지 않은 상태에서 전환하였다. 둘째, 조종사 입력이 인가되는 동안에 전환하여 조종사 입력에 대한 천이응답 특성을 평가하였다. 세로축 가진 항공기의 피치 자세 및 피치 각속도를 변화시키기 위해 적

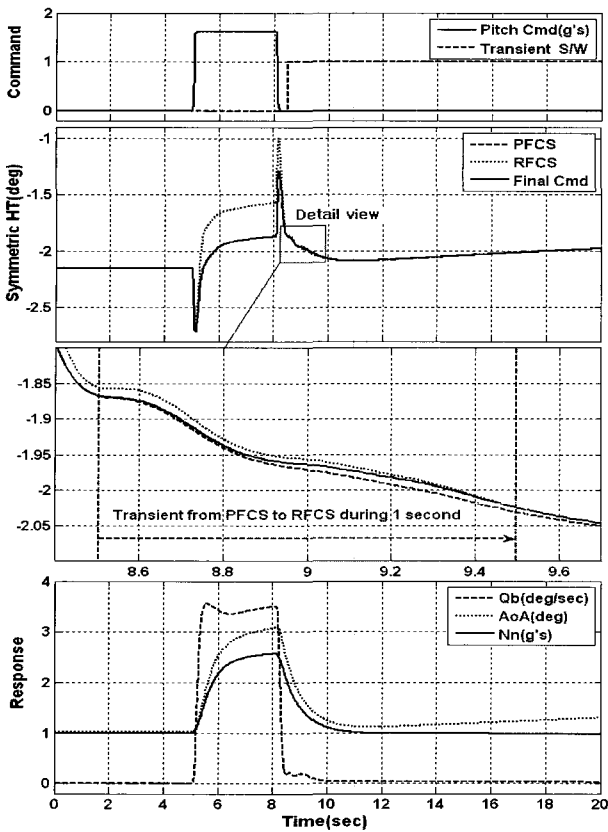


그림 8. 세로축 조종사 입력이 없는 상태에서 PFCS에서 RFCS로의 전환을 수행한 해석 결과.
 Fig. 8. Result of simulation for transition from PFCS to RFCS after pilot pitch command.

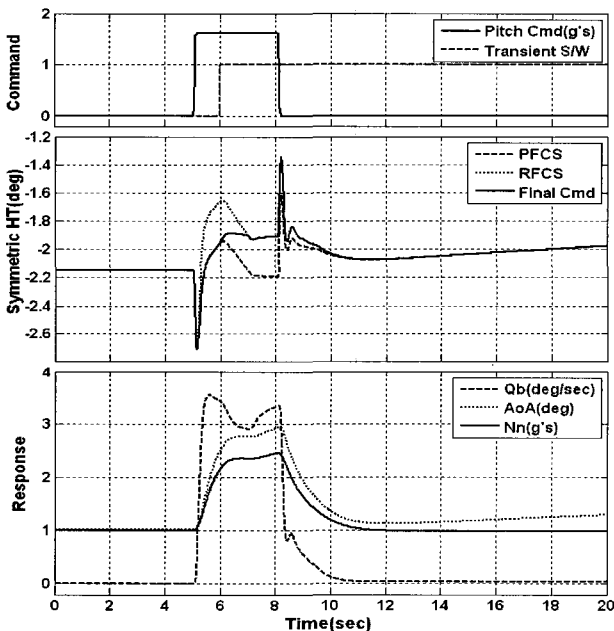


그림 9. 세로축 조종사 입력이 있는 상태에서 PFCS에서 RFCS로의 전환을 수행한 해석 결과.
 Fig. 9. Result of simulation for transition from PFCS to RFCS with pilot pitch command.

용하였으며, 전환 시간은 1초로 하였다. 본 절에서는 동압이 큰 영역인 M0.8@10kft에서의 해석 결과를 대표적으로 도시하였다.

그림 8은 M0.8@10kft에서 세로축 가진 후, 조종사 명령이 없는 상태에서 전환하는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 가진 후에 PFCS와 RFCS와의 조종면 제어명령의 차는 대략 0.015° 정도였으며, 전환 시 천이응답은 거의 발생하지 않았다. 그림 9는 M0.8@10kft에서 세로축으로 가진하는 동안에 RFCS로 전환하는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 가진하는 동안에 PFCS와 RFCS와의 조종면 제어명령의 차는 대략 0.295° 정도였으며, 전환 시 갑작스런 천이응답은 거의 발생하지 않았고, 1초 동안 피치각속도 응답이 0.5°/sec, 수직가속도 응답이 0.1g 정도의 변화가 있었다. 이러한 현상은 PFCS와 RFCS의 조종면 제어명령의 차이로 인해 발생하는 것으로서 전환 시에 과도한 천이응답을 발생시키지 않았다.

