

# 무인항공기 시스템 모델링을 통한 신뢰성 및 가용성 분석

이슬기\*, 김동성\*\*, 박종서\*

요약

UAV는 비행체의 특성상 임무 수행 중 고장이 발생할 경우 수리가 불가능하고, 심각한 고장의 경우 대부분 추락으로 이어지기 때문에 그에 따른 비용 손실이 매우 크다. 따라서 가용성/신뢰성 분석을 통해 UAV 시스템의 성공적인 임무 수행 가능성을 평가할 필요가 있다. 본 논문에서는 UAV 시스템(UAS)을 임무 수행 상태일 때와 유휴 상태일 때로 나누어 모델링 하였다. 유휴 상태에서의 시스템은 Fault Tree를 이용하여 모델링 하였고, 임무 수행 상태에서의 시스템은 임무에 따른 시스템의 변화를 연속시간 Markov-chain (CTMC)을 이용하여 모델링하였으며, 세부 구성요소는 Fault Tree를 사용하여 모델링하였다. 이러한 모델을 가지고 SHARPE (Symbolic Hierarchical Automated Reliability and Performance Evaluator)로 구현하여 임무 가용성과 임무 신뢰성을 계산하였다.

## UAV System Modeling for Reliability and Availability Analysis

Seulki Lee\*, Dong Seong Kim\*\* and Jong Sou Park\*

ABSTRACT

UAV is one kind of the aircraft, so it has a special characteristic that cannot be repaired when a failure occurs during mission, and most of critical failures might lead a crash, that is a huge cost loss. Therefore it needs to be evaluated to the possibility of successful mission accomplishment by availability and reliability analysis. In this paper, we divide the UAV system (UAS) into mission state and idle state after that construct each model. In idle state we use fault tree for modeling the system, in mission state, we use continuous time Markov-chain (CTMC) for representing changes of the system by mission progress, fault tree for detailed components, and implement using SHARPE (Symbolic Hierarchical Automated Reliability and Performance Evaluator) tool. We calculate mission availability and mission reliability by using these models.

Key Words : Availability, Continuous Time Markov-Chain(CTMC), Fault Tree, Reliability, Unmanned Aerial Vehicle(UAV), Unmanned Aircraft System(UAS)

---

\* 한국항공대학교 컴퓨터공학과 (✉ chiparts@kau.ac.kr)

\*\* 캔터베리대학교 컴퓨터과학 및 소프트웨어 공학과

· 제1저자(First Author) : 이슬기 · 교신저자(Correspondent Author) : 이슬기

· 접수일(2012년 11월 14일), 수정일(1차 : 2013년 2월 20일), 게재확정일(2013년 3월 26일)

## 1. 서 론

무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, 이후 UAV로 약칭)는 사람이 직접 탑승하여 조종하는 유인항공기와는 다르게, 지상에서 조종되어 일정한 임무를 수행하는 항공기이다. 비슷한 용어로는 UAS(Unmanned Aircraft System)가 있으며, 이는 UAV와 지상제어시스템(Ground Control System, GCS), 기타 임무관련 장비를 포함한 전체 시스템을 지칭한다[1]. UAV 개발 초기에는 군의 적 정찰, 감시 목적으로 사용되다가 최근에는 전투목적으로까지 활용되어 법적, 도덕적인 쟁점을 낳고 있으나 아군의 인명손실을 최소화 할 수 있는 등 여러 가지 장점을 가지고 있어 사용이 늘고 있으며 관련 기술은 지속적으로 발전하고 있다. 또한 군 뿐만 아니라 민간 용도의 활용이 증가되어 국경 감시, 수색 및 구조, 산불 진압, 통신 중계, 경찰력, 재해 관리, 과학 연구, 산업체 등 그 응용 분야가 늘어나고 있다.

이처럼 다양하게 사용되는 UAV는 일반적으로 지상에서 사용하는 장비와는 다르게 하늘을 나는 비행체의 특성상 임무 수행을 위해 비행 중 고장이 발생할 경우 수리가 불가능하고, 이 때문에 임무 수행이 실패함은 물론 고장이 UAV에 중대한 영향을 미치는 경우, UAV 추락으로 이어지고 이에 따른 비용 손실이 매우 크다. 게다가 무인 항공기는 시스템 설계 시 기존 유인 항공기에 비해 저비용, 경량화를 추구하여 시스템을 구축하기 때문에 무인 항공기의 신뢰성이 유인 항공기에 비해 상당히 떨어지는 경향이 있어서, UAV의 부품 고장이 UAV 시스템의 고장으로 이어질 가능성이 더 높다. 따라서 UAV 시스템의 가용성/신뢰성 분석을 통해 성공적인 임무 수행 가능성을 평가하고, 전체 시스템의 가용성과 신뢰성에 주요한 영향을 미치는 구성요소를 찾아 이를 보완하여 임무 수행 시 고장/오동작을 최소화 하고 임무 완성도를 높이는 연구가 필요하다.

