

論文

신뢰성 목표를 위한 비행제어 시스템 설계

김성수*, 박춘배*

Design for Flight Control System Focused on Reliability

Sung-Su Kim* and Park Choonbae*

ABSTRACT

The reliability of flight control system(FCS) for Unmanned Air Vehicle(UAV) is underestimated because of the design restrictions such as small size, low cost and light weight. However because the failure of FCS may cause the loss of aircraft, the reliability of FCS must be analysed and validated whether it meet the reliability requirements in design phase.

In this paper the failure rate of subsystems was divided with its function based on the design experience of FCS. The redundancy models which satisfy the system reliability requirements were suggested. These results may be utilized in the hardware design of FCS.

초 록

무인항공기용 비행제어 시스템(FCS)의 신뢰성은 소형, 저가, 경량의 설계 제약 조건으로 인해 신뢰성이 과소평가 된다. 그러나 무인항공기에 탑재되는 비행제어 시스템의 고장은 항공기의 손실 및 추락사고로 이어지기 때문에 시스템 설계단계에서부터 정량적인 신뢰성 목표를 두어 설계검증이 이루어져야 한다.

본 논문에서는 비행제어 시스템의 개발 경험을 바탕으로 기능별 서브시스템에 따른 고장률을 예측하였다. 이를 바탕으로 시스템 신뢰성 목표를 만족시키기 위해 필요한 다중화 형상을 제시하였다. 이 결과들은 비행제어 시스템의 하드웨어 설계에 활용될 수 있다.

Key Words : UAV(무인항공기), FCS(비행제어 시스템), redundancy(다중화 구조), reliability (신뢰성), failure rate(고장률)

1. 서 론

유인 항공기에 대한 전자식 비행제어 시스템의 신뢰성은 여러 규격에서 명시하고 있다[1,2]. 민간 규격에서는 비행 임제기기의 고장률을 비행 시간 당 10^{-9} 이하의 고장 확률이어야 하며, 군용기의 경우는 항공기 손실에 이르는 고장률이 비행시간 당 10^{-7} 미만이 되어야 한다고 규정하고

있다. 유인 항공기에는 조종사가 탑승하고 있기 때문에 조종사의 판단은 신뢰성 관점에서 매우 우수하며, 고장 허용의 역할을 수행하는 요소로 볼 수 있다. 그러나 무인 항공기의 경우는 전적으로 전자식 비행제어 시스템에 의존해야 하기 때문에 항공기의 손실에 이르는 고장은 더욱 쉽게 일어날 수 있다.

무인항공기의 임무 중단률은 유인 항공기에 비해 100배나 높은 것으로 알려져 있다. 이에 따라 유인항공기에 상응하는 신뢰성 목표를 규격화해야 한다는 주장이 제기되고 있지만 현재 무인항공기에 적용 가능한 규격은 제정되어 있지 않은 실정이다.

* 2005년 6월 14일 접수 ~ 2005년 10월 4일 심사완료

* 정희원, 인하대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail : kss275@hanmail.net
인천광역시 남구 용현동 253번지

무인항공기의 탑재 시스템은 다양한 기능의 구현을 위해 고도로 복잡해지고 있으며, 탑재 장비도 고급화 추세에 있다. 그러나 무인항공기의 고유 특성으로 인해 소형, 경량의 비행제어 시스템을 설계해야 하고, 이러한 제약조건은 신뢰성의 손실을 수반한다. 또한 점차 증대되는 무인항공기의 성능과 복잡한 임무는 다양한 고장 발생의 원인을 제공한다. 비행 중에 발생하는 고장은 임무의 실패 또는 최악의 경우 항공기의 추락으로 인해 돌이킬 수 없는 피해를 초래한다. 따라서 무인항공기의 비행제어 시스템 설계 단계에서부터 고장률에 대한 정량적인 목표를 설정하고, 검증하는 과정이 필요하다.

국내에서 시스템의 신뢰성 검증에 관한 연구는 인공위성 분야에서 이루어지고 있으며[3], 무인항공기의 경우 성층권 비행선 사업[4] 및 스마트 무인기 개발사업[5]을 통해 그 중요성을 인식하고 좀 더 현실적인 연구를 추진하고 있다. 그러나 실제 탑재될 시스템의 각 부품 및 모듈의 고장률에 대한 정보 없이 일반적으로 예측된 평균 고장률을 사용하여 시스템의 신뢰성을 예측하고 중복구조 모델을 해석하였기 때문에 신뢰성 예측치를 실제와 다르게 만드는 요인이 된다.

