

<응용논문>

DOI <http://dx.doi.org/10.3795/KSME-A.2015.39.6.631>

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

고체 로켓 추진 기관의 신뢰성 분석을 위한 준-정량적 FMECA[§]

문근환* · 김진곤* · 최주호*[†]

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

Semiquantitative Failure Mode, Effect and Criticality Analysis for Reliability Analysis of Solid Rocket Propulsion System

Keun Hwan Moon*, Jin Kon Kim* and Joo Ho Choi*[†]

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

(Received February 6, 2015 ; Revised April 9, 2015 ; Accepted April 14, 2015)

Key Words: FMECA(고장모드, 영향 및 치명도 분석), FMEA(고장모드 및 영향 분석), CA(치명도 분석), Criticality(치명도), Severity(심각도), Semi-Quantitative(준-정량적)

초록: 본 연구에서는 고체 로켓 추진 기관의 신뢰성 분석을 위해 준-정량적 FMECA를 수행하였다. 준-정량적 FMECA는 고장모드 및 영향 분석(FMEA)과 치명도 분석(CA)을 포함하는 분석 기법으로서, FMECA 수행을 위해서 FMEA는 고체 로켓 추진 기관을 43개의 부품으로 나누어 각 부품에 대하여 도출된 총 137개의 고장모드에 대해 수행하였다. 또한 일부 고장모드의 고장률 데이터를 이용하여 치명도 분석을 수행하였다. 준-정량적 FMECA 수행을 통하여 고체 로켓 추진 기관의 각 부품에서 발생 할 수 있는 잠재적 고장모드와 고장원인 및 영향을 분석, 정리할 수 있었으며, 우선적인 개선 조치가 필요한 중요 고장모드를 확인할 수 있었다.

Abstract: In this study, semiquantitative failure mode, effects, and criticality analysis (FMECA) for the reliability analysis of a solid rocket propulsion system is performed. The semiquantitative FMECA is composed of failure mode and effects analysis (FMEA) and criticality analysis (CA). To perform FMECA, the structure of the solid rocket propulsion system is divided into 43 parts down to the component level, and FMEA is conducted at the design stage considering 137 potential failure modes. CA is then conducted for each failure mode, during which the criticality number is estimated using the failure rate databases. The results demonstrate the relationship between potential failure modes, causes, and effects, and their risk priorities are evaluated qualitatively. Additionally, several failure modes with higher criticality and severity values are selected for high-priority improvement.

- 기호설명 -

- C_m : 해당 고장모드의 치명도
- C_r : 해당 부품의 치명도
- t : 운용시간 (hour)
- α : 고장모드 발생 비율 (%)

- β : 고장 영향 확률 (%)
- λ_p : 고장률 (/hour)

1. 서론

고체 로켓 추진 기관은 높은 추력, 단순한 구조 등의 장점으로 우주 발사체의 부스터(Booster), 위성 발사체 상단 부 킥 모터(Kick-motor), 군사용 미사일 등 광범위하게 사용되고 있다. 이러한 고체 추진 기관은 고온 및 고압 등 극한의 환경에서 운용되며 고체 추

§ 이 논문은 대한기계학회 2014년도 추계학술대회(2014. 11. 11.-14., 김대중컨벤션센터) 발표논문임.

