

# 우주발사체 추진기관의 신뢰도 평가

조 상 연<sup>\*1</sup>, 김 용 옥<sup>\*1</sup>, 오 승 협<sup>\*1</sup>, 박 찬 빈<sup>\*2</sup>

## Evaluation of reliability for propulsion system of launch vehicle

S. Y. Cho, Y. W. Kim, S. H. Oh and C. B. Park

In executing the large scale national project, such as development of space launch vehicle, it is most important to guarantee the technological reliability. However the reliability analysis of launch vehicle is different from other mass product goods because of the limitation of budget and number of tests. In this study, the reliability analysis technique of the propulsion system, which is one of the major sub-systems of launch vehicle is illustrated and applied to the liquid rocket engine of KSR-III.

**Key Words:** Space launch vehicle(우주발사체), reliability(신뢰도), liquid propulsion system (액체 추진 기관)

### 1. 서 론

우주발사체의 개발은 대규모 자본이 들어가는 국가적 사업이며 그 성공 여부는 물질적 측면을 떠나서 국가의 위상을 나타내고 국민에게 자부심을 부여하는 중요한 과제라 말할 수 있다. 실제로 전 세계에서 위성 발사체를 보유한 나라들은 손으로 꼽을 수 있는 수준이며 그 중 일부만이 실제 위성 발사에 성공한 상태이다. 발사체 개발의 성공을 위해서는 전체 시스템과 각 부속 시스템(sub-system)들의 신뢰성 확보가 반드시 필요하다고 말할 수 있다. 신뢰할 수 없는 기관이 끼치는 영향은 그 실패에 따른 시간적, 물질적 손실뿐만 아니라, 심리적 불안과 생명의 위협 등 매우 광범위하다. 특히 발사체와 같이 복잡한 부속으로 이루어진 기구에 있어서 개별 부품들의 신뢰도 부족은 시스템 전체의 실패로 이어질 수 있다. 발사체 시스템은 몇 가지의 중요한 부속 시스템들로 이루어져 있다. 이 중 추진기관 시스템은 추진제 탱크를 포함하였을 경우, 가장 크고 무거우며 발사 성공에 가장 중요한 역할을 하는 부속 시스템이라고 볼 수 있다. 자료에 의하면 전 세계의 발사체에서 절반 이상의 발사실패는 그 원인이 추진기관에 있는 것으로 나타나고 있다.<sup>1</sup> 따라서 신뢰성 있는 추진기관의 개발이야말로 전체 시스템의 신뢰도를 좌우하며 성공적인 로켓 발사를 이루기 위한 필수 요소라고 말할 수 있다. 추진기관 시스템은 엔진부와 추진제 공급계 등 다양한 부품들이 유기적으로 결합되어 작동하게 되며 이 중 대부분의 부품들은 손상 시 전체 시스템에 영향을 끼치게

된다.

예를 들어 고체 로켓 부스터의 작은 연결부(O-ring)의 손상에 의해 우주왕복선 챌린저호의 파괴와 같은 심각한 비극이 야기되었으며 따라서 이러한 각각의 부품들을 포함하는 추진기관 부속 시스템의 신뢰성 확보가 요구된다고 말할 수 있다.<sup>2</sup>

항공우주연구원에서는 1990년부터 3건의 민수용 발사체를 개발한 경험이 있으며 특히 2002년 11월에는 액체 추진기관을 도입한 로켓인 과학로켓3호(KSR-III)를 개발, 발사에 성공한 바 있다. 그러나 현재 개발 중인 소형위성발사체(KSLV series)는 그간의 과학로켓에 비하여 규모가 크고 정확한 궤도가 요구되며 비행공간이 타국의 영역을 지나는 등 훨씬 더 높은 신뢰도 값을 요구하고 있다. 이러한 높은 신뢰도의 개발품 확보를 위해서는 개발 단계별 신뢰도 관리가 수행되어야 한다. 일반적 신뢰도 이론에 따르면 신뢰도 관리의 흐름은 개발 초기 시스템에 대한 신뢰도 모델링을 수행하고 각 부속 시스템에 대한 신뢰도 할당을 수행함으로써 시작된다.<sup>3</sup> 부속 시스템의 할당 시에는 과거의 이력에 대한 통계적 분석을 통해 예측한 값과 현 시스템에 있어서의 달성 가능성 등을 고려하여 개발 담당자와의 합의를 통해 결정이 된다. 이렇게 할당된 신뢰도 값을 맞추기 위하여 FMEA(failure mode and effect analysis) / CIL(critical item list) 그리고 FTA(fault tree analysis)와 같은 기법들이 적용되며 여기서 나온 지적 사항을 지속적으로 피드백하여 시스템의 신뢰도 향상을 도모하게 된다. 위의 기법들은 또한 이후 수행될 중점 관리품의 시험 조건 등을 도출하는데도 이용된다. 부속 시스템의 개발 인증 단계에서 수행되는 신뢰도 인증은 지적된 고장 모드에 대한 시험을 통해 주어진 개발품의 신뢰도를 평가하는 작업이며 최종 개발 완료 직전까지 수행되는

