

우주발사체 개발사업의 비용 추정 현황 및 사례

유일상[†] · 서윤경 · 이준호 · 오범석

한국항공우주연구원 우주발사체사업단

Application of Cost Estimation to Space Launch Vehicle Development Program

Il-Sang Yoo[†] · Yun-Kyoung Seo · Joon Ho Lee · Bum-Seok Oh

KSLV Program Office, Korea Aerospace Research Institute

A space launch vehicle system represents a typical example of large-scale multi-disciplinary systems, consisting of sub-systems such as mechanical structure, electronics, control, telecommunication, propulsion, material engineering etc. A lot of cost is required to develop the launch vehicle system. A precise planning of R&D cost is very essential to make a success of the launch vehicle development program. Especially in the early development phase of a new space launch vehicle system, cost estimation techniques and analogy from past similar development data are very useful methods to estimate a development cost of the launch vehicle system.

Now Korea Aerospace Research Institute is in charge of the KSLV-I (Korea Space Launch Vehicle-I) Program that is a part of Korea National Space program. KSLV-I Program is a national undertaking to develop launch capabilities to deliver science satellites of a 100kg-class into a low earth orbit. It is hereafter, going to plan to develop a new korean space launch vehicle. In this paper, first the development costs of well-known launch vehicles in the world are presented to provide a reference to make a development plan of a new launch vehicle. Second this paper introduces the present status of cost estimation applications at NASA. Finally this paper presents the results from application of a TRANSCOST, a parametric cost model, to derive a cost estimate of a new launch vehicle development, as an example.

Keywords : Launch Vehicle, Cost Estimation, Cost Engineering

1. 서 론

시스템 개발사업의 성공은 정해진 예산과 기간 내에 고객의 요구를 충족하는 시스템을 개발하고 인도하는 것이다. 국제시스템공학회(INCOSE ; International Council of Systems Engineering)와 미국에너지부(DOE ; Department of Energy)의 보고서에 의하면 미국에서 수행된 전체 개발 사업의 16%만이 성공하였고 31%가 부분 성공하고 나머지는 실패하였다고 보고하였다. 평균 비용 초과는 43%

~89%이고 실패한 사업의 비용은 100억~810억불이며 초과된 비용만 70억~590억 달러에 달한다. 국내에서 수행된 많은 개발사업의 경우도 이와 크게 다르지 않다. 경부고속전철개발사업의 경우 11년 지연되어 2010년 완공예정이며 예산은 당초 5조 8,000억원보다 3배 이상 초과되었고 인천신공항개발사업의 경우도 4년이 지연되어 완공되었으며 예산도 당초 3조 4천억의 2배가 투입되었다[2]. 이러한 시스템 개발사업의 실패 원인은 주로 사업 초기 수립한 부정확한 사업 계획에 기인한다.

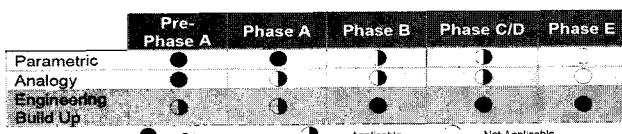
[†] 교신저자 isyoo@kari.re.kr

※ 본 연구는 과학기술부가 지원하는 “소형위성 발사체(KSLV-I) 개발사업”의 일환으로 수행된 연구결과의 일부이다.

우주발사체 개발사업은 연구개발에 많은 비용과 최고급 인력이 투입되어 이루어지는 최첨단 연구개발 집약적 사업이며, 기계, 소재, 전자, 화학, 제어 등 광범위한 분야의 산업계에 큰 파급 효과가 있다. 이와 같이 우주발사체 개발사업은 전형적인 대형 복합 시스템 개발사업으로 개발비용 및 기간이 매우 크다. 과거 우주발사체 개발 시 성능 달성을 위해 비용을 고려하지 않았으나 현재는 개발 및 운용 비용을 최소화하는 데 초점을 두고 있다. 따라서 반드시 개발 예산의 규모와 연차별 배분 등에 대한 적정한 예산 계획을 수립하고 관리하는 것은 사업의 성공을 위해 매우 중요하다.

