

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.4.364>

신뢰성 보정된 발사체 개발비용 추정방안 연구

김홍래*, 유동서*, 장영근**

Studies for Reliability-corrected Cost Estimation Methodology of Launch Vehicle Development

Hong Rae Kim*, Dong Seo Yoo* and Young Keun Chang**

ABSTRACT

The purpose of this study is to perform the reliability-corrected development cost estimation of the launch vehicle at the conceptual design phase. In order to estimate the launch vehicle development cost, the estimation method based on the independent variable such as the rocket performance and dry mass has been mainly implemented up to now. This approach has made the approximate cost estimation possible, however, the cost variation according to the reliability requirement could not be reflected. In this paper, the cost estimation methodology that introduces the reliability factor in addition to the performance and mass in the TRANSCOST model is presented in order to improve the limitation of current cost estimation method. The development cost of KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-II is estimated on the basis of this newly implemented concept with reliability as an added parameter.

초 록

본 연구에서는 발사체의 개념설계 단계 동안 성능 변수뿐만 아니라 신뢰성에 따른 개발 비용 추정방안을 분석하고자 하였다. 과거에는 발사체의 개발비용을 예측하기 위해서 주로 발사체의 성능과 건조 질량 등을 독립변수로 하는 추정 방법이 많이 이용되었다. 이러한 접근 방법은 비교적 근사하였지만 신뢰성 수준에 따른 비용 변화를 반영할 수 없기 때문에 원하는 신뢰성을 가진 발사체의 개발비용을 근접하게 예측하기는 쉽지 않았다. 본 논문에서는 이러한 비용추정 방법의 한계를 개선하기 위해 성능과 질량을 기반으로 한 비용 모델인 TRANSCOST에 신뢰성 개념을 도입하여 발사체 비용을 추정할 수 있는 방법론을 제시하였다. 이를 기반으로 신뢰성에 따른 한국형발사체(KSLV- II)의 개발비용을 추정했다.

Key Words : Cost Estimation(비용추정), Reliability Analysis(신뢰성 분석), TRANSCOST, FMEA(Failure Mode and Effect Analysis), FTA (Fault Tree Analysis)

I. 서 론

† 2011년 11월 4일 접수 ~ 2012년 3월 5일 심사완료

* 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
교신저자, E-mail : ykchang@kau.ac.kr
경기도 고양시 덕양구 항공대학로 76

모든 시스템은 성공적인 임무 수행을 위해 높은 신뢰성을 가져야 한다. 특히, 위성과 발사체와 같은 시스템은 운용 중 수리가 불가능하기 때문에 높은 설계 신뢰성을 요구한다. 하지만 대부분

의 시스템 개발에서 신뢰성의 증진은 비용과 건조질량의 증가를 가져온다. 그렇기 때문에 무조건 높은 신뢰성의 시스템을 개발하는 것은 현실적으로 어려우므로 적정 수준에서 설계를 절충해야 한다. 본 논문에서는 신뢰성에 따른 설계의 최적점을 선택할 수 있도록 신뢰성과 비용의 연계성을 분석하여 발사체의 개발비용을 추정하는 방법을 제시하였다.

본 연구에서는 발사체의 핵심요소인 엔진의 신뢰성에 따른 개발비용과 서브시스템/부품의 여분(Redundancy) 개념적용에 따라 시스템의 신뢰성 향상 및 그에 따른 개발비용에 대한 추정기법을 제시하였다. 제시된 추정기법을 바탕으로 한국형발사체에 적용하여 프로젝트 비용을 분석하였다.

II. 신뢰성 분석

2.1 Fault Tree Analysis

신뢰성은 “어떤 제품, 부품 또는 시스템이 규정된 조건하에서 지정된 기간에 걸쳐 요구되는 성능을 유지하고 수행하는 확률”로 정의된다. 발사체 신뢰성은 발사체가 성공적으로 발사되어 탑재된 위성을 정해진 임무궤도에 안전하게 진입시킬 수 있는 확률이다. 신뢰성 분석을 위해서는 FTA (Fault Tree Analysis)를 수행하여 시스템 신뢰성을 계산하는 것이 가능하다. FTA는 시스템 고장을 유발시키는 원인들과의 관계를 논리적으로 사용하여 나뭇가지 모양의 그림으로 나타내고 이에 의거하여 시스템의 고장확률을 구함으로써 취약 부분을 찾아내서 시스템의 신뢰도를 개선하는 하향식(Top-down)의 정량적 신뢰성 평가 방법이다[1].

2.2 공통원인고장

지금까지의 신뢰성 분석은 독립고장만을 고려하여 산출했으며, 이는 실제현상과는 다소 차이를 보였다. 이러한 차이를 해소하기 위해서는 외부로부터 오는 어떤 원인에 의하여 여러 장치들이 동시에 고장이 발생하는 공통원인고장(Common Cause Failure, CCF)을 고려하여 보다 현실성 있는 신뢰성 분석을 수행해야 한다[2][3][4].

공통원인고장이 되려면 공통원인고장 요구조건[5]을 만족해야 하는데 Replication redundancy는 이 요구조건을 만족한다. 반면, Diverse design redundancy의 경우에는 동일한 설계가 아니므로

요구조건을 만족시키지 못하기 때문에 공통원인고장으로 고려할 필요가 없다.

2.3 공통원인고장 모델

공통원인고장분석을 위해서는 매개변수 모델을 이용해야 한다. 공통원인고장 분석 모델에는 베타인자(Beta factor), 다중 그리스 문자(Multiple greek letters), 알파인자(Alpha factors), 이항식 고장률(Binomial failure rate) 등이 있다. 개발 초기 단계에서는 신뢰성분석을 위한 데이터가 부족하기 때문에 복잡한 모델을 이용할 경우 매개변수의 부족으로 인하여 분석이 불가능하다. 본 연구에서는 장치의 총 고장확률과 공통원인고장분율(β)이 전부인 베타인자모델을 공통원인고장 분석에 이용하였다.