UAV 시스템(UAS)은 유휴 상태일 때의 고장/오동작은 수리가 가능하지만 임무수행 중에는 수리가 불가능하므로, 본 논문에서는 시스템이 유휴 상태일 때와 임무 수행 상태일 때로 나누어 각각의 모델을 모델링하고 구현하였다. 유휴 상태에서의 시스템은 Fault Tree로 모델링 하였고, 임무 수행 상태에서의 시스템은 임무에 따른 시스템의 변화를 continuous time Markov-chain (CTMC)을 사용하여 모델링 하였고, 시스템의 각 세부 구성요소는 Fault Tree를 이용하여 모델링 하였으며, 이를 통해 Mission Availability와 Mission Reliability를 계산하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 관련 연구를 소개하고, 3장에서는 제안된 모델링 방법을 소개하고, 4장에서는 수치적 실험 결과를 제시하고, 5장에서는 결론을 맺는다.

## II. 관련 연구

국내의 무인항공기 신뢰성 관련 연구로는 무인항공기용 비행제어 시스템의 고장을 분석에 관한 연구가 있다[2]. 전자 부품의 고장은 온도, 진동, 습도가 대부분의 원인을 제공하기에 온도 환경에 따른 기본 고장율(30°C), 운용 고장율(-10°C), 온도 변화에 따른 고장율 분포 분석을 보여주었다. 대상 시스템으로는 인하대 비행제어 시스템을 사용하였으며, 5개의 모듈로 나누어 전자부품 고장 예측 기법(부품계수법, 부품부하 분석법) 이용하여 고장율을 분석하였다. 분석 결과 센서 부분과 데이터 전송 부분에 높은 고장율을 보였는데, 센서의 MEMS 부품 기본 고장율이 높기 때문인 것으로 확인되었다. 데이터 전송부는 상용 부품 사용하여 고장율이 높았고, MIL 규격품 사용시 고장율이 줄어드는 것으로 확인되었다. 위 연구에서는 모듈별 기본 고장율 분석은 충실하였으나 임무 수행시 고장율은 온도 변화만을 가정하고 각 모듈 고장에 따른 전체

시스템의 고장을 변화와 모듈 간 의존성과 영향에 대한 고려가 되어 있지 않았다. 따라서 본 논문에서는 CTMC를 이용하여 각 모듈의 고장에 따른 전체 시스템에 대한 영향을 모델로 표현하였다.

신뢰성 목표를 위한 비행제어 시스템 설계 연구에서는[3], 7가지 다중화 기안을 제시한 후 Reliability Block Diagram (RBD)을 이용하여 신뢰성을 분석하였고, 이를 통해 비행 제어 컴퓨터를 다중으로 구성한 경우 신뢰도가 향상됨을 보여주었다.

하지만 RBD를 사용한 모델은 각 모듈이 서로 독립적이라고 가정해야 하므로 모듈간의 상호 작용을 표현할 수 없다. 본 논문에서는 CTMC를 이용하여 각 모듈간 상호 작용을 고려한 임무 수행도를 평가하였다. 또한 Coverage factor를 사용하여 완벽하지 않은 고장에 대한 수리, 불안정한 착륙 등의 변수 상황도 고려하였다. 3장에서는 UAS모델링 방법에 대해서 설명한다.

### III. UAS 모델링 제안

#### 3.1 대상 시스템

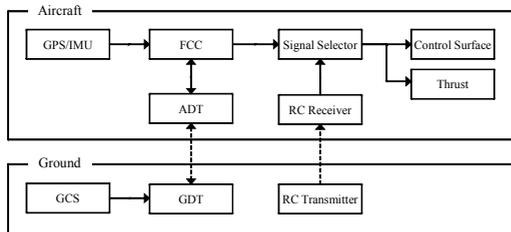


그림 1. 대상 시스템 구성도  
Fig. 1. Structure of Target System

UAS 모델은 한국항공대학교 네트워크 보안 및 시스템 디자인 연구실의 UAS를 대상으로 하였다. <그림 1>에 대상 시스템의 구성도를 나타내었다. 그림에 표시된 각각의 블록은 하위 구성요소를 나타낸다.

대상 UAS는 크게 비행체(Aircraft)와 지상국

(Ground)으로 나눌 수 있다. 비행체는 다음과 같이 7가지 구성요소로 이루어져 있다.

1. GPS/IMU (Global Positioning System/Inertial Measurement Unit: 위치/자세 측정 장치) : 자신의 자세, 위치, 진행방향을 측정한다.
2. FCC(Flight Control Computer: 비행 제어 컴퓨터) : GPS/IMU의 자세, 위치 정보와 지상국의 명령을 받아 비행 제어 신호를 생성한다.
3. ADT(Air Data Terminal: 항공 데이터 송수신기) : 지상국과 통신을 수행한다.
4. Signal Selector(신호 선택기) : 비행 상황에 따라 자동제어 신호와 수동제어 신호 중 하나를 선택한다.
5. Receiver(RC 수신기) : 지상으로부터 수동제어신호를 받는다.
6. Control Surface(조종면) : 비행체를 조종할 때 작용하는 기체의 부분(면)으로서 Aileron, Elevator, Rudder, Throttle, 5가지로 구성된다.
7. Thrust(추력) : 비행체의 추진력을 제어한다.

지상국의 경우 아래와 같이 3가지 구성요소로 이루어진다.

1. GCS(Ground Control System: 지상 제어 시스템) : 비행체와 시스템의 상태를 보여주고, 사용자로부터 명령을 받는다.
2. GDT(Ground Data Terminal: 지상 데이터 송수신기) : 비행체와 통신을 수행한다.
3. RC Transmitter(RC 송신기) : 사용자로부터 수동제어 명령을 입력받는다.