인하대학교에서는 무인항공기용 탑재 비행제어 시스템으로 다중화된 데이터 버스를 채용하고, 이 버스를 통하여 기능적으로 분리된 여러 가지 서브시스템을 전자부품 수준에서부터 개발하여 소프트웨어를 탑재함으로써 통합 시스템으로 종합하는 연구를 수행하였다.

본 논문은 이러한 개발 과정에서 설계된 서브시스템에 대하여 전자부품 수준에서 고장률 자료[6]를 활용하여 서브시스템의 신뢰성을 예측하고, 전체 시스템을 구성할 때 가능한 다양한 중복구조 형태를 제시하고, 각 중복 구조 형태에 대한 시스템 신뢰성을 비교하였다. 이러한 결과는 탑재 비행제어 시스템의 설계 요구사항으로 주어지는 시스템의 신뢰성 목표를 만족시킬 수 있는 형태를 결정하기 위한 기초 자료로 활용하는 방법을 제시하였다.

II. 본 론

2.1 신뢰성의 정의

신뢰성이란 시스템이나 부품이 특정 환경에서 사용 중일 때 규정시간 내에 정상 기능을 발휘하며 작동 상태를 유지할 수 있는지를 나타내는 확률이다. 탑재 시스템을 구성하는 다양한 전기, 전

자 부품의 고장률은 전체 시스템의 신뢰성을 평가하는 중요한 기준이 된다. 이때 시스템의 고장률을 평가하는 대표적인 방법은 가속수명시험을 통하여 고장률을 추정하는 방법과 신뢰성 예측규격을 기준으로 고장률을 예측하는 방법이 있다. 이러한 방법들은 상호 보완적인 자료를 제공한다. 신뢰도예측규격에 의한 고장률 예측은 개발 초기 단계에서 사용되며, 고장에 대한 취약부분을 사전에 발견하여 개발자로 하여금 고장률을 개별 부품 수준에서 배분하여 전체 시스템의 신뢰성 목표를 만족하는 설계가 이루어지도록 정보를 제공한다.

1) 고장률(Failure Rate : λ) : 단위시간 (10^6 또는 10^9)당 고장회수를 말한다. 만일 어떤 시스템의 고장 분포가 지수 분포를 갖는다면 평균고장시간(MTBF : Mean Time Between Failure)은 고장률의 역수가 된다.

$$\lambda = \frac{1}{MTBF} \quad (1)$$

2) 신뢰성(Reliability : R) : 신뢰성은 정해진 시간(t) 동안 고장 없이 정상동작을 수행할 확률을 0과 1사이의 값으로 나타낸다.

$$R(t) = 1 - F(t) = e^{-\lambda t} \quad (2)$$

F(t)는 고장확률밀도이다.

고장률에 영향을 미치는 요소로는 최대 정격에 대한 사용 비율, 전기적인 스트레스, 작동 온도, 환경 조건, 품질 등이 있고, 추가적으로 번인(burn-in) 시험 결과와 통계적인 부품의 고장률을 이용해 전체 시스템의 고장률을 더욱 정확하게 예측할 수 있다.

MIL-HDBK-217 규격서는 고장률 예측을 위해 식(3)을 적용한다.

$$\lambda = \pi_L \pi_Q (C_1 \pi_T + C_2 \pi_E) \pi_P \quad (3)$$

π_L : 부품 숙성도, 생산된 연한에 의해 부품의 고장률을 증감시키는 요소.

π_Q : 품질 요소, 제조 방법, 제조/조립 공정 등 취급 요소.

π_T : 온도 요소, 부품의 신뢰성에 가장 큰 영향을 줌.

π_E : 환경 요소, 시스템이 사용되는 주변의 환경 조건.

π_P : 핀 요소, 부품이 포함하고 있는 핀의 모양 및 개수에 대한 요소.

C_1, C_2 : 부품 종류에 따른 하중 계수.

2.2 분석 방법

1) 신뢰성 예측(Reliability Prediction)

서브시스템에 대한 수명 또는 고장률을 예측하는 단계로서 시스템의 신뢰성 분석에 필요한 가장 기본적인 자료를 만든다. 시스템을 구성하고 있는 각각의 부품들은 직렬로 결합되어 있다고 가정한다. 신뢰성 예측 방법으로는 예측할 부품에 대한 신뢰성 자료가 전혀 없을 경우에 사용되는 블랙박스 예측법 또는 부품 계수법, 부품에 대한 실험 자료가 있는 경우에 실험 자료와 결합된 블랙박스 예측법, 현장 수집 자료가 있을 경우 현장 자료와 결합된 블랙박스 예측법 등이 있으며, 주로 MIL-HDBK-217, Bellcore, NPRD 95 등의 규격이 사용된다. 신뢰성 예측 절차는 그림 1과 같다.