전 세계에서 위성 발사체의 개발·생산 능력을 갖추고 있으며 상용 발사 서비스를 제공하고 있는 국가는 미국, 프랑스/유럽, 일본, 러시아, 우크라이나, 중국, 인도 등의 7개국이며 발사체 개발 경험 및 능력은 보유하고 있으나 상용화 개발에 참여하지 않은 이스라엘까지 포함한다면 총 8개국만이 발사체 개발 능력을 갖고 있다. 현재 항공우주연구원에서는 100kg급 소형위성 발사체 KSLV-I 개발을 수행하고 있으며, 향후 우주개발 진흥기본계획에 따라 한국형 발사체 개발을 계획하고 있다.

개발 예산을 추정하기 위해서는 경험에 따라 분야별 소요 예산을 취합하는 엔지니어링 기법, 비용 추정 기법, 유사한 개발 사례의 분석을 통한 유추 기법 등의 방법이 있으며 이중 개발 초기 단계인 개념설계 단계에서 정확하고 신뢰성 있는 개발비용을 추정하는 데에는 주로 비용 추정과 개발비 유추의 방법이 주로 사용된다.



<그림 1> 비용 추정 방법론 선정차트

본 논문에서는 먼저 세계 주요 발사체의 개발 예산을 조사하여, 우리나라 발사체 개발 계획의 수립에 참고가 되고자 한다. 둘째 본 논문은 우주개발 선진국인 미국 NASA에서의 비용 추정기법의 적용 현황을 조사한다. 마지막으로 발사체 비용 추정 모델인 TRANSCOST를 사용하여 새로운 발사체의 개발비용을 추정하는 사례를 제시한다.

2. 국내외 우주개발 및 우주발사체 개발 동향

1957년 미국과 구소련의 우주경쟁으로부터 시작된 우

주개발은 1980년대 유럽과 일본이 동참하면서 국가간 우주기술 경쟁의 시기로 돌입하였고, 1990년대 구소련의 붕괴와 미국 군수 우주개발 예산 감축, 유럽과 일본의 예산조달 어려움 등을 겪었으나 2000년대 군수 우주개발 필요성 증대와 민수 우주개발 산업화 진전으로 활기를 되찾고, 중국과 인도 등이 가세하며 유인 우주개발 및 우주탐사 등에 경쟁적으로 개발을 추진하고 있다. 2006년 전 세계 정부투자 우주개발 예산은 503.6억 달러에 달한다[1].

특히, <표 1>에서와 같이 향후 10년간 세계 위성의 수요는 증가하여 959개의 위성이 발사될 것이며 이중 50%가 저궤도 위성이 차지하고 발사비용만 74억 달러에 달할 것으로 예측된다. 따라서 효율성 있는 저궤도 위성 발사체의 개발이 필요하다[3].

<표 1> 세계 위성 발사 수요 예측(2007~2016)

| 위성궤도 | 위성 수 | | 발사 총중량 | | 발사비용 | |
|-------|------|------|--------|------|--------|------|
| | - | % | 톤 | % | 10억 달러 | % |
| 정지궤도 | 343 | 36 | 1,208 | 66 | 27.4 | 68 |
| 중궤도 | 93 | 10 | 111 | 6 | 3.3 | 8 |
| 저궤도 | 480 | 50 | 442 | 24 | 7.4 | 18 |
| 심우주탐사 | 43 | 4 | 67 | 4 | 2.4 | 6 |
| 계 | 959 | 100% | 1,828 | 100% | 40.5 | 100% |

국내에서도 1996년에 수립된 우주개발중장기계획에 따라 지난 1996년부터 2007년까지 10년간 1조 7,000억 원 예산이 위성체, 발사체, 위성활용 등의 기술 개발에 투입되었으며 정부 R&D 예산 대비 우주개발 R&D 예산 비중은 2004년(2.4%), 2005년(2.4%), 2006년(3.5%), 2007년(3.0%)으로 증가하고 있다. 2007년 수립된 우주개발진흥기본계획에서는 우주기술개발 로드맵을 제시하고 향후 10년간(2007~2016) 우주개발에 총 3조 6,000억 원의 예산이 소요될 것이고 이중 발사체 및 우주센터에 1조 6,370억 원이 소요될 것으로 추정하였다[1].

