

信賴性應用研究

제4권, 제2호. pp.105-119, 2004

우주발사체 신뢰성 분석기법에 관한 연구

유승우*, 박근영*, 이경철*, 이상준**

한국항공우주연구원 제품보증그룹*, 산업자원부 자본재산업국**

A Study on the Reliability of Space Launch Vehicle

Seung-woo Yoo*, Keun-young Park*, Kyung-chol Lee*,
Sang-jun Lee**

Product Assurance Department, Korea Aerospace Research Institute*
Capital Goods Industries Bureau, Ministry of Commerce, Industry and Energy**

Abstract

Reliability program is essential to the development of space systems like launch vehicles and satellites, as they are non-repairable after launch and the failure of a launch vehicle resulted in catastrophic consequences for the mission. Foreign advanced space organizations have developed and implemented their own reliability

management programs for launch vehicles from the conceptual design stage to the detail processes for the individual components, procedures and test reports. A study on the launch failures and the reliability analysis methods for one-shot devices contained in this paper will contribute to the reliability improvement for Korean launch vehicle and components.

1. 서 론

우주제품은 다양한 첨단 과학기술과 상용기술이 복합화 되어 개발되는 종합 시스템으로서 대량생산되는 다른 제품과는 많은 차이가 있으며, 장기간에 걸친 연구개발과 막대한 비용이 투자되어야 하므로 국가적 차원에서 전략적으로 관리되어야 하고, 제품개발을 위해서는 기술경영의 차원에서 많은 인력과 조직을 통합하기 위한 접근이 필요하다. 이러한 이유로 우주제품의 개발에 있어서 신뢰성은 최초 개념설계부터 개발, 운용단계까지 중요한 평가 및 관리요소로서 관심이 집중되는 분야이며, 개발자에게는 시스템의 기술수준에 대한 척도가 되고, 사용자에게는 시스템 운용 시 만족도의 척도로서 설계는 물론 운용의 기본방침을 수립하는 기반이 된다.

효율적인 신뢰성 관리를 위해서는 개념연구단계에서 신뢰성 목표를 타당하게 설정하고, 설계 및 제작단계 이후에는 신뢰성을 예측하고 이를 향상시키기 위한 활동이 수행되어야 하며, 체계적인 절차에 따라 설계 변경사항이 반영되고 품질과 성능의 개선을 통하여 신뢰성 향상이 지속적으로 이루어져야 한다. 또한, 시험평가 단계에서는 전체 시스템은 물론 부품에 대해서도 고장 및 분석데이터를 확보하고, 개발된 시스템의 신뢰성 수준 달성여부를 확인하기 위한 시험 및 분석/평가가 실시되어야 한다.

본 논문에서는 전 세계의 우주발사체에 대한 통계 및 미 항공우주국(NASA, National Aeronautics and Space Administration)의 우주발사체 인증 요구조건을 바탕으로 한 신뢰성 목표 설정 요구조건과 이의 달성여부를 판단하기 위한 데이터의 통계적 분석기법에 대하여 살펴보고, 신뢰성을 통계적으로 입증하기 위한 절차 및 방안을 고찰하고자 한다.

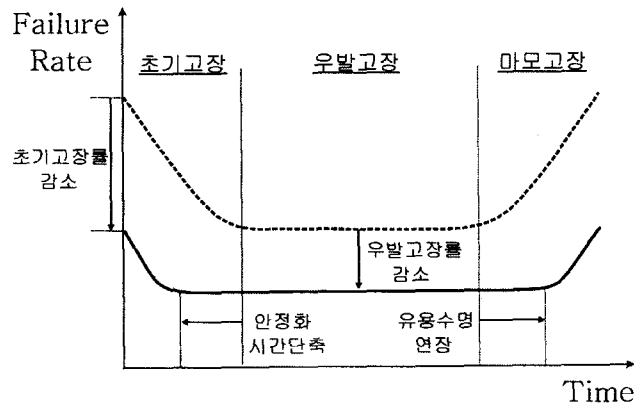
2. 본 론

2.1 신뢰성 개요

신뢰성은 시간개념을 도입한 품질로서 “아이템이 규정된 사용 조건하에서 의도하는 기간 동안 요구되는 기능을 수행할 가능성”으로 정의하는데, 고장 발생여부 및 발생 시점 등의

예측 및 분석을 위하여 시스템 수명의 확률분포를 기초로 시스템이나 그 구성요소의 신뢰성을 정량적, 수학적으로 분석하여 접근한다는 특징이 있다.

대부분의 신뢰성 활동은 부품 고장확률을 감소시키고 제품 수명을 연장시키기 위한 방식으로 진행되는데, 신뢰성 향상 효과를 욱조곡선(bathtub curve)에 나타내면 그림 1과 같다. 효율적인 신뢰성 활동을 위해서는 시스템의 개념연구단계에서부터 고장 또는 임무실패에 대하여 정의하고, 시스템에 대한 요구조건을 종합적으로 고려하여 운용개념에 따른 임무 형태와 시스템 기능별 관련시간을 세부적으로 분석하여야 하며, 최적의 신뢰성 목표를 정량적으로 설정하고 설계, 제작, 시험 및 운용 등 각 단계별로 적절하게 관리하여야 한다.