정상모드에서의 비선형 시뮬레이션 결과, M0.4@20kft에서와 같은 저속에서는 조종면 제어명령의 차이는 다소 발생했지만, 천이응답 특성은 거의 발생하지 않았다. 또한, 고속 영역에서는 조종면 제어명령의 차이는 작았으나 천이응답 특성이 다소 발생하였으나, 전환 시에 수직가속도가 ±0.5g 범위내로 과도한 천이응답 특성은 발생하지 않았다.

4.2 비정상 모드에서의 전환

RFCS가 비정상 모드일 경우, PFCS로 안전하게 복귀할 수 있는지를 평가하였다. 복귀 시간은 조종사가 비정상적인 항공기 운동이나 결함을 인지하고 전환하는 시간으로 5초 후로 하였다. 비정상 모드에서의 시뮬레이션은 3가지 경우를 고려하였다. 첫째, RFCS의 세로축 피치각속도 궤환이득을 감소시켜서 단주기 감쇄비를 줄였다. 둘째, 공기정보센서의 고장으로 인해 RFCS가 공기정보 재형상모드로 전환한 경우를 고려하였다. 셋째, 오른쪽 수평꼬리날개의 고장으로 인한 DBM(Damped Bypass Mode) 모드를 고려하였다.

그림 10은 M0.8@10kft에서 세로축 가진 후, 조종사 명령이 없는 상태에서 단주기 모드 특성을 만족하지 못하는 RFCS로 전환하고, 다시 5초 후에 PFCS로 복귀하는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 시뮬레이션 결과, RFCS로 전환되면서 항공기는 세로축으로 진동하기 시작하여 발산하는 경향성을 나타낸다. 이때, 5초 후에 이러한 현상을 인지하고 PFCS로 전환했을 때, 항공기가 안정화되는 것을 볼 수 있었다.

제어법칙에서는 공기정보센서에 결함이 발생할 경우, 제어법칙에서 사용하는 제어이득을 특정한 영역의 제어이득을 사용하는 공기정보 재형상모드가 설계되어 있다. UA 모드에서는 정적으로 가장 불안정한 M0.8@10kft, PA 모드에서는 M0.21@SL에서 설계된 이득을 전 영역에 적용한다. 그림 11은 M0.4@20kft에서 세로축 가진 후, 조종사 명령이 없는 상태에서 공기정보 재형상모드 상태인 RFCS로 전환하고, 다시 5초 후에 PFCS로 복귀하는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 세로축 가진에 의해서 두 제어법칙의 수평꼬리날개의 제어명령은 4° 정도의 오차가 발생한 상태에서 PFCS에 RFCS로 전환한다. RFCS로 전환된 후, 정상 모드인 PFCS는 (-) 방향의 피치각속도 응답을 보상하기 위해 (-)방

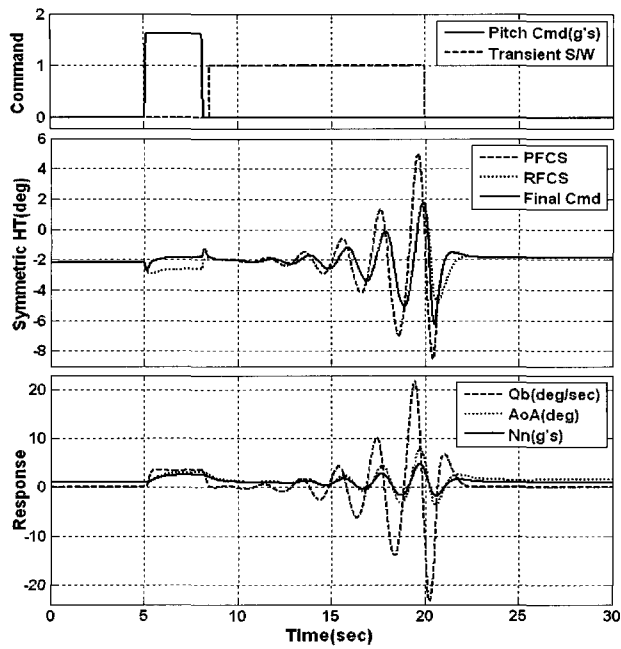


그림 10. PFCS에서 단주기 모드를 만족하지 않는 RFCS로의 전환을 수행한 해석 결과.
 Fig. 10. Result of simulation for transition from PFCS to RFCS with pitch low damping.