<그림 1>에서 하위 구성요소를 연결하는 화살표는 구성요소 간의 인터페이스를 나타낸다.

사용자는 지상국에서 GCS를 통해 자동비행 명령을 입력할 수 있고 RC Transmitter를 통해 수동제어 명령을 전송할 수 있다.

GCS를 이용하는 경우 사용자의 명령이 GDT를 통해 무선으로 송신되고 이를 비행체의 ADT에서 수신하여 FCC로 전달한다. FCC는 사용자의 명령을 받고

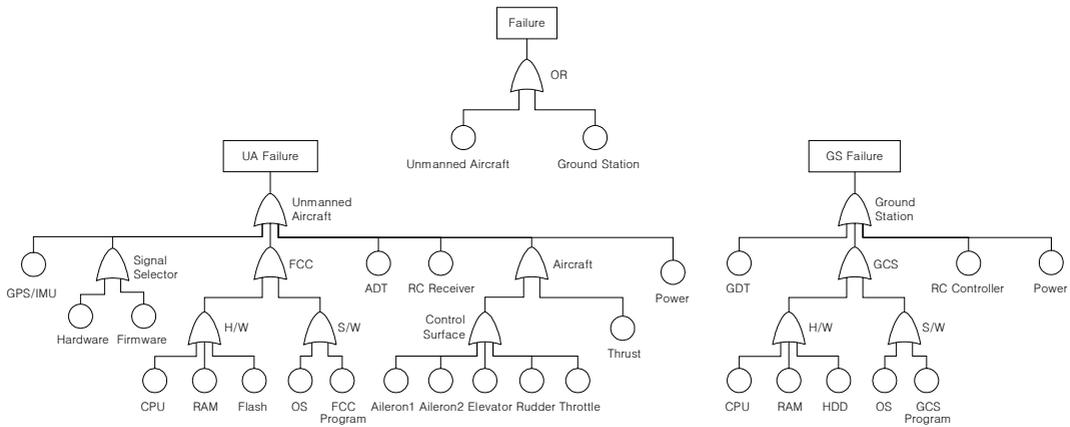


그림 2. 유휴 상태에서의 Fault Tree  
Fig. 2. Fault Tree of Idle State

GPS/IMU로부터 비행체의 자세와 위치 정보를 받아 비행제어신호를 생성한다.

RC Transmitter를 이용하는 경우 사용자의 수동제어 명령은 비행체의 RC Receiver로 전송된다.

Signal Selector는 FCC로부터 오는 자동제어 명령과 RC Receiver로부터 오는 수동제어 명령 중 하나를 선택하여 Control Surface와 Thrust를 제어한다. Signal Selector의 자동/수동 제어 선택에 대해서는 3.3에서 자세히 설명한다.

### 3.2 유휴 상태 모델링

유휴 상태는 시스템이 임무수행 명령을 기다리는 대기상태를 의미하며, 임무를 시작하기 위해서는 시스템의 모든 구성요소가 정상 동작해야 한다. 따라서 유휴 상태에서는 어느 한 구성요소에서 고장이 발생하는 경우 즉시 수리가 필요한 Failure 상태로 표현되어야 한다.

이를 위해 UAS가 유휴 상태일 때에는 Fault Tree를 사용하여 모델링 하였고, 그 결과는 <그림 2>와 같이 나타내었다. 여기에서는 어느 한 구성요소에서 고장

이 발생할 경우 전체 시스템이 Failure 상태가 되기 때문에 모든 구성요소를 OR Gate를 사용하여 연결하였다.

Fault Tree의 구성은 UAS 전체 시스템과 하위시스템의 구성과 일치하도록 하였다.

전체 시스템은 Unmanned Aircraft와 Ground Station으로 나눌 수 있다. UA의 경우 GPS/IMU, Signal Selector, FCC, ADT, RC Receiver, Aircraft, Power로 구성된다. Signal Selector는 Hardware와 Firmware로 구성되어 있다. FCC는 Hardware와 Software로 구성되어 있고, H/W는 CPU, RAM, Flash 메모리로 이루어져 있으며, S/W는 OS와 FCC Program이 탑재되어 있다. Aircraft는 2개 Aileron, Elevator, Rudder, Throttle, 총 5개의 조종면과 하나의 Thrust로 구성되어 있는데, 이는 대상 비행기가 엔진이 하나이고, 주 날개 양쪽에 Aileron이 달려있다고 가정하였기 때문이다. GS의 경우 GDT, GCS, RC Controller, Power로 구성되어 있다. GCS는 Hardware와 Software로 이루어져 있으며, H/W는 CPU, RAM, HDD로 구성되어 있고, S/W는 OS와 GCS Program으로 구성되어 있다.

유휴 상태에서는 임무수행 상태와는 다르게 비행체가 지상에서 대기하고 있으므로 고장이 발생하더라도 즉시 수리가 가능하고 전체 시스템에 영향을 끼치지 않으므로 CTMC 모델은 사용하지 않고 Fault Tree만으로 모델링하였다.

임무수행 상태에서는 하위 시스템의 고장이 전체 시스템에 영향을 미쳐 임무수행의 성공 여부를 결정하게 되므로 CTMC와 Fault Tree로 모델링하였고, 이는 3.4장에서 다룬다.

