

<응용논문>

DOI <https://doi.org/10.3795/KSME-A.2017.41.1.069>

ISSN 1226-4873(Print)
2288-5226(Online)

정성적 및 준-정량적 신뢰성 분석 기법을 이용한 하이브리드 로켓 설계[§]

문근환* · 박영훈* · 최주호* · 김진곤**

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

Design of Hybrid Rocket System Using Qualitative and Semi-Quantitative Reliability Analysis

Keun Hwan Moon*, Young Hoon Park*, Joo Ho Choi* and Jin Kon Kim**

* Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace Univ.

(Received July 14, 2016 ; Revised September 13, 2016 ; Accepted October 3, 2016)

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), FMEA(고장모드 및 영향 분석), CA(치명도 분석), Criticality(치명도), Severity(심각도)

초록: 본 연구에서는 대표적 정성적 신뢰성 분석 기법인 FMEA(고장모드 및 영향 분석)와 준-정량적 분석 방법인 치명도 분석을 이용하여 소형 하이브리드 로켓 설계를 수행하였다. 설계 중인 하이브리드 로켓을 총 31개의 부품으로 나누고 각 부품에서 발생할 수 있는 총 72개의 고장모드를 고려하여 FMEA를 수행하였으며 고장모드의 원인과 영향을 분석하였다. 또한 고장모드들의 정성적인 심각도 평가를 수행하고, 고장모드의 고장률 데이터를 이용하여 치명도 분석을 추가적으로 수행하였다. 분석 결과 설계 시 중점적으로 고려해야 할 고장모드를 파악하였으며 하이브리드 로켓의 신뢰도를 높이기 위해 고장모드들의 설계 및 재질 변경 등의 개선 조치를 설계에 반영하였다.

Abstract: In this study, design of a small hybrid rocket is carried out using Failure Mode and Effects Analysis (FMEA) and Criticality Analysis(CA), which is a method for qualitative and semi-quantitative reliability analysis. In order to carry out FMEA, the structure of the hybrid rocket is divided into 31 parts and 72 potential failure modes. As a result of the FMEA, the relationship between potential failure modes, causes and effects, and their severity are evaluated qualitatively. Criticality analysis is followed for the failure modes, in which the criticality number is estimated using the failure rate information available from the handbook. Moreover, the failure modes with higher criticality and severity are chosen for improvement, and a series of design or material changes are made for the improvement of the hybrid rocket reliability.

- 기호설명 -

C_m : 고장모드의 치명도

C_r : 부품의 치명도

α : 고장모드 발생 비율 (%)

β : 고장 영향 확률 (%)

λ_c : 부품의 고장률 (/hour)

t : 부품의 운용 시간 (hour)

1. 서론

§ 이 논문은 대한기계학회 신뢰성부문 2016년도 춘계 학술대회(2016. 4. 28. - 29., 부경대학교) 발표논문임

† Corresponding Author, jkkim@kau.ac.kr

© 2017 The Korean Society of Mechanical Engineers

하이브리드 로켓은 고체 및 액체 로켓 대비 낮은 개발 비용과 짧은 개발 기간으로 인한 경제성

측면과 낮은 폭발 위험성으로 인한 안전성 측면에서 장점을 가진 추진 시스템으로서, 최근 우주 발사체, 과학 로켓, 우주 여객선 등의 추진 시스템으로 활용하기 위한 상용화 연구가 전 세계적으로 활발히 진행되고 있다.⁽¹⁾

이러한 하이브리드 로켓을 포함한 로켓 추진 시스템은 시스템 자체가 복잡하고 고속/고온/고압의 극한 환경에서 운용되기 때문에 구성 부품의 작은 결함 또는 운용 조건의 변화로 인해 시스템 전체의 손실이 발생할 수 있다. 또한 로켓 시스템은 일회성 장치(one-shot device)이기 때문에 신뢰성의 결함은 치명적인 결과를 야기한다.

하이브리드 로켓의 대표적인 사고 사례로는 2014년 10월에 발생한 미국 버진 갤럭틱(Virgin Galactic)사의 Spaceship Two 추락 사고가 있다. Spaceship Two는 사고 초기 하이브리드 로켓 엔진의 변경된 연료로 인한 엔진 폭발이 사고의 원인으로 추정되기도 하였으나, 미 교통안전 위원회(National Transportation Safety Board, NTSB) 조사 결과 착륙을 위한 페더링 시스템(feathering system)이 예정보다 빨리 작동되어 기체의 공력 저항이 급격하게 증가되고 이로 인해 기체가 파손되어 추락한 것으로 최종 결론 내려졌다.⁽²⁾ 이 사고로 조종사 1명이 사망하고 1명이 중상을 입었다. 이와 같이 로켓 추진 시스템의 사고 발생 시 치명적인 인명 및 경제적 손실이 발생할 수 있기 때문에 초기 설계 단계에서의 신뢰성 분석이 필수적으로 요구된다.