이 방법은 Fleming[6]에 의해 정의되었으며 베타인자모델이라고 불린다. 베타인자모델의 단일 매개변수인 β 는 다음 식 (1)과 같이 정의된다[1].

$$\beta = \frac{\lambda_c}{\lambda_c + \lambda_I} = \frac{\lambda_c}{\lambda_t} \quad (1)$$

λ_c 는 공통원인 고장에 의한 실패율이고, λ_I 는 독립적인 고장에 의한 실패율이며, λ_t 는 λ_c 와 λ_I 를 합한 것이다. 매개변수 β 를 바탕으로 한 베타인자 모델은 다음 식(2)와 같이 정리된다.

$$Q_k = \begin{cases} (1-\beta)Q_t & (k=1) \\ 0 & (1 < k < m) \\ \beta Q_t & (k=m) \end{cases} \quad (2)$$

여기서 Q_k 는 m 개의 기기 중 k 개가 고장이 발생함을 의미한다. Q_t 는 전체 실패 확률을 의미하며 공통원인과 독립원인에 의해 실패할 확률의 합이다.

위의 베타인자 모델을 바탕으로 공통원인고장을 고려한 신뢰성 분석이 가능하다. 베타인자는 과거 데이터를 바탕으로 계산되는데 데이터가 없을 때 일반적으로 0.1을 많이 사용한다. 이는 평균적으로 공통원인고장의 비율이 전체 고장의 약 10%에 수렴하기 때문이다[7][8].

III. 비용 추정 프로세스

3.1 비용 추정

본 연구에서 이용된 TRANSCOST 8.0은 우주 운송시스템(Space Transportation System)의 비용 추정을 위한 비용모델이며 NAFCOM(NASA/Air

Force Cost Model)[9]과 함께 많이 사용되고 있는 발사체 비용추정모델이다. TRANSCOST는 단순히 하드웨어 개발비용뿐만 아니라 개발을 위해 드는 간접비(Overhead)와 같은 비용을 포함하고 있는 Top-down 방식의 비용추정 모델이다. TRANSCOST에서는 소모성 발사체뿐만 아니라 각종 우주수송선에 대한 비용모델을 제공하고 있다[10].

TRANSCOST에서는 연구개발(DDT&E; Design Development Test & Evaluation) 비용으로 불리는 Non-recurring cost와 생산(Production) 비용으로 불리는 Recurring cost에 대하여 각각 비용추정관계식을 제공하고 있다. 이를 이용하여 프로젝트 개발비용을 추정할 수 있다. 일반적으로 프로젝트 개발비용이라고 하면 개발, 생산, 운용 비용 등을 포함해야 하나 본 논문에서는 개발(DDT&E) 및 생산(TFU; Theoretical First Unit) 비용만을 고려하였으며, 프로젝트 개발비용은 식 (3)과 같이 계산된다.

$$[Project Cost] = [DDT E] + No.Flight \times [TFU] \quad (3)$$

3.2 신뢰성과 비용 추정의 연계

신뢰성만을 하나의 독립인자로 고려하여 비용 추정을 하는 것은 쉽지 않다. 같은 신뢰성을 가지고 있어도 성능, 크기, 형태가 다르기 때문이다. 본 연구에서는 이러한 한계를 극복하기 위해 신뢰성과 비용 분석을 연계할 수 있는 방법을 제시하였다.

발사체의 신뢰성을 향상시킬 수 있는 가장 주된 방법은 검증 및 확인(Verification and validation)이다. 로켓엔진의 경우, 신뢰성 증진을 위해 많은 시험을 거치게 되는데, 이 때 신뢰성요구조건에 따라 시험 횟수가 결정된다. 이렇게 시험 횟수가 결정되면 이에 따른 엔진의 개발비용의 추정이 가능하다. 본 논문에서는 엔진의 시험횟수에 따라 획득할 수 있는 신뢰성과 비용관계식을 유도하여, 신뢰성 분석과 비용추정을 연계시켰다.

이뿐만 아니라 Redundancy 개념을 도입하였다. 한 구성품/계통에서 Redundancy가 추가되면 그에 따라 질량이 증가하게 된다. 비용추정관계식은 질량을 기반으로 하기 때문에 Redundancy에 의해서 비용이 증가할 것이라는 것을 예상할 수 있다. 그리고 Redundancy를 추가하면 신뢰성 증진이 가능하다. 이를 이용하여 시스템 신뢰성 향상과 그에 따른 비용증가를 추정할 수 있도록 하였다.

Krevor[2]는 Redundancy와 비용 및 신뢰성의 연계 관계를 보이기 위해 NAFCOM의 서브시스템별 비용추정관계식(CER; Cost Estimation Relationship)을 이용하였다. NAFCOM은 미국 SAIC社에서 개발한 비용모델로 부품, 서브시스템, 시스템 수준의 비용추정관계식을 제공하고 있다[11].

NAFCOM과 다르게 TRANSCOST는 로켓엔진을 제외하고는 모두 본체시스템에 포함된다고 가정하였기 때문에, Redundancy로 인한 본체시스템의 질량 증가를 바탕으로 비용을 추정하는 개념을 이용하였다.

예를 들어, 본체시스템의 질량이 50,000kg이라고 하고 전장품(Avionics)의 질량이 100kg이라고 하면 Diverse Design Redundancy가 하나 추가되면 본체시스템 질량을 50,100kg으로 고려하여 비용을 추정하는 방식을 이용하였다. Replication Redundancy의 경우, 개발 당시에는 동일한 제품을 개발하기 때문에 추가 질량을 고려하지 않고 50,000kg으로 개발 비용을 추정하였으나, 생산비용 계산 시에는 50,100kg으로 고려하여 추정하는 방법을 이용하였다.

3.3 비용추정프로세스

개발비용을 추정하기 위해서는 우선 발사체의 질량(단별 건조 질량, 엔진 질량, 서브시스템 질량 등)을 예측해야 한다. 이때 예측은 개발자에 의해서 수행되며, 추정된 질량은 예측의 불확실성을 고려하여 비용추정에 활용해야 한다.

