

무인기 비행조종시스템 다중화 구조 분석

민병문*(제1저자), 이상종*(발표자), 장재원**

*인하공업전문대학 항공기계과

**한국 항공 우주 연구원

e-mail:leesj@inhatc.ac.kr, bmmin@inhatc.ac.kr, zdream@kari.re.kr

Analysis of Redundancy Architecture for UAV Automatic Flight Control System

Byoung-Mun Min*, Sang-Jong Lee*, Jae-Won Jang**

*Dept. of Aircraft Mechanical Engineering, Inha Technical College,

**Korea Aerospace Research Institute

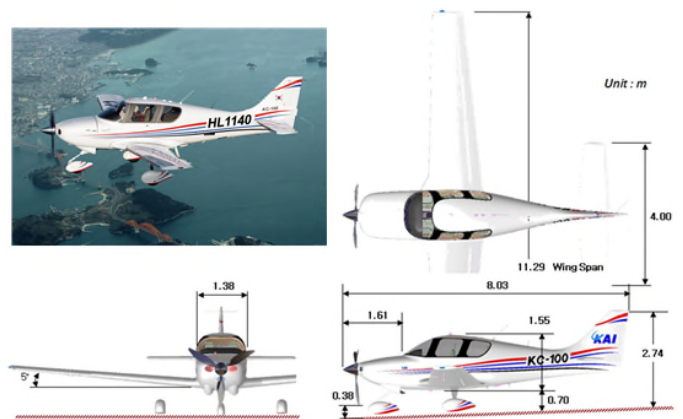
요약

무인기의 비행조종시스템의 신뢰성은 안정적인 무인기 운용에 있어서 필수적으로 수행되어야 하는 분야로 임무 요구조건 만족과 함께 비용적인 측면에서 효율적인 시스템 구조를 채택하여야 한다. 본 논문에서는 대상 비행체인 한국항공우주산업의 4인승 유인 항공기인 KC-100의 무인화를 위해서는 기존 비행조종계통(Flight Control System)과 항공계기 및 센서 등의 항공전자 계통을 면밀히 분석하고 이를 기반으로 신뢰성 및 안전성(R&S, Reliability and Stability)을 보증하며 개발 비용을 낮출 수 있는 비행조종시스템(Automatic Flight Control System)의 아키텍처를 설정하여야 한다. 이를 위해 본 논문에서는 무인화에 가장 효과적인 다중화 비행조종계통 후보안을 도출하고, 결점 나무 분석(FTA, Fault Tree Analysis) 기법 및 고장유형 및 영향분석(FMEA, Failure Mode Effect and Analysis) 기법을 적용한 신뢰도 분석을 수행하여 각 다중화 구조의 장단점을 비교하여 제시하였다.

1. 서론

증명과 제작증명 및 표준감항증명을 취득하였다.

대상 비행체인 한국항공우주산업의 4인승 유인 항공기인 KC-100의 무인화를 위해서는 기존 비행조종계통(Flight Control System)과 항공계기 및 센서 등의 항공전자 계통을 면밀히 분석하고 이를 기반으로 신뢰성 및 안전성(R&S, Reliability and Stability)을 보증하며 개발 비용을 낮출 수 있는 비행조종시스템(Automatic Flight Control System)의 아키텍처를 설정하여야 한다. 이를 위해 본 논문에서는 무인화에 가장 효과적인 다중화 비행조종계통 후보안을 도출하고, 결점 나무 분석(FTA, Fault Tree Analysis) 기법 및 고장유형 및 영향분석(FMEA, Failure Mode Effect and Analysis) 기법을 적용한 신뢰도 분석을 수행하여 각 다중화 구조의 장단점을 비교하여 제시하였다.