국외의 경우 로켓 추진 시스템의 신뢰성 분석 연구가 활발히 이루어지고 있다. 특히 미국에서는 1960년대부터 항공우주 및 국방 분야에서 활용하기 위한 로켓 추진 시스템을 포함한 각종 시스템 및 임무에 대해 고장모드 및 영향 분석(Failure Mode and Effects Analysis, FMEA)과 결함 수목 분석(Fault Tree Analysis, FTA) 등의 정성적(qualitative) 기법을 이용하여 신뢰성 분석 및 위험 평가를 수행해왔다. 또한 최근에는 이러한 정성적 분석을 확장하여 베이지안 추론(Bayesian inference) 등과 같은 확률적 기법을 이용하여 고장 확률을 예측하고 신뢰도 및 위험도를 평가하는 정량적(quantitative) 신뢰성 분석이 수행되고 있다.⁽³⁾ 국내에서는 한국항공우주연구원을 중심으로 우주 발사체에 대한 정성적, 정량적 신뢰성 분석에 대한 기법 연구 및 한국형 우주 발사체(KSLV-II)에 대한 신뢰성 분석 연구가 이루어지고 있다.⁽⁴⁾

본 연구에서는 기 수행한 로켓 추진 시스템의 신뢰성 분석⁽⁵⁾ 연구를 바탕으로 실제 발사를 위해 설계 중인 하이브리드 로켓의 고장모드에 대한 정성적 분석과 주요 부품들에 대한 정량적 치명도 분석을 통하여 신뢰성 확보를 설계에 적용하였다.

2. 본 론

2.1 하이브리드 로켓 구성

본 연구에서 신뢰성 분석을 통한 설계를 수행하고 있는 하이브리드 로켓은 2016년 시험 발사를 목적으로 설계, 제작 중인 1단 하이브리드 로켓으로서 Fig. 1과 같다.

하이브리드 로켓은 추력을 발생시키기 위한 엔진(engine), 로켓 회수를 위한 낙하산 사출 시스템(ejection system), 비행 데이터 수집을 위한 페이로드(payload), 내부 구성품의 고정 및 보호를 위한 외부 케이스(case)로 구성되어 있으며, 최종 설계된 하이브리드 로켓의 제원은 Table 1과 같다.

2.2 하이브리드 로켓의 FMEA

FMEA는 시스템의 신뢰성을 계통적으로 평가하는 방법으로서 발생이 예상되는 모든 고장모드

Table 1 Specification of hybrid rocket

Expection Altitude (m)	800
Total length (m)	1.6
Total weight (kg)	7.5
External case diameter (m)	0.118
Solid fuel	HDPE (High Density PolyEthylene)
Oxidizer	LN ₂ O (Liquid Nitrous Oxide)
O/F	9
Burn time (sec)	3.0
Thrust (N)	500