[†] Corresponding Author, jhchoi@kau.ac.kr

© 2015 The Korean Society of Mechanical Engineers

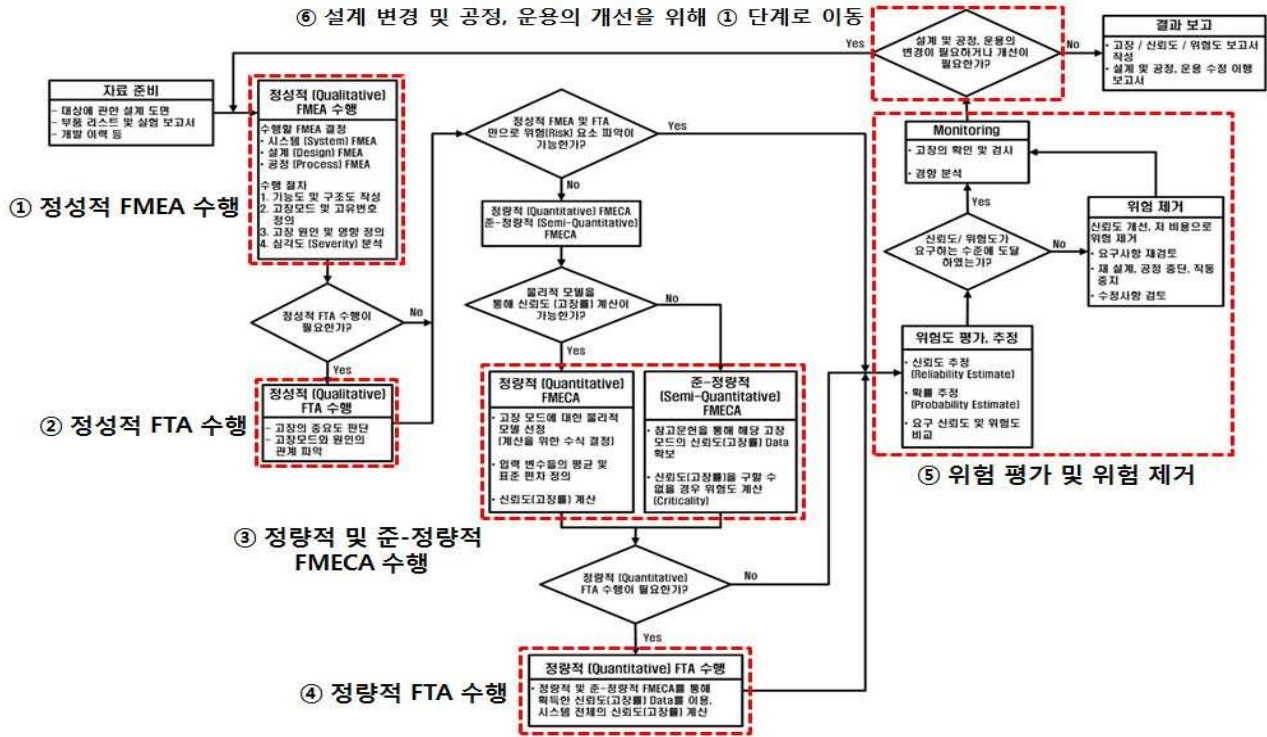


Fig. 1 Reliability analysis process of solid rocket propulsion system⁽²⁾

진제의 폭발의 위험성이 높고 연소 중단의 어려움 등의 단점을 가지고 있다. 이로 인해 고체 추진 기관을 구성하고 있는 부품의 작은 결함 또는 운용조건의 변화로 인해 추진 기관 전체가 소실될 수 있다.

고체 로켓 추진 기관의 대표적인 사고 사례로는 1986년 미국의 우주 왕복선 챌린저(Challenger)호의 폭발 사고가 있다.⁽¹⁾ 챌린저호는 고체 로켓 부스터의 접합부 오링(O-ring)의 과도한 수축으로 인해 연소 가스가 분출되어 액체 연료 탱크가 폭발한 사고로서, 발사 75초 만에 공중 폭발하였으며 승무원 7명이 전원 사망하고 약 4800억원의 막대한 손실액이 발생하였다. 이와 같이 고체 추진 기관을 포함한 로켓 추진 기관은 사고 발생 시 막대한 인적 및 경제적 손실을 가져 올 수 있으므로 신뢰성 분석을 통한 설계가 반드시 필요하다.

W. W. Wells⁽²⁾는 고체 로켓 추진 기관의 신뢰성 분석을 위해 Fig. 1과 같은 절차를 제시하였다. 신뢰성 분석은 우선적으로 정성적(qualitative)인 고장모드 및 영향 분석(Failure Mode and Effects Analysis, FMEA)을 수행하여 고장모드와 발생원인 및 시스템에 미치는 영향을 분석하여 위험 평가 및 위험 제거를 통해 신뢰성을 확보한다. 그러나 정성적인 FMEA만으로 신뢰성 확보가 어려운 경우 정량적(quantitative)