[그림 1] KC-100 나라온 항공기 형상

2. 대상 무인기의 제원

[표 1] KC-100 나라온 항공기의 주요 제원

대상 무인기는 한국항공우주산업에서 개발한 KC-100 4인승 소형 항공기로 그림 1과 표 1에 항공기의 형상과 제원을 나타내었다. 나라온은 저익 단발 피스톤 항공기로, 2011년 7월 20일에 초도비행을 실시하였고, 2013년 3월과 12월에 형식

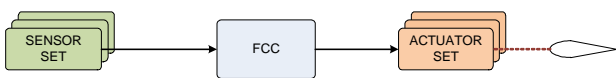
승객 수	4명 (1+3)	구조	복합재
출력	315마력	엔진	단발 피스톤 엔진
최대이륙중량	1,633 kg	길이	8.03 m
유상하중	500 kg	높이	2.74 m
운용고도	7,620 m	날개길이	11.29 m
최대속도	389 km/h 이상	항공전자	Glass Cockpit
항속거리	1,850 km 이상	운용형태	Day/Night, VFR/IFR

3. 무인기 비행조종시스템 다중화 구조

무인기의 자동비행조종시스템은 FBW(Fly-By-Wire)와 같은 구조를 갖게 되는데, FBW 시스템은 기존의 기계식 조종방식에 비해 3배정도 고장률(failure rate)이 높고 단일 시스템(simples)으로는 시스템의 고장확률을 감소시키는데 한계가 있어 일반적으로 다중화(redundancy) 구조를 채택하여 신뢰성(reliability)을 높이는 방법을 적용하고 있다. 다중화 구조는 기본적으로 단일화(simples), 2중화(duplex) 및 3중화(triplex) 구조로 구분된다. 다중화 구조는 각 구조 내에서 입력부와 출력부에 대한 인터페이스 연결을 어떻게 하느냐에 따라 보다 세부적으로 나뉘게 된다. 입력부와 출력부의 세부 연결방법에 따라 추가 하드웨어 장치의 활용여부가 결정되며 고장 검출(fault detection) 및 고장 격리(fault isolation)의 수준을 결정하게 되므로 고장에 대한 커버리지(coverage)를 범위를 확대시켜 비행조종시스템의 고장률을 낮출 수 있다.

3.1 단일화 구조(Simples)

비행조종계통은 비행정보 및 항법정보를 획득하는 ADS(Air Data System), AHRS 및 엔진 센서를 입력부로 사용하며 비행제어컴퓨터(FCC, Flight Control Computer)는 이 입력 정보들을 통합하여 비행제어법칙과 유도법칙에 따른 비행조종 명령을 산출하여 출력부인 조종면 작동기(actuator)로 연결되는 핵심구조를 가진다.

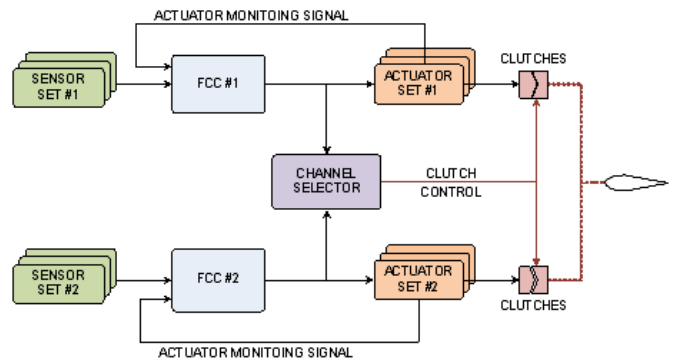


[그림 2] 단일화 구조(Simples)

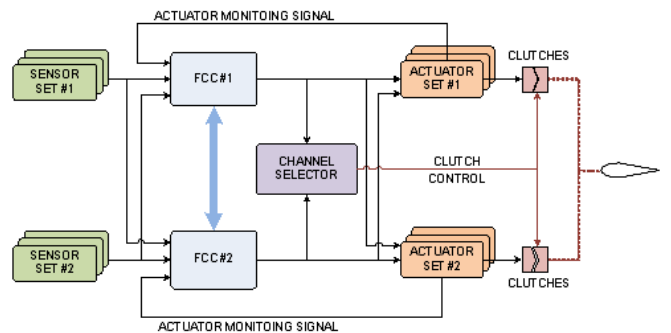
단일 비행조종시스템 구조는 그림 2와 같이 비행제어컴퓨터를 중심으로 입력과 출력부가 직렬로 연결되며, 시스템 구성요소 중에 하나라도 고장이 발생하면 시스템이 작동하지 않게 된다.

