

고체 추진기관 시스템의 신뢰성 평가 방안

권택만* · 정지선* · 심행근** · 장주수***

국방기술품질원* · (주)한화 종합연구소** · 모아소프트***

Reliability evaluation plan of Rocket motor system

Tagman Kwon* · Jisun Jung* · Hanggeun Shim** · Jusu Jang***

Defense Agency for Technology and Quality* · Hanwha R&D Center** · Moasoftware***

Abstract

Reliability evaluation of One-Shot system which flies at speed of Mach must be evaluated as the result of many firing tests. But many firing tests are impossible because of budget deficit. Consequently the reliability prediction which substitutes firing tests is used. The accuracy of reliability prediction is decided according to a quantity of accumulated test data. If the test data is insufficient, the direction of prediction can not be set. So we propose the reliability prediction method which applies MIL-HDBK-217 Plus. MIL-HDBK-217 Plus is described about reliability prediction method without sufficient test data. So we apply MIL-HDBK-217 Plus to the rocket motor system, and we accomplish a modeling and a reliability prediction about the system.

Keywords : Reliability, One-Shot systems, Missile, Solid Rocket Motor, Weibull

1. 서 론

일반적으로 신뢰성 평가는 시험을 통하여 수집된 데이터를 이용하여 통계적인 Success/Fail 확률로 결정되며, 통계적으로 많은 시료수가 요구되고 평가비용이 막대하게 소요된다. 따라서 One-Shot 시스템 신뢰도 평가도 발사시험을 통해 통계적으로 산출한 값을 기준으로 이루어져야 정확한 결과를 얻을 수 있다. 그러나 유도탄과 같은 시스템은 매우 고가인 시스템으로 통계적으로 신뢰성 있는 결과를 얻기 위해서는 많은 수량의 시료가 확보되어야 하며, 신뢰성 평가 비용에만 매우 많은 비용이 필요하다. 또한 적은 시료로 시험한 결과를 평가의 기준으로 활용한다면 신뢰성 평가 결과에 대하여 신뢰할 수 없는 결과를 얻게 된다.

이러한 문제에 대한 대안으로 신뢰도 예측을 통해 평가하는 방안을 제시한다. 유도탄의 추진기관과 같은 무기체계의 신뢰도 예측은 얼마나 많은 경험적 자료를 축적하였는가에 따라 그 정확성이 결정된다고 볼 수 있다. 따라서 우리나라와 같이 평가경험이 미약한 경우 간접적인 방법을 통해 예측의 방향을 설정할 수밖에 없다. 따라서 본 논문은 추진기관 대상의 신뢰성 예측방법을 새로운 신뢰도예측 규격 217 Plus를 기준으로 제시한다. 217 Plus는 시스템 및 부품단위의 모델링이 가능하며, 이에 대한 데이터가 축적된 SW로 여기에서 다루어지는 시스템에 적용이 가능할 것으로 판단된다.

또한 Def Stan 00-42에 의하면, One-Shot 시스템 또는 시스템의 신뢰도에 대한 정의는 다음과 같다.

“일반 신뢰도의 정의와 비교할 때 차이점은 기능을 요구하는 일회적 시점이며, 성공확률로 표현한다는 것이다. 이러한 One-Shot 시스템 또는 시스템은 일회적 사용을 목적으로 설계된 것을 말하며 두 가지로 분류 가능하다. 하나는 탄약과 같이 제조 이후 긴 저장시간을 갖는 장비 또는 시스템을 생각할 수 있으며 다른 하나는 상대적으로 짧은 저장시간을 갖는 발사체류의 장비나 시스템 등을 생각할 수 있다 Ministry of Defence(1997).”

이러한 One-Shot 시스템 또는 시스템이 가지는 고유의 특징은 다음과 같다.