\*1 한국항공우주연구원 추진기관그룹

\*2 한국항공우주연구원 기술경영그룹

\*E-mail : chosangy@kari.re.kr

신뢰도 평가는 전체 시스템에 대한 시험 결과를 통해 신뢰도를 확인하는 단계로 사업 책임자의 판단 자료로서의 최종적인 신뢰도 값이 이 단계에서 구해지게 된다. 본 연구에서는 우주발사체 추진기관의 신뢰도 평가를 통한 분석 방법에 대하여 정리하고 여기에 실제 수행되었던 과학로켓3호의 추진기관에 그 결과를 적용하여 보았다.

## 2. 본 론

### 2.1 신뢰도 관리의 이론

앞서 언급한 것처럼 발사체 추진기관의 신뢰도 관리 흐름은 크게 신뢰도 할당(allocation), 예측, 인증(verification), 평가(demonstration)의 순으로 나눌 수 있다.<sup>4</sup> 신뢰도 할당은 전체 시스템 신뢰도 목표를 맞추기 위해 시스템의 가장 최하 수준으로부터 각 부품의 목표 신뢰도를 할당하는 것이다. 예를 들어 추진기관 시스템을 크게 엔진 시스템과 공급계 시스템의 부속 시스템(sub-system)으로 나누었다면 엔진 시스템의 경우는 다시 터보펌프와 연소기, 가스발생기 등의 컴포넌트(component)로 나눌 수 있을 것이며 이는 다시 더 작은 단위들인 서브 어셈블리(sub-assembly)나 부품(part)등으로 분리할 수 있게 된다. 이러한 최소 단위에 대하여 목표 신뢰도를 각각 할당하게 되면 이들 값의 산술적 계산에 의해 전체 추진기관 시스템의 신뢰도 값을 할당할 수 있다. 산술적 계산은 각각의 구성 요소들이 직렬로 연결되었는가 아니면 병렬로 연결되었는가에 따라 신뢰도 블록 다이어그램(reliability block diagram) 계산을 통해 이루어진다. 각 레벨에서의 신뢰도 값의 계산 결과는 그보다 상위 레벨의 신뢰도 값이 되고 이런 식으로 bottom-up으로 계산된 전체 신뢰도가 초기에 주어진 시스템의 신뢰도 목표치와 같게 된다. 신뢰도 할당에 있어서 중요한 점은 개발 가능성이나 기술 수준을 고려하여 이루어져야 한다는 점이다. 그러나 아무리 기술수준을 고려한다하여도 부속 시스템의 신뢰도는 초기 신뢰도 목표치보다 낮아질 수 없다.