3.2 이중화 구조(Duplex)

단순 2중화 구조는 그림 3과 같이 센서 신호의 입력 및 Actuator 명령신호를 각 channel 별로 처리하게 된다. 이때 FCC#1에서는 Sensor#1의 신호만 연결되어 입력 받고 Sensor#2의 신호는 받지 않으며 각 조종면의 Actuator 출력 명령도 FCC#1에서 각 Actuator #1으로만 신호를 보내게 된다. 단순 2중화 구조는 Master-Slave(Fail-Passive) 개념으로 주채널(master channel)로 운영 중인 시스템에서 어느 하나의 부품에 고장이 발생하면 채널 실렉터(channel selector)에 의해 채널(channel) 전체가 부채널(slave channel)로 전환되는 구조이다. 단지 하나의 부품 고장에도 전체 채널 변환이 이루어져야 하므로 제어의 불연속 구간이 존재하며, 채널 실렉터는 릴레이 등의 단순한 하드웨어 구조를 사용한 논리 로직으로 구현되어 신뢰성이 높아야 한다.



[그림 3] 단순 2중화 구조(Simple Dual)



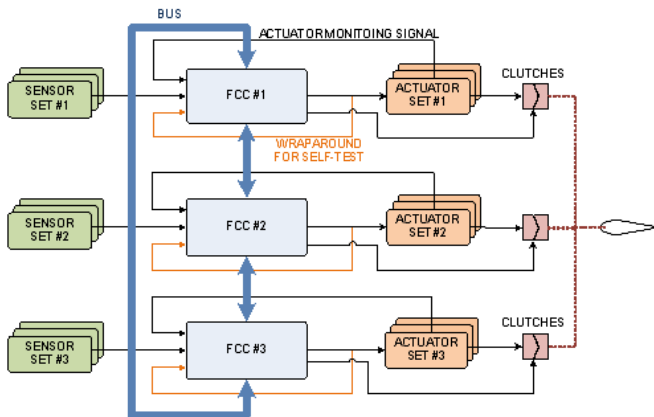
[그림 4] Full 2중화 구조(Full Dual)

그림 4는 Full 2중화 구조를 나타내며, FCC로의 센서 입력 및 Actuator로의 명령 출력을 두 채널에서 동시에 처리하게 된다. 이러한 시스템의 특징은 입력부에 정보 모니터링과 voting plane이 존재하므로 특정한 부품에서 고장이 발생할 경우 해당 채널 전체를 전환하지 않고 고장이 발생한 부품만 격리하여 배제할 수 있는 장점이 있다. 각 부품의 고장을 검출할 수 있는 커버리지 로직을 만들어야 하고 FCC에서 처리해야 할 입출력의 개수가 많으므로 앞의 단순 2중화 구조에 비해 시스템이 복잡해지는 단점이 있다.

3.3 삼중화 구조(Triplex)

일반적인 3중화 구조는 Sensor, FCC 및 Actuator가 모두 3개의 set으로 구성되며, 입력부의 인터페이스 방식에 따라 BUS 구조와 1개의 Sensor set이 3개의 FCC와 모두 연결되는 SCS(Sensor Cross-Strapping) 구조로 분류된다. 출력부의 FCC 조종명령이 각각의 Actuator set와 모두 연결되어 통신이 수행되는 ACS(Actuator Cross-Strapping) 구조는 BUS 구조보다 신뢰성이 높은 SCS입력부 구조와 연결시켜 신뢰성 분석에 활용한다.

