

## 論文

## 하이브리드 로켓 모터의 신뢰성 분석을 위한 FMEA 및 FTA

문근환\*, 김동성\*\*, 최주호\*\*, 김진곤\*\*

## FMEA and FTA for Reliability Analysis of Hybrid Rocket Motor

Keun Hwan Moon\*, Dong Seong Kim\*\*, Joo Ho Choi\*\*, and Jin Kon Kim\*\*

## ABSTRACT

In this study, the FMEA and FTA for reliability analysis of hybrid rocket motor are performed, that was designed in the Hybrid Rocket Propulsion Laboratory of Korea Aerospace University. In order to carry out these analyses the structure of the hybrid rocket motor is hierarchically divided into 36 parts down to the component level and FMEA is carried out with 72 failure modes. Reliability is assessed based on the FMEA, and the results are used in the FTA to evaluate the overall system reliability. In the FMEA, the relationship between the cause and failure modes, effects and their risk priorities are evaluated qualitatively. 27 failure modes are chosen as those with the critical severity that should be improved with priority. As a result of the FMEA / FTA study, a series of design or material changes are made for the improvement of reliability.

**Key Words** : Hybrid Rocket Motor(하이브리드 로켓 모터), Failure Mode and Effects Analysis(고장 형태 영향 분석), Fault Tree Analysis(결함 수목 분석), Severity(심각도), Minimal Cut-Set(미니멀 컷 셋)

## 1. 서 론

오늘날 세계적으로 정치, 경제, 문화 등 사회 전 분야에 걸쳐 교류가 활발하게 진행되고 있어 항공기 운용이 크게 증가하고 있다. 또한 산업 분야의 다각화 및 정보화로 인해 인공위성의 수요가 급증하고 있으며 이를 운반하기 위한 로켓 추진 시스템의 수요 또한 급증하고 있는 추세이다. 이러한 항공기 및 로켓 추진 시스템은 시스템이 매우 복잡하고 특히 로켓의 경우 고온/고압의 환경에서 운용되어, 작은 시스템의 결함과 작동조건의 변화로 인해 시스템 전체의 손실을

가져올 수 있다.

1986년 미국의 우주 왕복선 Challenger 호가 발사 75초 만에 공중에서 폭발 하는 사고가 발생하였다. 사고의 원인은 고체연료 로켓 접합부 O-ring의 과도한 수축으로 인해 연소가스가 분출되어 액체 연료 탱크가 폭발한 것으로, 승무원 7명 전원이 사망하고 약 4865억 원의 손실액이 발생 하였다.[1] 또한 2003년 미국의 우주왕복선 Columbia 호가 임무를 마치고 귀환하던 중에 공중 분해되는 사고가 발생하였다. 사고의 원인은 우주 왕복선 발사 시에 외부 연료 탱크로부터 떨어진 단열재의 파편이 우주왕복선 좌익에 충돌하여 좌익에 구멍이 생겼으며, 대기권 재진입 시 좌익의 구멍으로 고온의 공기가 유입되어 파괴가 시작, 우주왕복선이 공중분해 된 것으로 밝혀졌다. 이 사고로 승무원 7명이 전원 사망하는 인명 손실이 발생하였다.[2]

즉, 로켓 추진 시스템의 사고가 발생할 경우 막대한 경제적 및 인적 손실이 발생하므로 설계

2013년 10월 11일 접수 ~ 2013년 12월 18일 심사완료  
논문심사일 (2013.10.18, 1차), (2013.12.04, 2차)

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : jk kim@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

시 신뢰성 분석이 반드시 필요하며, 로켓 추진 시스템의 신뢰성 분석에 사용되는 대표적인 분석 기법으로 고장 형태 영향 분석(Failure Mode and Effects Analysis) 및 결함 수목 분석(Fault Tree Analysis)이 있다.