### 3.3 자동 제어와 수동 제어 백업 시스템

일반적으로 UAV는 경로점 항법과 같은 유도기법으로 비행체를 자동 제어하여 임무를 수행한다. 하지만 이륙, 착륙을 할 때, 또는 지상에 있는 조종사의 세밀한 조종을 필요로 할 때 수동 제어를 사용하게 된다. 따라서 이러한 2가지 제어 장비를 분리해 놓을 경우 일종의 백업 시스템으로 활용이 가능하다.

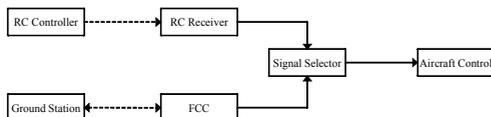


그림 3. 제안된 시스템의 자동제어와 수동제어  
Fig. 3. Autonomous and Manual Control of Proposed System

따라서 대상 시스템은 <그림 3>과 같이 2가지 제어 장비를 분리하였다. 수동제어 장비의 경우 사용자의 수동 제어 입력을 RC Controller를 통해 송신하고 이를 RC Receiver에서 수신한다. 자동제어 장비는 사용자가 GS를 이용하여 경로점을 입력하고 이를 FCC가 처리하여 자동 제어 신호를 발생시킨다. 이러한 2가지 제어 신호는 Signal Selector를 통해 하나의 신호가 선택되어 비행체를

제어하게 된다. 그러므로 자동제어 장비에 고장이 발생하더라도 수동제어로 전환이 가능하고 그 반대도 가능하기에 하나의 구성요소 고장에 대한 백업이 가능하다. 하지만 Signal Selector에 고장이 발생할 경우 전체 시스템이 Failure 상태가 된다. 이러한 자동/수동제어 시스템 구성요소의 고장에 따른 전체 시스템에 대한 영향은 3.4장의 임무 수행 상태 모델에 표현하였다.

### 3.4 임무수행 상태 모델링

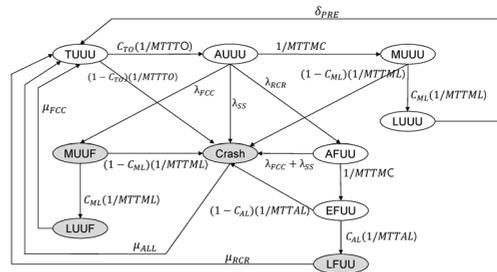


그림 4. 임무수행 상태의 가용성 측정을 위한 CTMC 모델

Fig. 4. CTMC Model for Mission Availability

UAS의 임무수행 상태 모델을 표현하기 위해 이륙부터 착륙까지의 임무수행 과정을 각각의 상태로 나타내었다. 그리고 각 상태에서 발생할 수 있는 컴포넌트 고장에 따른 전체 시스템의 상태 변화와 이에 따른 임무수행의 성공 여부를 <그림 4>와 같이 CTMC로 표현하였다.

UAS가 임무를 수행하기 위해서는 시스템이 임무가 끝날 때 까지 가용 상태이어야 하고, 만일 비가용 상태라면 고장 난 컴포넌트를 수리한 후 가용 상태로 만들고 임무를 수행해야 한다. 이러한 UAS의 가용/비가용 상태를 표현하기 위해 제안한 모델에서는 각 상태에 음영으로 가용/비가용 여부를 표시하였다. 흰색으로 표현된 상태는 임무수행

이 가능한 가용 상태이고, 회색으로 표현된 상태는 임무 수행이 불가능한 비가용 상태이다. 따라서 시스템이 지속적으로 임무를 수행하기 위해서는 흰색 상태를 순환해야 한다.

모델을 구성하는 각 상태의 가용/비가용을 결정하는 임무와 컴포넌트의 상태는 4글자로 표현되어 있다. 글자의 의미를 왼쪽부터 표현하면 미션 상태, RC Receiver의 상태, Signal Selector의 상태, FCC의 상태이다. 미션 상태는 Take-off (T), Auto flight (A), Manual flight (M), Emergency (E), Landing (L) 으로 나타냈으며 각 상태의 첫 글자로 표현하였다. 컴포넌트 상태는 Up(U), Failure(F)로 나타내었고 각 상태의 첫 글자로 표시하였다.

UAS가 임무를 수행하기 위해서는 시스템이 가용한 상태에서 이륙을 해야 한다. 따라서 <그림 4>의 "TUUU" 상태에서 살펴보면, 이는 이륙 (Take-off) 미션을 수행하고 있으며 RC Receiver, Signal Selector, FCC가 모두 Up 상태임을 나타낸다. 이륙이 성공적으로 끝나게 되면 자동비행을 통해 주어진 임무를 수행하게 되는데 이를 표현하는 "AUUU" 상태는 Auto flight 임무를 수행하고 있으며 RC Receiver, Signal Selector, FCC가 모두 Up 상태임을 나타낸다. 여기서 만일 FCC가 고장 날 경우 수동비행을 해야 하므로 "MUUF" 상태로 전환하는데 이는 Manual 비행을 하고 있으며 RC Receiver, Signal Selector가 Up 상태이고 FCC가 Failure 상태임을 나타낸다.