각 서브시스템 질량을 추정된 후에는 신뢰성 분석을 수행한다. 이에 TRANSCOST에서 비용요소로서 요구되는 참여기관의 수, 참여기관의 기술성숙도, 생산력 인자, 단별 기술 요소(기술개발 인자, 기술 질적 인자)[10]를 평가한다. 이후 신뢰성을 계산하고 비용추정을 수행하면 최종 결과로서 신뢰성-질량-비용 관계에 대해서 결과를 얻을 수 있다. 이 과정을 정리하면 Fig. 1과 같다.

3.4 불확실성 분석

사업초기에 시스템 개념설계로 추정된 엔진과 서브시스템의 질량은 불확실성이 존재한다. 이 때문에 추정된 질량에 대한 불확실성 분석을 수행하여 개발과정 중 발생 가능한 모든 경우에 대해서 분석을 해야 한다. 이를 위해 마진의 개념을 사용하면 보다 합리적인 결과를 얻을 수 있다. 통상 추정된 질량의 15%에서 30%의 마진을 뒀으로써 다음 Fig. 2와 같은 확률 분포를 얻게 된다[2].

모든 서브시스템에 이런 불확실성 분석을 적

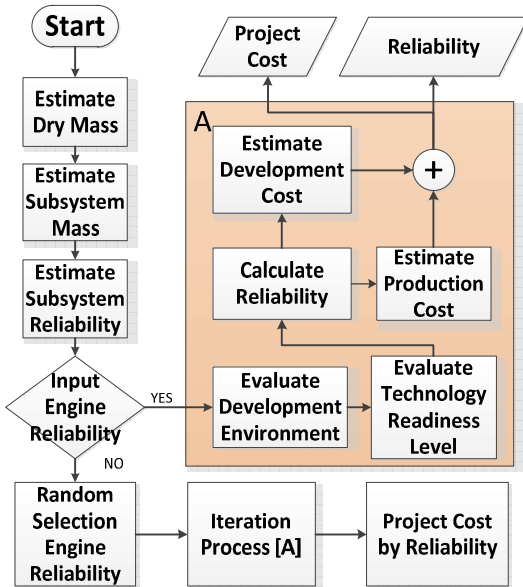


Fig. 1. Cost Estimating Process

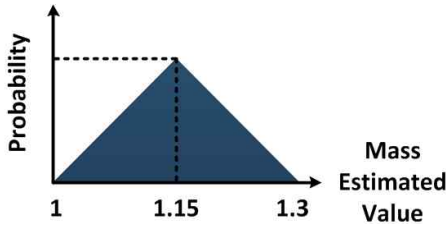


Fig. 2. Mass Margin Probability Function

용하고 Monte Carlo Simulation을 적용하면 서브시스템별 질량을 무작위로 선택하여 비용을 추정할 수 있다. 그 과정은 Fig. 3과 같이 정리할 수 있다.

질량뿐만 아니라 평가자의 주관적인 프로젝트 평가에 의해 객관성이 결여될 수 있기 때문에 이를 보완하기 위해 프로젝트에 대한 평가를 긍정적 평가와 부정적 평가를 수행하여 주관에 따라 발생할 수 있는 불확실성을 고려하였다. 질량의 불확실성과 평가의 불확실성으로 고려하였다. 이를 통해 분석적 해를 구할 수 없는 비용을 범위로 획득할 수 있도록 하였다.

3.5 엔진 신뢰성 분석

엔진은 발사체의 임무 수행에 있어서 가장 중요한 요소이다. 물론 다른 서브시스템의 실패로 인하여 임무를 완수하지 못하는 경우도 있지만 궁극적으로 우주비행체를 우주에 올리기 위해서는 추진시스템이 가장 중요한 역할을 한다. 이

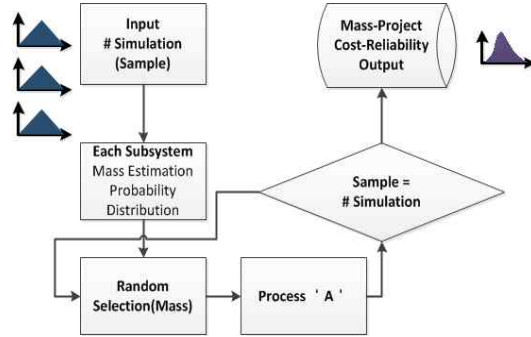


Fig. 3. Cost Estimating Process Considering Uncertainty

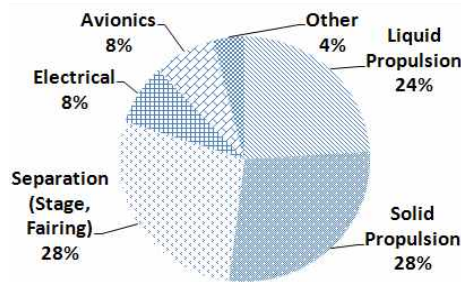


Fig. 4. Launch Vehicle Failure in accordance with Subsystems[12]

때문에 추진기관은 주의 깊게 다뤄야 하는 구성품이다. Futron社에서 조사한 바에 따르면 발사체 실패의 약 52%가 추진시스템에 의한 실패로 나타나고 있으며, 그 중 24%가 액체추진시스템, 28%가 고체추진시스템에 의한 실패로 나타나고 있다. (Fig. 4 참조)

엔진 개발비용에는 기술개발 성숙도, 엔진의 무게, 엔진 시험 등의 영향을 크게 받는다. 그 중 엔진시험은 엔진의 신뢰성에 가장 큰 영향을 주는 인자이다.

연소시험의 횟수는 신뢰성 증가와 연계되기 때문에 중요한 인자이다. 몇몇 발사체 엔진의 시험횟수와 비용 비(Cost Ratio)는 Table 1과 같이 나오며 식 (4)와 같이 정의된다. 이들 데이터는 회귀분석을 통해 식 (5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$Cost\ Ratio = \frac{실제\ 비용}{비용추정관계식에\ 의해서\ 추정된\ 비용} \quad (4)$$

$$Cost\ Ratio = 0.026(\ln N_0)^2 \quad (5)$$

여기서 N_0 는 인증 시험 횟수를 말한다. 회귀분석된 식 (5)는 결정계수(R^2)이 0.99987으로 나타났다. 일반적으로 p 값이 0.95보다 크면 통계

Table 1. Number of Qualification Test and Real Cost and Estimated Cost Ratio

	LE-7	Vinci	Vulcain-1	SSME	RL-10
Cost Ratio	0.63	0.7	0.79	1.13	1.42
Test Number	140	180	250	730	1600

적 유의성이 있다고 말한다. 위 식(5)의 χ^2 값이 0.00001으로 낮은 값을 갖는다. 5개의 자유도를 갖을 때 χ^2 이 1.14일 때, p 값이 0.95를 갖는다. 회귀분석된 식 (5)는 χ^2 값이 0.00001이므로 P 값으로 환산했을 때, 0.95보다 높은 값을 가질 것이므로 통계적으로 유의하다고 할 수 있다.