고장 형태 영향 분석(FMEA)은 1950년대 초 프로펠러 추진 항공기가 제트엔진 항공기로 전환 되면서 유압장치나 전기 장치로 구성되는 복잡한 조종 시스템을 가진 제트기의 신뢰성 설계를 위해 사용된 것을 시작으로, 1960년대에는 NASA 에서 우주선 및 로켓 시스템 개발 시 각 부품의 오작동을 브레인스토밍(Brainstorming) 방법으로 예측하려는 활동에 활용하였다. 또한 1990년대 이후 현재에 이르기까지 항공우주 및 자동차 등 산업 전반에서 품질 개선 및 신뢰성 관리의 필수 적 요건으로 간주되고 있는 분석 기법이다.[3,4] 또한 결함 수목 분석(FTA)은 1960년대 미 공군 의 미사일 발사 제어 시스템의 안전성 분석을 위 해 개발되었으며, 이후 항공기 제조사에서 항공 기의 안전성 분석을 위해 사용되는 등 항공 우주 산업 분야의 신뢰성 및 안전성 분석을 위해 사용 되고 있다.[3,5]

국외에서는 이러한 FMEA 및 FTA 분석기법을 이용한 항공기, 특히 로켓 시스템의 신뢰성 분석 및 신뢰성 설계를 수행해 왔으나[6], 국내에서는 연구가 미비한 실정이다.

따라서 본 연구에서는 로켓 시스템의 신뢰성 분석의 첫 단계로 한국항공대학교 하이브리드 로켓 추진 연구실에서 시험 발사를 목적으로 설계 /제작한 2단(Two-Stage) 하이브리드 로켓의 모터를 대상으로 FMEA 및 FTA 분석 기법을 적용하여 하이브리드 로켓 모터의 잠재적 고장모드와 그 영향을 분석하고, 고장 모드와 원인의 관계를 파악하였다. 또한 정성적인 심각도(Severity) 평가를 통해 우선적으로 개선 조치가 필요한 고장모드를 확인하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 하이브리드 로켓 모터

하이브리드 로켓 모터는 경제성 및 안전성 측면에서 다른 추진기관에 비해 많은 장점을 가지고 있는 시스템으로, 상용화를 위한 많은 연구가 진행되고 있다.[7,8]

Figure 1은 본 연구에서 신뢰성 분석을 수행한 2단(Two-Stage) 하이브리드 로켓으로서 크게 추력 발생을 위한 Engine 부, 1단 및 2단의 분리를

위한 단 분리 장치, 회수를 위한 낙하산 사출 부, 데이터 수집을 위한 Payload가 포함되어 있는 전장부로 구성 되어 있다. 또한 내부의 구성품을 보호하기 위한 외부 Case는 로켓의 경량화를 위해 FRP(Fiberglass Reinforced Plastics)를 이용하여 제작 하였다. 설계된 2단 하이브리드 로켓의 제원은 표 1과 같다.



Fig. 1 2단 하이브리드 로켓 모터의 구성

표 1. 2단 하이브리드 로켓의 제원

Stage	2-Stage
Expectation Altitude (m)	1000
Total Length (m)	2.25
Total weight (kg)	11
Body Tube Diameter (mm)	118
Fuel	HDPE
Oxidizer	LN <sub>2</sub> O
Burn Time (sec)	3.0
Thrust (kgf)	60

### 2.2 하이브리드 로켓 모터의 신뢰성 분석

#### 2.1.2 신뢰성 분석 절차

일반적으로 FMEA 및 FTA 분석 기법을 이용한 신뢰성 분석은 Fig. 2와 같은 절차를 따라 신뢰성 분석을 수행한다. 신뢰성 분석은 정성적인 분석만으로 위험 평가 및 위험 제거를 수행하여 신뢰성을 확보하는 경우도 있으나 보다 객관적인 신뢰성 확보를 위해 정량적인 분석을 함께 수행하는 경우도 있다.[6]