- ① 사용자가 요구하는 기능을 단 한번만 수행하며, 그 기능을 수행하는 과정은 화학반응 또는 물리적 형태의 변형을 수반하는 비가역적(irreversible) 과정을 갖는다.
- ② 전기전자, 기계 및 구조적 특징을 갖지만 사용 전 완벽한 시험은 있을 수 없다. 즉 Full-mode의 시험은 시스템의 부분 또는 전체적인 변형이나 파괴를 수반하며 One-Shot 시스템을 구성하는 개별 부품들 역시 비가역적이다.
- ③ 따라서 신뢰도 평가는 통계적 방법에 의한 샘플링과 Full-mode 시험이 가장 효과적인 방법이다.
- ④ 군수분야의 One-Shot 시스템 또는 시스템은 대부분 10~20년 정도의 저장시간을 가지며, 이 기간 동안의 환경변화에 따른 변형도 신뢰도평가 단계에서 고려해야 한다.
- ⑤ 대부분의 One-Shot 시스템 또는 시스템은 긴 저장시간 이후 궁극적 목적으로 사용되는 경우 보다는 폐기, 즉 비무장화, 단계를 갖는다. 따라서 폐기 단계를 위한 안전성(Safety) 또는 환경 요인 등도 고려의 대상이다.

시스템 운용 중의 신뢰도예측은 운용 단계의 환경 및 운용 단계별 시스템 동작 조건 등에 따라 여러 가지 조건들의 결합으로 나타날 수 있으므로 상당히 어려운 작업으로 생각할 수 있다. 특히 운용환경이 미사일 또는 항공기 등과 같이 짧은 시간에 환경조건이 급변하는 시스템의 경우 정확하게 신뢰도를 예측하는 것은 상당히 어려운 일이다. 따라서 대부분 시스템레벨의 운용 신뢰도예측은 크게 다음과 같이 두 개로 분리한 신뢰도예측함수를 사용하여 전체 시스템의 신뢰도를 평가한다.

$$R_{system} = R_{inherent} \times R_{mission} \quad (1)$$

여기서 $R_{inherent}$ 의 의미는 시스템 자체가 가지는 물리적 특성에 의한 고유의 고장률을 반영한 신뢰도함수이며, $R_{mission}$ 은 운용동안 고장의 원인별로 평가한 고장률의 신뢰도함수이다. 대개는 운용 단계의 신뢰도함수는 Weibull 함수 형태를 갖는다. 한편 시스템 고유의 신뢰도는 사용 목적에 따라 이미 많은 수의 규격이 활용되고 있으며, 운용 단계의 신뢰도는 경험적 제원을 활용한 통계적 모델이 많이 사용된다.

2. 시스템 운용신뢰도 예측 절차

2.1 추진기관의 배경

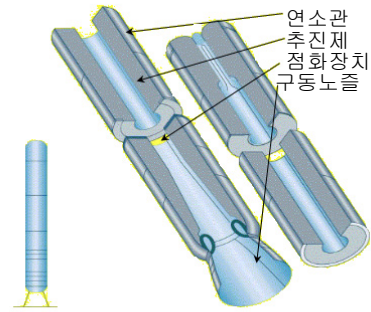
인류가 사용한 추진기관의 역사는 아주 오래되었다. 가장 오래된 역사는 중국에서 화살의 추진력에 화약을 사용한 것이고, 최초로 성공한 추진기관은 1957년 미항공우주국(NASA)에서 발사한 Jupiter 로켓이며, 최근엔 우주로 향한 거의 모든 발사체들이 액체추진기관과 고체추진기관을 동시에 사용하고 있다. 특히 군사적 용도의 미사일의 대부분 고체추진기관을 사용하며 미국은 물론이고 유럽과 일본은 액체와 고체 추진기관을 결합하여 발사체에 사용하며, 중국, 러시아 등만이 액체추진기관을 사용하고 있다 RAC(1985).

2.2 추진기관의 구성

추진기관은 일반적으로 다음 <그림 1>과 같은 형상이며 점화장치(Igniter), 연소관(Case), 구동노즐(Nozzle) 및 추진제(Propellant Grain) 등 4개의 장치로 구성되어 있으며 각 장치의 주요 기능은 <표 1>과 같다.