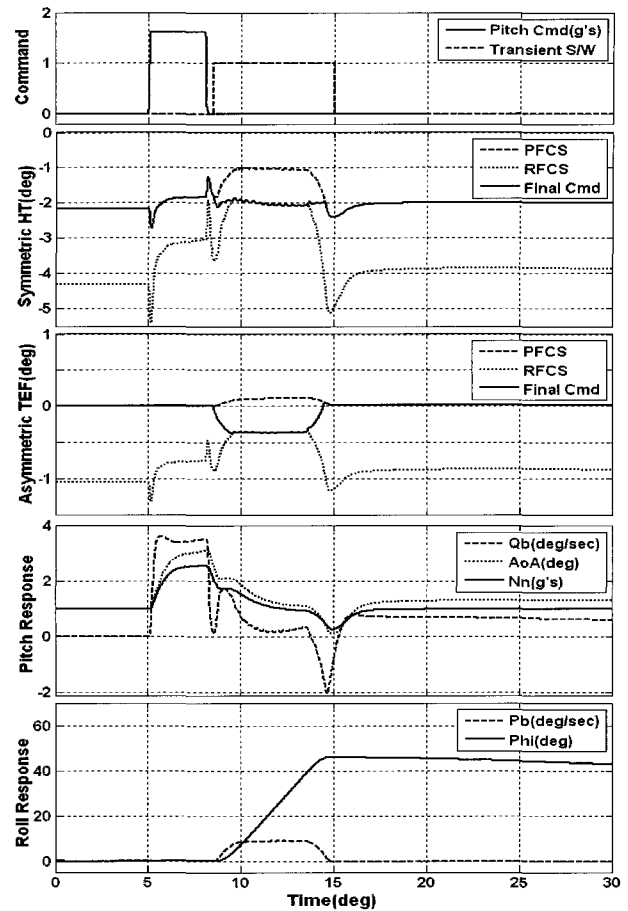


그림 12. PFCS에서 오른쪽 수평꼬리날개가 고장 모드인 RFCS로의 전환을 수행한 해석 결과.
 Fig. 12. Result of simulation for transition from PFCS to RFCS with right HT failure mode.

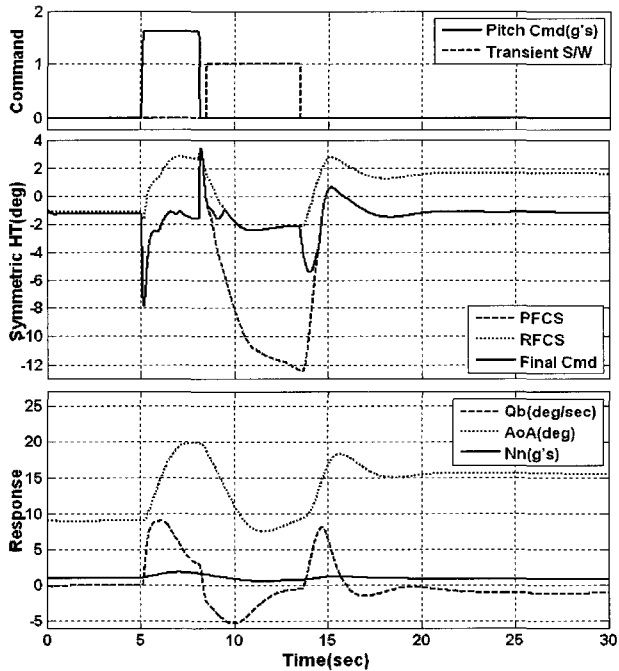


그림 11. PFCS에서 공기정보 재형상모드인 RFCS로의 전환을 수행한 해석 결과.
 Fig. 11. Result of simulation for transition from PFCS to RFCS with air-data failure.