Figure 2의 신뢰성 분석 절차는 우선적으로 정성적(Quantitative) FMEA를 수행하여 고장 모드,

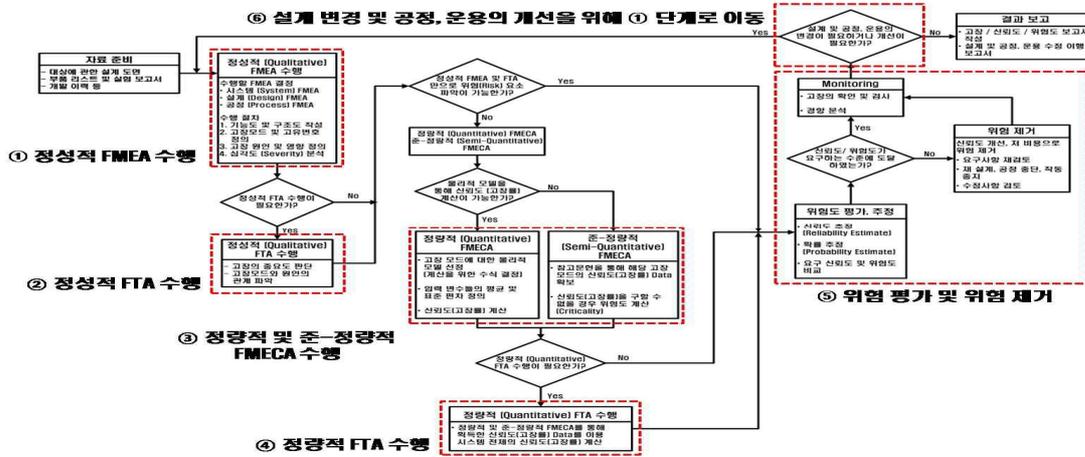


Fig. 2 신뢰성 분석 절차

원인, 영향 및 심각도를 분석한 후 필요시 정성적 FTA를 수행하여 시스템의 위험 평가 및 위험 제거를 수행하여 신뢰성을 확보한다. 그러나 정성적 FMEA 및 FTA 만으로 위험 평가 및 위험 제거가 어려운 경우 정량적(Quantitative) 및 준-정량적(Semi-Quantitative) FMECA를 수행하고 최종적으로 정량적 FTA 통해 시스템 전체의 고장률 및 신뢰도를 분석하여 위험 평가 및 위험 제거를 수행하여 신뢰성을 확보하게 된다.

본 연구에서는 신뢰성 분석의 기초 단계로서 우선적으로 정성적 FMEA 및 FTA를 통한 위험 평가 및 위험 제거를 위한 개선 조치를 확인하여 하이브리드 로켓 모터의 신뢰성을 확보하고자 한다. 신뢰성 분석의 절차는 FMEA 수행을 위해 기능도 및 구조도를 작성 후 각 구성품에서 발생할 수 있는 고장 모드를 정의한다. 고장모드가 정의되면 구성품 및 고장 모드의 혼동을 피하기 위해 고유번호(Indenture Number)를 부여하고 고장 모드의 발생원인 및 영향을 정의하여 FMEA Sheet를 작성한다. 또한 심각도(Severity) 분석을 통해 위험 평가 및 개선 조치를 확인한다. 마지막으로 수행한 FMEA를 바탕으로 FTA를 수행하는 절차로 신뢰성 분석을 수행한다.

### 2.1.3 하이브리드 로켓 모터의 기능도 및 구조도 작성

하이브리드 로켓 모터의 FMEA 및 FTA 분석을 위해서는 선행적으로 기능도 및 구조도를 작성하여야 한다. 이러한 기능도 및 구조도는 FMEA 수행 시 고장모드 및 고장의 영향을 정의하고, FTA에서 고장의 원인 관계를 파악하는데

매우 중요하다.[3,6]

Figure 3은 하이브리드 로켓 모터를 구성하고 있는 부품들의 기능을 정리하여 하이브리드 로켓 모터의 기능도(Function block Diagram)를 나타낸 것이다. 기능도를 통해 하이브리드 로켓의 구성품들은 서로 유기적인 관계를 맺고 있기 때문에 하나의 구성품의 고장은 다른 구성품의 고장으로 이어 질 수 있다는 것을 확인 할 수 있다.

