

## 論文

## Simulink 가상모듈을 이용한 “dual-master” 이중구조 비행제어시스템 검증

김성수\*, 김성환\*, 장세아\*, 최기영\*, 박춘배\*, 이인석\*\*, 하철근\*\*\*

### Verification of “dual-master” Duplication Flight Control System using Simulink Virtual Module

Sung-Su Kim\*, Sung-Hwan Kim\*, Se-ah Jang\*, Keeyoung Choi\*, Choon-Bae Park\*,  
Ihnseok Rhee\*\* and Cheol-Keun Ha\*\*\*

#### ABSTRACT

Model based virtual Flight Control System construction is essential for Fly-by-Wire Flight Control System verification & validation(V&V) of concurrent engineering base. We researched the concept of dual-architecture system for virtual system construction, and analyzed Flight Control System that is applied to high altitude long endurance(HAE) UAS. Finally, we constructed the model based virtual Flight Control System with system analysis and achieved system verification about flight critical failure modes. Analysis target is RQ-4A.

#### 초 록

모델 기반의 가상 비행제어 시스템 구성은 동시공학이 중요시되는 개발환경에서 FBW 비행제어 시스템 검증 및 확인에 매우 유용하게 사용된다. 본 논문에서는 가상 비행제어 시스템을 구성하기 위한 이중구조 개념에 대해서 살펴보고, 고고도 정찰용 무인기에 적용된 이중구조 시스템에 대해서 분석하였다. 마지막으로, 분석된 비행제어 시스템을 바탕으로 Simulink 기반의 가상 비행제어 시스템을 구성하였고, 치명적인 고장모드에 대한 시스템의 동작 상태를 검증하였다.

**Key Words** : Virtual Flight Control System(가상 비행제어 시스템), Dual-Architecture(이중구조), High Altitude Long Endurance(HAE)

#### I. 서 론

최근의 Fly-by-Wire 비행제어 시스템은 단순히 조종사의 업무 분담 역할에서 벗어나 그 권한이 확대되고 있다. 특히 무인항공기에서는 대부분의

의사 결정이 항공기에 탑재되어 있는 비행제어 시스템에 의해 수행된다. 기존의 무인항공기 설계 개념은 저비용으로 적절한 임무 수행이 가능하도록 하는 것이다. 하지만 사용자에 의해 무인항공기의 임무 요구도가 높아짐에 따라 시스템이 복잡해지고 신뢰도에 대한 중요도가 높아지고 있다. 이제 더 이상 무인항공기는 저렴한 시스템이 아닌 일정 부분에서 유인항공기를 대체할 수 있을 정도의 신뢰도가 확보된 고도로 집적된 시스템으로 발전하고 있다. 따라서 무인항공기 설계 단계에서 신뢰도 요구조건은 상당한 영향을 미치

†2008년 3월 3일 접수 ~ 2008년 7월 28일 심사완료

\* 정회원, 인하대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : kss275@hanmail.net

인천시 남구 용현동 253번지

\*\* 정회원, 한국기술교육대학교

\*\*\* 정회원, 울산대학교 항공우주공학부

게 되고 시스템 설계자는 이러한 요구조건을 만족시키기 위해 다양한 방법으로 시스템에 접근하게 된다.

일반적인 비행제어 시스템 설계 절차는 경험을 바탕으로 3중, 4중 또는 그 이상의 물리적 중복구조를 적용하여 시스템을 구성하고, HILS (Hardware-In-the-Loop Simulation) 시스템[1] 또는 Hot Bench 시스템[2]을 이용하여 검증 및 확인(V&V) 과정[3]을 수행한다. 하지만 동시공학(concurrent engineering)의 개념이 발전한 현대의 무기체계 개발단계에서는 고신뢰도의 시스템을 적은 비용으로 단기간에 개발하는 것을 목표로 하고 있다. 이러한 요구는 모델기반의 시스템 검증 도구가 필수적으로 개발되어야 함을 의미한다. RBD (Reliability Block Diagram), Markov 모델링은 중복구조의 신뢰성분석에 가장 일반적으로 사용되는 방법이고, Software-Tools SYRELAN[4]은 중복구조 분석 및 중복구조 시스템간의 상관관계를 분석할 수 있다. 이외에도 조기 시제(Rapid Prototype)등의 형태로 모델기반의 비행제어 시스템 개발 도구가 등장하였고, 국내에서도 T-50의 FBW 비행제어 시스템 개발을 통해 이러한 개발 도구[5, 6] 적용이 시도되고 있다. 모델기반의 비행제어 시스템은 가상공간에서 구성되므로 시스템의 다양한 중복구조를 분석해 볼 수 있고, 시제품 제작에서 발생할 수 있는 문제점을 사전에 검토할 수 있으며, 각각의 고장모드에 대한 대처 방안을 검증하는데 매우 유용하게 사용된다.