<그림 1> 욱조곡선

신뢰성 활동은 시스템의 고장 발생을 방지하는 것이 최선의 목표이지만, 제조결함, 노화, 정비 불량, 인적요소 등 여러 가지 요인에 의하여 고장은 발생하기 마련이므로 예방조치에도 불구하고 발생 가능성이 있는 고장원인을 식별하고, 적절한 시정 및 개선조치를 취함으로써 고장의 발생 가능성을 최소화하거나 고장 발생으로 인한 영향을 최소화하여야 한다. 이를 위해서는 시스템 설계단계에서부터 새로운 설계에 대한 신뢰성 예측 및 신뢰성 데이터 분석 기법을 적용한 신뢰성 설계가 이루어져야 하고, 대상 제품 또는 시스템이 의도한 시점에 정상적으로 기능을 발휘할 수 있도록 하는 제품보증 수단의 하나로서 전체 수명주기 (life-cycle)에 걸쳐서 신뢰성을 확보하고 유지하기 위한 종합적인 신뢰성 관리를 하여야 한다.

2.2 우주발사체의 신뢰성 통계

1957년 10월 4일 최초의 인공위성인 스푸트니크 1호(SL-1)가 구소련에 의해 발사되면서 우주발사체의 역사는 시작되었고, 초기에는 탄도미사일(ICBM) 기술을 기초로 대부분의 우주발사체가 개발되었다. 탄도미사일의 경우에는 수많은 지상 및 비행 검증시험과 수락시험을 수행하여 성능한계, 안전계수 등에 대한 적합성 입증을 하고, 시험결과가 부적합할 경

우 이를 개선하여 성능 최대화 또는 중량 최소화와 같은 목표를 달성하는 개발방식을 채택하였다. Atlas 대륙간탄도미사일의 경우에는 1957년부터 1962년까지 총 82회의 시험 비행을 하였고, Titan 미사일의 경우에는 약 100회의 비행시험을 하였다.^[1]

그러나 공정 또는 운용절차상의 사소한 변경 또는 설계, 제작, 운용 단계에서의 결함이 발생하는 경우에는 곧바로 고장 또는 임무실패로 귀착될 수 있기 때문에 정량적인 평가의 필요성이 대두되었다. 이에 따라 아폴로 프로그램에서는 리스크 관리를 위한 시도를 하였지만 이는 정량적인 평가의 어려움으로 인해 실패로 돌아갔다. 이후 우주발사체나 인공위성 등 우주제품의 개발에는 막대한 비용이 소요되어 개발 부담이 크고, 발사이후에 수리 및 정비가 불가능하기 때문에 과거의 실패 경험을 분석하고 이를 개선하기 위하여 우주발사체의 품질 및 신뢰성에 대한 연구를 시작하였으나, 냉전체제하에서는 발사실패에 대한 정보가 각국의 기밀사항으로 관리되어 정보가 공유되지 않았기 때문에 기존의 발사체 고장에 대한 정보 확보는 물론 전 세계 우주발사체에 대한 정확한 통계조차 집계되지 못하였다.

이후 러시아의 글라스노스트(glasnost) 정책, 상업용 발사체의 경쟁, 발사 서비스 보험사의 신뢰성 분석 데이터 요구 등으로 인해 우주발사체에 대한 정보는 급격하게 증가하게 되었고, 현재는 이를 바탕으로 신뢰성 연구가 활발하게 진행되고 있다.

우주발사체의 경우에는 탑재체(payload)를 목표 궤도상에 쏘아 올리지 못하게 되는 것을 임무 실패로 정의하며, 발사체 자체의 파괴 또는 폭발, 탑재체 운용수명의 현저한 감소, 임무 회복을 위한 광범위한 노력 및 비용이 요구되는 경우 등이 포함된다. 이와 같은 기준을 적용하여 1957년부터 1999년까지 전 세계 우주발사체의 임무수행 통계를 살펴보면 총 4378회의 발사 중 3988회 성공하여 91.1%의 임무 성공률(probability of success)을 나타내고 있다.^[2]

<표 1> 전 세계 발사체의 임무 성공 통계

발사체	국가	발사횟수	임무성공	임무실패	성공률(%)
Ariane	유럽	117	109	8	93.16
Athena	미국	5	3	2	60.00
Atlas	미국	305	265	40	86.89
Delta	미국	271	258	13	95.20
H-Series	일본	30	29	1	96.67
Long March	중국	57	51	6	89.47
Pegasus	미국	27	24	3	88.89
Proton	러시아	284	254	30	89.44
Space shuttle	미국	94	93	1	98.44
Titan	미국	203	188	15	92.61
Tsiklon	우크라이나	249	242	7	97.19
계		1642	1516	126	92.33