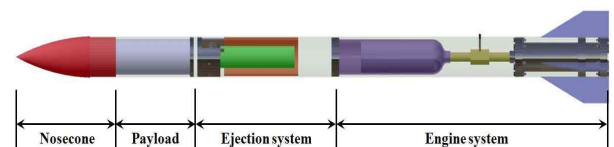


Fig. 1 Configuration of hybrid rocket

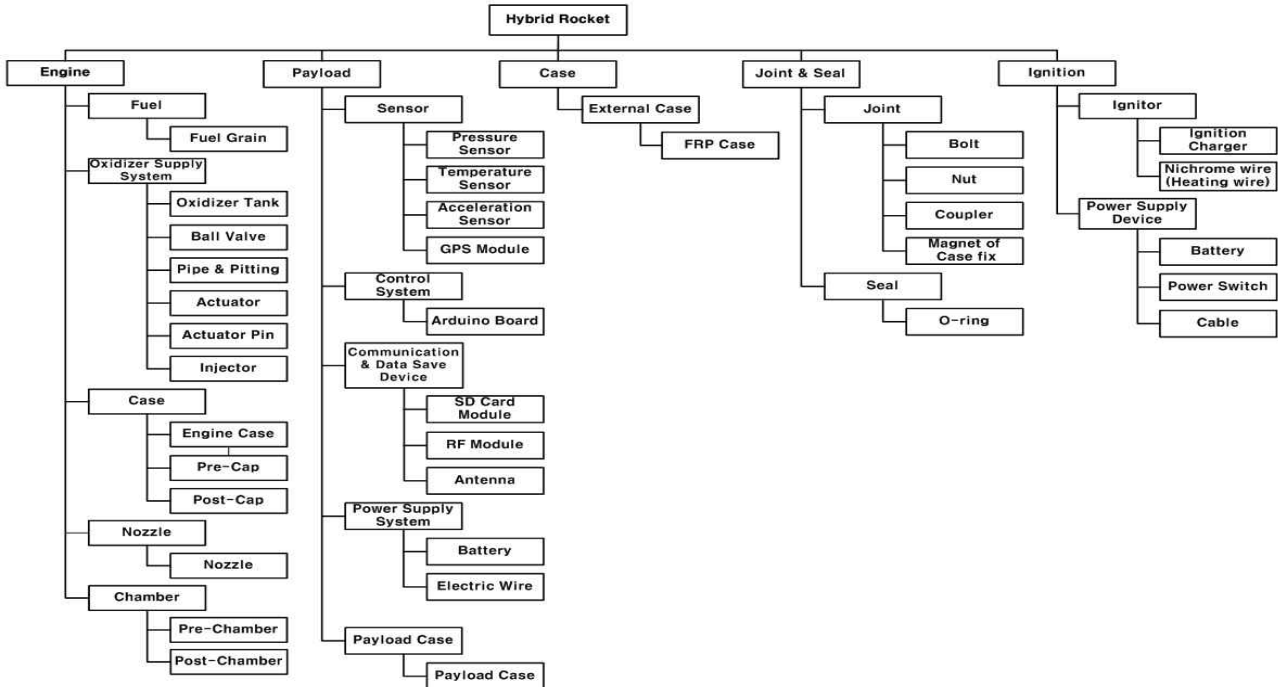


Fig. 2 Structure deployment of hybrid rocket system

를 명확하게 정의하고 그 고장모드의 발생원인 및 시스템 전체의 기능이나 임무에 어떠한 영향을 미치는가를 평가하여 고장 제거나 설계 불량을 해소하여 신뢰성을 높이는 대표적 정성적 분석 기법이다. 로켓 시스템에 대한 FMEA는 1960년대 미국항공우주국에서 우주선 및 로켓 시스템 개발 시 각 부품의 오작동을 브레인스토밍(brainstorming) 방법으로 예측하려는 활동에 활용한 것을 시작으로 항공우주 분야 및 미사일 등 국방 분야에 적용되는 로켓 시스템 설계에 활용되고 있다.⁽⁶⁾

2.2.1 하이브리드 로켓의 구조도 및 기능도

FMEA 수행에서의 첫 단계는 구조도 및 기능도를 작성하는 것이다. 구조도와 기능도는 FMEA 수행 시 고장모드 및 고장의 영향을 정의하고 고장의 원인 관계를 파악하는데 있어 매우 중요하다.⁽⁶⁾

구조도를 작성하기 위해서는 우선적으로 시스템의 분해 수준을 결정해야 한다. 시스템의 분해 수준은 어느 수준까지를 부품으로 볼 것인지를 결정하는 것으로서 단품(component) 수준으로 결정할 경우에는 신뢰성 분석은 용이하지만 분석 대상이 많아져 내용이 방대해지는 단점이 있다.