이에 따라 목표로 하는 엔진의 신뢰성을 얻기 위해서 요구되는 엔진의 시험횟수를 정리하여 회귀분석을 수행하면 다음 식 (6)을 얻을 수 있다.

$$N_{Test} = 10^{\left[28133064.711 - \frac{2.167 - 28133064.711}{(1 + (R/1.553)^{38.597})} \right]} \quad (6)$$

식 (6)에서 R은 신뢰성을 의미한다. 회귀분석 결과 결정계수가 0.99812으로 나타났고, 유의수준은 0.00062로 자유도 8개 일 때, p값이 0.95보다 높으려면 χ^2 값이 2.73 이하로 나와야 한다. 유도된 식은 이보다 작은 χ^2 값을 가지므로 통계적 유의성이 존재한다고 할 수 있다.

식 (6)을 식 (5)에 대입하면 다음과 같이 식 (7)을 얻을 수 있으며, 이는 TRANSCOST에서 액체추진기관의 기술 질적 인자(f_2)를 의미한다. 식 (7)과 이용된 데이터는 Fig. 5와 같이 나타난다.

$$f_2 = Cost Ratio = 0.318 \left(28133064.711 - \frac{2.167 - 28133064.711}{(1 + (R/1.553)^{38.597})} \right) \quad (7)$$

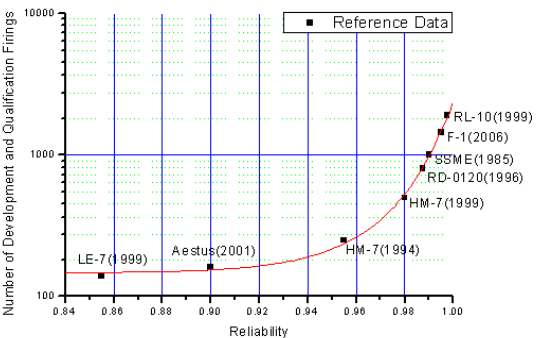


Fig. 5. Reliability-Test Model of Liquid Rocket Engine

3.6 한국형발사체 (KSLV-II)에 의 적용

앞서 개발한 비용추정기법을 한국형발사체 개발비용 추정에 적용하고자 한다. 한국형발사체는 한국에서 독자 개발하는 첫 번째 발사체이다. 3단 액체로켓으로 구성되며 발사 질량 1.5톤급의 저궤도위성 발사에 사용될 예정이다.

앞서 제시된 Fig. 1과 같은 과정에 따라 질량을 정해야 한다. 아직은 한국형발사체에 적용될 서브시스템 질량이 분배되어 있지 않기 때문에 한국형발사체의 PBS(Product Breakdown Structure)를 Fig. 6과 같이 Level 2까지 분류하였고, GNCS (Guidance, Navigation and Control System), OBC(On-Board Computer), TT&C (Telemetry, Tracking & Control)은 Avionics로 통합하여 분류하였다. 현재까지 예측된 한국형발사체의 각 단의 질량은 Table 2와 같다.

실제로 비용추정을 위해서는 개념설계를 통해 각 서브시스템의 질량을 추정해야 근사한 결과를 얻을 수 있다. 만약, 서브시스템의 질량추정에 있어서 개념설계가 수행되지 않았을 경우 과거의 발사체의 질량 분포를 바탕으로 대략적으로 추정이 가능하다.

본 논문에서는 Saturn V 발사체의 질량 분포도를 이용하여 한국형발사체의 각 단별 질량을

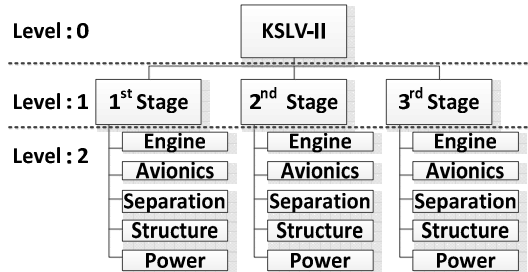


Fig. 6. PBS(Product Breakdown Structure) for KSLV-II

Table 2. Mass Allocation of KSLV-II

Item	1st Stage	2nd Stage	3rdStage (+800kg, Fairing)
Total Mass(kg)	150,000	36,000	12,300
Propellant Mass(kg)	135,000	31,500	9,700
Structure + Residual Mass(kg)	15,000	4,500	2,600
Engine Mass(kg)	4,000 (4 기)	1,000	120
Burn Time(sec)	134	134	5

추정하였다. 최종 개발 후 실제 한국형발사체와는 다소 차이가 존재하겠지만 이런 방법은 개발 초기단계에서는 유용하게 사용될 수 있는 방법이다. 이에 따라 분류한 한국형발사체의 질량 분포는 Table 3과 같다.

실제 한국형발사체의 질량 분포를 바탕으로 추정된 질량이 아니기 때문에 추정된 질량의 불확실성을 고려하여 Fig. 2와 같이 각 단별 서브시스템 질량을 확률 분포로 만들어, 최종적으로 Monte Carlo Simulation을 수행할 수 있도록 하였다. 그 과정은 Fig. 3에 나타나 있다.

질량뿐만 아니라 한국형발사체의 시스템 요구 조건 및 서브시스템 신뢰성 할당되지 않아 과거 데이터를 바탕으로 가정을 하였다. 1984년부터 2004년까지 미국에서 개발된 발사체의 각 서브시스템별 실패와 성공 횟수를 Table 4와 같이 정리할 수 있으며, 이에 따라 실패율 또는 성공 확률 즉, 신뢰성을 알 수 있다.