여기서 임무 성공률이란 임무시간이 매우 짧고 1회의 사용을 목적으로 하는 탄환, 미사일, 로켓 등과 같은 단발성 장치(one-shot device)의 정량적인 신뢰성 척도로서, 운용시간에 따른 고장 발생확률을 바탕으로 하는 신뢰성이 아니라 임무의 성공과 실패로 구분하는 것이다. 소모성 우주발사체(ELV, Expendable Launch Vehicle) 자체는 물론 이에 사용되는 교체로켓모터(SRM, Solid Rocket Motor), 파이로테크닉 장치(pyrotechnic device), 비행종단장치(flight termination device) 등의 단발성 장치는 사용 후 파괴되거나 대대적인 수리 또는 재작업이 필요한 제품으로 통상적으로 대기 또는 보관상태에서 제품 수명의 대부분을 보내기 때문에 수명주기 동안 고장 데이터를 입수하기 어렵다는 특징이 있다. 따라서 우주발사체의 경우에는 기존의 발사체에 대한 통계 및 고장데이터 등을 활용하여 기술 개발 및 신뢰성 인증을 위한 기준 수립에 활용하고 있으며, Atlas, Proton 등 11가지 발사체에 대한 1999년까지의 통계는 <표 1>과 같고, 이들의 성공률 평균은 92.33%이다.^[3]

2.3 우주발사체 고장원인 분석

우주발사체의 신뢰성을 향상시키기 위해서는 고장 및 사고사례를 분석하고 이를 설계에 반영하여 재발을 방지하기 위한 활동이 필수적인데, 우주발사체 사고사례를 통한 고장 원인은 다음과 같이 종합할 수 있다.

- 인적요인 : 미숙련 작업, 작업자의 실수 또는 부적절한 결정, 공정관리 미흡 등
- 부품결함 : 부적절한 설계, 부품에 대한 부적합한 시험/제조/수리, 부품 취급 부주의, 불충분한 발사 전 점검 등
- 추진제 누설 : 용접 결함, 탱크와 추진제 공급계통의 손상, 하이드라진 주입 밸브 손상, 추진제 공급관 막힘 등
- 단 분리 실패 : 부적절한 배선, 스위치 또는 단 분리장치의 결함 등
- 엔진 고장 : 연소실의 불충분한 브레이징, 연소 불안정 등
- 발사체 제어 실패 : 제어시스템 설계 결함, 낙뢰 또는 단락에 의한 전선의 손상 등
- 유도시스템 고장 : 소프트웨어 설계 오류 등

1998년부터 미 항공우주국은 액체로켓 엔진을 사용하는 우주발사체에 대한 고장사례를 조사 및 분석하여 고장발생 위치를 11가지 서브시스템으로 구분하고 개별 서브시스템의 신뢰성을 분석하였는데, 그 결과는 <표 2>와 같이 추진계통의 신뢰성이 가장 낮은 것으로 나타나고 있다.^{[3],[4]}

<표 2> 우주발사체 계통별 고장 발생 수와 신뢰성

서브시스템		미국 발사체		전 세계 발사체	
		고장 발생 수 (고장확률)	신뢰성	고장 발생 수 (고장확률)	신뢰성
추진 계통	엔진	12 (22.6%)	0.9809	19 (21.3%)	0.9831
	추진제 공급계통	9 (17.0%)	0.9856	22 (24.7%)	0.9805
비행제어 계통		9 (17.0%)	0.9856	13 (14.6%)	0.9884
전자 계통		6 (11.3%)	0.9904	9 (10.1%)	0.9920
유압 계통		6 (11.3%)	0.9904	6 (6.7%)	0.9946
탑재체 페어링		4 (7.5%)	0.9936	5 (5.6%)	0.9955
자세제어 계통		3 (5.7%)	0.9952	5 (5.6%)	0.9955
소프트웨어		2 (3.8%)	0.9968	4 (4.5%)	0.9964
설계 결함		2 (3.8%)	0.9968	3 (3.4%)	0.9973
추진제 저장 계통		1 (1.9%)	0.9984	4 (4.5%)	0.9964
구조 계통		1 (1.9%)	0.9984	3 (3.4%)	0.9973

우주발사체의 사고는 막대한 개발비용, 시간, 노력의 손실을 초래하므로 이와 같은 고장 및 사고 사례 분석은 단순한 분석으로 그치지 않도록 철저한 예방활동이 수반되어야 하고, 고장 데이터는 물론 개발 및 운용단계에서 도출되는 데이터를 통합하여 관리하는 데이터베이스를 구축하여야 한다. 이를 통해 고장의 근본 원인이 되는 시스템을 중점적으로 관리하고, 이를 설계에 반영하여 신뢰성 향상을 위한 대책을 수립할 수 있는 시스템을 갖추어야 한다.