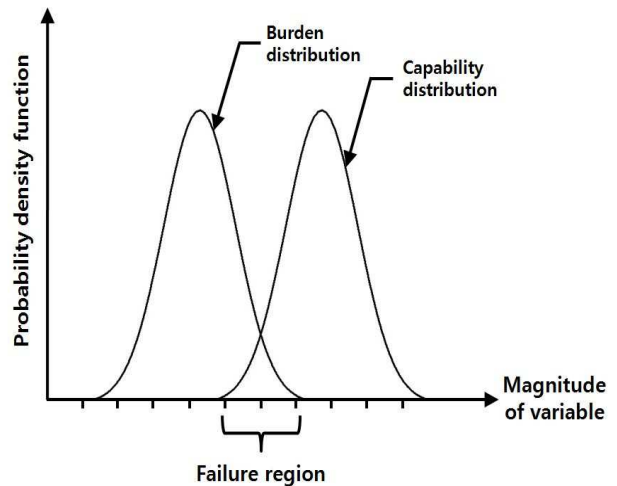


Fig. 2 Probabilistic burden and capability distribution⁽²⁾

및 준-정량적(semi-quantitative) 고장모드, 영향 및 치명도 분석(Failure Mode, Effect and Criticality Analysis, FMECA)을 통해 위험 평가 및 위험 제거를 통해 신뢰도를 확보한다.

정량적 FMECA는 Fig. 2와 같이 각 부품의 고장모드에 대한 물리적 모델을 통하여 발생능력치(burden) 및 허용한계치(capability)를 확률 분포로 나타낸다. 부품에 작용하는 발생능력치가 허용한계치를 초과한 경우 고장이 발생하게 되고 고장 역시 확률 분포로

나타나게 되며 이와 같이 계산된 고장확률이 높은 고장모드들에 대한 개선 조치를 수행하여 신뢰도를 높이는 신뢰성 분석 방법이다.

반면에 준-정량적 FMECA는 고장모드의 고장함수를 물리적 모델로 정의할 수 없는 경우 기존 고장률 (failure rate)을 사용하여 치명도(criticality) 분석을 수행하고, 기능적 관계를 통해 나타나는 영향을 고려한 심각도(severity)를 조합하여 Fig. 3과 같은 치명도 행렬(criticality matrix)을 작성하여 우선적으로 개선 조치가 필요한 부품 또는 고장모드를 도출하고 개선 조치를 수행하는 분석 방법이다.

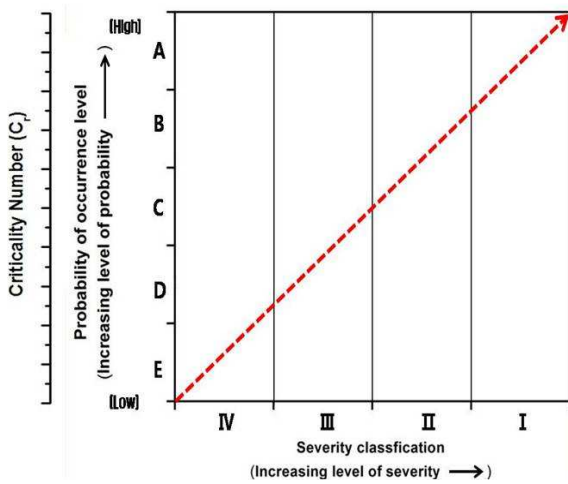


Fig. 3 Example of criticality matrix format⁽²⁾

일반적으로 고체 로켓 추진 기관의 경우 고장 함수의 물리적 모델이 매우 복잡하거나 물리적 모델을 정의할 수 있는 고장모드의 개수가 매우 적다.

따라서 본 연구에서는 로켓 추진 기관의 신뢰성 분석을 위한 기초 연구로서 기존 고장률 데이터를 이용하여 고체 로켓 추진 기관의 준-정량적 FMECA를 수행하였다. 준-정량적 FMECA를 통해 고체 추진 기관에서 발생할 수 있는 고장 모드와 원인, 고장모드가 시스템에 미치는 영향을 분석 하고 심각도 평가 및 치명도 분석을 통해 우선적으로 개선 조치가 필요한 부품 또는 고장모드를 추출하였다.

2. 본 론

2.1 고체 로켓 추진 기관의 FMEA

준-정량적 FMEA 수행을 위해서는 우선적으로 FMEA가 수행되어야 한다. FMEA는 시스템이나 기기에서 발생 할 수 있는 잠재적인 고장모드를 파악하고, 고장모드의 원인 및 시스템의 기능, 임무에 어떠한 영향을 미치는가를 평가하여 이를 설계에 반영하는 대표적인 정성적 신뢰성 분석 기법이다.⁽³⁾