구조의 경우 실제 실패 사례를 조사할 수 없어 Saturn V의 구조 실패율을 참조하여 사용하였으며, 지수 분포를 이용하여 각 단의 운용 시간을 고려하여 구조 신뢰성을 계산하였다.

Saturn V의 각 단별 구조 실패율은 0.0000069435이다. 한국형발사체의 각 단별 구조 실패율에 이

Table 3. Estimated Mass of KSLV-II

Subsystem	Mass(kg)
1st Stage	
Structure	10,700
Power	49
Avionics	180
Separation	71
Engine	4,000
Total	15,000
2nd Stage	
Structure	3,038
Power	38
Avionics	205
Separation	174
Engine	1,000
Total	4,500
3rd Stage	
Structure	1,192
Power	143
Avionics	167
Separation	178
Engine	120
Total	800
Fairing	1,800
KSLV-II Dry Mass	22,100

Table 4. Launch Failures by Subsystem Root Cause of US-Built Expendable Vehicles 1984-2004 [12]

Failure Type	Stage, Booster	Fairing	Electrical Power	Avionics
Failures	6	1	2	2
Total Events	2577	357	470	470
Individual Percent Failure Rate	0.233%	0.280%	0.426%	0.426%
Reliability	0.99767	0.9972	0.99574	0.99574

Table 5. Subsystem Reliability of each stage of KSLV II

Subsystem	Reliability
1단	
Structure	0.99907
Power	0.99574
Avionics	0.99574
Separation	0.99767
Engine	Variable
2단	
Structure	0.99907
Power	0.99574
Avionics	0.99574
Separation	0.99767
Engine	Variable
3단	
Structure	0.99569
Power	0.99574
Avionics	0.99574
Separation	0.99767
Engine	Variable
Fairing	
	0.9972

값을 이용하였다. 한국형 발사체의 각 단별 연소 시간은 1단 134초, 2단 134초, 3단 620초이며 지수 분포를 이용하면 1, 2, 3단의 신뢰성은 각각 0.99907, 0.99907, 그리고 0.999569와 같다. 이에 따라 한국형발사체의 각 단별 서브시스템의 신뢰성은 Table 5와 같이 정리할 수 있다.

각 단의 신뢰성을 바탕으로 시스템의 신뢰성을 추정하기 위해서는 Fault Tree Analysis를 수행하여야 한다. 한국형발사체는 1단, 2단, 3단, 그리고 페어링이 OR 게이트로 연결되어야 하며, 1단, 2단 및 3단은 각각 5개의 서브시스템이 OR 게이트로 연결된다. 한국형발사체 1단 엔진의 경우 4개의 엔진이 클러스터링으로 구성되어 있으므로 4개의 엔진이 OR 게이트로 연결된다. 이는 Fig. 7과 같이 표현된다. 1단의 신뢰성은 다음 식

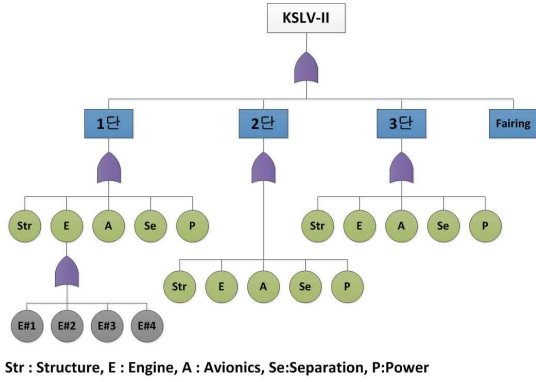


Fig. 7. KSLV II Fault Tree

(8)과 같이 계산된다.

$$R_1 = R_{Str} R_E R_A R_{Se} R_P \quad (8)$$

여기서 R_{St} 는 1단의 구조 신뢰성, R_E 는 1단 엔진의 신뢰성, R_A 는 1단 Avionics의 신뢰성, R_{Se} 는 1단 분리의 신뢰성, R_P 는 1단 전력계의 신뢰성이이다. 한국형발사체의 1단 엔진은 4개의 클러스터링으로 구성되어 있으므로 1단 엔진의 신뢰성은 식 (9)와 같이 계산된다.

$$R_E = R_{E1} R_{E2} R_{E3} R_{E4} \quad (9)$$

여기서 $R_{E1}, R_{E2}, R_{E3}, R_{E4}$ 는 1단 엔진의 신뢰성으로 같은 엔진을 사용하므로 모두 같은 값을 갖는다. 2 단의 신뢰성과 3단의 신뢰성 모두 1 단의 신뢰성과 유사하게 계산된다. 최종 한국형발사체의 신뢰성은 다음 식 (10)와 같이 나타낼 수 있다.

$$R_{KSLV-II} = R_1 R_2 R_3 R_{Fairing} \quad (10)$$

Redundancy는 5개의 서브시스템 중 전력서브시스템과 Avionics에 대해서만 고려하였다. 그에 대한 Fault Tree는 Fig. 8과 같고 2개가 AND 게이트로 연결된다. 예를 들어, Avionics에서 Replication Redundancy가 고려될 경우 Avionics의 신뢰성은 식 (11)와 같다.

$$R_A = 1 - [(1 - \beta)(1 - R_t)^2 + \beta(1 - R_t)] \quad (11)$$

Diverse Design Redundancy 가 고려될 경우 Avionics의 신뢰성은 식 (11)과 같다.

$$R_A = 1 - (1 - R_t)^2 \quad (12)$$

여기서 R_t 는 서브시스템 내의 하나의 장치로써 실패할 확률이다. 이 실패 확률에는 공통고장에 의한 실패와 자체적인 실패에 의한 확률이 포함

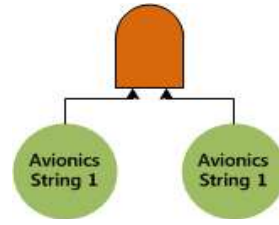


Fig. 8. Redundancy 고려 시 Fault Tree

되어 있다. 본 연구에서는 Table 5에 나타나 있는 신뢰성 값을 1에서 뺀 값을 실패확률로 사용되었다.