또한 조립품(assembly) 수준으로 결정하면 분석 대상이 많지 않으나 고장모드 선정이 어렵다는

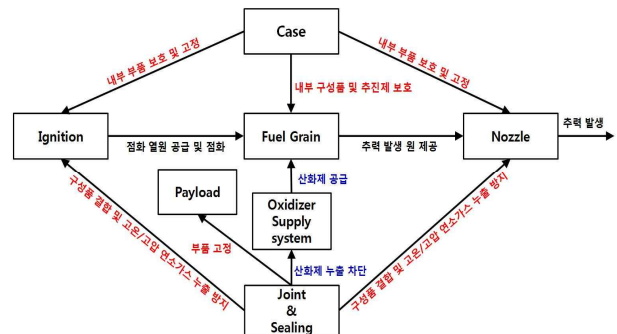


Fig. 3 Function block diagram of hybrid rocket system

단점이 있다.⁽⁶⁾ 본 연구에서는 하이브리드 로켓의 구성이 비교적 단순하다는 것을 감안하여 분해 수준을 단품 수준으로 결정하여 Fig. 2와 같이 구조도를 작성하였다. 설계 중인 하이브리드 로켓은 엔진, 페이로드, 케이스, 체결 및 밀봉, 점화 장치의 총 5개의 시스템으로 구성되어 있으며 하위 15개의 서브시스템(sub-system)에 총 35개의 부품으로 구성되어 있다.

Fig. 3은 하이브리드 로켓을 구성하고 있는 부품들의 기능을 정리하여 기능도(function block diagram)를 작성한 것이다.

기능도는 하이브리드 로켓의 부품들 상호간의 기능적인 유기적 관계를 나타내고 있으며 하나의 부품에서 고장이 발생하면 다른 부품의 고장이

발생할 수 있는 것을 확인할 수 있다.

2.2.2 FMEA worksheet 작성

FMEA worksheet는 사용 목적에 따라 양식에 차이가 있다. 본 연구에서는 FMEA 수행 절차가 제시되어 있는 미국 군사규격 MIL-STD-1629A⁽⁷⁾의 양식을 이용하여 작성하였다. MIL-STD-1629A의 양식에는 부품 및 고장모드의 혼동을 막기 위해 부품과 고장모드에 각각 고유번호(identification number)를 부여하고, 고장모드와 발생원인, 영향, 고장 검출 방법, 조치 사항 등을 기재할 수 있도록 구성되어 있다.

부품 및 고장모드의 고유번호는 미국 자동차 기술자 협회(Society of Automative Engineers)의 고체 로켓 신뢰성 분석 안내서인 SAE AIR5006/2⁽⁸⁾에 제시된 부여 방식을 사용하였다.

Table 2는 하이브리드 로켓의 케이스에서 발생할 수 있는 고장모드들의 고유번호를 부여한 것으로서 하이브리드 로켓 전체 시스템을 “1”로 사용하여 하위 시스템, 서브시스템, 부품에 대해 순차적으로 숫자를 부여하였으며, 고장모드에는 영문자를 순차적으로 부여하였다.

본 연구에서는 35개의 부품에서 발생할 수 있는 것으로 판단되는 총 72개의 고장모드를 정의하여 고장의 발생원인 및 영향을 정리하였다. 특히 고장의 발생으로 인한 시스템의 영향은 ‘Local effects’, ‘Next higher level’, ‘End-effects’로 나누어 부품 자

체에 미치는 영향뿐만 아니라 상위 시스템에 미치는 영향까지 분석을 하였다. 또한 고장이 발생할 경우 고장의 형태가 상위 시스템에 미치는 영향을 정성적으로 평가하는 심각도 평가를 수행하였다. 심각도 분석은 MIL-STD-1629A의 심각도 분류기준과 ‘End-effects’를 이용하여 평가하였다.

Fig. 4는 체결 볼트에 대한 worksheet를 작성한 것으로서 케이스의 기능 및 고장의 발생 단계, 고장모드, 원인 및 영향을 분석하여 작성하였으며, 고장모드 검출 방법과 조치사항, 심각도 분석 결과도 함께 작성하였다. 볼트는 하이브리드 로켓 내부 부품을 고정하는 부품으로서 고장이 발생하게 되면 내부 부품 분리가 발생하고 최종적

Table 2 Identification number of bolt failure modes

Total system	Hybrid rocket	1
(Part) system	Joint & Seal	1-4
Sub-system	Joint	1-4-1
Component	Bolt	1-4-1-1
Failure mode	체결 볼트 파손 (broken)	1-4-1-1-A
	나사산 손상 (worn)	1-4-1-1-B
	체결 볼트 균열 (crack)	1-4-1-1-C
	체결 볼트 풀림 (loose)	1-4-1-1-D

FAILURE MODE AND EFFECTS ANALYSIS

SYSTEM	Joint & Seal	Date	2016. 4. 03
SUBSYSTEM	Joint	SHEET	15 OF 35
Reference Drawing	-	COMPILED BY	Hybrid Rocket Propulsion Lab.
Mission		APPROVED BY	Prof. J. K. Kim