2.1.1 고체 로켓 추진 기관의 구조도 및 기능도 FMEA 수행을 위해서는 우선적으로 구조도 및 기능도를 작성하여야 한다. 구조도와 기능도는

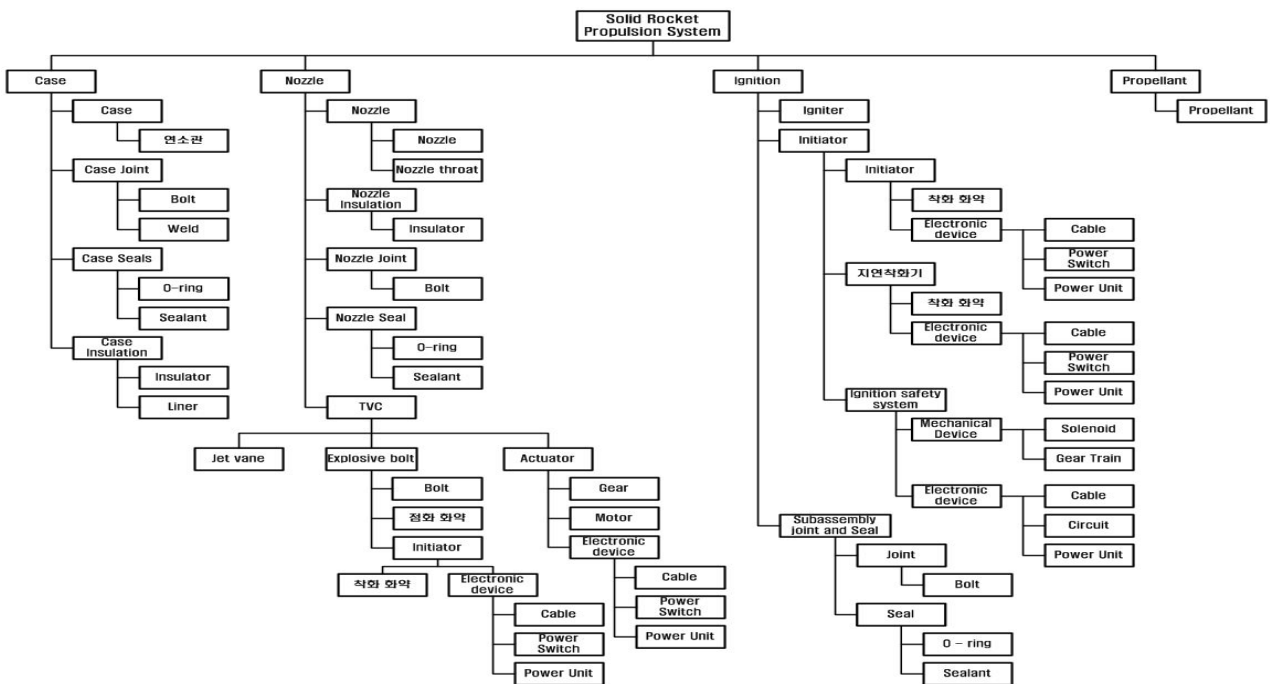


Fig. 4 Structure deployment of solid rocket propulsion system

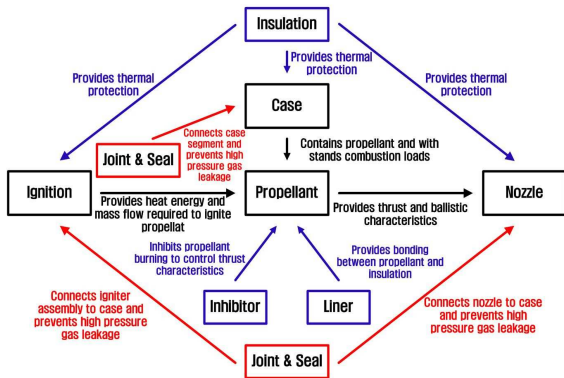


Fig. 5 Function block diagram of solid rocket propulsion system

고장모드와 원인 파악 및 영향을 분석에 있어 매우 중요하다.⁽³⁾ 본 연구에서 고체 로켓 추진 기관의 시스템의 분해 수준을 부품(component) 수준으로 결정하여 구조도를 작성하였으며 Fig. 4와 같다. 본 연구에서 대상으로 하는 고체 로켓 추진 기관은 내부 부품을 보호하기 위한 케이스(Case)와 추력 발생을 위한 노즐(Nozzle), 추진제 점화를 위한 점화장치(Ignition) 및 추진제(Propellant)로 총 4개의 시스템으로 구성되어 있으며 하위 12개의 서브시스템(Subsystem)에 총 43개의 부품으로 구성되어 있다.