2) RBD(Reliability Block Diagram)

시스템 환경이 보다 복잡하고 다중화 구조로 구성될 경우 고장률, MTBF, 신뢰성, 가용성 등에 대한 예측이 필수적으로 수행되어야 한다. 신뢰성 예측에서 산출된 자료를 바탕으로 각각의 블록 환경에 변화를 줌으로써 가장 좋은 중복구조 모델을 찾게 된다. 이때 RBD를 이용하여 다양한 중복구조 모델에 따른 신뢰도 데이터를 얻고, 그 결과를 쉽게 비교해 볼 수 있다. 신뢰성 예측은 정적인 상태에서 데이터를 산출하는 반면에 RBD는 시간흐름에 따른 동적 고장률 변화를 확인할 수 있다.

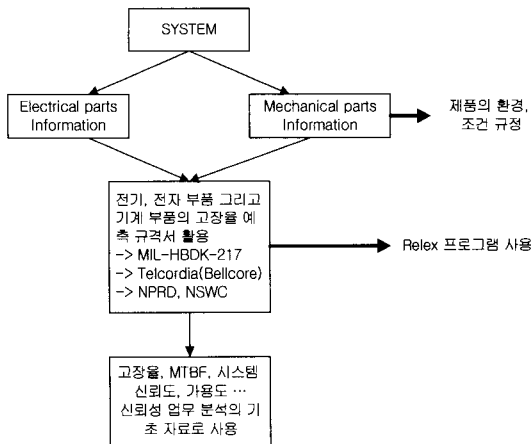


그림 1. 신뢰성 예측 절차



그림 2. 직렬연결 구조

그림 2는 직렬연결 구조를 나타낸다. 이때 시스템의 신뢰도(R_{SYS})는 식(4)에 따라 각 모듈의 신뢰도(R_i)를 곱한 것과 같다.

$$R_{SYS} = R_1(t) \cdot R_2(t) \cdot R_3(t) \cdot \dots \cdot R_n(t) = \prod_{i=1}^n R_i(t) \quad (4)$$

그림 3은 병렬연결 구조를 나타낸다. 이때 시스템의 신뢰도(R_{SYS})는 식(5), 식(6)과 같이 예측할 수 있다. 이때 시스템의 불신뢰도(Unreliability : Q_{SYS})는 각 모듈의 불신뢰도(Q_i)를 곱한 것과 같다.

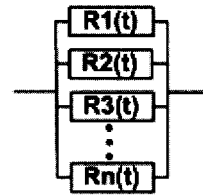


그림 3. 병렬연결 구조

$$R_{SYS} = 1 - Q_{SYS} \quad (5)$$

$$Q_{SYS} = Q_1(t) \cdot Q_2(t) \cdot Q_3(t) \cdot \dots \cdot Q_n(t) = \prod_{i=1}^n Q_i(t) \quad (6)$$

3) FMEA(Failure Mode and Effects Analysis) / FMCA(Failure Mode and Effects/Criticality Analysis)

시스템 설계나 고장에 대한 잠재성을 적절히 평가하고, 생산 공정을 분석하기 위한 귀납적, 하향식 분석 방법이다. 이것은 모든 잠재적인 고장 모드를 확인하고, 발생 가능한 고장모드의 종단 영향을 결정하여 각각의 고장모드에 대한 중요도(Mode Criticality)를 분석하게 된다. FMEA에서 고장률은 고장모드에 대한 중요도 혹은 특정 고장 모드가 반드시 발생할 확률을 계산하는데 사용된다. FMEA는 MIL-STD-1629의 규격과 절차를 따른다.