"AUUU" 상태에서 정상적으로 임무를 마치면, 착륙을 위해 수동비행으로 전환하는데, 이때의 상태가 "MUUU"이다. 착륙을 성공적으로 마치면 다시 "LUUU" 상태가 되고, 급유와 점검을 마치고 다음 임무를 수행한다면, "TUUU" 상태로 순환할 것이다. 따라서 이때에는 UAS가 지속적으로 가용 상태이다.

임무 수행도중 일부 컴포넌트가 고장/오작동하는 경우에는 임무수행 상태와 고장/오작동하는 컴

포넌트의 종류에 따라 임무 수행만 실패하거나 혹은 비행체가 추락하여 파괴될 수 있다.

예를 들어, "AUUU" 상태에서 FCC가 고장 날 경우, 수동 비행으로 전환하면 임무 수행은 실패하지만 착륙이 가능하기 때문에, "MUUF" 상태에서 착륙을 시도한다. 착륙이 성공하면 "LUUF" 상태가 되고, 여기에서 FCC를 수리하면 UAS는 다시 가용 상태가 된다.

다른 예로, "AUUU" 상태에서 RC Receiver가 고장 난 경우 임무 수행에는 지장이 없기 때문에, "AFUU"상태로 전환하여 임무를 수행하고, 이 후 비상사태인 "EFUU"상태에서 자동 비행으로 착륙을 시도한다. 위 모델에서는 자동 이착륙 보조장비가 없다고 가정하여 성공 확률은 수동비행보다 떨어지는 것으로 본다. 착륙이 성공하면 "LFUU"상태가 되고 RC Receiver를 수리하면 정상 상태로 돌아온다.

비행체가 파괴되는 예로는, "AUUU", "AFUU" 상태에서 Signal Selector가 고장 나거나, "TUUU", "MUUU", "EFUU", "MUUF" 상태에서 이착륙에 실패할 경우 비행체가 추락하여 "Crash"상태에 이르게 된다. 이러한 경우에는 비행체를 새로 제작해야 하기 때문에 시스템이 가용 상태로 돌아가기까지 많은 비용과 시간이 소요된다.

표 1. CTMC 모델의 상태 전이 파라미터  
Table 1. State Transition Parameters for CTMC Model

Params	Description
MTTTO	Mean time to take off
MTTMC	Mean time to mission completion
MTTML	Mean time to manual landing
MTTAL	Mean time to autonomous landing
1/Mu_RCR	Mean time to repair RC Receiver
1/Mu_FCC	Mean time to repair FCC
1/Delta_Pre	Mean time for flight preparation
1/Mu_ALL	Mean time to rebuild all components
C_TO	Coverage factor for take off
C_ML	Coverage factor for manual landing
C_AL	Coverage factor for autonomous landing

모델의 각 상태는 임무수행 여부나 컴포넌트 고장에 따라 화살표로 표시된 것과 같이 다른 상태로 전이하게 되는데 각각의 전이 파라미터에 대한 설명을 <표 1>에 나타내었다.

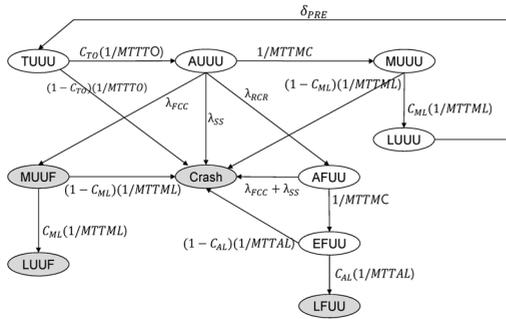


그림 5. 임무수행 상태의 신뢰성 측정을 위한 CTMC 모델  
Fig. 5. CTMC Model for Mission Reliability

위에서 제안한 가용성 측정 모델은 UAS에 고장이 발생하여 비가용 상태가 될 경우 수리를 통해서 다시 가용 상태로 돌아가는 순환 모델이다. 하지만 신뢰성 측정 모델에서는 한번 고장이 발생하면 신뢰성 측정이 끝나기 때문에 비가용 상태에서 더 이상 상태 전이가 없도록 구성하였다.

따라서 <그림 5>의 임무 신뢰성 측정을 위한 모델에서는 <그림 4>의 임무 가용성 모델과는 다르게 비행체가 추락한 "Crash" 상태, FCC가 고장난 "LUUF" 상태, RC Receiver가 고장난 "LFUU" 상태에서 수리 혹은 재조립하는 상태로 가는 Arc가 없는 차이점이 있다.

제안한 두 가지 모델에서는 복잡한 상태 전이를 간략히 표현하기 위해 "TUUU" 상태에서 "MUUF"로 가거나 컴포넌트 고장으로 인하여 "Crash"로 가는 상태 전이는 생략 되었다. 또한 "AUUU"에서 "MUUF"로 갈 때 자동비행모드에서 고장을 탐지하는 시간과 이 후 수동비행모드로 전환하는 시간은

다 포함된 것으로 가정하였다.

4장에서는 제안한 두 가지 모델을 바탕으로 UAS의 가용성과 신뢰성을 계산하였다.

### 3.5 세부 구성요소 모델링

3.4장에서 제안한 UAS의 임무수행 상태 모델에서는 자동제어 시스템과 수동제어 시스템, 비행체를 대표하는 구성요소인 FCC와 RC Receiver, Signal Selector의 고장에 따른 임무수행 여부를 모델로 표현하였다.