2.4 우주발사체의 인증 요구조건

상용 발사체 시장이 형성되면서 과거의 국가주도 개발 방식보다 경쟁이 심화되었고, 사용자 입장에서는 우주발사체에 대한 객관적인 판단기준이 필요하게 되어 1994년부터 미 국방성(DoD, Department of Defense) 및 미 공군은 우주발사체에 대한 결함 및 비용에 관한 연구를 수행하였으며, 우주발사체는 물론 지상설비에 적용하는 기술, 설계, 제조방식 등이 최신회되지 않고 있다는 결론을 내렸다. 이에 따라 미 공군 및 항공우주국은 자체적인 우주발사체 인증 요구조건을 수립하여 이를 적용하고 있다. 상용 발사체를 이용한 군사위성의 발사를 위하여 시작된 EELV(Evolved Expendable Launch Vehicle) 프로그램의 경우에는 이를 통해 관리된 발사체의 성공률이 향상되고, 발사일정에 대한 예측이 수월해졌으며, 위험 부담이 감소되어 25~50%의 비용절감효과까지 거둔 것으로 평가하고 있다.^[5]

미 항공우주국의 경우에는 탑재체의 리스크 등급을 3단계로 구분하여 등급에 따라 우주발사체 인증을 하고 있으며, 세부 요구조건을 살펴보면 다음과 같다.^{[6]~[8]}

<표 3 > 미 항공우주국의 탑재체 리스크 등급 및 소모성 발사체(ELV) 요구조건

탑재체 리스크 등급	탑재체 구분	발사체 허용 수준
1등급	- 낮은 임무 중요도 - 단순한 설계/통합 - 저렴한 비용 예) 대학 연구시험용 위성	- 신규 개발된 발사체/발사경험이 없는 발사체 - 비행검증 후 주요 시스템을 설계 변경하여 최초로 발사하는 발사체
2등급	- 중간수준의 임무 중요도 - 중간수준의 설계/통합 - 중간수준의 비용 예) 소형 탐사위성 또는 지구 탐사용 위성	- 1회 이상 발사 성공경험이 있는 발사체 - 성능 요구조건을 만족하며 검증 요구조건을 갖춘 발사체
3등급	- 높은 임무 중요도 - 복잡한 설계/통합 - 고가의 비용 예) 원격탐사위성 또는 우주정거장 보급선	- 14회 이상 연속적으로 발사 성공한 (신뢰성 95%, 신뢰수준 50%) 발사체 - 인증된 조직에 의한 해당 임무분석이 완료된 발사체

2.4.1 리스크 1등급 우주발사체의 인증 요구조건

1등급에 해당되는 탑재체를 발사하기 위한 발사체의 인증은 기본적으로 발사체 제작, 조립, 시험은 물론 부품제작, 탑재체 제작 및 발사장 운용 등 모든 관련 조직에 대한 ISO 9001 인증을 요구하고 있으며, 미 항공우주국의 인증평가단은 설계단계에서부터 모든 설계 검토, 개발회의 및 시험에 참관하게 된다.

부품 및 시스템 수준의 예비설계검토(PDR), 세부설계검토(CDR) 및 설계변경검토(DCR) 결과와 신뢰성 분석결과는 문서화하여야 하는데, 발사체의 예측 신뢰성은 80%의 신뢰수준에서 95% 이상이어야 하고, 우주제품으로 인증된 하드웨어만 장착이 가능하다. 또한 모든 핵심부품(critical components)에 대해서는 FMECA(Failure Modes, Effects and Criticality Analysis)를 수행하여야 하고, 각종 신뢰성 분석 결과를 바탕으로 비용 및 안전성 평가가 수행되어야 하는데, 예비 위험성 분석(PHA, Preliminary Hazard Analysis) 및 최종 위험성 분석(FHA, Final Hazard Analysis) 등이 시스템 안전성 평가방법으로 적용된다.

발사체의 시험 및 검증을 위해서 추진시스템, 전자시스템, 항법시스템, 비행제어/유도시스템, 기계시스템, 구조시스템, 소프트웨어, 안전시스템 등의 수락시험 계획 및 평가 기준이 사전에 설정되어야 하는데 여기에는 지상시험, 인증시험, End-to-End 시험 등이 포함되어야 하고, 최종적으로 다음과 같은 사항이 문서화 되어야 한다.

- 시스템 성능 요구조건
- 부품의 정의
- 부품의 환경 조건 설정(열, 진동, 충격, 음향 등)
- 수락시험 계획(acceptance test plan) 및 인증시험 계획(qualification test plan)
- 모든 시험에 대한 결과

2.4.2 리스크 2등급 우주발사체의 인증 요구조건

2등급 발사체 인증의 경우에는 1회 이상 발사 성공한 발사체 또는 미 항공우주국의 요구조건을 갖춘 발사체의 경우 신청이 가능하며, 1등급 요구조건 외에도 수락시험 결과에 대한 검토 및 발사서비스 공급자의 인증 시험 프로그램에 대한 종합적 검토 단계를 거쳐야 한다.