4) 결합수 분석(FTA : Fault Tree Analysis)

결합수 분석은 시스템의 고장을 발생시키는 사상(event)과 그 원인과의 인과관계를 논리기호(AND와 OR)를 사용하여 나뭇가지 모양의 그림으로 나타낸 고장목(Fault Tree)을 만들고, 이에 의거 시스템의 고장확률을 구함으로써 어떤 부품이 고장의 원인이 되었는가를 찾아내는 연역적

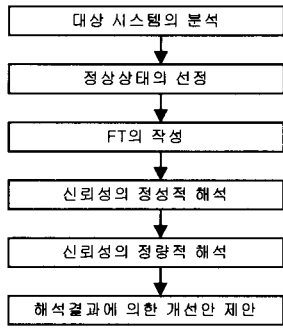


그림 4. FTA 분석 절차

사고방식의 신뢰성 평가 방법이다. 결합수 분석을 위한 고장목 구성은 설계 사양, 설계 문서, 도면, 부품 데이터, 구성품의 신뢰성 자료를 확보해야 하며, 해석 대상이 되는 시스템의 설계 내용을 충분히 이해하고, 시스템의 구성, 동작원리, 기능 등을 충분히 파악해야 한다. 결합수 분석 절차는 그림 4와 같다.

2.3 비행제어 시스템의 구성 요소

무인항공기용 탑재 비행제어 시스템을 구성하는 서브시스템은 다양하지만 본 연구의 해석 대상은 다음의 4가지로 한정하였다.

- (1) DFCC(Digital Flight Control Computer) : 제어 알고리즘 연산 및 주변 장치 제어
- (2) IMU(Inetial Measuring Unit) : 항공기의 관성 센서
- (3) ADS(Air Data System) : 항공기의 공력 데이터 출력
- (4) PWM_GEN : 서보모터 작동 신호 출력

이 외에도 GPS 수신기, 무선통신 데이터 링크, 작동기 등과 같은 서브시스템이 포함되지만 무인항공기에 사용되는 국산 모듈의 경우 업체에서 제시하는 신뢰성 자료가 없을 수 있고, 작동기를 제외하면 제어계의 필수 품목이 아니므로 시스템 구성 조합 요소에서 제외하였다. 본 연구에서 분석 대상 서브시스템으로 선택한 모듈들은 모두 부품 수준에서 개발하였으므로 고장률 정보를 확보 할 수 있어 신뢰성 해석이 가능한 품목이다.

시스템의 신뢰성 해석을 위해 총 7가지의 다중화 조합 형태를 사용하였다. 현실적으로 4중 구조는 무인항공기에 적용 불가능 하므로 모듈의 다중화 정도는 3중 구조로 제한하였다. 기능에 따라 모듈을 구분할 경우 가장 큰 장점은 시스템 신뢰성 요구를 만족하는 최적의 중복 구조 모델을 구성할 수 있다.

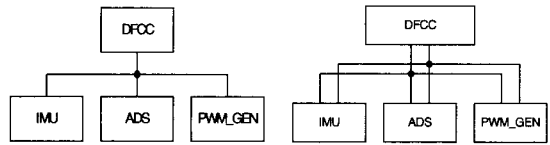


그림 5. 제 1안

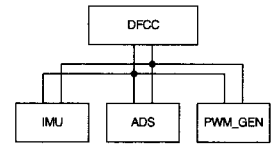


그림 6. 제 2안

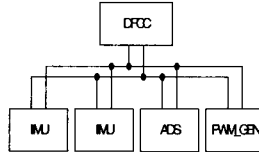


그림 7. 제 3안

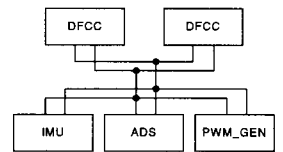


그림 8. 제 4안

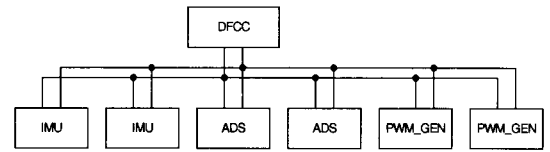


그림 9. 제 5안

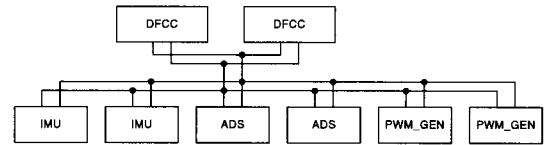


그림 10. 제 6안

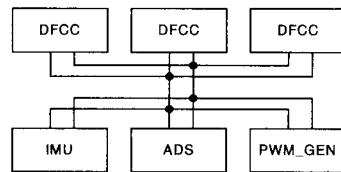


그림 11. 제 7안

중복구조 모델은 그림 5에서 그림 11까지 7가지 제시하였다. 제 1안은 단일구조 모델이며, 제 2안은 단일구조에서 데이터 버스 선을 이중으로 구성한 모델이다. 제 3안과 제 5안은 비행제어컴퓨터(DFCC)를 제외한 각각의 모듈을 이중으로 구성한 모델이고, 제 6안은 모든 모듈을 이중으로 구성한 모델이다. 제 4안, 제 6안 및 제 7안은 비행제어컴퓨터를 다중으로 구성한 모델이다.