3중화 구조 중 Triplex-BUS 구조는 그림 5와 같이 각각 3개의 Sensor, FCC, Actuator set으로 구성되며 FCC의 Sensor 입력부와 FCC의 출력은 Actuator와 개별적으로 연결된다. FCC는 BUS 구조를 통해 정보를 공유하게 되며, 입력부는 네트워크 구조 등을 사용하여 센서 정보 및 FCC 자체의 고장상태 정보를 서로 공유하게 되므로 입력단의 커버리지 폭이 넓어지며 다양한 고장을 배제할 수 있게 된다. 단지 개별 FCC에 센서 입력부와 각 조종면의 Actuator set이 연결되므로 FCC 고장시 고장을 검출하고 배제하는 커버리지가 제한되는 단점을 가진다.

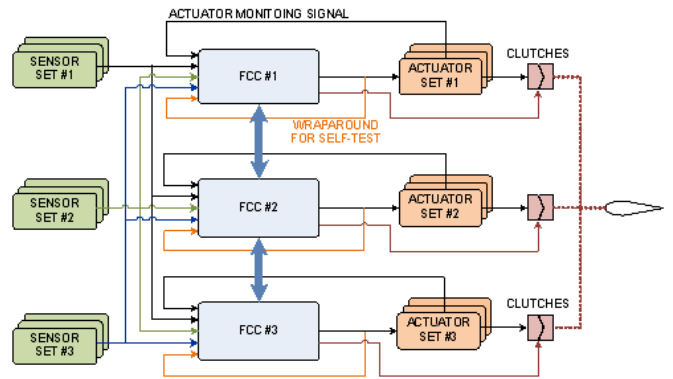


[그림 5] 3중화 구조(Triplex-BUS)

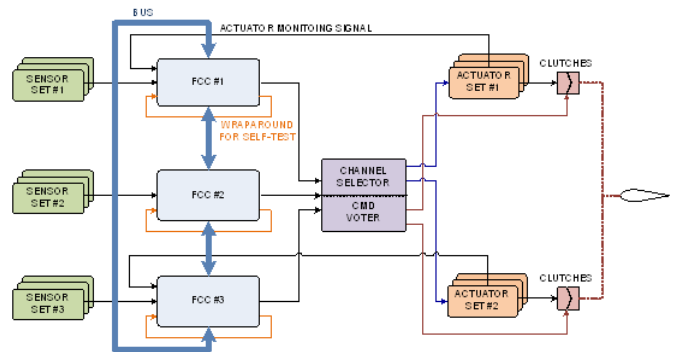
3중화 구조 중 Triplex-SCS 구조는 그림 6에 나타난 바와 같이 각각 3개의 Sensor, FCC, Actuator set으로 구성된다. Triplex-BUS 구조와의 차이점은 센서 입력단이 BUS 구조를 사용하지 않고 개개의 Sensor set이 모든 3개의 FCC와 인터페이스된다는 것으로 FCC 상호간은 CCDL(Cross Channel Data Link)를 통해 정보를 공유하게 된다. Triplex-BUS 구조가 임의의 FCC의 고장에 의해서 고장난 FCC와 개별적으로 연결된 Sensor set와 Actuator set이 정상이라도 시스템에서 정보나 출력을 사용하지 못한다는 단점에 비해 어떤 FCC 고장시에도 Sensor 입력과 Actuator의 출력 3개 중의 1개가 정상적이면 FCC 고장에 의한 PLOC가 제외되므로 상대적인 커버리지가 넓어진다는 장점을 가진다.

Triplex-SCS-ACS 구조는 FCC의 Sensor 입력부와 Actuator 출력부 모두 CS(Cross-Strapping) 구조를 적용한 3중화 구조로 그림 7과 같다. 그림 6의 Triplex-SCS 구조에 FCC의 Actuator 출력부 쪽에도 ACS 구조를 적용하므로 입력부와 출력부에 모두 voting plane이 존재하게 된다. 따라서 입력단 뿐 아니라 출력단의 고장에 가장 폭넓게 대처할 수 있어 커버리지의 폭이 가장 넓은 장점을 가지며 voting 알고리즘도 가장 복잡하게 된다.

하드웨어적으로 출력부에 채널 실렉터와 커맨드 보터(command voter)가 필수적이며, 하드웨어적으로 복잡해지고 입출력 인터페이스를 위한 커넥터 및 와이어 등의 무게 증가 요소가 커지게 된다.