본 논문의 도입부에서는 이중구조 시스템의 일반적인 특징을 살펴본다. 이중구조 시스템은 다양한 중복구조 모델 중에서 무인항공기에 적용할 만한 가치가 충분한 구조로 판단되며, 실제 고고도 정찰용 무인항공기로 운용되고 있는 Global Hawk(RQ-4A)에 적용되었다. 가상 비행제어 시스템을 구성하기 위한 대상 시스템은 RQ-4A 비행제어 시스템이며, 여기에 적용된 이중구조의 비행제어 시스템에 대해서 분석하였다. 시스템 분석을 바탕으로 MATLAB의 Simulink 블록 기반으로 구성된 가상의 시스템 단위모듈을 이용하여 "dual-master" 이중구조 비행제어 시스템을 구성하였다. 가상 비행제어 시스템을 이용하여 치명적 고장 모드에 대한 동작 상태를 검증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 이중구조 비행제어 시스템

시스템의 신뢰도를 높이는 가장 기본적인 방

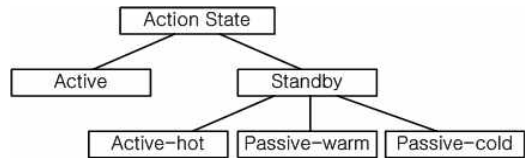


그림 1. 동작 상태에 따른 이중구조

법은 여분의 하드웨어 자원을 추가하는 다중구조 시스템을 구성하는 것이다. 참고문헌 [7]에서는 신뢰도 확보를 위해 필요한 시스템 설계의 지침을 제공하고 참고문헌 [8]은 다양한 다중화 구조의 특징에 대하여 서술하였다. 복잡 다양한 다중화 구조는 적용 시스템에 따라 그 모양이 결정된다. 본 논문에서는 RQ-4A 시스템 분석으로부터 도출된 이중구조 시스템에 제한하여 그 특징을 살펴보고자 한다.

그림 1은 이중구조 시스템의 동작 상태를 구분하여 나타낸다. 시스템의 동작 상태는 Active, Standby 2가지 상태로 구분되고, Standby는 active-hot, passive-warm, passive-cold 3가지 상태로 구분된다. Active 상태는 모듈의 연산 작용 및 모든 입/출력 동작이 수행되는 상태를 말한다. Active-hot 상태는 Active 상태와 동일한 동작을 수행하지만 최종 출력 동작이 수행되지 않는다. 따라서 Active 상태와 Active-hot 상태는 거의 동일한 전기적 스트레스를 받기 때문에 두 상태의 고장율은 거의 동일하게 예측된다. Passive-warm 상태는 대기 상태에 있는 시스템에 전원이 공급되어 부팅과정을 수행한 상태이거나 부팅 완료 후 절전모드가 수행되는 상태이다. 따라서 실제 입/출력 및 어떠한 연산 작용도 발생하지 않는다. Passive-cold 상태는 어떠한 전기적 반응도 없고 단순히 물리적 인터페이스만 구성된다. 따라서 Passive-warm 상태의 고장율은 0보다 크고 Active 상태의 고장율보다 작게 분포하고, Passive-cold 상태의 고장율은 동작이 활성화되기 전까지 0에 근접하게 예측된다. 또한 시스템의 소비 전력은 Active 상태가 가장 높고 Passive-cold 상태가 가장 낮게 나타난다. 그림 2는 동작 상태에 따른 고장율( $\lambda$ ) 분포와 소비 전력( $W$ ) 분포를 나타낸다.