우선 비행여유 검증(flight margin verification)을 요구하고 있는데, 이는 이전의 비행 데이터를 분석하여 발사체 및 성능에 대한 요소의 편차가 예측치로부터 3시그마 이내에 들어야 한다는 것으로서 다음과 같은 비행 후 데이터 및 분석 자료가 포함되어야 한다.

- 실제 중량 및 추진모델을 적용한 목표발사환경에서의 5 또는 6 자유도 궤적 시뮬레이션
- 궤도 요소의 3 시그마 한계치
- 발사일자 및 시간에 대한 성능 영향
- 성능 및 여유 정보
- 발사 및 비행단계와 추적가능 영역
- 발사부터 목표조건까지의 궤적에 대한 시간 정보
- 발사체에 대한 요약 정보 및 중량 데이터
- 사용된 모든 분포데이터에 대한 정보
- 좌표계 정의
- 분석에 정용한 탑재체 정보(성능 요구조건, 중량 조건 등)
- 발사체 유도 데이터를 통해 결정된 궤도 요소
- 예상 비행환경에서의 예측 정보 (음향/진동, 가속도, 열, 충격 및 압력 등)
- 실제 비행 환경의 비행 후 정보
- 예측 및 실제 비행환경 요소의 차이에 대한 설명자료
- 시스템/서브시스템 성능 데이터의 예측치와 실제데이터와의 비교
- 비행데이터의 편차 및 시정조치에 대한 종합 설명자료

위의 데이터 및 분석 자료가 요구조건을 만족하는 경우에는 비행용 하드웨어/소프트웨어 작동/통합 시험과 제조공정에 대하여 감사를 하게 되는데, 해당 조직은 사전에 품질시스템을 갖추고 다음 내용이 포함된 품질관리계획을 문서화하여야 한다.

- 설계 관리
- 문서 및 데이터 관리
- 구매
- 제품 식별 및 추적
- 고객지급품 관리
- 프로세스 관리
- 검사 및 시험
- 검사, 측정, 시험장비 관리
- 부적합제품 관리

- 취급, 저장, 포장 및 운송
- 품질 기록 관리
- 내부 품질 감사
- 교육/훈련

2.4.3 리스크 3등급 우주발사체의 인증 요구조건

3등급 탑재체는 1, 2등급의 탑재체에 비해 임무 중요도가 높고, 개발 및 제작비용이 상대적으로 많이 소요되기 때문에, 1, 2등급의 요구조건 외에도 발사성공 횟수를 별도로 규정하고 있다.

2등급 인증을 받은 발사체 중 발사 성공 횟수가 연속 14회 이상이면 3등급 인증을 신청할 수 있으며, 비행 후 데이터 분석 결과가 해당 요구조건을 만족한다면 발사체에 대한 인증을 부여하게 된다.

3등급 인증을 받은 발사체의 설계를 변경하여 개발된 발사체의 경우에는 발사 성공 횟수가 연속 6회 이상인 경우에도 인증을 신청할 수 있지만, 이 경우에는 다음과 같은 추가 평가를 하게 된다.

- 비행용 하드웨어/소프트웨어 시험 결과 평가
- 발사체 성능 및 발사장 업무에 대한 평가
- 발사체 설계 평가
- 제조 공정에 대한 감사
- 시험 방침 평가
- 위험성 경감에 대한 평가
- 품질 시스템 감사
- 문서화 시스템 평가
- 프로그램 관리 평가
- 형상 관리 평가

2.5 단발성 장치의 신뢰성 분석기법

시스템의 신뢰성을 확률적으로 평가하기 위해서 일반적으로 다음의 두 가지 기법을 적용하고 있다.

첫째는 확률적 리스크 분석기법(PRA)으로 전체 시스템을 서브시스템 및 부품으로 분해하여 분석하는 방법이다. 즉 개별 서브시스템 및 부품의 고장 발생률을 기초로 FTA(Fault Tree Analysis) 또는 ETA(Event Tree Analysis) 기법 등을 적용하여 전체 시스템의 고장확률을 평가하며 주로 설계단계에서 전체 시스템의 신뢰성을 예측하기 위하여 많이 적용한다. 그러나 개념연구단계와 같이 세부 설계가 진행되지 않은 상태에서는 이 기법을 적용할 수 없으며, 임무의 성공 또는 실패로 시스템의 신뢰성을 평가하는 단발성 장치의 임무성공률 분석에는 부적절하다.