향으로 수평꼬리날개를 구동한다. 그리고 PFCS로 복귀하는 시점인 5초 후에는 두 제어법칙의 수평꼬리날개의 제어 명령은 6° 정도의 오차가 발생한 상태에서 RFCS에 PFCS로

전환한다. 이때, 전환하는 1초 동안 피치각속도의 변화는 9°/sec, 받음각의 변화는 8° 및 수직가속도의 변화는 0.55g가 발생하였다. 그리고 정상모드인 PFCS로 전환한 후에 항공기는 안정화되었다. 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 12는 M0.8@10kft에서 세로축 가진 후, 조종사 명령이 없는 상태에서 오른쪽 수평꼬리날개의 고장에 의해 조종면 형상 재구성 모드로 전환된 RFCS로 전환하고 후, 다시 PFCS로 복귀하는 시뮬레이션

션을 수행한 결과이다. 초기에 오른쪽 수평꼬리날개의 고장으로 인해 PFCS와 RFCS의 대칭 수평꼬리날개의 변위는 2°, 비대칭 플레퍼론은 1° 정도 차이가 발생한다. 그리고 세로축 가진에 의해 RFCS에서는 왼쪽 수평꼬리날개만이 작동함으로 인해 롤링 현상이 발생한다. 이때, 변위차이가 있는 상태에서 1초 동안 조종면 형상재구성 모드 상태인 RFCS로 전환한다. 전환하는 시점에서 항공기는 오른쪽으로 롤링 현상이 발생하여 PFCS로 전환하기 전까지 45° 경사각 (bank angle)이 발생하였다. 그리고 PFCS로 복귀하는 시점인 5초 후에는 두 제어법칙의 수평꼬리날개의 제어 명령은 1° 정도, 비대칭 플레퍼론의 오차는 0.5° 정도가 발생한 상태에서 RFCS에 PFCS로 전환한다. 이때, 전환하는 1초 동안 피치각속도의 변화는 2.3°/sec, 받음각의 변화는 1° 및 수직 가속도의 변화는 0.7g가 발생하였다. 그리고 정상모드인 PFCS로 전환한 후에 항공기는 다시 안정화되었다. RFCS가 비정상 모드로 전환되었을 경우, 비선형해석을 이용하여 안전하게 PFCS로 복귀하는지 여부를 평가하였다. 비선형해석 결과, 여러 가지 결합 조건에서도 PFCS로 전환하여 항공기가 안정화된다는 것을 볼 수 있었다. 전환시간 동안에 항공기는 다소 큰 천이응답이 발생하였으나, 항공기의 안전성에는 영향을 미칠 정도는 아니었다.

IV. 결론

현대의 전투기는 기동성을 향상시키기 위하여 세로축 방향으로 불안정하게 설계하는 정안정성완화 개념을 도입하고 있다. 이러한 전투기 설계기법은 FBW 비행제어계통의 비행제어법칙 설계기술로 인하여 구현이 가능하였다. 따라서 비행제어법칙의 설계는 항공기 개발에 있어 필수불가결한 요소이다. 설계된 비행제어법칙의 검증은 선형해석, 비선형해석 및 HQS(Handling Quality Simulator) 조종사 시뮬레이션을 이용하여 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 훈련기급의 제어법칙을 이용하여 SSWM를 구현하였다. 제어법칙 간의 전환 시에 천이응답 특성을 최소화하기 위해 TFS를 이용한 페이더를 설계하였고, RFCS의 제어법칙에 피치각속도 이득을 조율하여 항공기 응답 특성을 변화시켜 전환 시에 천이응답 특성을 평가하였다. 또한, RFCS가 비정상 모드일 경우에 안전하게 PFCS로 복귀할 수 있는지 여부를 평가하였다. 비선형해석 결과, 정상모드에서 PFCS에서 RFCS로 전환 시에 수직가속도 응답이 ±0.5g 이하로 과도 천이응답 특성을 발생하지 않았다. 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.

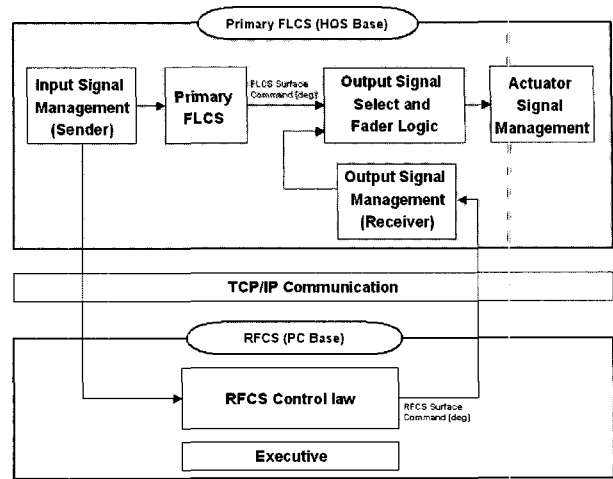


그림 13. 하드웨어 전환장치 개념.