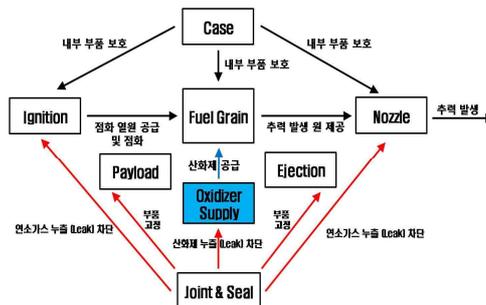


Fig. 3 2단 하이브리드 로켓 모터 기능도

구조도를 작성하기 전 우선적으로 시스템의 분해 수준을 결정해야 한다. 시스템의 분해 수준은 어디까지를 부품으로 할 것인가를 결정하는 것으로서 단품(Component) 수준으로 결정할 경우 신뢰성 분석은 용이하지만 내용이 방대해진다. 또한 조립품(Assembly) 수준으로 결정하면 분석 대상은 많지 않으나 고장 모드 선정에 어려움이 있다.[3] 본 연구에서는 설계한 2단 하이브리드 로켓 모터의 구성이 비교적 단순한 것을 감안하여 시스템의 분해 수준을 단품(Component) 수준

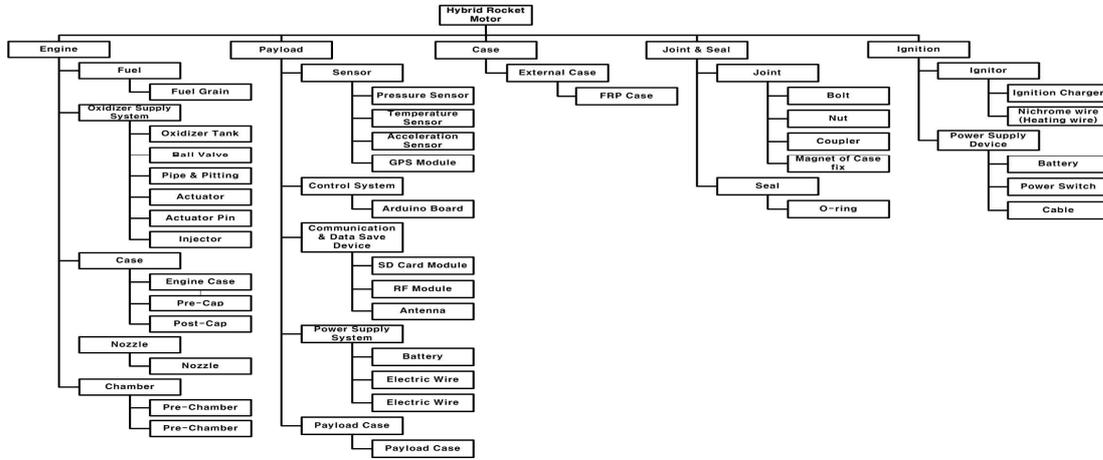


Fig. 4 2단 하이브리드 로켓 모터 구조도

으로 결정하였으며, Fig. 1의 2단 하이브리드 로켓 모터 구성을 바탕으로 Fig. 4와 같이 하이브리드 로켓 모터의 구조도를 작성하였다. 하이브리드 로켓 모터는 Engine, Payload, Case, Joint & Seal, Ignition의 총 5개의 (Part)System으로 구성되며 하위 15개의 Sub-system에 36개의 구성품으로 구성되어 있다.

2.1.4 하이브리드 로켓 모터의 FMEA

FMEA는 시스템이나 기기의 신뢰성을 계통적으로 평가하는 방법으로서 발생이 예상되는 모든 요소의 고장 모드를 명확하게 하고 그 고장 원인 및 영향이 시스템 전체의 기능이나 임무에 어떠한 영향을 미치는가를 평가하여 고장 제거나 설계 불량을 해소하여 신뢰성을 높이는 방법이다. FMEA의 종류는 크게 시스템(System or Concept), 설계(Design), 공정(Process) FMEA 3가지로 구분될 수 있다.[3]

본 연구에서는 구조도를 통해 상세 부품을 선정하였으므로 설계 단계에서 부품 선정 이후에 분석을 수행하는 설계 FMEA를 수행하였다.

하이브리드 로켓 모터의 FMEA 수행을 위해 Fig. 4에서의 36개 구성품에서 발생할 수 있을 것으로 판단되는 72개의 고장 모드를 참고문헌 [6,9]을 바탕으로 정의하였다. 또한 구성품 및 고장 모드의 혼동을 피하기 위해 참고문헌[6]을 바탕으로 고유 번호(Indenture Number)를 정의하여 구조도를 통해 나누어진 모든 구성품 및 고장 모드에 부여하였다. 표 2는 Engine 부분 연료에서 발생할 수 있는 고장모드인 '부적절한 재료(연료) 사용'에 대한 고유번호를 부여한 것으로서

하이브리드 로켓 모터 전체 시스템을 '1'로 시작하여 (Part)System, Sub-System, Component에 대해 순차적으로 숫자로 표기 하였으며 고장모드는 'A'로 표기하였다.