그림 3은 센서 시스템, 비행제어 컴퓨터, 작동

$$0 = \lambda_{Passive-cold} < \lambda_{Passive-warm} < \lambda_{Active-hot} = \lambda_{Active}$$

$$0 = W_{Passive-cold} < W_{Passive-warm} < W_{Active-hot} = W_{Active}$$

그림 2. 고장율( $\lambda$ )/소비 전력( $W$ ) 분포

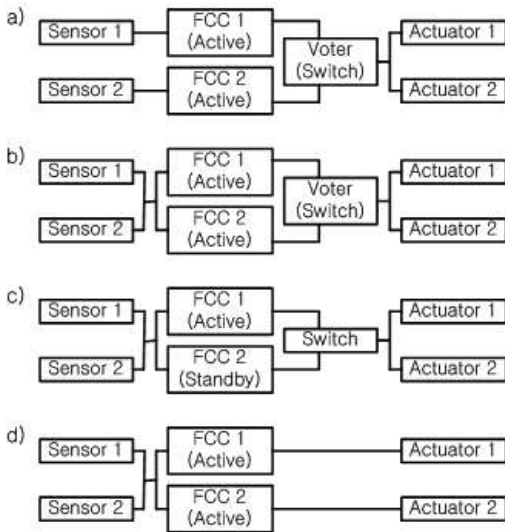


그림 3. 이중구조 시스템

기 모듈로 구성된 이중구조 시스템의 일반적인 구성을 나타낸다. 이중구조 시스템의 주요 설계 관점은 신호 선택기 보다는 전환스위치와 In-line monitoring에 의한 고장 검출 기법에 있다.

a)의 구조는 2개의 센서 시스템이 비행제어 컴퓨터와 일대일로 연결되고, 작동기의 최종 동작 신호는 선택기(Voter) 또는 전환스위치에 의해 결정된다. 이때 2개의 비행제어컴퓨터는 동일한 연산을 수행하는 Active 상태이고, 작동기 1과 2는 비행제어 컴퓨터 1 또는 2의 결과에 의해 동작한다. CCDL(Cross Channel Data Link)가 존재 하지 않는 a)의 구조는 상대 센서 정보에 의한 고장검출 기법을 사용할 수 없는 단점 때문에 b), c), d)의 구조처럼 CCDL을 구성해 주어 센서 시스템의 고장 검출 능력을 최대한 활용할 수 있게 구성한다. b)의 구조는 a)의 구조에서 CCDL만 추가한 구조이다. c)의 구조는 전형적인 주-종(master-slave)관계 시스템이다. 주(master) 시스템은 Active 상태이고 작동기의 최종 동작 신호를 출력한다. 부(slave) 시스템은 Active-hot 대기 상태로 전환되고 비행제어 컴퓨터 2에 의해 작동기의 최종 동작 신호를 출력하게 된다. d)의 구조는 센서 시스템이 CCDL로 구성되고 작동기는 비행제어 컴퓨터와 일대일로 연결된다.

## 2.2 시스템 분석

### 1) 설계 조건

RQ-4A는 고고도 무인 정찰기로서 고도 65,000ft, 운용 범위 5,400nm(@32hr), 1회 임무 시



RQ-4A	
Weight	26,750 lbs
Length	44.4 ft
Wingspan	116.2 ft
Ceiling	65,000 ft
Radius	5,400 nm
Endurance	32 hrs
Payload	1,950 lbs
Cruise Speed	345 kts
Aircraft Cost	\$20 M
System Cost	\$57 M

그림 4. RQ-4A 제원

간 24시간, 유상하중 약 2,000lb를 기준으로 설계되었다. 특히, FAA/ICO에 정하는 공역을 계기 비행규칙(IFR:Instrument Flight Rules)에 따라 비행할 수 있어야 한다. 공역 사용 조건을 만족시키기 위해서는 기존 공역 사용 관련자들을 설득 시키기에 충분한 자료가 필요하다. 이러한 자료 중 항공기의 높은 신뢰성을 검증하는 것은 매우 중요한 요소라 하겠다. 그림 4는 RQ-4A의 일반적인 제원을 나타낸다[9].

RQ-4A의 신뢰도 요구조건은 200회의 임무수행 기간(1회 임무비행시간은 24시간 또는 전체 비행시간 4,800시간)동안 1회 이하의 고장이 발생하여야 한다. 이러한 설계요구조건을 바탕으로 “dual-master” 이중구조를 채택하게 되었다. 시스템이 구성된 후 해석적인 방법에 의해 분석된 시스템의 고장율은 605회의 임무수행 기간 동안 1회 이하의 고장이 발생할 것으로 예측되었으며, 1998년부터 2001년 사이의 비행시험 과정에서 4회의 고장발생에 3대의 항공기가 파손되었다. 고장 발생 원인은 착륙과정에서 운용자 실수에 의한 무선 주파수 오류, 임무 완수 후 지상 활주 종료단계에서의 비행제어 소프트웨어 오류, ruddervator의 옳지 않은 볼트 조립, 고속 유동에서의 단일 연료 노즐 고장 등이 있다[9].