2.4 고장률 예측

본 논문에서 해석한 비행제어 시스템은 기본적으로 전기·전자 부품으로 제한되어 있다. 따라서 현재 개발 또는 운용되는 무인항공기의 신

뢰성 자료와 비교했을 때 차이가 있을 수 있으며, 고장률 예측과정에서 배선, 케이블, 납땜 상태, 결선, 인쇄회로기판(PCB) 조립상태 등은 포함되지 않았다.

고장률은 시스템이 주어진 환경에서 주어진 기능을 정상적으로 수행하지 못하는 상태를 통계적 또는 가상적인 시험을 통해 수치화 한 것으로 같은 조건 하에서 상대적으로 비교할 수 있는 자료로 활용된다. 신뢰성을 고장률이나 평균고장시간(MTBF)로 표현하는 이유는 시스템의 신뢰성 목표치를 확보하기 위해 초기 설계단계에서부터 고장의 정도를 가늠하기 위한 것이다. 고장률 분석은 고장이 어디서 어떠한 유형으로 발생하는지 파악하고, 대처방안을 수립하여 고장의 발생 확률을 최소화하며, 최종 사용자로 하여금 최대한의 안전성을 확보하는데 그 목적이 있다.

1) 가정

해석대상은 모두 전자부품으로 구성되어 있으므로 신뢰성 예측 방법에서의 단위 부품에 대한 신뢰성은 MIL-HDBK-217F[6]와 Bellcore 6[7]을 참조 하였다. 각각의 부품은 직렬 시스템으로 연결되어 있고, 고장률 분포는 지수분포로 가정한다. 따라서 시스템의 고장률(λ_{SYS})은 조립체의 모든 부품에 대한 정상상태 고장률($\lambda_{SS(j)}$)을 합한 결과가 된다.

$$\lambda_{SYS} = \sum_{j=0}^M \lambda_{SS(j)} \quad (7)$$

MIL-HDBK-217F에서의 고장률 예측은 기본적으로 부품 계수법에 의해 수행되고, 계산 모델은 백만(10^6) 시간을 기준으로 한다. 운용 온도는 30°C 이고, 운용환경은 Airborn Uninhabited Cargo(AUC)를 적용하였다. 다양한 부품의 고장률 자료를 관리하고, 여러 가지 중복구조의 형태를 효율적으로 비교하기 위해 본 연구의 신뢰성 해석에는 Relex Software사의 Relex7.5[8]를 사용하였다.

2) 비행제어시스템의 고장률 요구조건

비행제어시스템의 고장률에 대한 요구조건은 FAR-25.1309와 MIL-STD-9490D 규정에 명시되어 있다. 특히 MIL-STD-9490D에서는 비행제어시스템의 운용 상태를 5가지로 구분하고, 운용상태 3등급인 "Minimum safe Operation"을 유지할 수 없거나 비행체의 안정성을 위협하는 고장에 대해서 표 1과 같이 "Extremely Remote"라는 고장률을 정의하고 있다[4].

표 1. MIL-STD-9490D FCS 고장률 규정

Aircraft Category	Probability of Loss of Control for Flight Safety (Extremely Remote)
Heavy Bombers, Transports, Cargo&Tankers (MIL-F-8785 Class III Aircraft)	$< 5 \times 10^{-7}$
All Rotary Aircraft	$< 25 \times 10^{-7}$
All Other Aircraft (MIL-F-8785 Class I & II & IV Aircraft)	$< 100 \times 10^{-7}$

3) 고장률 예측 결과

비행제어 시스템을 4 개의 요소 서브시스템으로 분류하여 각 서브시스템의 전자부품에 대한 개별적인 고장률을 MIL-HDBK-217F를 기준으로 산출하였다. 이때의 고장률은 사용 환경, 사용 전압, 전류, 소자의 온도, 품질 등급, 용도 등 부품의 종류에 따라 여러 가지 변수를 고려하여 결정된다[6]. MIL-HDBK-217F는 전자부품에 대한 방대한 고장률 데이터를 제공하고 있지만 전자공학의 발전에 비해 오래된 자료를 바탕으로 구성된 부품도 포함되어 있어 SR-332, EPRD/NPRD, PSS-01-302 등 다른 공인기관의 고장률 자료나 제조사에서 제공하는 고장률 자료를 사용하였다.