Fig. 5는 고체 로켓 추진 기관을 구성하고 있는 주요 부품들의 기능을 정리하여 기능도(function block diagram)를 작성한 것이다. 기능들을 통해 고체 로켓의 부품들은 서로 유기적인 관계를 맺고 있어 부품 하나의 고장은 다른 부품의 고장으로 이어질 수 있음을 확인할 수 있다.

2.1.2 FMEA sheet 작성

FMEA sheet는 기계분야, 항공분야 등 사용목적에 따라 양식에 차이가 있다. 본 연구에서는 고체 로켓 추진 기관의 부품에서 발생할 수 있는 고장모드를 정의하고, 고장의 발생원인 및 영향을 분석하기 위하여 미국 국방부에서 제정한 MIL-STD-1629⁽⁴⁾의 양식을 이용하여 작성하였다.

FMEA sheet에는 부품 및 고장모드의 혼동을 피하기 위해 구조도를 통해 분류한 모든 부품 및 고장모드에 부여한 각각의 고유번호(indenture number)와 해당 부품의 기능, 고장모드, 고장 발생원인 및 영향에 대한 내용을 기재하였다.

Table 1은 케이스의 오링에서 발생할 수 있는 ‘연소가스 누출(Leak)’의 고유번호를 부여한 예시로

Table 1 Example of indenture number

Total System	Solid Rocket Propulsion System	1
(Part) System	Case	1-1
Sub-system	Case seal	1-1-3
Component	O-ring	1-1-3-1
Failure Mode	연소가스 누출 (leak)	1-1-3-1-A

Table 2 Classification of severity

Classification	Severity
I (Catastrophic)	추진기관 파손 및 인명 손실
II (Critical)	임무 실패
III (Marginal)	임무 지연 및 수행능력 저하
IV (Minor)	수리 필요 및 발사 지연

고유번호는 고체 로켓 추진 기관의 전체 시스템을 ‘1’로 시작하여 시스템, 서브 시스템, 부품에 대해 순차적으로 숫자로 표기하였으며 고장모드에 대해서는 영문자로 표기하였다.

본 연구에서는 43개의 부품에서 발생이 예상되는 총 137개의 고장모드를 고려하여 고장의 발생원인 및 영향을 분석하였다.

특히 부품의 고장모드가 시스템에 끼치는 영향은 ‘Local effects’, ‘Next higher level’, ‘End effects’로 작성하여 각 구성품의 자체적인 영향뿐만 아니라 다른 시스템에 미치는 영향까지 분석하였으며 MIL-STD-1629A⁽⁴⁾의 심각도 분류 기준을 이용하여 심각도 평가를 수행하였다. 심각도는 고장이 발생할 경우 고장의 형태가 상위 시스템에 미치는 영향을 정성적으로 평가하는 것으로서, 분류 기준은 Table 2와 같다.

Fig. 6은 케이스의 오링에 대한 FMEA sheet를 작성한 것으로서 오링의 기능 및 고장의 발생 단계, 고장모드, 원인 및 영향을 분석하였다. 오링은 고체 추진 기관의 연소 시 발생하는 고온의 연소 가스가 누출되는 것을 막기 위한 부품으로 오링의 파손은 연소 가스 누출이 발생하게 되어 최종적으로 케이스 및 추진 기관이 파열될 수 있다.

Table 3은 MIL-STD-1629A의 정성적인 심각도 분류 기준 및 앞서 수행한 FMEA에서의 'End effects'를 이용하여 심각도를 평가한 결과로서

Table 3 Classification of severity and number of failure modes

Classification	Severity	Number of failure modes
I (Catastrophic)	추진기관 파손 및 인명 손실	18
II (Critical)	임무 실패	93
III (Marginal)	임무 지연 및 수행능력 저하	25
IV (Minor)	수리 필요 및 발사 지연	1

각 기준에 해당하는 고장모드의 개수를 나타낸 것이다. Table 3에서 총 137개의 고장모드 중 오링을 포함한 총 18개의 고장모드가 추진 기관 파손 및 인명 손실에 해당하는 고장모드로서 이러한 고장모드들은 다른 고장모드에 비해 우선적으로 설계 변경 등의 신속한 조치 및 지속적인 관리가 필요하다.