표 2. 고유번호 (Indenture Number) 예시

Total System	Hybrid Rocket Motor	1
(Part)System	Engine	1-1
Sub-System	Fuel	1-1-1
Component	Grain	1-1-1-1
Failure Mode	부적절한 재료(연료) 사용	1-1-1-1-A

이후 정의한 고장 모드와 각각의 기능, 고장 원인 등을 분석하여 MIL-STD-1629A[10] 양식에 따라 FMEA Sheet를 작성하였다.

또한 구성품의 고장 모드가 시스템에 끼치는 영향을 Local effects, Next higher level, End effects로 작성하여 각 구성품의 자체적인 영향뿐만 아니라 다른 시스템에 미치는 영향까지 분석하였으며, MIL-STD-1629A의 정성적인 심각도(Qualitative Severity) 분류 기준을 이용하여 심각도 평가를 수행하였다. 심각도는 고장이 발생할 경우 고장의 형태가 상위 시스템에 미치는 정도를 나타낸 것으로서 End effects에 따라 분류하였다.

Figure 5는 하이브리드 로켓 모터의 Engine 시스템의 Nozzle에 대한 FMEA를 수행한 것으로서 기능 및 고장모드, 고장 원인 및 영향을 분석한 것이다. Nozzle은 하이브리드 로켓 모터의 추력

**FAILURE MODE AND EFFECTS ANALYSIS**

SYSTEM	Engine	Date	2013.08.09
SUBSYSTEM	Nozzle	SHEET	5 OF 18
Reference Drawing	8	COMPILED BY	HRPL
Mission	Design	APPROVED BY	Jim Kon Kim

Identification Number	Item / Functional Identification	Function	Failure modes	Failure Causes	Failure Effects			Failure Detection Method	Compensating Provisions	Severity Class	Remark or Recommended Actions	
					Local Effects	Next Higher Effect	End Effects					
1-1-4-A	Nozzle (Graphite)	추력 생성	Nozzle 석회	- 부적절한 재료 사용 - 너무 긴 연소 시간	- 추력 변화		- 임무 상해 - 임무 수행 능력 저하	- 육안 검사 - 연소 시험		II	- Nozzle 재량 재 - 선점 및 내탄도 - 재 설계	
1-1-4-B			Nozzle 균열	- 부적절한 재료 사용 - 잘못된 조립 방법 - 과도하게 높은 연소실 압력	- 추력 변화		- 임무 상해 - 임무 수행 능력 저하	- 육안검사		II	- Nozzle 재량 재 - 선점	
1-1-4-C			Nozzle 파손	- 부적절한 재료 사용 - 취급 및 운반시 파손 - 잘못된 조립 방법 - 과도하게 높은 연소실 압력	- 추력 상실			- 임무 상해	- 육안검사		II	- Nozzle 재량 재 - 선점 및 내탄도 - 재 설계
1-1-4-D			연소가스의 누출(Leak)	- Chamber와의 과다 간극	- 연소가스의 누출(Leak)	- 일부 Case 공용 및 파손	- 추진기관 파손 - 연염사고		- 육안 검사		I	- Nozzle 및 Chamber 재 - 설계 및 내탄도 - 재 설계

Fig. 5 Nozzle의 FMEA sheet 작성 예

을 생성하는 구성품으로서 고장이 발생하면 추력의 상실로 인한 임무 실패 및 연소 가스의 누출로 인한 추진기관의 파손 또는 인명 손실로 이루어 질 수 있음을 확인 하였다.

연소 가스의 누출(Leak)을 막기 위해 Chamber와의 간극이 발생 하지 않도록 공차를 최소화 하는 재설계를 수행하였다.