Identification Number	Item / Functional Identification	Function	Failure modes	Failure Causes	Failure Effects			Failure Detection Method	Compensating Provisions	Severity Class	Remark	
					Local Effects	Next Higher Effect	End Effects					
1-4-1-1-A	볼트 (Bolt)	내부 부품 및 Case 결합	체결 볼트 파손	- 체결 시 과도한 토크 - 부적절한 볼트 재질 - 볼트 균열 - 과도한 진동	- 내부 부품 및 Case 분리		- 추진기관 파손	- 육안 검사 - 진동 시험	- 볼트 재선정 - 볼트 교체	I	-	
1-4-1-1-B			나사산 손상 (마모)	- 체결 시 과도한 토크 - 부적절한 보편 및 윤반	- 내부 부품 및 Case 분리		- 추진기관 파손	- 육안 검사	- 볼트 교체	I	-	
1-4-1-1-C			체결 볼트 균열	- 체결 시 과도한 토크 - 과도한 진동	- 체결 볼트 파손	- 내부 부품 및 Case 분리		- 추진기관 파손	- 육안 검사 - 진동 시험	- 볼트 교체	I	-
1-4-1-1-D			체결 볼트 풀림	- 부적절한 체결 토크 - 과도한 진동	- 내부 부품 및 Case 분리			- 추진기관 파손	- 육안 검사 - 진동 시험		I	

Fig. 4 FMEA worksheet of bolt

Table 3 Classification of severity and number of failure modes in hybrid rocket system

Classification	Severity	Number of failure modes
I (Catastrophic)	추진기관 파손 및 인명 사고	27
II (Critical)	임무 실패	29
III (Marginal)	임무 지연 및 수행능력 저하	15
IV (Minor)	수리 요망	1

으로는 추진기관 파손 및 인명 사고가 발생할 수 있다.

Table 3은 MIL-STD-1629A의 심각도 분류 기준과 심각도 평가를 수행하여 각 기준에 해당하는 고장모드의 개수를 나타낸 것으로서 총 72개의 고장모드 중 케이스 및 체결 볼트 파손, 연소가스 누출 등 27개의 고장모드가 ‘추진기관 파손 및 인명사고’에 해당하는 고장모드들로서 이러한 고장모드들은 우선적으로 설계, 재질 변경 등의 개선 조치와 관리가 필요하다.

2.3 하이브리드 로켓의 치명도 분석

치명도 분석은 고장의 발생이 부품 및 전체 시스템에 미치는 영향을 정량적으로 분석하는 것으로서 앞서 수행한 심각도 분석을 보다 정량적으로 분석하는 기법이다.

치명도 분석은 치명도를 계산하여 심각도 결과와 함께 치명도 행렬을 작성하여 우선적으로 개선을 수행해야하는 고장모드들을 도출할 수 있다.⁽⁹⁾

부품에 대한 치명도(C_r)는 식 (1)과 같이 해당 부품고장모드의 치명도(C_m)의 합으로 계산할 수 있으며 각각의 변수는 다음 치명도 분석 예시에서 자세히 설명하도록 한다.

$$C_r = \sum(\beta\alpha\lambda_p t) = \sum(C_m) \quad (1)$$

2.4 치명도 분석 예시

본 연구에서는 부품과 케이스를 고정하는 볼트의 치명도 분석을 예시로 제시하고, 추가적으로 일부 부품에 대한 치명도 분석을 수행하였다. 치명도 계산을 위한 각각의 변수는 다음과 같이 도

Table 4 Typical failure effect probabilities

Failure effect	β value
Actual loss	1.00
Probable loss	$0.10 < \beta < 1.00$
Possible loss	$0 < \beta = 0.10$
No effect	0

Table 5 α value of bolt failure modes

Failure mode	α value
체결 볼트 파손 (broken)	0.662
나사산 손상 (worn)	0.142
체결 볼트 균열 (crack)	0.107
체결 볼트 풀림 (loose)	0.089
Total	1.00

출하였다.

2.4.1 β 값의 선정

β 는 고장이 발생할 때 고장이 시스템 또는 임무수행에 미치는 심각도를 의미하는 것으로서 MIL-STD-1629A에 제시되어 있는 기준을 사용하여 결정하며 기준은 Table 4와 같다. 앞서 작성한 Fig. 4의 볼트의 FMEA worksheet를 보면 볼트에서 발생할 수 있는 고장모드들은 모두 심각도 I(catastrophic)에 해당하는 고장모드들로서 ‘Actual loss’에 해당한다. 따라서 볼트의 고장모드들은 모두 $\beta=1.0$ 으로 선정하였다.