### 2) 시스템 분석

그림 5는 이중으로 구성된 RQ-4A 비행제어 시스템의 구성도이고, 개별 구성품에 대한 특징은 표 1과 같다. 이중구조의 범위는 비행제어 컴퓨터, 센서 시스템(INS, IMU, Air Data), 12개의 조종면 작동기(Aileron 4개, Spoiler 4개, Ruddervator 4개)이다. 조종면은 작동기 고장을 대비하여 안쪽(inboard)과 바깥쪽(outboard)으로 분할하여 구성하였다. 시스템 구조는 병렬 이중 구조로서 그림 3의 d)를 바탕으로 c)의 전환 스위치를 추가하였다. 즉, 그림 5에서 비행제어 컴퓨터의 기능을 수행하는 IMMC는 각각의 센서 입력으로부터 일대일로 연결된 좌측, 우측 조종면 작동기를 제어한다. 정상 동작 상태일 경우 좌측 IMMC는 점선으로 연결된 작동기를, 우측 IMMC는 실선으로 연결된 작동기를 제어한다.

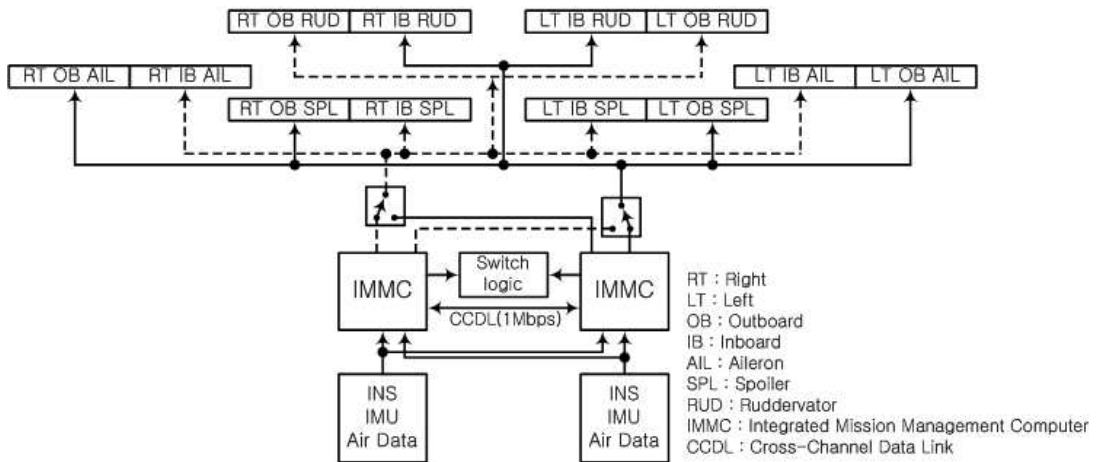


그림 5. RQ-4A 비행제어 시스템 구성도[10, 11]