이렇게 할당된 신뢰도를 만족시키기 위하여 FMEA/CIL이나 FTA와 같은 작업이 수행된다. FMEA는 고장 모드 영향 분석으로 군수산업이나 우주개발등과 관련하여 미국에서 고안된 신뢰도 평가 방법이다. 현재 이 기법은 산업 전반에 걸쳐 신뢰성 향상을 위해 사용되고 있으나 그 효과가 인정되기 시작한 것은 아폴로계획에서 신뢰성, 안전성 평가에 이용되면서부터이며 NASA나 EADS, NASDA등 발사체와 관련된 많은 연구 기관에서 현재 이 기법을 도입하고 있다. FMEA는 가능한 모든 시스템 고장 모드와 그 영향을 발견하고 분석하며 이를 어떻게 수정할 것인가를 판단하기 위한 도구로 사용된다. 또한, 치명도 분석(criticality analysis)을 통해 시스템의 위험 취약 요소를 정량적으로 판단할 수 있다. 이를 나타낸 것이 CIL(critical item list)가 된다.<sup>5</sup> FMEA 분석은 일반적으로 아래와 같은 특정한 형식의 worksheet를 작성하여 이루어진

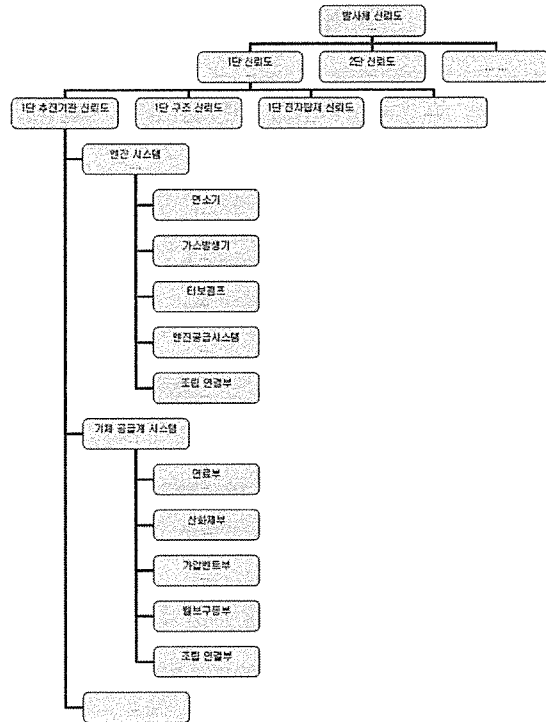


Fig. 1 Reliability modelling

다.<sup>6</sup> 이 worksheet의 형식은 MIL-STD-1629A에서 규정되었으며 대부분의 경우 이와 유사한 형태를 띄고 있다.

| System: _____ Failure Mode and Effects Analysis |  |          |                          |                                |                                       |                          | Date: _____               |                |         |
|---|--|----------|--------------------------|--------------------------------|---------------------------------------|--------------------------|---------------------------|----------------|---------|
| Substrate Level: _____                          |  |          |                          |                                |                                       |                          | Sheet _____ of _____      |                |         |
| Reference Drawing: _____                        |  |          |                          |                                |                                       |                          | Compiled By: _____        |                |         |
| Mission: _____                                  |  |          |                          |                                |                                       |                          | Approved By: _____        |                |         |
| Identification Number                           | Item/Junction/Specification (Nomenclature) | Function | Failure Modes and Causes | Missile Phase/Operational Mode | Failure Effects/Level Effect/High/Low | Failure Detection Method | Compensating Improvements | Severity Class | Remarks |
|   |  |          |                          |                                |                                       |                          |                           |                |         |
|   |  |          |                          |                                |                                       |                          |                           |                |         |
|   |  |          |                          |                                |                                       |                          |                           |                |         |

Fig. 2 FMEA sheet

FTA는 고장목 분석으로 Bell Telephone Laboratories에서 미국 공군의 Minuteman 시스템의 개발에 처음 사용한 기법이다. 이 방법은 시스템 작동에 영향을 줄 수 있는 잠재 상황을 그 원인과 함께 나타내 주는 논리 다이어그램으로 리스크가 크고 잠재적 위험 요소가 많으며 복잡한 시스템에서 수행하였을 경우 효과를 발휘할 수 있는

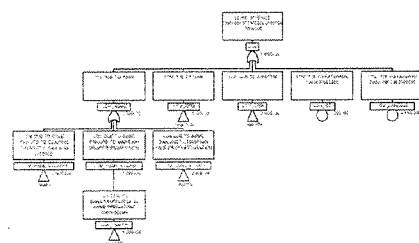


Fig. 3 Space Shuttle FTA

방법이다.