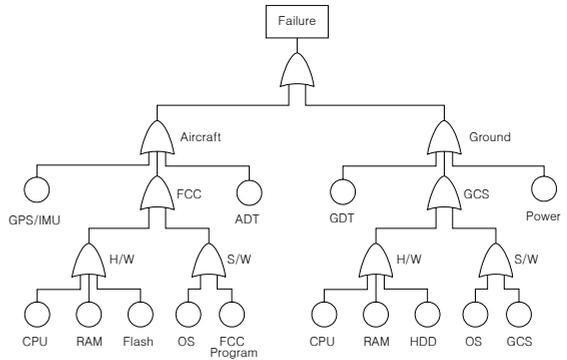
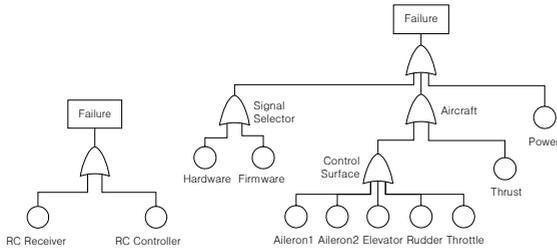


그림 6. lamFCCeq. 측정을 위한 Fault Tree  
Fig. 6. Fault Tree of lamFCCeq.

UAS를 구성하는 모든 컴포넌트의 고장을 모두 고려하지 않고 이러한 대표적 컴포넌트의 고장만을 고려한 것은 다른 컴포넌트는 위 3가지 대표 컴포넌트 중 하나에 영향을 주기 때문이다. 예를 들어 GCS를 구성하는 부품인 CPU, RAM, HDD 중 하나가 고장 날 경우 GCS는 제 기능을 수행할 수 없고 이것은 FCC의 기능 수행에 영향을 미쳐 FCC가 정상적인 동작을 수행할 수 없게 된다. 따라서 FCC는 GCS의 모든 구성요소에 영향을 받는다고 볼 수 있고 여기에서는 이러한 연관된 구성요소를 Fault Tree로 표현하였다.

먼저 <그림 6>에서는 UAS의 구성요소 중 고장이 발생할 경우 FCC의 기능 수행에 영향을 미치는 컴포넌트를 모아 Fault Tree를 구성하고 이를 FCC의 등가 고장율( $\text{lamFCCeq.}$ )로 표현하였다.



(a)  $\text{lamRCReq.}$  (b)  $\text{lamSSeq.}$

그림 7.  $\text{lamRCReq.}$ 와  $\text{lamSSeq.}$  측정을 위한 Fault Tree  
Fig. 7. Fault Tree of  $\text{lamRCReq.}$  and  $\text{lamSSeq.}$

또한 <그림 7(a)>에서는 RC Receiver의 기능 수행에 영향을 미치는 컴포넌트를 모아 Fault Tree를 구성하였고, <그림 7(b)>에서는 Signal Selector의 기능 수행에 영향을 미치는 컴포넌트를 모아 Fault Tree로 구성하였다. 마찬가지로 각각의 Fault Tree를 RC Receiver 등가 고장율( $\text{lamRCReq.}$ )과 Signal Selector 등가 고장율( $\text{lamSSeq.}$ )로 표현하였다.

4장에서는 위의 세부 구성요소 모델을 통해 대표 컴포넌트의 고장율을 구하고 이를 임무수행 상태의 가용성 측정 모델과 신뢰성 측정모델에 대입하여 임무 가용성과 신뢰성을 측정하였다.

#### IV. 수치 실험 결과

여기에서는 3장에서 제안한 임무수행 상태 가용성/신뢰성 모델과 세부 구성요소 Fault Tree 모델을 SHARPE (Symbolic Hierarchical Automated Reliability and Performance Evaluator)[4]를 이용하여 구현하고 수치 실험을 통해 대표 컴포넌트

(FCC, RC Receiver, Signal Selector)의 등가 고장율( $\text{lamFCCeq.}$ ,  $\text{lamRCReq.}$ ,  $\text{lamSSeq.}$ )을 구한 다음 이를 다시 임무 수행상태 가용성/신뢰성 모델에 대입하여 임무 가용성/신뢰성을 도출하였다.

표 2. 유휴 상태와 임무수행 상태 Fault Tree 모델의 입력 파라미터

Table 2. Input Parameters for Fault Trees of Idle State and Mission State

Component	Value	Component	Value
GPS_IMU	25,000 hours	RAM	480,000 hours
CPU_FCC	1,340,280 hours	Power	670,000 hours
Memory_FCC	556,000 hours	HDD	600,000 hours
Flash_FCC	1,914,059 hours	OS	1,440 hours
Modem	197,100 hours	GCS	1,000 hours
DC Power	470,000 hours	OS_FCC	10,000 hours
Servo	5,000 hours	P_FCC	5,000 hours
DC Motor	50,000 hours	Firmware_SS	10,000 hours
CPU_PC	2,500,000 hours		

유휴상태에서의 UAS 고장율과  $\text{lamFCCeq.}$ ,  $\text{lamRCReq.}$ ,  $\text{lamSSeq.}$ 를 구하기 위해 각각의 Fault Tree를 구성하고 있는 하위 컴포넌트의 MTTF(Mean Time To Failure)를 구하여 <표 2>와 같이 나타내었다. 위의 파라미터 중 CPU\_PC[5], RAM[5], Power[5], OS[5], HDD[6], GPS\_IMU[7], CPU\_FCC[8], Memory\_FCC[9], Flash\_FCC[10], Modem[11], DC Power[12], Servo[13], DC Motor[14]는 문헌조사를 통해 구하였고, GCS, OS\_FCC, P\_FCC, Firmware\_SS는 추정치를 사용하였다.