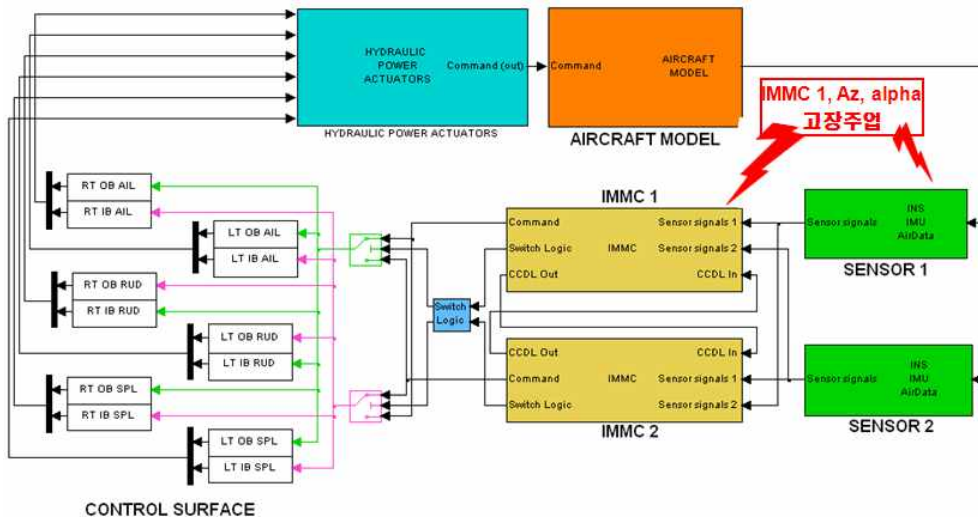


그림 6. Simulink 모델 기반의 가상 비행제어 시스템

비행제어 컴퓨터의 데이터 공유는 1Mbps, 400Hz CCDL을 이용한다. 이러한 이중구조를 “master-master” 또는 “dual-master” 구조라고 정의하였다[10, 11].

정상 동작일 경우 각각의 비행제어 컴퓨터가 일대일로 연결되어 있는 조종면 작동기 그룹을 제어하게 된다. 센서 시스템에 고장이 발생할 경우 IMMC1, IMMC2는 고장이 발생한 센서 시스템을 제거하고 남겨진 센서 시스템의 정보를 사용한다. 만약 한쪽의 IMMC에 고장이 발생할 경우 Switch logic에 의해 고장이 발생한 비행제어 컴퓨터가 제거되고 여기에 연결되어 있는 조종면 작동기 그룹의 제어 신호를 전환하여 시스템을 재구성한다.

RQ-4A 이중구조 시스템은 하드웨어 인터페이스와 시스템 관리 소프트웨어가 서로 유기적으로 맞물려 동작한다. IMMC는 상호간의 동기신호 생성 기능, 자기 자신과 상대방의 고장 상태를 검출하는 BIT(Built In Test) 기능, 센서 신호의 고장 검출 기능, 중복구조 관리 기능을 담당한다. IMMC 간에 구성된 CCDL을 이용하여 각각의 센서 정보와 상태 정보를 공유하게 된다.

### 3) 고장모드 분석

고장에 대한 반응을 시뮬레이션 하기 위해서는 시스템 구성에 맞추어 실제 발생할 수 있는 고장 모드를 분석하여 시뮬레이션 검증 매트릭스를 구성하여야 한다. 이때 FMEA(Failure Mode

표 1. 시스템 구성품

구성품	제작사	모 델	수량
Engines	Rolls Royce	AE3007H	1
IMMC	Vista Controls	-	2
Actuator (Spoilers)	MPC	-	4
Actuator (Aileron)	Northrop Grumman	-	4
Actuator (Ruddervators)	Northrop Grumman	-	4
Air Data System	Rosemount	1281	2
Navigation System	Litton	LN-211G	2
IMU	Litton	LN-200	2

Effect Analysis) 또는 CA(Critical Analysis) 절차를 수행하여 고장모드를 분석한다. 본 논문에서는 모델 기반의 이중구조 비행제어 시스템 구성의 첫 단계로서 비행 중 단위모듈에서 발생할 수 있는 치명적인 고장에 대해서 검증 절차를 수행하였다. 치명적인 고장은 1)관성센서의 고장, 2) 조종면 작동기 고장, 3)비행제어 컴퓨터 고장, 4) 공력 데이터장치 고장, 5)GPS 고장(30분 이상) 등 5가지로 정의하였다. 고장의 형태로는 관성센서와 공력 데이터장치에서 발생하는 ①신호가 일정한 값으로 고정되는 고장(fail to hardover), ②신호가 “0”으로 고정되는 고장(fail to zero), ③신호가 명확하지 않은 고장(floating), ④일시적인 잡음(noise) 등으로 구분할 수 있고 전파방해(jamming)에 의한 GPS 고장[12]이 있고 비행제어 컴퓨터는 ①logic-1 또는 logic-0으로 고정되는 stuck-at, ②둘 이상의 선이 합선되는 bridge, ③선이 단선되는 open, ④신호선의 간격이 너무 좁아서 발생하는 coupling 등으로 구분된다. 작동기에서 발생하는 고장 형태는 서보 밸브에 의해 발생하는 ①Lock-in-place, ②Hard-over, ③조종면과 작동기의 연결부가 파괴되는 Float, ④압력 공급기에 의해 발생하는 Loss of effectiveness 등으로 구분할 수 있다.