둘째는 시스템을 기능별로 분해하지 않은 상태에서 과거의 고장발생빈도를 기초로 시스템의 임무성공률을 평가하는 방법으로 우주발사체와 같은 단발성 장치에 주로 적용하는 기법이다. 이 기법을 통한 분석 결과는 고장 발생에 대한 데이터의 양에 따라 신뢰수준이 달라지기 때문에 발사 경험이 적은 우주발사체의 경우에는 성능시험 및 비행시험 등 각종 시험 데이터까지 활용하여 분석하는 것이 일반적이며, 최근에는 Bayesian 확률분포를 활용하여 현재 뿐만 아니라 향후 고장확률의 분포 및 고장 발생시점을 예측하기 위한 연구도 진행되고 있다.¹⁹⁾ 임무성공률 평가방법은 개별 서브시스템 및 부품에 대한 신뢰성 자료가 불충분한 경우에도 전문가의 지식을 반영할 수 있기 때문에 효율적으로 적용할 수 있으며, 신뢰도 예측 시 평균고장확률, 또는 고장까지의 평균 시간 등과 같은 점 추정치(point estimate)가 아니라 이와 관련된 분포를 구함으로써 추후 고장 발생에 대한 보다 충분한 분석을 할 수 있다는 장점이 있다.

2.5.1 단발성 장치의 신뢰성

단발성 장치는 대기 또는 보관상태에서 가용수명의 대부분을 보낸다는 특성이 있으며, 원하는 시점에 요구되는 기능을 수행해야 임무를 성공한 것으로 간주하며, 신뢰성 요구조건에는 신뢰수준(confidence level)의 개념이 포함되어야 한다. 미 항공우주국의 3등급 발사체 인증을 위한 신뢰성 요구조건은 “신뢰수준 50%에서 신뢰성 95% 이상”으로, 이는 고장확률이 5%미만일 가능성이 50%라는 것이다. 여기서 신뢰수준은 모집단의 크기에 따라 변하는 것이므로 시험 또는 발사횟수를 증가시키면 신뢰수준을 높일 수 있지만, 우주발사체와 같은 단발성 장치는 시험 수행 후 대부분의 제품이 파괴되거나 대대적인 보수작업을 필요로 하고, 시험 비용이 많이 소요되므로 시험 횟수를 증가시키는 것은 신중하게 고려하여야 한다. 따라서 시험데이터와 같은 모집단으로부터 추출하는 샘플의 분산 특성을 통계적으로 분석함으로써 수락 가능한 신뢰수준에서 원하는 신뢰성을 입증할 수 있는 최소 샘플수를 사전에 결정하여 이를 시험계획에 반영하여야 한다.

단발성 장치의 시험 결과는 성공 또는 실패의 두 가지로만 나타나므로, 일반적으로 이항식(binomial equation)을 사용하여 통계적 분석을 하고 이를 시험계획에 반영하며, 성공확률, 즉 신뢰성을 예측하게 된다. 단발성 장치의 신뢰성 분석에 적용하는 이항분포는 “베르누이 시행(Bernoulli trials)”을 기초로 하고, 개별 시행은 2가지의 결과(성공 또는 실패)로만 나타난다. 이항분포를 적용하기 위해서는 다음과 같은 조건이 만족되어야 한다.

- 각 시험은 서로 독립이어야 한다. 즉 개별 시험의 결과는 다른 시험의 결과에 영향을 주지 않아야 한다.
- 각 시험은 2가지 결과(성공 또는 실패) 중 하나만 나와야 한다.
- 모든 시험의 성공확률은 일정하여야 한다.

n 개의 샘플에 대하여 r 개의 고장 또는 임무 실패가 발생할 확률을 이항식으로 표현하면 다음과 같다.

$$P(r) = \frac{n!}{r!(n-r)!} p^r (1-p)^{(n-r)} \tag{1}$$

여기서, p 는 고장확률(Proportion defective), n 은 샘플 크기(Sample size), r 은 고장 발생횟수(number defective), $P(r)$ 은 n 개의 샘플 중 r 개의 고장 또는 임무실패가 일어날 확률 의미한다. n 개의 샘플에 대한 시험에서 k 개 이하의 고장이 발생할 확률은 식 (2)와 같이 고장확률의 합으로 계산되고, 이 때의 신뢰수준은 식 (3)과 같다.

$$P(r \leq k) = \sum_{r=0}^k P(r) \tag{2}$$

$$CL = 1 - P(r \leq k) \tag{3}$$

예를 들어 20개의 제품에 대한 고장확률이 10% 미만이어야 하는 경우 ($p < 0.1$)에는 다음과 같이 계산한다. 우선 식(1)을 사용하여 고장 발생 제품이 0개 또는 1개인 경우의 고장확률을 계산하면 다음과 같다.

$$P(r = 0) = \frac{20!}{0!20!} (0.1)^0 (0.9)^{20} = 0.122 \tag{4}$$

$$P(r = 1) = \frac{20!}{1!19!} (0.1)^1 (0.9)^{19} = 0.270 \tag{5}$$

이 때, 고장 발생 제품이 1개 이하일 경우의 확률은 식(2)를 사용하면 된다.

$$P(r \leq 1) = 0.122 + 0.270 = 0.392 \tag{6}$$

고장확률이 10% 미만이 되어 시험에 대한 합격판정을 내릴 수 있는 신뢰수준은 식(3)을 사용하여 다음과 같이 계산한다.