Redundancy가 고려된 KSLV-II의 신뢰성을 계산할 경우 Avionics와 전력계의 신뢰성을 위 식 (11)과 (12)에 의해 계산된 값으로, 식 (8)의 R_A 값을 대체하여 계산한다.

이를 MATLAB을 이용하여 Fig. 1, 3에 나타난 알고리즘을 바탕으로 프로그래밍 하였으며 엔진의 신뢰성을 89%에서 99%까지 반복하여 계산을 수행하였다.

단별 질량과 신뢰성이 나온 후에는 Fig. 5에 나타난 과정을 따라 비용추정을 수행해야 한다. 본 논문에서 이용되는 TRANSCOST를 이용하기 위해서는 총 7가지의 인자에 대해서 정해야 한다. 각 인자에 대한 설명은 아래와 같이 요약할 수 있다[10].

◎체계종합인자

(System Engineering Factor), f_0

- 발사체 단(Stage)의 수에 의해서 결정되는 인자($f_0 = 1.04^N$; N : Stage 수)

◎기술 개발 수준 인자

(Technical Development Status Factor), f_1

- 이미 존재하는 기술인지 새로운 기술인지에 따른 개발 수준 인자(0.4 ~0.7)

◎기술 질적 수준 인자

(Technical Quality Factor), f_2

- 내재하는 기술기준에 의해 정의되는 기술 각 시스템(또는 요소 유형)
- 시스템에 따라 다르게 계산됨

◎개발주체의 경험인자

(Team Experience Factor), f_3

- 새로운 프로젝트의 개발을 맡은 팀의 경험 수준과 관련된 인자(0.4 ~ 1.4)

◎최적 스케줄에서 벗어나서 생기는 비용 상승 인자

(Cost Growth Factor for Deviation from Optimum Schedule), f_6

◎**참여업체에 의한 비용 상승 인자 (Cost Growth Factor for Development by Parallel Contractors), f_7** , ($f_7 = N^{0.2}$; N : 참여업체의 수)

◎**생산력 인자 (Productivity Factor), f_8**
 - 미국의 생산력을 기준으로 한 상대적 생산력을 나타내는 인자

비용추정에 이용된 비용추정관계식은 다음과 같이 정리된다[10].

◎**개발 비용추정관계식 (Non-recurring CER)**

- 액체 추진 엔진(터보펌프)

$$H_{EL} = 277M^{0.48}f_1f_2f_3(MYr) \quad (13)$$

(M : Dry Mass)

- 액체 추진 엔진(가압식)

$$H_{EP} = 167M^{0.35}f_1f_3(MYr) \quad (14)$$

- 본체 시스템

$$H_{VE} = 100 \cdot M^{0.555}f_1f_2f_3(MYr) \quad (15)$$

◎**생산 비용추정관계식 (Recurring CER)**

- 액체 추진 엔진(저장성 추진제)

$$F_{EL(S)} = 1.9nM^{0.535}f_1f_2f_3(MYr) \quad (16)$$

(M : Dry Mass, n : 연가 생산 개수)

- 본체 시스템(극저온 추진제)

$$F_{VF} = 1.418 \cdot n \cdot M^{0.646}f_1f_2f_3(MYr) \quad (17)$$

위에 정리된 인자와 식을 바탕으로 계산되며 세부 최종 시스템 개발 비용과 생산 비용은 다음과 같은 식 (18)과 (19)로 각각 계산된다.

$$C_D = f_0 \left(\sum_1^n H_E + \sum_1^n H_S \right) f_6 f_7 f_8 \quad (18)$$

$$C_F = f_0^N \left(\sum_1^n F_S + \sum_1^n F_E \right) f_8 \quad (19)$$

각 인자에 대해서는 평가자의 주관성을 배제하기 위해 긍정적 평가와 부정적 평가를 하였다.

한국형발사체는 3단 발사체이며, 75톤 급의 엔진이 필요하지만, 현재 30톤 급의 터보펌프식 액체로켓엔진의 EM (Engineering Model)까지 개발 경험을 하였고 연소시험은 수행되지 않았다. 계

다가 아직까지 국내에서 수행된 적이 없는 엔진 클러스터링 기술을 시도하고 있다. 이 때문에 현 기술수준은 낮다고 평가할 수 있다. KSLV-I 개발을 통해 부분적으로 경험하기 하였지만 발사체시스템 전체를 독자 개발한 것이 아니기 때문에 개발 경험의 수준은 낮은 편이다. 이렇게 TRANSCOST에서 요구하는 인자들을 고려해주게 되면 비용이 계산된다. 생산력 인자(f_8)에 대해서는 Kang의 연구[13]를 참조하였다.

시스템별로 술 질적 수준인자는 각 기술별로 따로 정리되기 때문에 이렇게 고려된 인자는 Table 6과 같이 정리된다.

질량의 불확실성을 고려하여 Fig. 2와 같은 확률 분포를 만들고 Monte Carlo Simulation을 통해 개발비용과 생산비용을 반복 추정한다. 비용은 MYr 단위로 추정된다.

한국형발사체는 두 개의 비행시험모델을 만드는 관계로 식 (3)에 따라 다음 식 (20)과 같은 식으로 프로젝트 비용을 계산할 수 있다.

$$Project Cost = DDT E + TFU \times 2 \quad (20)$$

TRANSCOST에서 제공하고 있는 MYr란 단위는 불변 비용이기 때문에 실질 비용으로 환산해야 한다. TRANSCOST에서 현재 연구개발비용과 연구원 수를 이용하여 계산이 가능하다고 되어 있으며, Kang[13]은 MYr를 계산하기 위해서 현재 국내의 총 연구개발비와 총 연구원 수를 바탕으로 계산을 수행하였다.