2.3 가상 비행제어 시스템 구성

모델 기반의 가상 비행제어 시스템은 그림 5에 제시된 RQ-4A 비행제어 시스템을 바탕으로 Simulink로 구성된 단위모듈을 이용하여 그림 6과 같이 구성하였다.

가상 비행제어 시스템의 CCDL은 데이터 전송

시 발생하는 지연은 없다고 가정하였다. 즉, 2개의 센서 데이터는 2개의 IMMC로 동일한 시점에 입력된다. Switch logic은 그림 7과 같이 구성된다. 12개의 조종면은 set1, set2 두 부분으로 분리되어 각각의 IMMC와 연결된다. Switch logic을 제어하는 부분은 watch-dog 기능을 이용하여 IMMC의 고장을 판단하고, 고장 발생시 스위치가 동작하여 정상동작하는 IMMC가 모든 조종면에 대한 제어권한을 넘겨받게 된다. 만약 IMMC 고장 검출시 watch-dog 기능이 아닌 다른 방법을 사용하고자 할 경우 그림 7에서 watch-dog 블록만 변경하면 되고, 시스템 전환 알고리즘을 검증할 경우 switch logic 블록을 변경하면 된다.

set1 : RT OB AIL, RT OB SPL, LT OB SPL, LT OB AIL, RT IB RUD, LT IB RUD

set2 : RT IB AIL, RT IB SPL, LT IB SPL, LT IB AIL, RT OB RUD, LT OB RUD

센서의 고장 검출 방법은 그림 8과 같다. 대상 시스템은 이중구조이기 때문에 voting 알고리즘을 사용할 수 없다. 따라서 본 논문에서는 두 센서의 문턱값(threshold)을 기준으로 고장을 검출하게 된다. 새로운 고장 검출 알고리즘을 검증하고자 할 경우 threshold 블록을 변경하면 된다.

본 논문은 시스템 검증용 비행제어 시스템을 가상의 공간에 구현하는 것이 주요 내용이므로 고장 검출 알고리즘에 대한 비중은 상대적으로 낮다. 하지만, 새로운 고장 검출 알고리즘을 검증하고자 할 경우 그림 7, 그림 8의 회색으로 표시된 기본 블록을 교체하여 쉽게 시스템을 구성하고 전체 동작을 확인할 수 있는 도구로 사용될 수 있다.

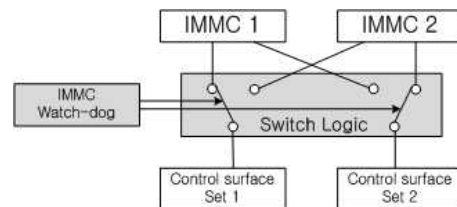


그림 7. switch logic

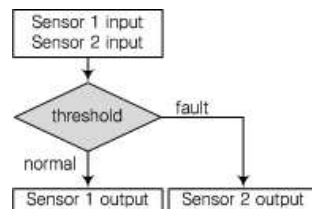


그림 8. 센서 고장 검출

시스템 시뮬레이션은 10msec 주기의 Fixed Step을 적용하였다. 시뮬레이션은 그림 9와 같은 수직 가속도 제어 명령을 입력하였고, 이때 비행 제어 시스템의 조종면 제어 신호를 관찰하였다. MIL-F-8785C[13]에 따르면 1G를 기준으로 수직 가속도 명령을 주어 세로방향 조종성을 판별하게끔 제시하고 있다. 이에 따라 제어 입력은 수직 가속도 명령을 4초간 입력하였고, 입력에 대한 항공기의 반응은 실선과 같다.

시뮬레이션 케이스는 시스템의 치명적 고장 모드 분석을 바탕으로 IMMC1에 logic-0으로 고정되는 stuck-at, IMU 센서의 Y축 각속도 센서에 0.02rad/sec로 고정되는 fail to hardover, 공력 데이터장치의 받음각 센서에 신호가 명확하지 않은 floating 고장을 주입하였다.