$$CL = 1 - 0.392 = 0.608 \tag{7}$$

즉, 신뢰수준은 60.8%이며, 제품에 대한 신뢰성 요구조건이 “신뢰수준 90%에서 고장확률 10% 미만” 이라면 부적당한 샘플링 계획이라는 것을 알 수 있다. 이를 만족시키기 위해서는 시험대상 제품의 수를 증가시키거나, 고장 허용 수를 감소시켜야 한다. 신뢰수준 90%에서 고장확률 10%를 만족시키기 위해서는 22개의 제품을 시험하여 고장이 발생하지 않거나, 38개 이상의 제품을 시험하여 1개의 제품만 고장이 발생하여야 한다. 즉, 1개의 제품에 대한 고장을 허용하는 경우 신뢰성 요구조건을 만족시키기 위해서는 샘플 크기를 38개 이상으로 선정하여야 한다. 다음의 <표 4>는 신뢰수준 90%와 95%인 경우, 고장확률 10%를 입증하기 위한 최소 시험 횟수와 고장 발생 수의 관계를 나타낸 것이다.

<표 4> 신뢰성 90% (고장확률 10%)인 경우
신뢰수준 비교표^[10]

고장 발생 수	시험 횟수	
	신뢰수준 90%	신뢰수준 95%
0	22	29
1	38	47
2	52	63
3	65	77
4	78	92
5	91	104
6	104	116
7	116	129
8	128	143
9	140	156
10	152	168

2.5.2 시험 데이터의 통계적 분석

시스템의 신뢰성은 고유한 특성치로 일정한 값이지만, 이를 추정하기 위해서는 동일한 시스템에 대한 시험데이터 등으로부터 통계적으로 접근하여야 한다. 이러한 방법에서 유념해야 할 사항은 시험데이터 그 자체에 대한 정보를 얻기 위한 것이 아니고, 데이터로부터 얻은 정보를 바탕으로 실제 시스템의 신뢰성을 추정하는 것이 목표라는 점이다.

단발성 장치의 신뢰성은 시험데이터의 고장확률 p 에 대한 신뢰상한(upper confidence limits)과 하한(lower confidence limits)을 통해 추정하게 되며, 두 모분산의 비에 관한 점추정을 비롯하여, 분산분석, 회귀분석, 실험계획법 등에서 상용되는 F분포를 이용한다. 신뢰하한(p_L)과 상한(p_U)의 계산식은 식 (8) 및 (9)와 같다.^[10]

$$p_L = \frac{1}{1 + \left(\frac{n-r+1}{r}\right)F_L} \tag{8}$$

$$p_U = \frac{1}{1 + \frac{n-r}{r+1} \left(\frac{1}{F_U}\right)} \tag{9}$$

여기서 n 과 r 은 시험 횟수 및 고장 발생 수를 의미하고, F_L 과 F_U 는 자유도 ν_{L1} , ν_{L2} 및 ν_{U1} , ν_{U2} 와 원하는 신뢰수준에 대한 F분포이다. 이 때의 자유도는 다음과 같이 계산한다.

$$\nu_{L1} = 2(n - r + 1), \nu_{L2} = 2r$$

$$\nu_{U1} = 2(r + 1), \nu_{U2} = 2(n - r)$$

38개의 샘플을 시험하여 2개의 샘플에 고장이 발생하는 경우, 신뢰수준 90%로 모집단의 고장확률을 추정하기 위한 계산 방법은 다음과 같다.

- ① $n = 38, r = 2$
- ② 자유도 계산 : $\nu_{L1} = 74, \nu_{L2} = 4, \nu_{U1} = 6, \nu_{U2} = 72$
- ③ F분포표 참조 : $F_L = 3.79, F_U = 3.06$
- ④ 신뢰하한 계산 : $p_L = 0.014$
- ⑤ 신뢰상한 계산 : $p_U = 0.203$

이는 90%의 신뢰수준으로 추정한 모집단의 고장확률 p 는 1.4%에서 20.3% 사이에 있다는 것을 의미하며, 고장확률 추정구간을 줄이기 위해서는 보다 많은 샘플에 대하여 시험을 하거나 낮은 신뢰수준을 적용하여야 하며, 고장 발생 수가 작은 경우에는 추정구간 또한 줄어들게 된다. 이와 같이 이항분포를 적용하면 원하는 고장확률과 신뢰수준에서의 시험 횟수 및 고장 발생 수를 계산할 수 있으며, 신뢰성 95%와 99%인 경우 신뢰수준과 고장 발생 수에 따른 최소 시험 횟수를 정리하면 <표 5>와 같다.

미 항공우주국의 3등급 탑재체를 발사하기 위한 우주발사체의 인증 요구조건은 연속적으로 14회 이상 발사를 성공하는 것인데, 표에서 볼 수 있듯이 이는 고장이 발생하지 않은 상태에서 신뢰성 95%, 신뢰수준 50%를 입증하기 위한 신뢰성 인증 요구조건이다.