2.4.2 α 값의 선정

α 는 해당 부품의 고장률(λ_p) 중에 각각의 고장모드들이 해당하는 비율을 나타내는 것이다. 일반적으로 α 는 가용한 데이터베이스(database)를 이용하여 결정하지만, 가용한 데이터베이스가 없는 경우에는 분석을 수행하는 엔지니어의 경험적 판단으로 결정하여 사용할 수 있다. 본 연구에서는 미국 신뢰성 정보 분석 센터(Reliability Information Analysis Center)의 FMD-97⁽¹⁰⁾을 이용하여 값을 도출하였으며 Table 5와 같다.

2.4.3 고장률(λ_p)의 선정

부품의 고장률은 가용한 데이터베이스를 이용하여 선정한다. 본 연구에서는 미국 신뢰성 정보 센터의 NPRD-2011⁽¹¹⁾에 제시되어 있는 볼트의 고

장률을 사용하였으며 그 값은 식 (2)와 같다.

$$\lambda_{bolt} = 86.8 \times 10^{-6} / \text{hour} \quad (2)$$

2.4.4 운용시간(t)의 선정

운용시간은 실제로 운용되는 시간을 적용하여 사용한다. 로켓 추진 시스템의 경우 일반적인 기계부품과는 달리 반복적으로 사용하지 않는 일회성 장비이며 운용시간이 짧아 산출이 어려운 경우가 많다. 이렇듯 정확한 운용시간의 산출이 어려운 경우 $t = 1\text{hour}$ 로 가정하여 사용하기도 하지만,⁽⁹⁾ 본 연구에서는 보다 정확한 운용시간을 선정하기 위해 설계 중인 하이브리드 로켓의 외탄도 해석(external ballistics analysis)을 수행하여 전체 비행시간을 도출하여 운용시간을 선정하였다. 외탄도 해석은 미국 Apogee components 사의 Rocksim v9⁽¹²⁾을 이용하여 수행하였다.

Fig. 5는 외탄도 해석을 통해 도출된 비행시간에 따른 고도 변화를 나타낸 것으로서 하이브리드 로켓 엔진은 발사 후 3sec 동안만 작동하고 낙하산 사출은 발사 후 13.7sec, 전체 비행시간은 102.5 sec로 해석되었다. 이에 엔진을 구성하고 있

는 부품들의 운용시간은 3 sec(=0.00083 hour)로 선정하였으며 설계가 완료되지 않은 사출 시스템을 제외한 나머지 부품들의 운용 시간은 102.5 sec (=0.0285 hour)로 선정하였다.

2.4.5 치명도 분석 결과

Table 6은 앞서 설정된 각 변수들의 값들을 식 (1)에 대입하여 볼트에서 발생할 수 있는 고장모드들의 치명도를 계산한 결과이다. 볼트의 치명도($C_{r,bolt}$)는 각 고장모드의 치명도의 합인 24.74×10^{-7} 이다. 또한 위의 계산 결과와 FMEA에 수행한 정성적 심각도 분석 결과를 이용하여 Fig. 6과 같은 치명도 행렬을 작성하였다. 작성 결과 볼트에 포함되어 있는 고장모드들은 심각도가 높고 치명도가 높은 고장모드들이며, 특히 ‘체결 볼트 파손(broken)’의 경우 다른 고장모드들에 비해 치명도가 높기 때문에 우선적인 개선 조치 및 설계 시 중점적으로 고려되어야 할 고장모드에 해당된다. 또한 Fig. 7은 하이브리드 로켓 부품 중 볼트, 오링, 점화 화약, 산화제 볼밸브에 대한 치명도 행렬을 작성한 것이다. 작성 결과 해당 부품 중 특히 볼트와 오링이 심각도 및 치명도가 높은 부품들로서 고장이 발생할 경우 심각한 영향을 초래하는 부품인 것을 확인할 수 있었으며, 우선적인 개선 조치가 필요하다. 실제로 2014년 설계, 제작되어 발사된 하이브리드 로켓의 경우 발사 2초 만에 공중에서 분해되는 사고가 발생하였다. 이는 체결 볼트와 케이스의 체결