[그림 6] 3중화 구조(Triplex-SCS)



[그림 7] 3중화 구조(Triplex-SCS)

4. 비행조종시스템 다중화 구조 신뢰성 분석

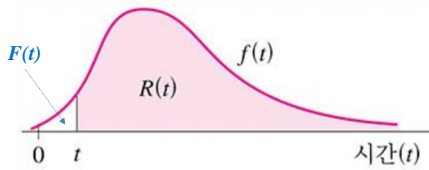
신뢰성은 구성요소(component), 장치(device) 또는 시스템(system)이 규정된 환경 하에서 주어진 시간동안 요구되는 기능을 고장없이 온전히 수행하는 확률로 정의되는데, 시간의 함수로 주어지는 고장에 대한 확률밀도함수 (pdf, probability density function) $f(t)$ 로 정의된다.

확률밀도함수의 유형으로는 지수 분포, Weibull 분포, 정규 분포 등이 있으며, 이중 1952년 Davis가 제시한 지수분포가 기계시스템의 신뢰성 해석에서 가장 널리 이용되고 있다. 지수분포에서 고장 확률 밀도함수는 시간 t 에 대해 식 (1)로 정

의되며, 주로 시간 t 는 시스템의 임무시간 요구값(hour)이 사용된다.

$$f(t) = \lambda e^{-\lambda t}, \quad (t \geq 0, \lambda > 0) \quad (1)$$

여기서, MTBF는 고장간 평균시간(Mean Time Between Failure)이며 고장률(failure rate) λ 의 역수이다. 따라서 누적 고장확률 $F(t)$ 와 신뢰도 $R(t)$ 를 고장확률밀도함수로 나타내면 그림 10과 같이 유도할 수 있으며, 임무시간 t 가 증가함에 따라 신뢰도 $R(t)$ 와 불신뢰도 $F(t)$ 는 각각 식 (2)와 (3)으로 유도할 수 있다.

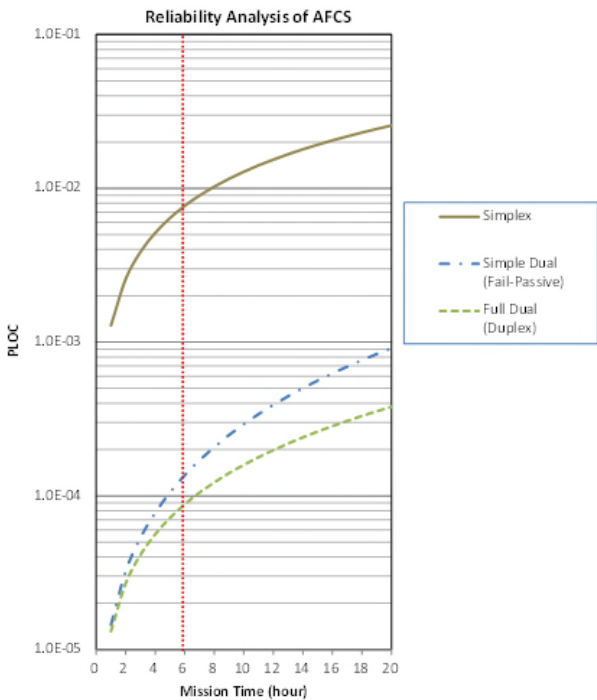


[그림 8] 고장밀도함수로부터의 신뢰도와 불신뢰도 계산

$$F(t) = P(t \geq T) = \int_0^t f(t) dt = 1 - e^{-t} = 1 - e^{-t/MTBF} \quad (2)$$

$$R(t) = P(t < T) = \int_t^{\infty} f(t) dt = 1 - F(t) \quad (3)$$

3절에서 제시한 대상 무인항공기의 비행조종시스템의 다중화 구조에 대한 신뢰성 분석은 대상 무인항공기의 기준 임무시간은 6시간으로 산정하며, 임무시간을 1시간부터 20시간까지 변경시키면서 신뢰성 결과를 산출하였다.