2009년의 총 연구개발비 37조 9,285 억원, 연구인력 323,175 명 기준으로[14] 1MYr 당 약 1.17 억원이라고 할 수 있다. 최근 10년간 데이터를

Table 6. Factor Values considering Korean Development Environment

인자	수 치		
	긍정적	부정적	
f_0	1.125	1.125	
f_1	1,2단 엔진	1.1	1.25
	3단 엔진	0.7	0.9
	1단 본체	1.1	1.4
	2단 본체	1.1	1.2
	3단 본체	1.1	1.1
f_3	1,2단 엔진	1.0	1.1
	3단 엔진	0.8	0.9
	1단 본체	1.1	1.4
	2단 본체	1.1	1.2
	3단 본체	1.1	1.1
f_6	1.04	1.13	
f_7	1.0	1.0	
f_8	0.53	0.53	

바탕으로 의사법으로 2011년 현재 1 MYr당 비용을 계산하면 1 MYr당 1.33 억원이다. 해당연도에 1MYr 당 비용을 계산하기 위해 다음 식 (21)과 같이 나타낼 수 있다.

$$(1MYr\text{당비용}) = 0.0343 \times (\text{해당연도}) - 67.444 \quad (21)$$

위에 서술된 과정을 통해 2011년 기준의 비용을 추정할 수 있었다. 최종 결과로 신뢰성, 질량에 대한 비용 함수를 얻었고, 이를 부정적 평가 시와 긍정적 평가 시로 나뉘었으며 그 결과는 Fig. 10 및 Fig. 11과 같다. 신뢰성-질량-비용 그래프인 Fig. 10 및 Fig. 11을 비용-질량, 비용-신뢰성 그래프로 나타내면 Fig. 12~15와 같다.

신뢰성 증진에 따라 비용이 많이 상승하는 반면 질량은 상대적으로 조금 상승한다. 부정 평가 시 최소 47.83%의 발사체시스템 신뢰성에서 4조 4,408억원의 비용이 예상되며, 최대 95.2%의 발사체시스템 신뢰성에서 5조 1,465 억원의 비용이 예상된다. 긍정 평가 시 최소 47.83%의 발사체시스템 신뢰성에서 3조 1,715 억원의 비용이 예상

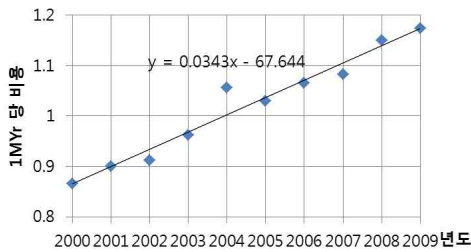


Fig. 9. 1MYr 당 비용 그래프

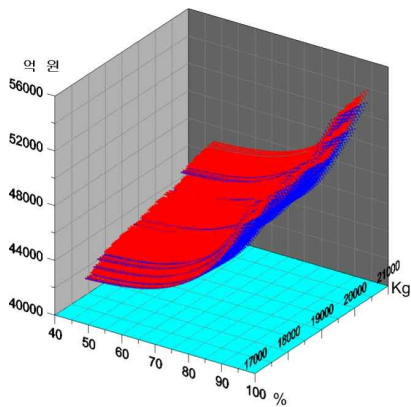


Fig. 10. Reliability-mass-cost graph by negative assessment (Red: Diverse Design Redundancy, Blue: Replication Redundancy)