2.2 치명도 분석

치명도 분석은 고장의 발생이 부품 및 전체 시스템에 미치는 영향을 정량적으로 분석하는 것으로서 치명도로 표현된다.

치명도 분석은 해당 부품의 고장모드 중에서 치명도가 높은 고장모드를 찾아내는 것으로서, 치명도 행렬을 작성하여 심각도가 높고 치명도가 높은 고장모드는 우선적으로 고려해야할 고장모드에 해당한다.

각각의 고장모드에 대한 치명도는 식 (1)을 이용하여 계산할 수 있으며 해당 부품에 대한 치명도는 고장모드의 치명도 합으로서 식 (2)에 의해 계산 된다.⁽⁶⁾

$$C_m = \beta \alpha \lambda_p t \tag{1}$$

$$C_r = \sum_{n=1}^j (\beta \alpha \lambda_p t)_n = \sum_{n=1}^j (C_m)_n, n = 1, 2, \dots, j \tag{2}$$

식 (1)과 식 (2)에서 β 는 어떤 고장모드가 발생했을 때, 임무 수행에 치명적 결과가 생길 가능

FAILURE MODE AND EFFECTS ANALYSIS											
System		Case		Date		2014. 09. 01					
Indenture Level		Case Seal		Sheet		3 of 43					
Reference Drawing		O-ring		Complied by							
Mission				Approved by							
Identification number	Functional	Failure Mode	Failure Cause	Mission phase / Operational Mode	Failure effect			Failure Detection Method	Compensating Provisions	Severity class	Remarks
					Local Effects	Next Higher Level	End Effects				
1-1-3-1-A	케이스 구성품 실링	연소 가스의 누출 (Leak)	- 오링 누락 - 손상된 오링 - 부적절한 크기의 오링 홈 - 부적절하게 조립된 오링	연소, 조립	고온 연소 가스 및 압력 누출	연소관 응용 또는 파손	추진기관 파열	- 연소시험 - 육안검사	- O-ring 교체 - O-ring 홈 설계 변경	I	
1-1-3-1-B		O-ring 파손	- 부적절한 조립 - 취급상의 부주의 - 재질 자체의 결함	조립, 이동				- 육안검사	- O-ring 교체	I	
1-1-3-1-C		O-ring 수축	- 부적절한 취급 방법 - 부적절한 O-ring 사용 - 재질 자체의 결함	조립, 이동				- 육안검사 - 치수측정	- O-ring 교체	I	
1-1-3-1-D		이물질에 의한 O-ring 손상 (Contamination)	- 부적절한 취급 방법 - 부적절한 O-ring 조립 환경	조립, 이동				- 육안검사	- O-ring 교체	I	
1-1-3-1-E		O-ring 노화 (Aged)	-	보관				-	- O-ring 교체	I	

Fig. 6 FMEA sheet of case o-ring

Table 4 Typical failure effect probabilities

Failure effect	β value
Actual loss	1.00
Probable loss	> 0.10 to < 1.00
Possible loss	> 0 to 0.10
No effect	0

성을 의미하며 Table 4와 같은 기준을 사용하여 결정한다.⁽⁵⁾

또한 α 는 해당 부품의 고장률(λ_p) 중에 각각의 고장모드들이 해당하는 비율을 나타내는 것이다. 일반적으로 α 는 가용한 데이터베이스(database)⁽⁶⁾를 이용하여 고장모드의 비율을 결정하지만, 사용할 수 있는 데이터베이스가 없는 경우 FMECA를 수행하는 사람의 결정으로 할당하여 사용할 수 있다. λ_p 와 t 는 해당 부품의 고장률 및 운용시간(operation time)을 나타내는 것이다.

2.3 치명도 분석 예시

본 논문에서는 케이스의 오링에 대한 치명도 분석을 예시로 제시하였으며 각각의 변수는 다음과 같은 방법에 의해 도출하였다.

2.3.1 β 값의 선정

케이스의 오링에 대한 β 값을 선정하기 위해서는 앞서 FMEA에서 수행한 오링의 고장모드들과 심각도 분석 결과를 활용한다.

Fig. 6의 케이스 오링에 대한 FMEA sheet에서 오링의 고장모드들은 모두 심각도 I에 해당하는 치명적인 고장모드들로서 Table 4에서의 Actual loss에 해당한다. 따라서 오링에서 발생하는 고장모드들은 $\beta = 1$ 로 선정하였다.