본 논문에서는 항공기에 적용되는 고장률 자료와 비교하기 위해 MIL-HDBK-217F를 기준으로

표 2. 비행제어 컴퓨터(DFCC)의 고장률

Category	Failure Rate(Fit)	Number	Percentage(%)
IC	19.39488	25	44.8
Capacitor	3.956778	30	9.1
Resistor	4.023071	40	9.3
Connection	4.779196	18	11.0
Miscellaneous	1.947481	2	4.5
Switch	5.220352	2	12.2
Semiconductor	3.611253	18	8.3
Other	0.331993	9	0.8
Total	43.26568	144	100

표 3. 관성 측정 장치(IMU)의 고장률

Category	Failure Rate(Fit)	Number	Percentage(%)
IC	2.6301	7	5.9
Capacitor	7.443445	58	16.7
Resistor	6.013563	53	13.5
Connection	4.043934	11	9.1
Miscellaneous	1.247481	1	2.8
MEMS Sensor	22.93221	5	51.5
Semiconductor	0.213253	2	0.5
Total	44.52394	137	100

표 4. 공력 측정 장치(ADS)의 고장률

Category	Failure Rate(Fit)	Number	Percentage(%)
IC	2.882087	10	16.3
Capacitor	3.527812	23	20
Resistor	3.857757	34	21.9
Connection	2.573413	7	14.6
Miscellaneous	2.647481	3	15
Sensor	1.496799	3	8.5
Semiconductor	0.661615	4	3.7
Total	17.646964	84	100

표 5. 모터 작동 장치(PWM_GEN)의 고장률

Category	Failure Rate(Fit)	Number	Percentage(%)
IC	3.640977	11	34.7
Capacitor	1.260691	15	12
Resistor	1.179103	11	11.3
Connection	2.021967	11	19.3
Miscellaneous	2.176891	2	20.7
Semiconductor	0.211602	2	2
Total	10.491231	52	100

분석하였으며, 표 2에서 표 5는 해석 대상이 되는 4개 모듈에서 구성 부품 수와 그에 따른 고장률을 나타낸다. 고장률의 단위는 시간당 고장률(Fit : Failures in time)이다.

고장률 예측을 위해 전자부품을 종류에 따라 분류하였다. 기본적으로 고장률 분포는 전체 시스템을 구성하는 부품에서 분류항목이 차지하는 부품의 수에 많은 영향을 받는다.

일반적으로 고장을 분포가 높게 나오는 부품은 집적회로(IC : Integrated Circuit)이다. 집적회로는 디지털 시스템을 구성할 때 포함되는 개수도 많고 시스템의 모든 기능을 담당하고 있는 소자이기 때문이다. 다음으로 MEMS 센서이다. MEMS 센서는 소량이지만 높은 고장률 분포를

나타낸다. 이러한 이유는 각각의 센서가 갖고 있는 기본 고장률이 높기 때문이다. 이때 고장검출을 위한 부품이나, 바이패스(bypass) 콘덴서, 페라이트 비드(Ferrite Bead)와 같은 소자들은 고장률을 증가시키지만 시스템의 안정성측면에서 필요한 부품이 된다. 따라서 신뢰성 확보와 시스템의 안정성을 같이 고려하여 설계해야 한다.

인하대학교에서 개발한 서브시스템들이 모두 직렬로 연결되어 있어 부품 중 하나라도 고장 나면 전체 시스템의 고장이라고 가정하여 비행시간당 고장률을 계산하면 $11.7 \times 10^{-5}/hr$ 이다. 이와 같이 부품의 개수에 기준을 두고 고장률을 분석할 때 서브시스템 별 고장률 비중을 그림 12에 나타내었다. 비행제어 컴퓨터(DFCC)와 관성 측정 장치(IMU)가 고장률에서 비슷한 비중을 갖고 있음을 알 수 있다. 비행제어 컴퓨터는 부품수가 상당히 많으므로 고장률이 높게 분포된 것이고, 관성 측정 장치는 MEMS 센서 부품 때문에 고장률이 높게 나타났다. 공력자료 시스템(ADS)도 MEMS 압력 센서가 2개 사용되고 있기 때문에 비교적 간단한 구조이지만 고장률이 다소 높게 나타나고 있다.