단발성 장치에 대한 신뢰성 입증을 위해서는 시험계획 수립 단계에서 이를 활용하여 시험 횟수를 미리 규정하고 이에 따라 시험을 수행하여야 하며, 시험 결과를 바탕으로 데이터를 분석하는 단계에서는 이와 같은 신뢰성 시험 분석기법을 활용하여 시스템의 신뢰성 및 신뢰구간을 추정할 수 있다.

<표 5> 신뢰성 95%, 99%인 경우 신뢰수준과 고장 발생 수에 따른 최소 시험횟수^[11]

고장 발생 수	신뢰성 0.95 (고장확률 0.05)					신뢰성 0.99 (고장확률 0.01)				
	50% C.L.	80% C.L.	90% C.L.	95% C.L.	99% C.L.	50% C.L.	80% C.L.	90% C.L.	95% C.L.	99% C.L.
0	14	32	46	59	90	69	160	230	299	459
1	34	60	77	94	130	168	299	388	467	662
2	54	85	106	125	166	268	424	526	625	838
3	74	110	133	154	198	367	551	664	773	1002
4	94	134	159	180	228	467	671	789	913	1157
5	114	157	184	208	258	567	785	926	1049	1307
6	134	180	209	235	288	667	902	1051	1186	1453

3. 결 론

기상예보, 원격 탐사, 위성항법시스템 운용, 전 세계 고속통신, 화상회의, 인터넷 서비스, 국제간 방송중계, 위성 TV신호 송출 등 여러 가지 측면에서 인공위성 활용도가 높아지고 있는데, 이는 바로 우주발사체 수요의 증가를 의미한다. 이와 같은 인공위성 및 우주발사체와 같은 우주제품은 개발에 막대한 비용이 소요되고, 가혹한 발사환경 및 우주환경에 노출되지만 발사 이후에는 수리 또는 정비가 불가능하므로, 개발 초기부터 설계, 조립, 시험, 발사 및 운용 과정 전반에 걸쳐 신뢰성을 확보하기 위한 노력이 필수적이다.

우리나라는 한국항공우주연구원에서 2001년 KSR-III를 성공적으로 발사한 이후, 2015년까지 1.5톤급 실용위성용 발사체 개발을 위해 2002년부터 소형위성 발사체 개발사업(KSLV-1)을 진행하고 있다. 이러한 국가적 개발사업을 성공하기 위해서는 미국, 유럽 등의 우주선진국가와 동등한 수준의 신뢰성 시험 및 평가 기술을 확보할 수 있도록 우주분야의 신뢰성 기술에 대한 국제 교류를 활성화하여 국내에서 개발하는 발사체 및 부품에 대하여 국제적 수준의 신뢰성 목표와 분석 요구조건을 적용하여 체계적인 연구개발을 관리하는 것이 바람직할 것이다.

본 논문에서 제시한 단발성 장치의 신뢰성 분석기법을 발사체 개발사업에 적용하는 경우, 발사체에 대한 신뢰성 향상과 최종시험 이후에 예상할 수 있는 다양한 시스템의 인터페이스 문제 등을 해결하기 위한 노력과 비용을 획기적으로 줄일 수 있을 것으로 기대한다.

참 고 문 헌

- [1] FAA Quarterly Launch Report (2002). EELV Reliability : Building on Experience. Commercial Space Transportation Quarterly Launch Report First Quarter 2002, 11-16
- [2] I-Shih Chang (2001). Space Launch Vehicle Reliability, Crosslink vol. 2, no. 1 (Winter 2000/2001)
- [3] Steven S. Lee (2001). Reliability Drivers for Advanced Space Vehicles, AE 8900 Special Project Report.
- [4] SAE ARP4900 (1996). Liquid Rocket Engine Reliability Certification, SAE Aerospace Recommended Practice.
- [5] GAO-04-778R (2004). Continuation of Evolved Expendable Launch Vehicle Program's Progress to Date Subject to Some Uncertainty.
- [6] NPD 8610.7A (2004). Launch Services Risk Mitigation Policy for NASA-owned Or NASA-sponsored Payloads, NASA Policy Directive.
- [7] K-ELV-10.2 (1999). Launch Vehicle Qualification, NASA/KSC Program Management Instruction.
- [8] K-ELV-10.3 (2001). Expendable Launch Vehicle Certification Plan, NASA/KSC Program/Project Management Instruction.
- [9] Seth D. Guikema, M. Elisabeth Patē-Cornell (2004). Bayesian Analysis of Launch Vehicle Success Rates. Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 41, No. 1, January-February 2004
- [10] Edward R. Sherwin (2000). Analysis of "One-Shot" Devices, The Journal of the Reliability Analysis Center, vol. 7, no. 4, 11-14
- [11] <http://rac.alionscience.com/Toolbox/OneShotCalc.htm>