<표 1> 추진기관의 주요 장치

장치명	주요 기능
점화장치	전기적 신호를 받아 추진체를 구동하는 점화장치(Pyrotechnic Device)
연소관	고체의 추진제를 내부에 포함하는 장치이며 추진제의 동작시 내부의 압력을 견뎌야 한다.
구동노즐	연소물(Combustion Products)를 배출하여 초음속의 추진력을 얻게하는 장치이다.
추진제	케이스 내부의 추진제



<그림 1> 추진기관의 구성

2.3 추진기관의 신뢰도예측 절차

추진기관의 대부분의 구성품은 기계적 또는 품목이며, 대부분의 품목이 신뢰도함수를 예측하기 위한 모델이 없는 경우이다. 따라서 개별 품목 단위의 고장률 정보를 이용하여 추진기관이라는 시스템의 신뢰도함수를 산출해야 한다. 이를 위해 몇 가지 전제 조건이 필요하며 다음과 같다 U.S.ARM Y(1978).

- 가정1) 모든 품목은 통계적으로 독립이다.
- 가정2) 모든 품목은 직렬구조로 결합되어 있다.

가정1)의 경우 신뢰도예측 절차에서 일반적으로 사용하는 사항이며, 가정2)의 경우 예측 단계에서만 직렬을 가정하며, 실제 운용단계에서는 병렬구조의 내용을 반영한다. 전기전자 부품으로 구성된 시스템의 경우 부품단위부터 시스템 단위까지 신뢰도를 예측할 수 있는 여러 모델링 규격이 있으나 기계류의 경우엔 제한적이다. 따라서 개별부품수준의 고장률예측은 EPRD97, NPRD95를 통해 예측하고, 추진기관인 시스템 수준의 고장률예측은 217 Plus 모델을 적용하여 운용환경 등을 고려한 고장률 제조정(Adjust)과정을 거친다.

2.4 MIL-HDBK-217F와 217PLUS 분석 방법 비교

217 Plus의 모델을 제시하기 전에 우선 MIL-HDBK-217F와 217PLUS의 분석방법을 비교하여 최선의 모델을 선택하였다 심행근 외(2009).

<표 2> 217F와 217PLUS 분석 방법 비교

구 분		특징	모델	설명
MIL-HDBK-217F	Part Count Methods	부품의 형태, 품질수준, 적용 환경 조건 등만을 고려	$\lambda_{equip} = \sum_{i=1}^n N_i(\lambda_G \pi_Q)_i$	λ_G : 기본고장률 λ_Q : 품질인자 N_i : I번째 부품수량
	Part Stress Analysis	부품의 품질 인자 등 각종 스트레스 인자를 고려하여 신뢰도 예측	$\lambda_P = \lambda_b \times \pi_T \times \pi_A \times \pi_R \times \pi_S \times \pi_Q \times \pi_E$	λ_P : 부품 고장률 λ_b : 부품 기본고장률 $\pi_T, \pi_A, \pi_R, \pi_S, \pi_Q, \pi_E$: 환경 인자
MIL-HDBK-217PLUS	신뢰도 모델	기본적인 고장률 데이터를 바탕으로 환경, 운용, 스트레스 등에 대한 추가적인 정보 입력하여 구성품에 대한 고장률을 산출	$\lambda_p = \lambda_o \cdot \Pi_o + \lambda_e \cdot \Pi_e + \lambda_c + \lambda_i + \lambda_{sj} \cdot \Pi_{sj}$	λ_p : 예측고장률 Π_o, Π_e, Π_c : 스트레스를 고려한 제작고장률 $\lambda_o, \lambda_e, \lambda_c, \lambda_i, \lambda_{sj}, \pi_{sj}$: 각종 스트레스를 고려한 고장률
	시스템 신뢰도 모델	구성품 단위로 신뢰도 분석을 위한 모델을 정립한 후 시스템 단위의 고장률을 산출	$\lambda_p = \lambda_{IA} \cdot \left(\begin{matrix} \pi_P \pi_{IM} \pi_E + \pi_D \pi_G \\ + \pi_M \pi_{IM} \pi_E \pi_G \\ + \pi_S \pi_G + \pi_I + \pi_N + \pi_W \end{matrix} \right) + \lambda_{SW}$	