그림 10의 상단은 4초 지점에서 IMMC1에 작동기 출력신호가 logic-0 stuck-at 형태의 고장이 발생한 경우이다. 4초 지점에서 IMMC1의 작동기 제어 명령에 고장이 발생하였고, IMMC2의 작동기 제어 명령은 정상 동작하고 있다. Switch logic이 없는 시스템에서 이러한 고장이 발생할 경우 IMMC1에 의해 제어되는 6개의 작동기는 정상 동작이 불가능 하지만, 그림 5와 같은 switch logic 구조의 이중구조 시스템에서는 신호의 전환 동작에 의해 12개의 작동기가 정상 동작하는 IMMC2의 제어 명령으로 인해 마치 고장이 발생하지 않은 상태처럼 동작한다. 그림 10의 하단은 좌-우측 inboard/outboard 작동기의 제어 명령을 나타내는 것으로 IMMC1의 고장 발생에도 불구하고 정상 동작하고 있음을 알 수 있다.

그림 11의 상단은 4초 지점에서 SENSOR1에 속해 있는 IMU의 Y축 각속도 센서(pitch rate)에 0.02rad/sec로 고정되는 hardover 형태의 고장이 발생한 경우로서 실선은 정상동작하는 센서의 출력이고 점선은 고장 센서의 출력이다. 그림 12의

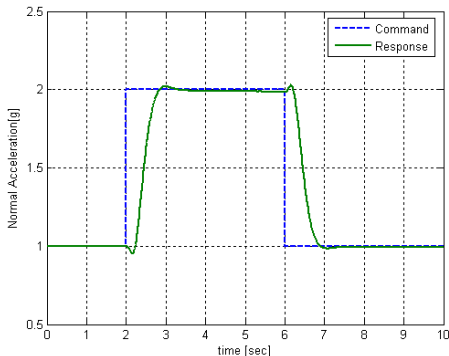


그림 9. 제어 명령(수직 가속도)

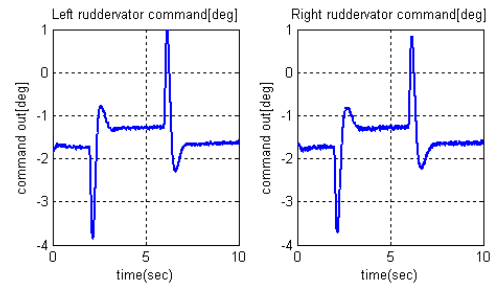
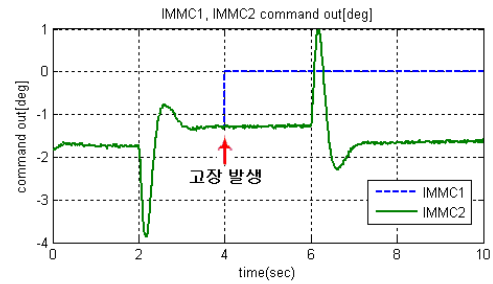


그림 10. IMMC1 고장 주입

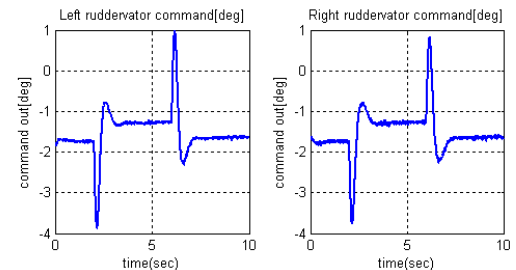
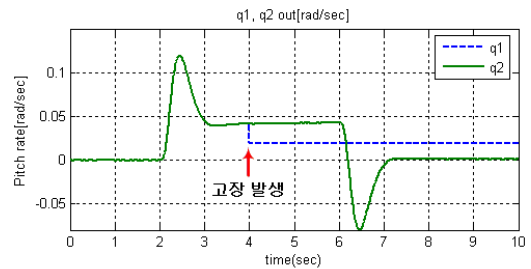


그림 11. Pitch rate(q1) 고장 주입

상단은 4초 지점에서 SENSOR1에 속해 있는 공력 데이터장치의 AOA 센서에서 명확치 않은 (floating) 형태의 고장이 발생한 경우로서 실선은 정상동작하는 센서의 출력이고 점선은 고장 센서의 출력이다. IMMC에서 동작하는 신호 선택기에 의해 고장 센서의 출력 신호는 제거되고, 이후 IMMC1과 IMMC2는 SENSOR2의 IMU 신호, 공력 데이터장치 신호를 사용하여 정상적인 작동기 출력신호를 생성한다. 그림 11과 그림 12