MIL-STD-9490D기준에 따르면 전투기급 비행체에서 비행제어 시스템의 고장으로 인해 항공기가 손실될 확률은 $3 \times 10^{-5}/hr$ 이하로 규정하고 있으며, 일반적으로 비행제어 시스템의 고장에 의한 비행체 손실 확률은 전체 손실 확률의 5~6%정도이다[5].

표 6은 전투기급 비행체의 고장률과 스마트무인기개발사업단에서 개발하고 있는 킬트 로터 방식인 스마트 무인기(Smart UAV)의 비행제어 시스템에 대한 신뢰성 요구조건을 제시하였다.

비행제어 시스템을 이중으로 구성하여 운용하고 있는 Global Hawk 무인항공기는 전체 시스템의 수명주기(Life cycle)을 8,400hr로 잡고 있는데[9]

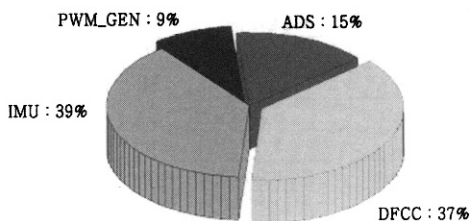


그림 12. 서브시스템의 고장률 비중

표 6. Flight safety and reliability[6]

	Safety critical primary failure probability(/hr)		Mission primary failure probability(/hr)	
	Overall aircraft	FCS failure contribution	Overall aircraft	FCS failure contribution
Fighter	3×10^{-5}	1.7×10^{-6}	1×10^{-2}	1.2×10^{-3}
Smart UAV	3×10^{-4}	1.7×10^{-5}	1×10^{-2}	1.2×10^{-3}
Global Hawk	1.2×10^{-4}			
INHA FCS	-	11.7×10^{-5}	-	-

이를 비행시간당 고장률로 환산하면 $1.2 \times 10^{-4}/hr$ 이 된다. 또한 인하대학교에서 개발된 비행제어 시스템(INHA FCS)의 고장률 데이터를 같이 제시하였다. 부품 수에 기준한 INHA FCS의 정적 고장률은 스마트 무인기의 기준을 만족하지 못한다.

4) RBD 결과

고장허용 시스템을 구현하기 위해서는 중복구조를 채택해야 하지만 시스템 설계 단계에서 어떠한 부분을 중복으로 구성하고, 중복의 정도를 얼마나 해야 주어진 신뢰성 요구사항을 만족하는지에 대한 자료가 필요하다. 이러한 자료 없이는 각각의 모듈을 중복으로 구성하였다 하더라도 신뢰도 증가의 효과가 충분히 나타나지 않을 수도 있다.

따라서 고장률 예측 결과를 바탕으로 RBD 해석 방법을 이용하여 시간이 지남에 따라 중복구조의 정도에 따른 신뢰성이 어떻게 변하는지를 예측해 볼 필요가 있다. 즉, 무인항공기에 탑재되는 각각의 서브시스템에 대한 고장률을 이용하여 중복구조의 정도를 어느 부분에서 얼마만큼 해야 요구조건을 충족시킬 수 있는지 결정할 수 있는 참고 지표를 얻을 수 있다.

그림 5에서 그림 11까지 제시된 7가지 중복구조 모델에 RBD 해석 방법을 적용하여 그림 13과 같은 결과를 얻었다. 그림에서 ⑧번 그래프가 스마트 무인기의 비행제어 시스템 설계 요구조건이다.