MIL-HDBK-217F와 217Plus의 차이를 살펴보면 MIL-HDBK-217F는 부품 단위의 신뢰도 모델링만이 가능하고 시스템 구조에서 단순 합(Summation)을 통해서 시스템 신뢰도를 산출하는 방법이며, 217Plus는 부품 단위의 신뢰도 모델링 후 시스템 단위에서 신뢰도 모델링이 가능하도록 구성되어 있다. 또한 기존의 217F에서 적용되지 못했던 다양한 인자들이 217Plus에서 적용될 수 있기 때문에, 보다 정확하게 신뢰도 분석을 수행할 수 있다.

또한 다음의 <표 3>에서 보듯이 동일한 BOM을 가지고 운용 상태 80%, 저장 상태가 20%인 시스템에 대한 신뢰도 분석 결과를 보면, 전체적으로 217Plus의 도출결과가 낮은 결과를 보여주고 있다.

<표 3> 동일한 BOM을 이용한 신뢰도 규격별 분석 결과

Generic Application Environment	Ground Benign	Ground Fixed
Ambient Operating Temperature	70°C	70°C
Operational Stress	50%	50%
MIL-HDBK-217E Notice 1	111.36	165.91
MIL-HDBK-217F Notice 1	35.40	79.46
MIL-HDBK-217F Notice 2	26.76	119.21
217Plus V2.0 (Typical)	4.89	6.04
217Plus V2.0 (Best)	0.30	0.37
217Plus V2.0 (Worst)	19.65	24.27

위에서 볼수 있듯이 MIL-HDBK-217F 분석 결과가 217Plus 분석 결과보다 전반적으로 높은

고장률을 보인다고 추정 할 수 있다. 따라서 어떠한 모델이 가장 적합하다라는 것을 정량적으로 표현하기는 어렵지만, 전 세계적으로 신뢰도 분석 적용 규격이 점차적으로 MIL-HDBK-217F에서 217Plus로 변해가는 추세이기 때문에 향후 개발되는 무기체계에서는 지속적으로 217Plus을 적용하여 신뢰도 분석을 수행하는 것이 적절할 것이라고 판단된다.

2.5 217 Plus 시스템고장률 모델

217 Plus에서 제시한 시스템의 고장률 함수는 다음과 같다 RiAC(2006).

$$\lambda_{sys} = \lambda_{LA} (\Pi_P \Pi_{IM} \Pi_E + \Pi_D \Pi_G + \Pi_M \Pi_{IM} \Pi_E \Pi_G + \Pi_S \Pi_G + \Pi_I + \Pi_N + \Pi_W) + \lambda_{SW} \quad (2)$$

여기서,

λ_{sys} : 추진기관의 고장률

λ_{LA} : 부품정보를 이용한 시스템의 고유고장률

λ_{SW} : 시스템에 포함된 소프트웨어의 고장률. 여기서는 고려 대상이 아니다.

다음은 부품의 품질 관련 요소들이다. 여기서는 방산관련 최고의 품질등급을 적용한다.

Π_P : 부품의 품질공정요소

Π_D : 부품의 설계공정요소

Π_M : 제조공정의 요소

Π_S : 시스템관리 공정요소

Π_I : 파생된 공정요소

Π_N : 무결합 공정요소

Π_W : 노화 요소

다음 요소는 시스템의 환경요소이다. 여기서는 217 Plus의 기본값을 가정한다.

Π_{IM} : 초기고장률요소

Π_E : 시스템 환경요소

Π_G : 신뢰도 성장요소

마지막으로 시스템의 운용조건은 발주자의 요구사항을 제시한 것이며, 운용조건에 충족하도록 추진기관의 개발과 제작이 이루어지고 있으며, 세부 내용은 다음 <표 4>와 같다.