표 3. 실험을 통해 얻은  $\text{lamFCCeq.}$ ,  $\text{lamRCReq.}$ ,  $\text{lamSSeq.}$  결과 값

Table 3. Mean Time to Failure of  $\text{lamFCCeq.}$ ,  $\text{lamRCReq.}$ ,  $\text{lamSSeq.}$

Component	MTTF
$\text{lamFCCeq.}$	487 hours
$\text{lamSSeq.}$	890 hours
$\text{lamRCReq.}$	98,549 hours

먼저 대표 컴포넌트의 고장율(1/MTTF)을 구하기 위해 <그림 6>과 <그림 7>의 lamFCCEq., lamRCReq., lamSSeq. Fault Tree에 <표 2>의 파라미터를 입력하였다. 실험을 통해 나온 결과값은 <표 3>과 같다.

<표 3>의 결과를 살펴보면 lamRCReq. MTTF가 높은 반면 lamFCCEq.와 lamSSeq.는 MTTF 값이 낮게 나왔다. lamFCCEq. 결과 값은 지상의 구성요소까지 포함하고 있으며 다수의 소프트웨어 컴포넌트가 MTTF를 낮추는 원인을 제공하고 있는 것으로 보인다. 또한 Signal Selector의 경우도 비행체의 Servo 등 고장율이 높은 하위 구성요소를 포함하고 있어 MTTF가 낮게 나온 것으로 파악된다.

표 4. 가용성 모델의 입력 파라미터  
Table 4. Input Parameters for Availability Model

Params	Value
MTTTO	5 minutes
MTTMC	2 hour
MTTML	10 minutes
MTTAL	20 minutes
1/Mu_RCR	3 hours
1/Mu_FCC	5 hours
1/Delta_Pre	30 minutes
1/Mu_ALL	3 days
C_TO	0.998
C_ML	0.998
C_AL	0.9

대표 컴포넌트의 고장율 실험 결과값을 바탕으로 UAS의 임무수행 상태 가용성과 신뢰성을 구하였다. 임무수행 상태 모델에 입력되는 파라미터 값을 <표 4>에 나타내었다.

MTTTO, MTTMC, MTTML, MTTAL 값은 일반적인 UAV 운용시간을 추정하여 나타내었고, 임무의 종류와 비행체의 비행가능시간에 따라 MTTMC는 달라질 수 있다. 또한 Mu\_RCR, Mu\_FCC, Delta\_Pre, Mu\_All 값도 각 모듈이 고장 났을 경우 수리시간을 대략적으로 추정하여 나타내었다. 임무

수행의 불완전성을 나타내는 Coverage factor는 C\_TO, C\_ML, C\_AL이 있다. C\_TO, C\_ML의 경우에는 사람이 수동으로 조종하기 때문에 조종사의 Skill에 따라 달라질 수 있다. C\_AL의 경우 자동 이착륙을 위한 보조 장치가 없다고 가정하여 나타내었기에 C\_ML에 비해 값이 비교적 작다.

표 5. 임무수행 상태의 가용성 측정 결과  
Table 5. Availability of Mission State.

Output	Value
MTTF	1.96298568e+002
MTTR	4.55153756e+001
Steady State Availability	8.53262930e-001

실험을 통해 구한 UAS의 임무 가용성은 <표 5>와 같다. MTTF는 약 196 시간 정도 되고 MTTR(Mean Time To Repair)은 약 45 시간 정도 됨을 확인할 수 있다. 이러한 가용성 결과를 이용하여 한국항공대학교 네트워크 보안 및 시스템 디자인 연구실의 UAS를 실전 배치 시 가용 시간과 수리 시간을 고려하여 배치 계획을 세울 수 있을 것이다.

표 6. 유휴 상태에서의 고장율 측정 결과  
Table 6. Mean Time to Failure of Idle State.

Output	Value
MTTF	3.13841462e+002

UAS의 유휴 상태 고장율 측정을 위한 Fault Tree 모델도 대표 컴포넌트의 Fault Tree와 동일한 하위 컴포넌트를 사용하므로 <표 2>의 파라미터를 <그림 2>의 Fault Tree 모델에 입력하여 실험하였고, 그 결과를 <표 6>에 나타내었다. 실험 결과 유휴 상태에서의 MTTF는 약 300시간정도 됨을 알 수 있다. 이러한 유휴 상태 고장율은 택싱(Taxing) 등의 지상 테스트 시 활용할 수 있을 것이다. 지상 테스트 중 발생한 고장은 임무수행에 영향을 미치

지 않고 비용적인 측면에서도 고장 난 컴포넌트만 교체하면 되기 때문에 MTTR은 고려하지 않았다.

표 7. UAS 임무수행 상태 신뢰성 분석 결과  
Table 7. Reliability of Mission State.