2.3.2 α 값의 선정

오링의 α 값은 미국 신뢰성 정보 분석 센터(Reliability Information Analysis Center)의 FMD-97⁽⁶⁾에 제시되어 있는 오링의 고장모드들의 고장분포(failure distribution)를 활용하여 값을 도출하였으며 Table 5와 같다.

2.3.3 고장률(λ_p)의 선정

오링에 대한 고장률은 가용한 데이터베이스⁽⁷⁾

Table 5 α value of case o-ring failure mode⁽⁶⁾

Failure mode	α value
연소가스의 누출	0.314
O-ring 파손	0.189
O-ring 수축	0.118
이물질에 의한 손상	0.118
O-ring 노화	0.261
Total	1.00

Table 6 Criticality of case o-ring

Failure mode	Criticality ($C_m \times 10^{-6}$)
연소가스의 누출	23.24
O-ring 파손	13.98
O-ring 수축	8.73
이물질에 의한 손상	8.73
O-ring 노화	19.32
O-ring C_r	74

를 이용하여 도출하였으며 식 (3)과 같다.

$$\lambda_p = 74.0057 \times 10^{-6} / hr \quad (3)$$

2.3.4 운용시간(t)의 설정

운용시간은 부품 및 시스템이 실제 운용되는 시간을 사용한다. 그러나 본 연구에서 고려한 고체 로켓 추진 기관의 경우 일반 기계 부품과는 달리 일회성(one-shot) 특성을 가지고 있어 정확한 운용시간을 산출하기가 어렵다. 이렇게 실제 운용시간의 산출이 어려운 경우 $t = 1$ hour로 가정하여 사용할 수 있다.⁽²⁾ 따라서 본 연구에서는 고체 로켓 추진 기관의 운용시간을 $t = 1$ hour로 설정하였다.

2.3.5 치명도 분석

Table 6은 앞서 설정된 변수들의 값을 식 (1)과 식 (2)에 대입하여 각각의 고장 모드 및 오링 자체의 치명도를 계산한 결과이다. 또한 위의 계산 결과와 앞서 수행한 심각도 분석 결과를 이용하여 Fig. 7과 같은 치명도 행렬을 작성하여 각각의 고장모드들의 치명도를 분석하였다. 치명도 행렬

에서 원점으로부터 대각선 방향으로 멀어질수록 고장 발생 시 시스템에 치명적인 영향을 주는 고장모드들로서 개선 조치가 필요한 중요 고장모드로 분류된다. 분석 결과 오링에서 발생하는 고장 모드들은 모두 심각도가 높고 치명도가 높은 중요 고장모드인 것을 확인할 수 있다. 특히 ‘연소가스의 누출’은 치명도가 높기 때문에 다른 고장 모드들 보다 우선적으로 설계 또는 재질 변경 등의 개선 조치 및 지속적인 관리가 요구된다.