<표 4> 추진기관의 운용조건

환경	조건
운용온도	60 ° C
상대습도	10%
진동수준	10 GRM
Cycling Rate	1

3. 운용 신뢰도함수

운용 신뢰도함수는 식 (1)과 같다. 여기서 시스템 고유의 고장률 $R_{inherent}$ 은 예측절차를 통해 얻을 수 있으나, $R_{mission}$ 은 국내의 경우 과거 경험 자료가 없으므로 미국 NASA에서 개발하여 시험한 추진기관 구성품과 관련 자료를 토대로 경험 자료를 활용한 신뢰도함수를 적용한다(Relex Software Corp(2004)). 또한 기계부품의 특성(정규분포), 전자부품의 특성(지수분포), 화학부품의 특성(감마분포)을 모두 포함하고 있는 Weibull분포를 활용하여 신뢰도를 계산한다.

3.1 $R_{inherent}$ 계산

추진기관의 시스템 고유의 고장률은 다음 <표 5>의 2가지 환경에 대한 요소를 고려하여 평균값을 사용하였다.

<표 5> 추진기관의 고장률 예측값

환경/장치	Airbone, Missile Launch	Airbone, Space	평균
점화장치	150.5	118.9	134.7
케이스	42	33.1	37.55
노즐	55.6	43.8	49.7

3.2 $R_{mission}$ 계산

미국 RADC와 NASA에서 정리한 Spacecraft의 운용환경과 고장원인 및 원인에 대한 Weibull분포는 다음 <표 6>과 같다 RiAC(2006).

<표 6> 운용 중 고장원인 분포

고장분류	Weibull Eta(척도모수, 시간)	Weibull Beta(형상모수)
고장원인 전체	255	0.28
설계	36	0.06
환경	47	0.07
부품 품질	1035	0.28
운용 조건	113796	0.51
기타 알려진 원인	115081	0.57
미확인 원인	2156	0.32

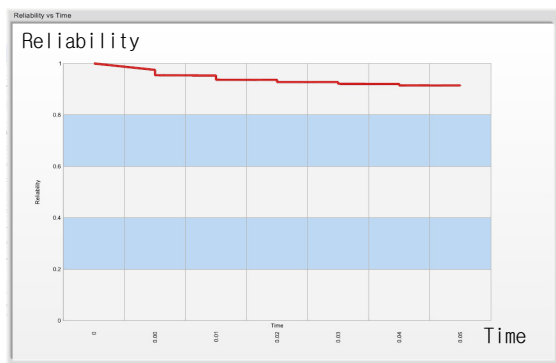
3.3 추진기관의 운용 신뢰도계산

운용은 약 180초(0,05 시간)을 고려하였고, $R_{inherent}$ 는 평균값을 $R_{mission}$ 은 고장원인의 전체를 표현하는 Weibull 함수를 사용하였다. 한편 점화계통은 Standby 형태의 중복설계(Redundancy)를 고려하여 $R_{inherent}$ 를 계산하였다. 운용의 종료시점에서 신뢰도 특성치는 다음 <표 7>의 Relx Software 217 Plus 계산 결과와 같다.

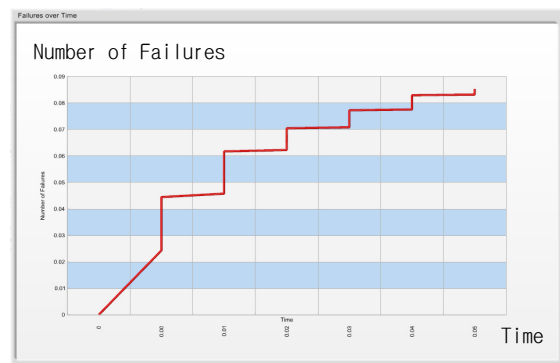
<표 7> 운용 종료시점의 신뢰도 특성치

신뢰도 특성치	값
처음고장까지의 평균시간(MTTF)	970 시간
운용종료시점의 신뢰도(R(180초))	91.2%
고장률/초	0.00002402 회