Mission Duration	Takeoff Reliability	Mission Reliability	Landing Reliability
30 minutes	9.9869E-01	9.9648E-01	9.9585E-01
1 hours	9.9869E-01	9.9459E-01	9.9397E-01
90 minutes	9.9869E-01	9.9271E-01	9.9209E-01
2 hours	9.9869E-01	9.9084E-01	9.9022E-01

임무수행 상태에서의 UAS 신뢰성 실험 결과는 표 7과 같다. 가용성 실험에서는 임무수행 시간을 2시간으로 가정하였으나, 여기에서는 30분, 1시간, 90분, 2시간으로 다양한 임무수행 시간을 가정하여 이륙 후 임무를 수행하여 착륙 할 때까지의 신뢰성 변화를 측정하였다. 이러한 신뢰성의 변화는 5분의 이륙시간과 최대 2시간의 임무수행 시간 마지막으로 10분의 수동 착륙시간 동안 시스템의 신뢰성이 최저 99.0% 정도 보장된다고 볼 수 있다.

임무수행 상태 신뢰성 결과는 가용성 결과와 마찬가지로 UAS 실전 배치 시 임무 중요도에 따라 2중 백업 등 추가 장비 지원 여부를 판단할 수 있을 것이다.

## V. 결론

본 논문에서는 UAV 시스템(UAS)을 유휴 상태와 임무수행 상태로 나누어 유휴 상태에서는 Fault Tree로 모델링 하였고, 임무수행 상태에서는 CTMC로 모델링 하였으며, 시스템의 각 세부 컴포넌트는 연관된 대표 컴포넌트로 Fault Tree를 구성하였다. 문헌 조사를 통해 얻은 파라미터와 추정한 파라미터를 사용하여 제안한 모델의 임무 가용성과 신뢰성을 측정하였다.

이러한 가용성/신뢰성 분석을 통해 UAV의 성공적인 임무 수행 가능성을 평가하여 정량적 결과를 제시하였고, 이를 통해 UAS 배치 계획과 추가 장비 지원 여부를 판단하는데 도움이 될 것으로 기대한다.

향후 제안한 모델을 기반으로 민감도 분석(Sensitivity Analysis)을 통해 시스템의 가용성과 신뢰성에 주요한 영향을 미치는 구성요소를 찾고 이를 보완하여 임무 수행 중 고장/오동작을 최소화하여 임무 완성도를 높이는데 기여할 것이다.

## 참고문헌

- [1] The Office of the Assistant Secretary of Defense, "DOD Dictionary of Military and Associated Terms.", Joint Publication 1-02, 2010
- [2] Sung-Su Kim, Tae-In Oh, Kee-Young Choi, Choon-Bae Park and Cheol-Keun Ha, "Failure Rate Analysis of UAV Flight Control System", Journal of the KSAS, Vol. 35, No. 6, pp. 517-525, 2007
- [3] Sung-Su Kim and Choon-Bae Park, "Design for Flight Control System Focused on Reliability", Journal of the KSAS, Vol. 33, No. 11, pp.33-40, 2005
- [4] Kishor S. Trivedi, Robin A. Sahner, "SHARPE at the age of twenty two", SIGMETRICS Performance Evaluation Review 36(4), pp. 52-57 (2009)
- [5] Dong Seong Kim, Fumio Machida, Kishor S. Trivedi, "Availability Modeling and Analysis of a Virtualized System", 15th IEEE Pacific Rim International Symposium on Dependable Computing (PRDC2009), pp.365-371, 2009
- [6] <http://www.calce.umd.edu/>, "Reliability of Hard Disk Drives"
- [7] <http://www.xbow.com/>, "NAV440 Datasheet"
- [8] <http://support.atmel.no/> "Microcontroller FAQs"
- [9] Smart Modular Technologies, Inc., "Single-Bit-Errors"
- [10] <http://www.bitmicro.com/>, "State E-Disk Reliability"

Prediction Report"

- [11] <http://www.dragonwaveinc.com/>, "Airpair FAQ"
- [12] <http://www.powerplaza.com/>, "P25 DC/DC Converters"
- [13] <http://www.ckdesingtech.com/>, "SSPS-105 TONE SERVO"
- [14] <http://www.spotit.com.au/>, "Brushless DC Motor"



김동성(Dong Seong Kim)

2003년 한국항공대학교 컴퓨터공학과 (공학석사)  
2008년 한국항공대학교 컴퓨터공학과 (공학박사)

2011년~현재 캔터베리대학교 컴퓨터과학 및 소프트웨어 공학과 조교수

※ 관심분야: 고신뢰 시스템, 네트워크 보안

감사의 글

본 연구는 한국지질자원연구원 주요사업인 '심부 급속광체 정밀 물리탐사 및 채광기술 개발(GP2012-006)' 과제의 일환으로 수행되었습니다.



박종서(Jong Sou Park)

1986년 노스캐롤라이나대학 전기 컴퓨터공학과 (공학석사)  
1994년 펜실베이니아주립대학교 컴퓨터 공학과 (공학박사)

1996년~현재 한국항공대학교 컴퓨터공학과 교수

※ 관심분야: 네트워크 보안, 임베디드시스템

저자소개



이슬기(Seulki Lee)

2006년 한국항공대학교 컴퓨터공학과 (공학사)

2006년~현재 한국항공대학교 컴퓨터공학과 석·박사통합과정

※ 관심분야: 무인항공기, 임베디드시스템