Table 6 Criticality of bolt failure modes

Failure mode	Criticality ($C_m \times 10^{-7}$)
체결 볼트 파손 (broken)	16.38
낙하산 손상 (worn)	3.51
체결 볼트 균열 (crack)	2.65
체결 볼트 풀림 (loose)	2.20

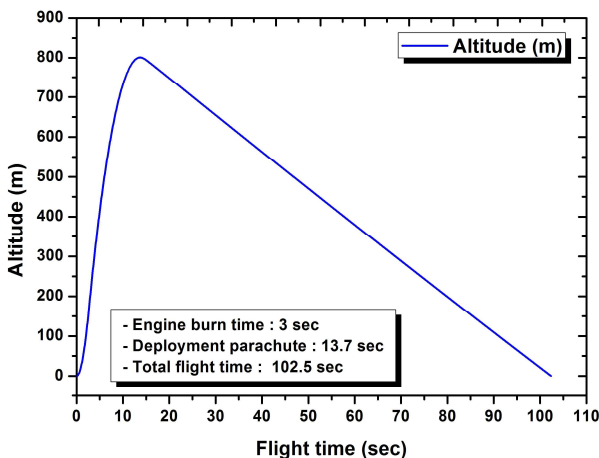


Fig. 5 Result of external ballistics (Altitude-Flight time)

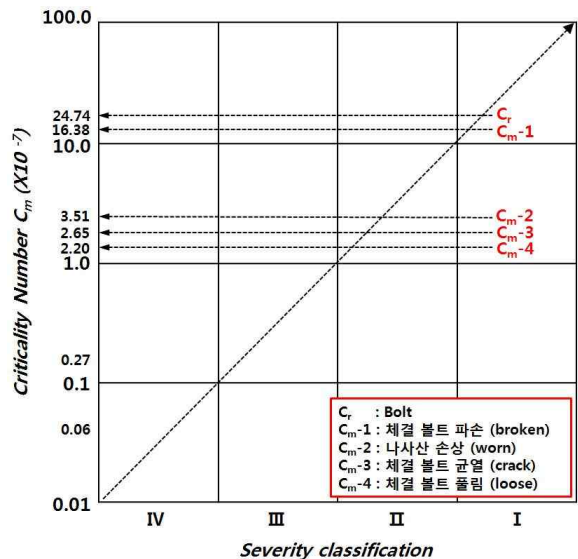


Fig. 6 Criticality matrix of bolt

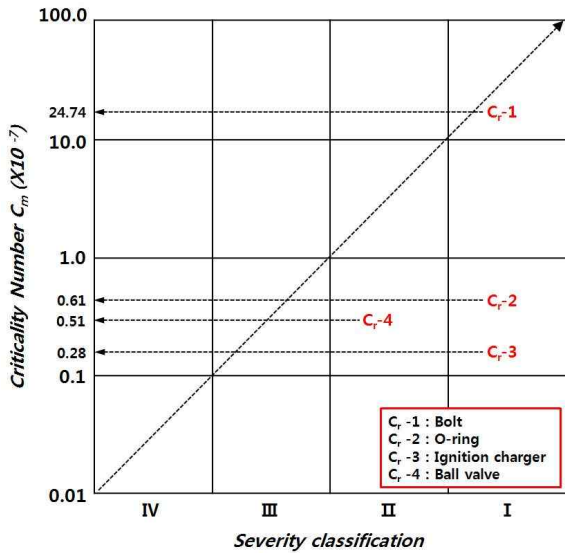


Fig. 7 Criticality matrix of four components in hybrid rocket system

부가 파손되어 발생한 것으로 확인 되었다. 또한 2015년도에는 엔진 추력 검증 지상 연소 실험에서 고온의 연소 가스 누출(leak)로 인해 연소기 일부분의 열 변형 및 용융이 발생하기도 하였다.

현재 볼트 및 오링에서 발생할 수 있는 고장을 최소화하기 위해 설계 및 재질 변경 등을 수행하고 있다. 체결 볼트와 케이스 체결부 파손을 막기 위해 비행 중 로켓에서 발생하는 하중을 고려한 체결 볼트 선정과 케이스 두께 선정을 위한 설계 재검토를 수행하고 있다. 또한 고온의 연소 가스 누출을 막기 위해 연소기 내부 부품인 전, 후방 연소실(pre, post chamber), 연료, 노즐(nozzle) 사이의 간극을 최소화 하였으며 연소 가스 누출을 막기 위해 사용되는 오링의 재질을 내열 재질인 바이틴(viton)으로 선정하여 고온의 환경에서 사용할 수 있도록 하였다.