이상과 같은 기법들을 수행하고 다시 피드백함으로써 개발 중의 위험 요소를 제거하고 신뢰도를 향상시킬 수 있다. 특히 고장 모드의 판별을 통해 위험 요소로 판단된 항목에 대한 시험 조건을 결정하는데 도움이 될 수 있다.

신뢰도의 예측은 특정한 설계 특성에 기초한 발사체와 부품의 신뢰도 기댓값을 계산하는 것이다. 이 단계에서는 유사 시스템에 대한 이전의 경험이나 공학적 판단, 새로운 계산 기법 등을 포함한 다양한 기법들을 동원하게 된다.

신뢰도 인 증은 통계적인 분석 기법과 단품, 부분품 그리고 전체 시스템에 대한 제한적이지만 통계적으로는 유효한 시험 결과들에 기초를 둔 잠정적인 신뢰도의 계산을 뜻한다. 하드웨어의 시험은 일반적으로 부분품이나 시스템이 예측되거나 할당된 값을 넘어섬을 보일 때까지 지속되어야 한다.

신뢰도 평가는 전 연소 과정 시험 결과(full scale test data)에 기본을 둔 추진기관 시스템 신뢰도의 통계적 계산 결과이다. 신뢰도 평가를 위해 모아지는 결과는 성공인가 실패인가에 대한 것이다. 이러한 결과와 이항 산정(binomial count)과 같은 통계적 기법을 이용하여 가능한 모든 전 연소 과정 시험을 포함하며 이를 통해 특정한 신뢰 수준(confidence level)의 추진기관 신뢰도를 계산할 수 있다. 이항산정은 시험이 성공 혹은 실패하였는가를 판별하여 이 중 성공한 시험의 횟수를 세어 전체 시험의 횟수로 나누는 가장 간단한 방법이다. 신뢰도 평가의 의의는 그 결과가 신뢰도 예측과 같이 추측을 바탕으로 한 것이 아니라 실제 시험 결과를 바탕으로 계산되었다는 점이다.

$$p = \frac{\text{성공한 시험횟수}}{\text{전체 시험횟수}} = \frac{f}{n} \quad (1)$$

그런데 이러한 계산에는 제한적인 표본 크기 때문에 불확실성을 포함하게 된다. 따라서 신뢰 구간이라는 통계적 개념을 도입하여 최저 신뢰한계를 계산하여 표시하는 것이 바람직하다. 신뢰수준 100(1-a)%의 최저 신뢰 한계에 대한 이항 분포 식은 다음과 같다.

$$\sum_{x=0}^n \binom{n}{x} L^x (1-L)^{n-x} = \alpha \quad (2)$$

단, f는 성공한 시험 횟수, n은 전체 시험 횟수, 그리고 L은 최저 신뢰한계, p=1-a이다.

만약, 시험이 모두 성공하였다면 위 식은 다음과 같이 줄여서 쓸 수 있다.

$$L = (\alpha)^{1/n} \quad (3)$$

그러나 이러한 이항 산정에 있어서 몇 가지 난점이 존재한다. 먼저, '실패'에 대한 정의가 적용하는 조직과 사람에 따라 다르게 나타날 수 있다. 예를 들어 로켓 엔진의 연소시험 결과, 추력이나 비추력, 연소실 압력