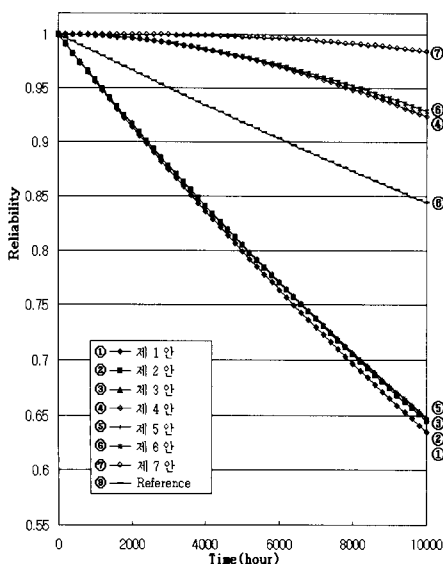


그림 13. 다중화 구조에 따른 신뢰성 분석

그래프 ⑧을 기준으로 위쪽에 분포하고 있는 ④, ⑥, ⑦은 비행제어 컴퓨터를 다중으로 구성한 경우이다. ①, ②, ③, ⑤는 비행제어 컴퓨터를 제외한 다른 모듈을 중복으로 구성한 경우로서 중복구조에 의한 신뢰도 증가가 확연히 나타나지 않음을 알 수 있다. 이러한 이유는 비행제어 컴퓨터에 포함되어 있는 버스제어기를 중심으로 스타형 연결 구조를 채택하였기 때문이다. 따라서 중복구조에 대한 시스템의 신뢰성 영향은 비행제어 컴퓨터 모듈이 가장 큰 영향을 미친다. 또한 정적 고장률을 예측했을 경우 본 연구실에서 개발된 비행제어 시스템의 고장률은 설계 기준을 만족하지 못했지만 중복구조의 정도에 따라 고장률 기준을 충분히 만족시킬 수 있음을 확인할 수 있다.

그림 13은 초기 설계에서 정의된 시스템의 신뢰도 요구조건을 만족시키는 경우를 파악하거나, 신뢰도가 유지되는 시간을 파악할 수 있다. 예를 들면 2,000시간에서 0.95의 신뢰도 목표를 정의하였다면, ④, ⑥, ⑦, ⑧은 기준을 만족하지만 나머지 경우에 대해서는 기준에 도달하지 못함을 알 수 있다. 이렇게 결정된 4가지 모델을 이용하여 경제적 효율성, 물리적 조건, 적용 가능성, 유지 및 보수 등 신뢰성 이외의 적용 조건을 이용하여 최종 모델을 결정하게 된다.

III. 결 론

본 논문에서는 인하대학교에서 부품 수준에서부터 개발한 비행제어 시스템을 구성하는 각각의 모듈을 바탕으로 시스템이 갖고 있는 고장률을 예측하였으며, 이 자료를 바탕으로 주어진 신뢰성 요구조건을 만족하는 비행제어 시스템의 중복구조 모델을 찾을 수 있었다. 또한 중복구조 모델은 모듈 중에서 비행제어컴퓨터를 다중으로 구성할 경우 시스템의 전체 신뢰성을 크게 높일 수 있었다.

추후 과제로는 비행제어 시스템뿐만 아니라 무인항공기 전체에 대한 고장률 분포와 임무 또는 환경 변화에 따른 신뢰성 변화를 확인하여 전체 비행체에 대한 신뢰성을 예측하는데 있다. 또한 고장목 분석(FTA)을 이용하여 고장이 발생할 위치와 고장 발생에 의한 고장 전이 과정을 모사해야 한다.

마지막으로 신뢰성 분석은 데이터의 비교분석을 통해 고장에 취약한 부분을 강건하게 설계하도록 수정요청을 할 수 있어야 하며, 적정수준의 중복구조 모델을 선점함으로써 시간과 경제적인

손실을 최소화 할 수 있다. 또한 시스템과 서버 시스템 설계자로 하여금 신뢰성 자료를 설계에 반영할 수 있는 피드백 과정이 필요하므로 서버 시스템 설계자가 정확한 고장률 데이터를 제출하도록 유도하여야 한다.

후 기

본 연구내용은 국방과학연구소의 비행체 특화 연구센터 사업인 "가상 비행제어 시스템 설계 연구"에 의하여 수행된 연구결과의 일부이며, 연구비 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) FAA, FAR 25.1309 Equipment Systems and Installation.
- 2) Military Specification, MIL-F-9490 Flight Control Systems-Design, Installation and Test of Piloted Aircraft.
- 3) 김영석, 장영근, 정철오, "통신방송위성 중 계기의 신뢰도 분석 및 최적 설계, 한국항공우주학회지, 제 30권 제 8호, 2002. 12.
- 4) 이상중, 이해창, 방효충, "비행조종장치의 신뢰성 해석", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2004.
- 5) 남윤수, 홍성경, 유창선, "스마트 무인기 비행제어시스템의 다중화 수준 연구", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2003.
- 6) MIL-HDBK-217F, "Reliability Prediction of Electronic Equipment".
- 7) TR-332, "Reliability Prediction Procedure for Electronic Equipment", Bell Communications Research.
- 8) 모아소프트 신뢰성 기술연구소, "신뢰성예측 가이드", 2002.
- 9) Ryan Aeronautical Center, "Another Approach to Dual-Redundancy - The Global Hawk Experience", AUVSI, 2000.
- 10) Barry W. Johnson, "Design and Analysis of Fault-Tolerant Digital Systems", Addison-Wesley Publishing Company, 1989.