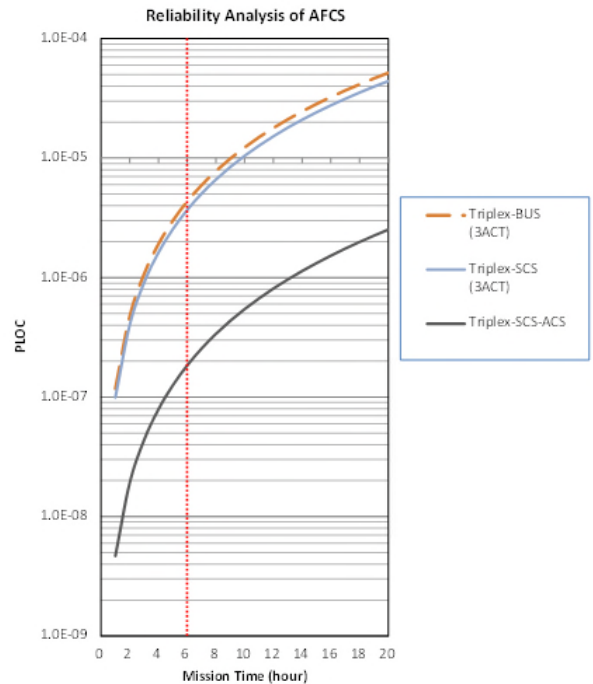


[그림 9] 신뢰성 분석결과 비교(2중화 구조)

단일화 및 2가지 이중화 구조에 대한 신뢰성 분석 결과를 그

림 8에 비교하였다. 각 구조는 모두 임무시간이 증가될 수록 고장률은 높아짐을 확인할 수 있으며, 임무시간 6시간을 기준으로 단일화는 고장확률이 7.7054×10^{-3} , Simple 2중화 구조는 1.3644×10^{-4} , Full 2중화 구조는 8.8227×10^{-5} 으로 PLOC가 계산되었다. 단일화를 기준으로 이중화 구조는 약 80~95배 정도 고장률이 저감되며, Full Dual 이중화 구조는 Simple Dual 구조에 비해 약 1.5배 정도 고장률이 저감됨을 알 수 있다.

3중화 구조의 신뢰성 계산결과를 종합해보면 그림 9와 같이 Triplex-SCS-ACS 구조의 고장률이 가장 낮게 나타났으며, 임무시간 6시간을 기준으로 Triplex-BUS 구조는 4.3440×10^{-6} , Triplex-SCS 구조는 3.6865×10^{-6} , Triplex-SCS-ACS 구조는 1.8426×10^{-7} 으로 PLOC가 계산되었다. SCS 구조는 BUS 구조에 비해 약 1.2배 정도 고장률이 저감되며, 출력단을 Cross-Strapping한 SCS+ACS 구조는 BUS 구조에 비해 약 24배 정도 고장률이 저감되는 것으로 나타난다.



[그림 10] 신뢰성 분석결과 비교(3중화 구조)

5. 결론

본 논문에서는 무인기의 비행조종시스템의 신뢰성 향상을 위한 다중화 구조를 제시하고, 이에 대한 신뢰도 분석을 수행하였다. 향후 본 논문에서 분석된 결과를 대상 무인기의 기본설계에 적용하여 가장 효율적이고 적합한 구조를 채택할 예정이다.

후기

본 연구는 국토교통부의 재원으로 국토교통과학기술진흥원의 ‘소형 무인비행기 인증기술개발’ 사업의 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] J. W. Rice and R. D. McCorkle, "Digital Flight Control Reliability-Effects of Redundancy Level, Architecture and Redundancy Management Technique", AIAA 79-1893.
- [2] 이상중, 이해창, 방효충, "비행조종장치의 신뢰성 해석", 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, 2004.
- [3] 박성한, 김재용, 조인제, 황병문, "3중 비행제어시스템의 다중화 기법 설계", 한국항공우주학회지, 제38권, 제2호, p.169-179, 2010.