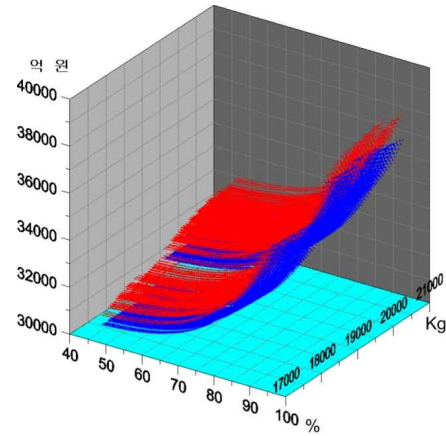


Fig. 11. Reliability-mass-cost graph by positive assessment

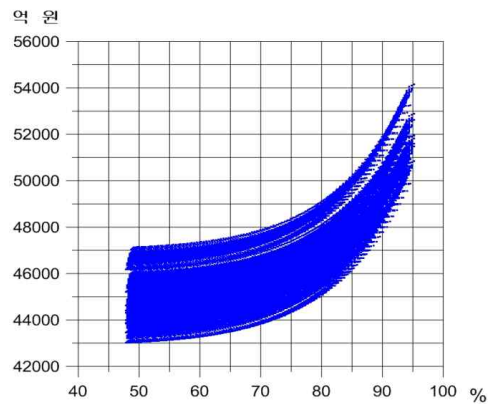


Fig. 12. Reliability - Cost Graph by negative assessment

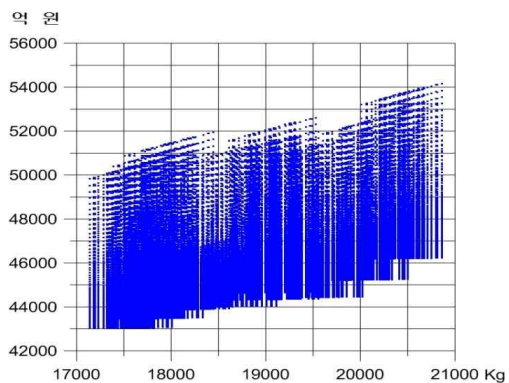


Fig. 13. Mass - Cost Graph by negative assessment

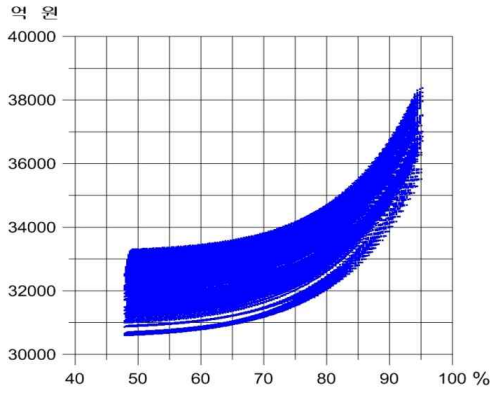


Fig. 14. Reliability - Cost Graph by positive assessment

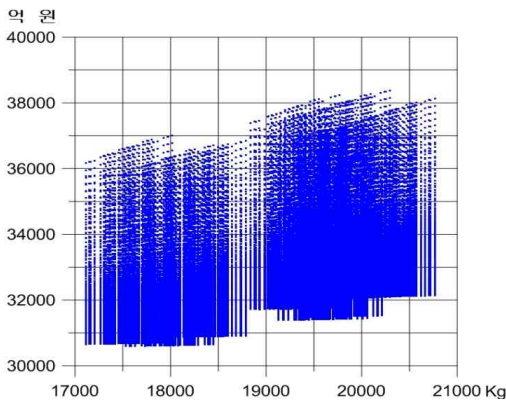


Fig. 15. Mass - Cost Graph by positive assessment

되며 최대 95.2%의 발사체시스템 신뢰성에서 3조 6,707 억원의 비용이 예상된다. 엔진의 신뢰성이 89%라도 시스템 신뢰성이 47.83% 인 것은 엔진을 클러스터링해서 사용하기 때문이다. 이를 통해 한국형발사체의 경우 엔진의 신뢰성이 발사체의 신뢰성과 비용에 가장 큰 영향을 주는 요소라고 판단할 수 있다.

Replication Redundancy 일 때 보다 Diverse Design Redundancy 의 경우에 더 높은 신뢰성을 기대할 수 있으며, 그에 따라 개발비용이 추가적으로 들어가기 때문에 Fig. 10 및 Fig. 11과 같이 프로젝트 비용이 좀 더 많이 드는 것을 확인할 수 있다. 전력서브시스템과 전장품(Avionics)의 Redundancy가 존재하고 엔진 신뢰성이 99%일 때, Replication Redundancy일 경우 95%의 발사체시스템 신뢰성이 기대되며 Diverse Design Redundancy 일 경우 95.2%의 발사체시스템의 신뢰성이 기대된다.

본 논문에서 추정한 비용은 한국형발사체의 초기 제원을 바탕으로 Saturn V의 데이터를 참고하여 추정되었기 때문에 향후 예비설계가 추가적으로 진행된다면 본 논문과 다소 다른 비용 분포를 얻게 될 수 있다. 특히, 발사체의 신뢰성, 질량 등이 달라질 경우 이에 따른 비용 분포도 달라질 수 있다.

IV. 결 론

과거에는 발사체 비용을 추정하기 위한 비용 모델에서 질량을 바탕으로 비용추정을 수행하여 실제 데이터와 오차가 존재했다. 게다가 발사체에서 가장 중요한 신뢰성에 대한 요소가 포함되어 있지 않아 시스템 신뢰성 요구조건에 맞춰 비용을 분석하기가 어려웠다. 본 논문에서는 이러한 한계를 인지하고 이를 극복하기 위해 신뢰성 분석과 비용을 동시에 추정할 수 있는 방법을 제시하였고, 이를 한국형발사체의 프로젝트 비용을 추정하는데 적용하였다.

본 연구에서는 예상되는 질량, 신뢰성, 비용을 함수로서 추정하는 방법을 제시하였고 신뢰성 증가에 따른 비용을 살펴 보았다. 엔진의 신뢰성과 서브시스템 Redundancy를 통해 신뢰성을 변화시키는 방법을 이용하였고, Redundancy의 종류에 따라 공통고장실패를 고려하였다. 특히, 질량 추정 및 분석과 기술 수준 평가 시 발생하는 불확실성을 고려한 비용추정 방법을 제시하였다.

하지만 본 연구에서 제시한 방법은 개념설계와 서브시스템 수준의 신뢰성 분석이 동시에 수행되어야 한다는 한계를 가지고 있다. 그렇기 때문에 정확한 시스템 신뢰성 요구조건을 만족하기 위해서는 개념설계를 서브시스템 수준까지 진행해야 한다. 이러한 한계를 극복하기 위해서 본 논문에서 제시한 방법과 개념설계의 결합에 대하여 면밀한 추가 연구의 필요성이 제기된다.

감사의 글

이 논문은 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 우주기초원천기술개발사업의 지원으로 수행된 연구입니다.

참고문헌

- 1) Modarres, M., "What Every Engineering Should Know About Reliability and Risk

Analysis", pp.119-159, Marcel Dekker, Inc., 1993.

2) Krevor, Z. C., "A Methodology to Link Cost and Reliability for Launch Vehicle Design", Georgia Institute of Technology, 2007.

3) Ko, J., "Reliability Analysis on Firewater Supply Facilities based on the Probability Theory with Considering Common Cause Failures", Journal of Korean Institute Science & Engineering, Vol.17, No.4, pp.76-85, 2003.

4) EPRI NP-5613.NUREG/CR-4780, "Procedures for Treating Common Cause Failures in Safety and Reliability Studies", Electric Power Research Institute, 1988.

5) Singh, C. and Billinton, R., "System Reliability Modeling and Evaluation", Hutchinson, 1977.

6) Flemming, K. N., "A Reliability Model for Common Mode Failures in Redundant Safety Systems", Proceeding of the 6th Annual Pittsburgh Conference on Modeling and Simulations, Instrument Society of America, Pittsburgh, PA.

7) Mosleh, A., et al., "Procedure for Treating

Common Cause Failures in Safety and Reliability Studies", U.S Nuclear Regulatory Commission, NUREG/CR_4780, Vol. I and II, Washington DC.

8) Giuseppe Mauri, "Integrating Safety Analysis Techniques, Supporting Identification of Common Cause Failures", University of York, 2000.

9) NASA, "Cost Estimating Handbook", 2004.

10) Koelle, D. E., "Handbook of Cost Engineering for Space Transportation Systems", TransCostSystems, 2010.

11) NASA, "Exploration Systems Architecture Study", 2005.

12) "Design Reliability Comparison for SpaceX Falcon Vehicles", Futron Corporation, 2004.

13) Kang, S. and Chang, Y., "Application of Korean Factors in Determining Development Cost of Launch Vehicles in Korea", Proceeding of 2009 the KSASS Spring Conference, pp.697-700, 2009.

14) National Science & Technology Information Service, <http://sts.ntis.go.kr/index.jsp>.