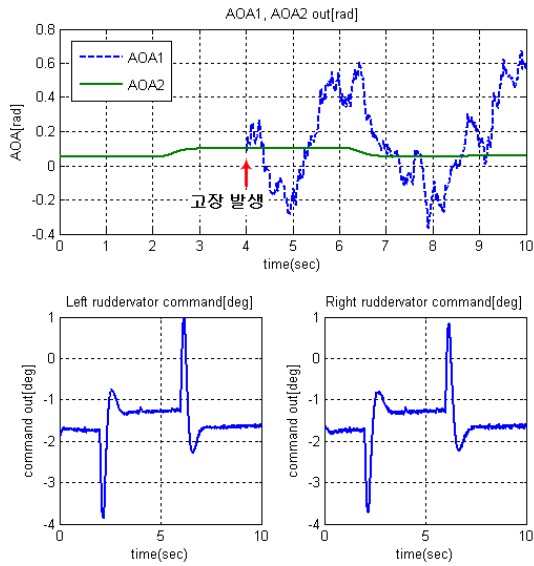


그림 12. AOA1 고장 주입

의 하단은 좌-우측 inboard/outboard 작동기의 제어 명령을 나타내는 것으로 SENSOR1의 고장 발생에도 불구하고 정상 동작하고 있음을 알 수 있다. 이때 switch logic은 작동하지 않는다.

### III. 결 론

본 논문에서는 이중구조 시스템의 기본 개념을 바탕으로, RQ-4A 고고도 무인 정찰기에 사용되고 있는 “dual-master” 시스템을 분석하였다. 시스템 분석의 내용을 바탕으로 시스템 검증 및 확인(V&V)이 가능한 가상 비행제어 시스템을 구성하였다. 시스템 검증에 필요한 시나리오를 작성하기 위해 비행 상황에서 발생 할 수 있는 치명적 고장의 형태를 분석하고 구성된 가상 비행제어 시스템을 이용하여 고장 발생에 대한 시스템의 동작 상태를 검증하였다. 이러한 일련의 절차를 수행함으로써 본 논문에서 구성된 가상 비행제어 시스템이 이중구조 시스템의 작동 검증 도구로서 활용될 수 있음을 확인하였다.

### 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.(계약번호 UD070041AD)

### 참고문헌

- 1) Joel R.Sitz, Todd H.Vernon, “Flight Control System Design Factors for Applying Automated Testing Techniques”, NASA T.M. 4242, 1990.8
- 2) 홍인표 외, “모의 항공전자 모델을 기반으로 한 항전 시스템 통합시험 장비 개발”, 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 2007. 04.
- 3) 이현석, 조인제, “Digital Fly-By-Wire 비행 제어 시스템의 Engineering Test Environment 개발”, 항공우주무기체계 발전 세미나, 2004
- 4) Dominick Rehage, Udo B.Carl, Andreas Vahl, “Redundancy management of fault tolerant aircraft system architectures-reliability synthesis and analysis of degraded system states”, Aerospace Science & Technology, 2005, 04.
- 5) 권종광 외, “M&S 기반의 비행제조종컴퓨터 하드웨어 설계 프로세스 개선을 위한 툴 개발”, 한국항공우주학회지, 2007. 11.
- 6) 박중후 외, “가상 비행 제어 시스템 설계 환경 구축”, 한국군사과학기술학회 종합학술대회, 2006. 08.
- 7) MIL-HDBK-338B, “Electronic Reliability Design Handbook”, 1998. 10
- 8) 오태인 외, “목표 신뢰성 달성을 위한 중복 구조 모델 연구”, 한국군사과학기술학회 종합학술대회, 2006. 08.
- 9) “Unmanned Aerial Vehicle Reliability Study”, Office of the Secretary of Defense, 2003. 02.
- 10) Greg Loegering, David Evans, “The Evolution of the Global Hawk & MALD Avionics System”, DASC, 1999.
- 11) Greg Loegering, “Another Approach to Dual-Redundancy-The Global Hawk Experience”, AUVSI, 2000.
- 12) Greg Loegering, “Dual-Redundant Antijamming Architecture for GPS-guided Air Vehicle Navigation System”, Technology Review Journal, 2006
- 13) MIL-F-8785C, “Flying Qualities of Piloted Airplanes”, 1980. 11.