변화등과 같은 작동 특성 중 일부가 요구조건에서 벗어날 경우, 개발자의 측면에서는 실패라고 판단할 수 있으나 그 결과가 발사체의 손실(loss of vehicle) 혹은 미션 실패(loss of mission)로 가지 않을 것이라 판단되어 사업적 측면에서 그러한 것들을 감내할 수 있다면 이를 실패라고 말하기 어려울 수도 있다. 따라서 평가자의 주관적인 판단이 들어갈 가능성이 있다. 이항산정을 수행하는데 있어서 중심 되는 가정은 현재까지 수행된 시험의 결과가 미래에 일어날 사건을 반영한다는 것이다. 만약, 설계나 재질, 제작 공정, 저장과 이송, 발사 과정이나 비행 환경 등에 있어서 차이가 있다면 신뢰도에 영향을 미칠 수 있다. 이러한 문제에 의해 이항산정의 불확실성이 더욱 증가될 수 있다. 또한 시험 횟수의 부족은 위와 같은 신뢰도 평가에 있어서 최대의 약점이 될 수 있다. 엄청난 횟수의 시험 없이는 고 신뢰도(high reliability)를 보장할 수 없다. 특히 높은 신뢰 수준 하에서는 매우 큰 표본 크기(sample size)가 요구되지만 발사체 사업과 같은 대형 사업에서는 그 정도 수준을 맞추는 것이 불가능하다. 이 때문에 일반적으로 우주 발사체의 경우에는 신뢰수준의 값을 충분히 높게 잡지 못하게 된다. 예를 들어 앞서의 식 (3)을 이용한다면 신뢰수준 50%에서 95%의 신뢰도를 나타내기 위해서는 14회의 비실패 시험만이면 가능하지만 신뢰수준 95%에서 95%의 신뢰도를 나타내기 위해서는 60번의 시험이 필요하며 신뢰수준이 99%로 올라가면 시험횟수도 90회로 증가하게 된다. 이 때문에 발사체 개발의 역사가 오래된 선진국에서도 단기 연소 시험 (short duration test) 결과를 포함하거나 이전에 개발된 동형의 유사 엔진의 시험 결과나 비행 시험이외의 지상시험을 포함하는 식으로 표본 크기를 키우는 방법을 사용한다. 특히 단기 연소 시험의 경우는 하중 계수(weighting factor)를 주어 계산하기도 한다.<sup>7</sup> 이러한 경우, 전체 신뢰도 계산 결과에 오차로 작용할 수 있다. 하중계수는 다음의 식으로 정의된다.

$$w_i = \frac{p_i + \epsilon(1-p_i)}{p_k + \epsilon(1-p_k)} \quad (4)$$

w의 계산을 위하여 pi=1...k 그리고 ε를 계산해야 한다. 이를 위해 다음을 정의한다.

Ni= i 번째 group에서의 연소시험 횟수

fi= i 번째 group에서의 정지횟수

fij= 시간 간격 (Tj-1, Tj)에서의 실패 횟수

또한

$$H_i = N_i - f_i - \sum_{j=1}^i f_{ij} \quad (5)$$

$$F_j = \sum_{r=1}^k f_{rj} \quad (6)$$

$$G_i = \sum_{j=1}^k (F_j + H_j + f_j) \quad (7)$$

$$\hat{c} = \frac{\sum_{r=1}^k f_j}{\sum_{r=1}^k H_r + \sum_{r=1}^k f_r} \quad (8)$$

$$\hat{p}_i = \hat{p}_{i-1} + \frac{F_i(1 - \hat{p}_{i-1})}{G_i} \quad (9)$$

여기서  $H_i$ 는 성공 횟수,  $F_i$ 는 실패 횟수가 된다.

## 2.2 과학로켓 3호에의 적용

이상의 이론중 신뢰도 평가와 관련된 내용을 KSR-III 추진기관에 적용하여 신뢰도를 분석해 보았다. KSR-III의 추진기관 개발을 위하여 항공우주연구원에서는 엔진의 시험을 위한 설비인 RETF(rocket engine test facility)와 추진공급계의 종합적 성능 검증 및 지상 연소 시험을 위한 설비인 PTA-II (Propulsion Test Article No.2)를 구성하여 시험을 수행하였다. PTA-II에서 전기간 연소 시험을 마친 후, 발사체의 단인증을 위한 시험인 SQT(stage qualification test)를 수행하였고 이어서 비행시험이 성공리에 이루어졌다. 추진기관의 신뢰도 평가에서 사용될 시험 결과는 전기간 연소 시험만을 고려해야 하나 이 경우에 포함될 수 있는 시험의 횟수가 지나치게 부족하게 되어 동일한 신뢰수준에 대해 신뢰도가 많이 떨어지게 된다. 따라서 앞서 언급한 바와 같이 단기 연소 시험 전체를 포함하였다. 특히 과학로켓3호의 엔진은 동형의 국내 제작 엔진 data가 없기 때문에 통계적 계산을 위해 엔진 개발시 수행된 연소 시험과 PTA-II, SQT, 비행시험 전체를 포함하도록 하였다.