표 3. 심각도 분류 기준 및 고장 모드 개수

Classification	Severity	Failure Mode No.
I (Catastrophic)	추진기관 파손 및 인명 손실	27
II (Critical)	임무 실패	29
III (Marginal)	임무 지연 및 수행 능력 저하	15
IV (Minor)	수리 필요 및 발사 지연	1

표 3은 MIL-STD-1629A의 정성적인 심각도 분류기준 및 수행한 FMEA에서의 End effects를 가지고 심각도를 평가하여 해당 고장 모드의 개수를 나타낸 것이다. 현재 고려된 72개의 고장 모드 중 27개가 추진기관 파손 및 인명 손실에 해당되는 고장 모드이다. 대표적인 고장 모드로는 연소가스의 누출, Case 파손 등으로 이러한 고장 모드는 다른 고장 모드들 보다 우선적으로 정량적인 분석과 설계 변경 등의 신속한 조치 및 지속적인 관리가 필요하다. 이에 27개의 고장 모드에 대한 개선 조치를 설계에 반영하여 재설계 및 제작을 수행하였다. 대표적인 예로 Nozzle에서 재료의 문제로 발생할 수 있는 고장 모드를 해결하기 위해 3000K이 넘는 고온의 연소 가스를 버틸 수 있도록 Carbon Graphite를 사용 하였으며,

### 2.1.5 하이브리드 로켓 모터의 FTA

FTA는 시스템의 고장 또는 오작동과 원인들의 관계를 하향식으로 표시하는 고장 분석 방법으로 시스템의 설계 심사, 안전 평가, 신뢰도 개선 등에 사용되는 해석 방법이다.[5]

본 연구에서는 앞서 수행한 FMEA를 기반으로 하여 하이브리드 로켓 모터의 신뢰도 분석을 위한 FTA의 첫 단계로서 정성적 FT(Fault Tree) 작성을 수행하였다.

Figure 6은 수행한 FMEA를 바탕으로 점화 시스템에 대한 FT를 작성한 것으로서 점화 시스템의 고장 및 원인들을 쉽게 확인 할 수 있다. 또한 본 연구에서 사용한 하이브리드 로켓 모터는 고장에 대비한 예비 시스템(Redundancy System)을 갖추고 있지 않으며 기본 사상이 동시에 발생하여 고장이 발생하는 경우가 거의 없다. 따라서 한 가지 기본 사상이 발생하면 고장으로 이어지기 때문에 AND gate 없이 OR gate로만 표현되는 것을 확인 할 수 있다.

FT 작성 시 동일한 기본 사상이 있을 경우 정량적인 평가 시 정상 사상(Top Event) 발생 확률 계산의 어려움을 겪게 되며, 정성적 평가에서도 고장의 중요도 판단이 어려워 중복되는 기본 사상이 없도록 간략화 하여야 한다. 이에 작성된 FT를 이용하여 중복된 기본 사상이 없도록 미니멀 컷 셋(Minimal Cut-Set) 방식[5]을 이용하여