3. 결론

본 연구에서는 로켓 시스템의 신뢰성 분석의 기초 연구로서 실제 발사를 위해 설계 중인 하이브리드 로켓에 대한 정성적 및 준 정량적 신뢰성 분석을 수행하였다.

정성적 신뢰성 분석방법인 FMEA 수행을 위해 설계 중인 하이브리드 로켓을 총 35개의 부품으로 나누어 부품에서 발생할 수 있는 72개의 고장 모드를 정의하여 FMEA를 수행하였다. FMEA 수행을 통해 고장모드와 원인, 영향을 분석하여 각

부품의 고장에 따른 영향을 확인하였다. 또한 FMEA 결과의 심각도 분석 결과에 기반 하여 일부 고장모드 및 부품에 대한 치명도 분석을 수행하였으며 우선적인 개선조치 및 지속적인 관리가 필요한 고장모드와 부품을 도출할 수 있었다. 현재 하이브리드 로켓의 신뢰성 확보를 위해 FMEA와 치명도 분석 결과를 바탕으로 개선조치가 필요한 부품에 대해서 설계 및 재질 변경 등의 개선 조치를 수행하고 있다.

본 연구의 치명도 분석에 사용된 부품의 고장률은 기존 문헌에 제시되어 있는 고장률을 사용하였기 때문에 설계 중인 하이브리드 로켓 부품의 고장률과는 상이할 수 있다. 또한 몇 가지 부품에 대한 고장률 데이터를 확보하여 제한적인 연구를 수행하였다. 추후 보다 객관적인 신뢰성 분석을 위해 사용되는 전체 부품에 대한 실제 고장률을 확보하고, 정성적 분석과 더불어 실제 신뢰도를 제시하기 위한 정량적 신뢰성 분석을 수행할 예정이다. 또한 본 연구 및 추가 연구를 통해 도출될 연구 결과는 향후 하이브리드 로켓 뿐만 아니라 로켓 시스템에 대한 신뢰성 분석 및 설계의 기초 자료로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다(계약번호 UD140024GD).

참고문헌 (References)

- (1) Martin, F., Chapelle, A., Orlandi, O. and Yvart, P., 2010, "Hybrid Propulsion Systems for Future Space Applications," *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits*, Nashville, TN, pp. 1~21.
- (2) Virgin Galactic, World Wide Web location <http://www.virgingalactic.com/statement-from-virgingalactic/>
- (3) Stamatelatos, M, Dezfuli, H., 2011, Probabilistic Risk Assessment Procedures Guide for NSAManagers and Practitioners, National Aeronautics and Space Administration, Washington D.C., pp. 1~15.
- (4) Shin, M. H., Cho, S. Y. and Kim, H. W., 2016,

- “Structural-Functional and Failure Modes Analysis and Reliability Modeling on KSLV-II 75-ton Engine System,” 2016 *KSPE Spring Conference*, Korea, pp. 102~116.
- (5) Moon, K. H., Kim, J. K and Choi, J. H., 2015, “Semiquantitative Failure Mode, Effect and Criticality Analysis for Reliability Analysis of Solid Rocket Propulsion System,” *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 39, No. 6, pp. 631~638.
- (6) Korea Agency for Technology and Standards, 2007, Reliability Terms Handbook, Korea Agency for Technology and Standards, Korea, pp. 177~185.
- (7) Department of Defence, 1980, Procedures for performing a Failure Mode, Effects and Criticality Analysis, Department of Defence, Washington D.C., pp. 9~21.
- (8) Wells, W. W., 1996, Solid Rocket Booster Reliability Guidebook-Volume II, Society of Automotive Engineers, Inc., Warrendale, pp. 189~203.
- (9) Robert, B., Stephen, P. and Michael. R., 1993, Failure Mode, Effects and Criticality Analysis (FMECA), A DoD Information Analysis Center, NewYork, pp. 16~34.
- (10) Reliability Information Analysis Center, 1997, Failure Mode / Mechanism Distribution 1997, A DoD Information Analysis Center, NewYork, pp. 13~370.
- (11) David, M., William, F., John, R., Peter, Z. and Scott, M., 2011, Nonelectronic Parts Reliability Data 2011-Volume 1, Reliability Information Analysis Center, NewYork, p. 106.
- (12) Apogee components, Inc., World Wide Web location, <http://www.apogeerockets.com/>