한편 앞의 “2.4 217 Plus 시스템고장률 모델”을 활용하여 3.1~3.3의 신뢰도 계산을 통해 운용신뢰도를 산출한 결과를 다음의 <그림 2>, <그림 3>으로 나타내었으며, 다음 <그림 2>는 Relx Software 217 Plus를 이용하여 운용시간에 따른 신뢰도 변화 추이를 나타낸 그래프이며, 운용시간에 따라 신뢰도가 단계적으로 저하되는 것을 볼 수 있다. 또한 <그림 3>은 Relx Software 217 Plus를 이용하여 운용시간에 따라 고장 발생 가능회수를 표시한 것으로 <그림 2>의 신뢰도 추이 특성을 나타내는 그래프의 특성과 유사한 증가 특성을 나타내는 것을 볼 수 있다.



<그림 2> 운용 신뢰도 그래프



<그림 3> 운용시간동안 고장발생가능 횟수

다음의 <그림 2>, <그림 3>와 같은 결과를 통해 신뢰도를 예측하였으며, 이러한 방법은 시험을 통한 통계적인 방법보다 실질적이지 않을 수 있지만, 한정된 시료를 활용하여 시험하는 방법보다 오히려 신뢰도가 높을 것으로 판단된다. 또한 시험결과와 비교할 데이터가 없어 예측한 값을 비교하기는 어려우나, 향후 Field에 배치되어 운용되는 추진기관의 지속적인 검사 및 시험을 통해 데이터를 확보하는 것이 필요하며, 이러한 데이터 분석을 통해 보다 신뢰성이 있는 신뢰도 분석이 이루어져야 할 것이다.

4. 결 론

추진기관과 같은 발사체의 경우 설계나 제작과는 별도로 운용 또는 사용에 대한 다양한 경험자료가 필요하다. 이미 많은 수의 발사체를 제작한 미국의 경우 여러 가지의 분석결과가 있어 유사 체계를 만들 때 비교적 용이하게 그 결과를 응용할 수 있으나 국내의 경우 과거 이력 자료는 전무한 상태로 본 논문에서는 RADC의 연구 결과자료 중 고장 원인의 분포 일부만을 적용하였다.

또한 앞에서 “217Plus 모델”을 적용하여 신뢰도를 예측하였다. 217Plus는 MIL-HDBK-217F 모델보다 진화된 모델로 다양한 전자 부품에 대한 신뢰도 예측을 가능하게 해주고, 부품 단위의 신뢰도 모델링 후 시스템 단위에서 신뢰도 모델링이 가능하도록 구성되어 있으며, 기존의 217F에서 적용되지 못했던 다양한 인자들이 217Plus에서 적용될 수 있어 보다 정확하게 신뢰도 분석을 수행할 수 있어 비교적 정확한 결과를 얻을 수 있었다.

추진기관에 대한 성능과 기능적인 요소들과 직접적으로 연결된 구조해석 등의 연구결과는 당사 내부적인 이유로 설명할 수 없어 아쉽기는 하지만 신뢰도를 평가하는 방법론의 하나를 제시하였다.

참고문헌

- [1] Ministry of Defence(1997), DEF STAN 00-42 RELIABILITY AND MAINTAINABILITY ASSURANCE GUIDES, PART 1: ONE-SHOT DEVICES/SYSTEMS, Ministry of Defence
- [2] 심행근외(2009), 효율적인 유도탄 수명주기를 위한 신뢰도 분석, 국방과학연구소
- [3] David Nicholls(2007), "New Reliability Prediction Methodology Incorporates Field and Test Experience", Journal of the IETS, Vol.50, No.2
- [4] RAC(1985), RADC-TR-85-229, Reliability Prediction for Spacecraft, RAC
- [5] U.S.ARM(1978), Storage Reliability of Missile Materiel Program, U.S.ARM
- [6] RiAC(2006), Handbook of 217 Plus Reliability Prediction Model, RiAC
- [7] Relex Software Corp(2004), Relex Prism Handbook, Relex Software Corp