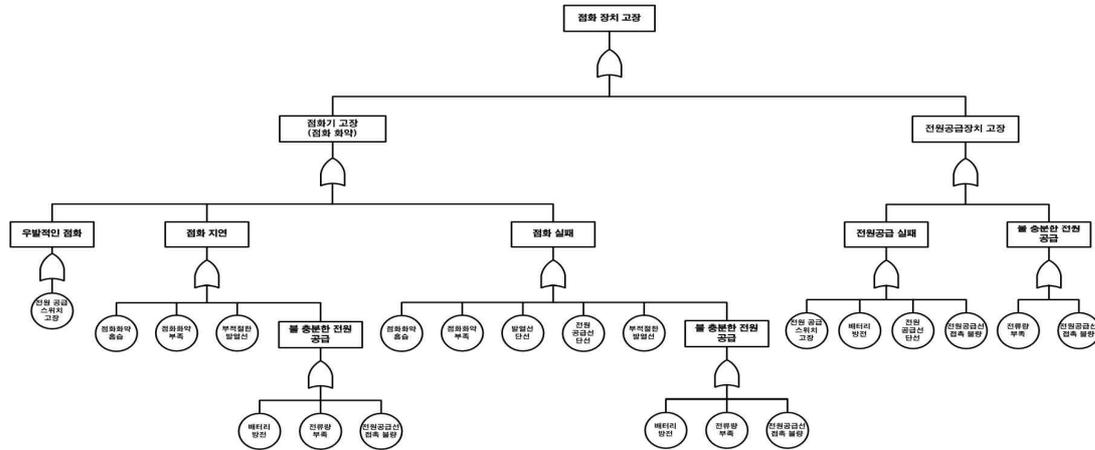


Fig. 6 점화 시스템의 Fault Tree

간략화 하였다. 미니멀 컷 셋 방식은 정상사상을 일으킬 수 있는 최소의 부품 고장 조합을 의미하는 것으로서 최소 경로를 찾아냄으로써 고장의 중요도를 판단 할 수 있다. 이렇게 구하여진 고장의 중요도는 FMEA와 설계에 반영할 수 있어 FT 작성과 함께 수행 되어야 한다.

표 4. 점화 시스템 고장의 기본 사상

	기본 사상
$X_1$	배터리 방전
$X_2$	전류량 부족
$X_3$	전원 공급선 접촉 불량
$X_4$	점화화약 흡습
$X_5$	점화화약 부족
$X_6$	부적절한 발열선
$X_7$	발열선 단선
$X_8$	전원공급선 단선
$X_9$	전원 공급 스위치 고장

표 4는 작성된 점화 시스템 고장의 FT에 포함되어 있는 기본 사상들을 나타낸 것이다. Fig. 6을 보면 이들 기본 사상들 중 '발열선 단선'을 제외한 나머지 8개의 기본 사상들은 다른 고장 모드에도 발생하는 중복 사상들이다. 이러한 기본 사상들을 가지고 Fussell의 알고리즘[5]을 이용하여 미니멀 컷을 구하고 중복되는 사상을 제거하면 Fig. 7과 같이 총 9조의 기본 사상의 집합을 구할 수 있다.

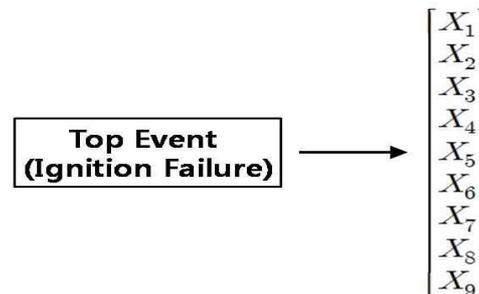


Fig. 7 점화 시스템 고장의 미니멀 컷

Figure 7을 통해 점화 시스템의 고장은 9가지의 기본 사상 중 하나의 사상이 발생하면 점화 시스템의 고장이 발생할 수 있음을 확인할 수 있다. 이러한 점화 시스템의 고장이 발생할 경우 하이브리드 로켓 모터의 연료 점화 실패로 인해 Engine 작동이 불가능하여 임무 실패의 결과를 가져오게 된다. 실제 2009년부터 한국항공대학교 하이브리드 로켓 추진 연구실에서 수행한 소형 하이브리드 로켓 시험 발사에서 점화용 배터리 방전 및 점화 화약의 흡습, 부족 등으로 인해 일부 점화 시스템에서 점화 실패가 발생하였다. 이에 본 연구에서는 배터리를 장기간 사용이 가능한 차량용 24V 배터리를 사용하고, 점화 화약의 흡습을 막기 위해 흡습제인 실리카겔(Silica gel)에 점화화약을 보관 및 이동, 반복 점화 실험을 통해 적절한 점화 화약의 양을 측정하였다. 발열선으로는 전열 특성이 좋은 니크롬선(Nichrome wire)을 사용하고, 단선을 막기 위한 발열선 두께 변경 등의 조치를 취하였다.