연소 시험에 있어서 큰 문제는 연소 불안정 현상이었다. 이 현상은 배플을 이용하여 해결할 수 있었으며<sup>8</sup> 이후 주된 설계 확정(design freeze)이 이루어 졌다고 말할 수 있을 것이다. 이전의 분석<sup>9</sup>에서는 설계 확정 이전의 결과를 모두 포함하여 분석하였고 연소 불안정 현상의 발생 여부를 성공 판별 기준으로 삼아 계산하였다. 그 결과 얻어진 값은 신뢰 수준 50%에서 신뢰도가 60%보다도 낮은 값을 갖는 것으로 나타났다. 그러나 이와 같은 접근 방법은 설계 확정 이후의 비교적 높은 신뢰도 값을 설명하지 못한다는 단점이 있었다. 이에 본 연구에서는 설계 확정 이후의 시험들만을 이용하여 신뢰도를 분석하였다.

계산에 사용된 data는 다음과 같다. 엔진 개발 연소 시험은 전체 28회 시험이고 이중 설계 확정 이후의 시험은 2002년 4월 이후부터 수행된 12회의 시험만을 포함하였다. PTA-II에서는 8회의 연소 시험을 수행하였고 이중 5회의 시험이 설계 확정 이후의 시험이었다. 여기서 2회의 시험 실패가 일어났다. 이후, 단인증을 위한 SQT, 그리고 최종 비행시험이 수행되었다. 이상의 시험들을 합한 전체 횟수는 총 19회가 된다.

성공과 실패는 비상 정지의 발생에 의한 시험 정지 여부를 가지고 판단하였다. 종합 시험 결과를 정리하면 17회의 시험 성공, 2회의 실패로 나타났으며 그 결과를

식 (1), (2)를 이용하여 계산하면 추진기관 신뢰도 86.3%, 신뢰수준 50%가 된다.

비교적 정확한 신뢰도를 얻기 위해서는 더 많은 시험 데이터가 요구된다. 이러한 점은 앞으로 소형위성발사체의 개발과 아울러 우리가 보유하게 될 수많은 경험을 통해 확보할 수 있을 것으로 사료된다.

## 3. 결론

이상과 같이 발사체 추진기관에서의 신뢰도 평가 기술을 살펴보고 이를 실제 개발품인 과학로켓3호의 추진기관 연소시험 결과에 적용시켜 보았다. 신뢰도 평가에 있어서 가장 중요한 것은 데이터베이스의 확보라고 판단되며 아직까지 국내의 개발 역량이 선진국에 비해 턱없이 부족하다는 점이 연구 수행의 난점이었으나 앞으로 소형위성발사체(KSLV) 시리즈의 개발을 통해 우리나라에도 신뢰성이 충분한 발사체를 확보할 수 있을 것으로 기대된다.

## 참고문헌

- [1] Chang, I. S., "Investigation of space launch vehicle catastrophic failures," AIAA j. of spacecraft and rockets, vol. 33, No. 2, 1996.
- [2] 조상연, 김용욱, 오승협, "액체로켓 추진기관 시스템에서의 신뢰도 분석," 제4회 우주발사체기술 심포지움, 2003
- [3] Christenson, R. L., Whitley, M. R., and Knight, K. C., "Comprehensive design reliability activities for aerospace propulsion systems," NASA/TP-2000-209902, Jan., 2000.
- [4] SAE ARP4900, "Liquid rocket engine reliability certification," 1996
- [5] O'Connor, P. D. T., Practical reliability engineering, third edition, John Wiley & Sons Ltd., 1991.
- [6] Mohr, R. R., "Failure modes and effects analysis," lecture note of Sverdrup technology, Ltd., 2002
- [7] Lloyd, D. K., Lipow, M., "Reliability: management, method, and mathematics," ASQC., 1989.
- [8] 조상연, 강선일, 하성엽, 조인현, 오승협, "KSR-III Rocket 종합 시험 설비에서 발생한 초기 연소 불안정에 관한 연구," 항공우주학회 추계학술대회, 2002
- [9] 조상연, 김용욱, 오승협, "발사체 추진기관의 신뢰도 평가에 대한 연구," 제5회 우주발사체기술 심포지움