Fig. 13. Concept of HSWM(Hardware Switching Mechanism).

V. 향후 계획

본 논문에서는 비실시간 소프트웨어 툴을 이용하여 SSWM을 설계하고 평가하였다. 일반적으로 SSWM은 이미 개발되어 사용되고 있는 HSWM에서 발생할 수 있는 통신 지연 효과를 제거할 수 있고, 설계비용을 줄일 수 있는 이점이 있다. 그러나 제한된 처리량(throughput)을 가진 OFP (Operational Flight Program)에 탑재하는 것은 한계가 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해서는 두 제어법칙을 다른 프로세서에서 구동하는 개념인 HSWM의 개발이 필요하다.

그림 13은 향후 개발을 계획 중인 PC와 HQS를 이용한 HSWM 개념도를 나타낸다. HSWM에는 TFS를 이용한 페이더 로직 및 적분기의 효과에 의한 조종면의 포화현상을 제거하기 위해 구동되지 않는 제어법칙에는 리셋 '0' 타입의 대기모드를 적용하였다. 또한, HQS와 PC의 데이터 통신은 TCP/IP (Transmission Control Protocol/Internet Protocol)을 적용하였다. 그리고 입력 데이터를 PC 기반인 RFCS 전송하기 위한 송신기(sender)와 RFCS에서 계산된 조종면 제어 명령을 받기위한 수신기(receiver)를 설계할 예정이다.

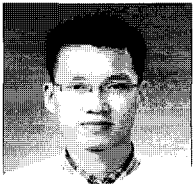
참고문헌

- [1] J. Carter and 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.
- [2] 박성수 외, "공중모의비행시험을 위한 가변 안정제어 기법," 한국항공우주학회 추계학술발표회, 평창, pp. 734-737, 2005년 11월.
- [3] 안중민 외, "공중 모의 비행시험기름 위한 페이더 설계 연구," 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 횡성, pp. 764-767, 2006년 4월.

기 호

RSS Relaxed Static Stability
SSWM Software Switching Mechanism
TFS Transient Free Switch
RFCS Research Flight Control System
SWM Switching Mechanism
DBM Damped Bypass Mode
ARI Aileron Rudder Inter-connection

IFS In-Flight Simulator
HSWM Hardware Switching Mechanism
SRL Software Rate Limiter
PFCS Primary Flight Control System
IMFP Integral Multi-Function Probe
MCV Main Control Valve



김 종 섭

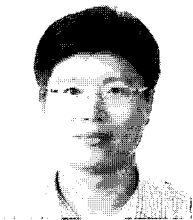
2000년 한국기술교육대학교 제어기계 공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) 비행역학팀 선임연구원. 관심분야는 비행제어법칙설계 및 해석, 고발음각 제어법칙 설계, 시스템 모델링, 로봇 생체모방제어.

척 설계, 시스템 모델링, 로봇 생체모방제어.



조 인 제

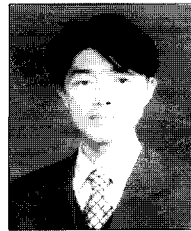
1984년 경북대 전자과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 1986년~현재 한국항공산업주식회사 비행역학팀 수석연구원. 관심분야는 안전 중시 소프트웨어 설계/검증.



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 천이

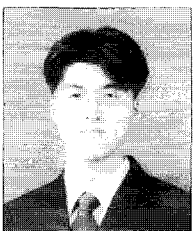
현상 완화설계.



신 지 환

1997년 부산대학교 항공우주공학과 졸업. 1999년 동 대학원 석사. 1999년~2002년 한국전기연구원 메카트로닉스 연구그룹. 2002년~2006년 한국항공우주산업(주) 비행역학팀. 2006년~현재 국방과학연구소 제2체계개발본부 특수

함정체계부 2팀 연구원. 관심분야는 비행제어, 비행동역학, Fly-By-Wire, 유도제어, 조종안정성 수중운동체역학, Modeling & Simulation.



박 상 선

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