또한 Fig. 7을 통해 점화 시스템 고장의 미니멀 컷은 9가지의 기본 사상이 그대로 나타남을 확인 할 수 있는데, 이는 앞서 전술한 바와 같이 해석을 수행한 하이브리드 로켓 모터의 경우 고장에 대비한 예비 시스템(Redundancy System)을 갖추고 있지 않으며 한 가지의 기본 사상만으로도 고장이 발생할 수 있게 설계 되어 있어(OR gate) 위와 같이 기본 사상 자체가 미니멀 컷이 되는 것으로 판단된다. 하이브리드 로켓 모터에서 점화 시스템뿐만 아니라 이 외의 다른 시스템 역시 기본 사상 자체가 미니멀 컷이 될 것으로 판단된다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 작은 결함 및 작동 조건의 변화로 인해 시스템 손실이 발생할 수 있는 로켓 시스템의 신뢰성 분석의 첫 단계로 하이브리드 로켓 모터를 대상으로 FMEA 및 FTA 분석 기법을 이용하여 하이브리드 로켓 모터의 정성적인 신뢰성 분석을 수행 하였다.

하이브리드 로켓 모터를 구성하고 있는 총 36개의 구성품에서 발생할 수 있는 72개의 고장모드를 정의하였으며 FMEA 분석기법을 이용하여 고장의 원인, 영향에 대해 분석하였다. 또한 고장의 영향 중 End-Effects와 정성적인 심각도(Qualitative Severity) 기준을 통해 우선적으로 개선 조치가 필요한 27가지의 고장 모드를 확인 하였으며, 재료 및 설계 변경 등의 개선 조치를 수행하였다. 또한 정성적 FTA를 통해 고장모드와 원인과의 관계를 명확하게 확인 할 수 있었다.

신뢰성 분석을 통해 개선 조치를 수행한 2단 하이브리드 로켓은 2013년 8월 9일 실제 시험 발사를 수행하였으며, 발사 결과 Engine 및 Payload, 점화 시스템들이 정상적인 작동을 한 것으로 판단된다. 그러나 비행 중 비행 궤적의 이상이 발생 하였으며 이것은 비행 안정 편(Stabilizer Fin)의 정렬 및 형상에 문제가 있는 것으로 추후 외탄도 해석을 통한 재설계의 개선 조치가 필요하다. 또한 이러한 신뢰성 분석에 대한 연구 결과는 향후 하이브리드 로켓 모터의 설계 시 중점적으로 고려하여 신뢰성 확보를 위한 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

본 연구에서는 정성적인(Qualitative) FMEA 및 FTA를 수행한 것으로서 향후 보다 객관적인 신뢰성 분석을 위해 실험적, 해석적 접근을 통한

각 고장 모드의 고장률 및 신뢰도 계산을 수행하기 위한 FMECA(Failure Mode and Effects Critical Analysis) 및 로켓 전체 시스템의 고장률 또는 신뢰도를 정량적(Quantitative)으로 평가 할 수 있는 FTA가 수행되어야 할 것이다.

### 후 기

“ 이 논문은 2011년도 국방과학연구소의 친환경 로켓 추진 기술 사업으로 수행된 연구임. (No. 2011-05-058)”

### 참고문헌

- [1] 송지호, 박준협, “기계계열 학생을 위한 신뢰성 공학 입문”, 인터뷰전, 2007
- [2] National Aeronautics and Space Administration, “Report of Columbia Accident Investigation Board, Volume I”, NASA, 2003
- [3] 산업자원부 기술표준원, “신뢰성 용어 해설서”, 2007.
- [4] Ford Design Institute, “Failure Mode and Effects Analysis”, FMEA Handbook Ver. 4.1, 2004.
- [5] 일본총합안전연구회, “FTA 안전공학”, 기전연구소, 1990
- [6] W. W. Wells, “Solid Rocket Booster Reliability Guidebook Volume-II- Probabilistic Design and Analysis Methods for Solid Rocket Boosters”, Aerospace Information Report, SAE AIR 5006/2, 1996.
- [7] F. Martin, A. Chapelle, O. Orlandi, P. Yvart, “Hybrid Propulsion Systems for Future Space Applications”, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, Nashville, TN, July 25-28, 2010
- [8] A. Karabeyoglu, J. Stevens, D. Geyzel, B. Cantwell, “High Performance Hybrid Upper Stage Motor”, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, July 31-August 03, San Diego, CA, 2011
- [9] Reliability Information Analysis Center, “Failure Mode / Mechanism Distribution 1997”, 1997
- [10] Department of Defense, “Procedures for Performing a Failure Mode, Effects and Criticality Analysis”, MIL-STD-1629A, 1980