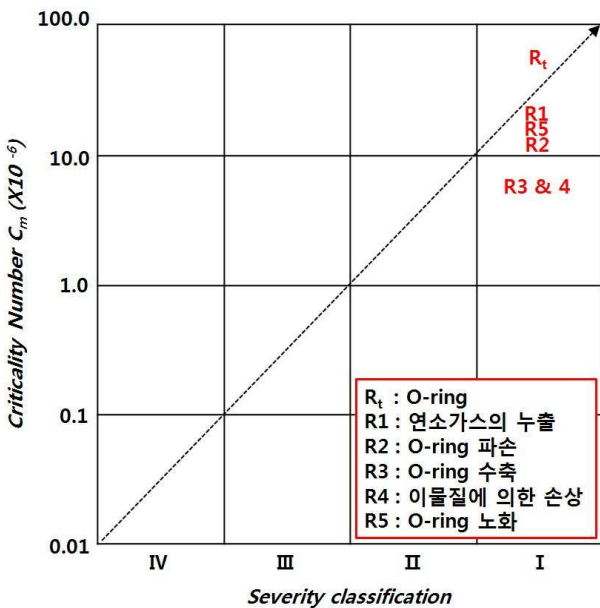


Fig. 7 Criticality matrix of case o-ring

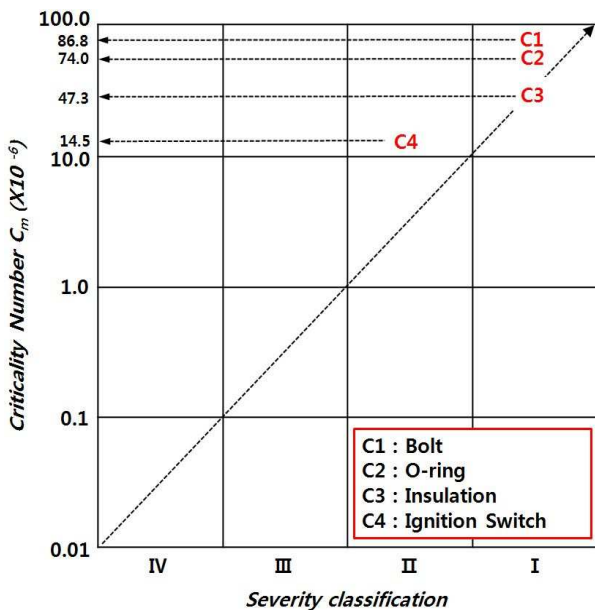


Fig. 8 Criticality matrix of some component

Fig. 8은 고체 로켓 추진 기관 부품들 중에서 볼트, 오링, 내열재, 점화기 내부 스위치 대하여 치명도 분석을 수행한 결과이다. 분석 결과 해당 부품들 모두 심각도 및 치명도가 높은 부품들로서 고장이 발생할 경우 고체 로켓 추진 기관에 심각한 영향을 초래하는 부품임을 확인할 수 있다. 특히 볼트의 경우 심각도 및 치명도가 가장 높은 부품으로 우선적인 개선 조치는 물론 중점적인 관리가 필요하다.

3. 결론

본 연구에서는 로켓 추진 기관의 신뢰성 분석을 위한 기초 연구로서 준-정량적 FMECA를 수행하였다.

준-정량적 FMECA 분석을 위해 고체 추진 기관을 총 43개의 부품으로 나누고, 43개의 부품에서 발생할 수 있는 137개의 고장모드를 정의하여 FMEA를 수행하였으며 FMEA 결과에 기반하여 일부 고장모드의 치명도 분석을 수행하였다. 이러한 방법을 통하여 고장모드와 원인, 영향을 분석하였으며 각 부품의 고장에 따른 영향을 확인할 수 있었다. 또한 심각도 및 치명도 분석을 통해 우선적인 개선 조치 및 지속적인 관리가 필요한 고장모드를 도출 할 수 있었다.

본 연구에서는 기존 고장률 데이터를 이용한 준-정량적 FMECA를 수행하였으며 현재 몇 가지 부품에 대한 고장률 데이터를 확보하여 제한적인 연구를 수행하였다. 따라서 추후 고장률 데이터를 최대한 확보하고, 물리적 모델을 이용한 고장 함수 정의가 가능한 고장모드에 대한 정량적 FMECA를 동시 수행하여 고체 로켓 추진 기관 전체에 대한 신뢰성 분석을 수행할 예정이다.

본 연구의 결과는 향후 로켓 추진 기관의 신뢰성 분석 및 설계의 기초 자료로 활용 될 수 있을 것으로 사료된다.

후 기

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

참고문헌 (References)

- (1) U.S House Committee on Science and

- Technology, 1986, Investigation of the Challenger Accident; Report of the Committee on Science and Technology House of Representatives, U.S. Government Printing Office, Washington D.C., pp. 39~49.
- (2) Wells, W. W., 1996, Solid Rocket Booster Reliability Guidebook-Volume II, Society of Automotive Engineers, Inc., Warrendale, pp. 119~179.
- (3) Korea Agency for Technology and Standards, 2007, Reliability Terms Handbook, Korea Agency for Technology and Standards, Korea, pp. 182~186.
- (4) Department of Defence, 1980, Procedures for performing a Failure Mode, Effects and Criticality Analysis, Department of Defence, Washington D.C., pp. 9~21.
- (5) Robert, B., Stephen, P. and Michael. R., 1993, Failure Mode, Effects and Criticality Analysis (FMECA), A DoD Information Analysis Center, NewYork, pp. 16~34.
- (6) Reliability Information Analysis Center, 1997, Failure Mode / Mechanism Distribution 1997, A DoD Information Analysis Center, NewYork, pp. 13~370.
- (7) Dennis, F. M. and Joe, C. M., 1978, Missile Materiel Reliability Prediction Handbook Parts Count Prediction, U.S. Army Missile Research and Development Command, Alabama, pp. 3~175.