한국항공우주연구원은 2003년까지 과학로켓 KSR-I, II, III의 개발을 통해 위성발사체의 분야별 핵심기술에 대한 노하우를 축적한 단계이며, 현재 100kg급 소형위성을 지구저궤도에 진입시키는 소형위성 발사체 KSLV-I를 개발하고 있다. 향후 KSLV-I의 후속사업으로 우주개발진흥기본계획에 의거하여 KSLV-I 사업 및 선행 연구를 통하여 습득한 기술로 새로운 한국형 발사체 개발이 추진될 예정이다[1].

3. 주요 우주발사체의 개발비용 분석

대형 복합 시스템인 발사체의 개발 예산 추정을 위해

서 선개발국의 발사체 개발비용에 대한 자료를 참고하는 것도 유용한 방법이다. 본 논문에서는 발사체 선개발국의 사례를 조사 분석함으로써 우리나라가 개발하고자 하는 발사체와 유사한 경우에 대한 예산 규모뿐만 아니라 개발 과정, 개발의 난점, 중점 투자 분야 등에 대한 정보를 얻음으로써 향후 국내 발사체 개발 계획의 수립에 참고가 되도록 하였다. 본 논문에서 조사한 주요 발사체의 개발비용을 요약하면 <표 2>와 같다[4, 6-11]. 본 연구의 초점인 한국형 발사체와 동급인 발사체의 개발비용에 대한 자료는 파악하지 못하였다. 이는 발사체 개발비용 자체가 엄격히 공개가 제한되기 때문이다.

<표 2> 주요 발사체의 개발비용

| 발사체 | 형식 | 보유국 | 개발 기간 | 개발예산 | 비고 |
|-----------|-------|---------|-----------|------------------------------------|--------------------------|
| H-1 | 액체 | 일본 | 1979~1986 | ¥1,730억 | JSD95 |
| H-2 | 액체 | 일본 | 1985~1994 | ¥2,700억 (=\$22억) | IRG04 *미화 2002년 기준 |
| H-2A | 액체 | 일본 | 1996~현재 | ¥1,200억 (=\$9.76억) | IRG04 *미화 2002년 기준 |
| Ariane 1 | 액체 | 프랑스 /유럽 | 1973~1981 | 2,000 MAU (ECU86) (-\$19.6억) | IRG04 *미화 2002년 기준 |
| Ariane 5 | 액체 | 프랑스 /유럽 | 1988~현재 | \$80~90억 | IRG04 *미화 2002년 기준 |
| PSLV/GSLV | 고체+액체 | 인도 | - | \$1.25~1.75억/년 | IRG04 *미화 2002년 기준 |

<표 2>에서 각 발사체 개발비용은 대부분 2002년 달러 기준으로 작성되었으며, 이 수치는 각 참고문헌에서 환산하여 제시한 수치를 그대로 인용하였다. 만일 이러한 기준시점에 따른 환산 자료가 제공되지 않는다면, 개발 시점이 서로 다른 여러 발사체의 개발비용을 서로 비교하기 위해서는 아래와 같은 물가 상승 지표를 고려하여야 한다[13-14].

- 소비자 가격 지표(Consumer Price Index : CPI)
- 고용 비용 지표(Employment Cost Index : ECI)
- GDP Deflator Inflation Index
- 수입 가격 지표(Import Price Index : MPI)
- NASA New Start Index
- 생산자 가격 지표(Producer Price Index : PPI)

이들 지표가 발사체 개발비용 비교에 유용하게 사용

되는지는 판단하기는 쉽지 않다. 하지만 일반적으로 우주 분야 R&D에 사용하는 NASA New Start Index가 발사체 비용 비교에 유용할 것으로 판단된다. 그리고 대부분의 지표가 미국의 물가 자료에 근거를 두고 있으므로, 외국의 경우에는 당시의 달러 환율을 고려할 경우 더욱 복잡해진다. 또한 동급의 발사체 개발인 경우라도 각 발사체의 개발 기간, 개발 로직, 기술 및 인력 수준, 인프라 등의 개발 환경, 정치적·경제적 환경 등이 서로 상이하므로, 개발비용을 하나의 기준으로 절대적이고 정량적으로 비교하는 것은 적절하지 않다고 판단된다.

4. NASA의 비용 추정 기법 적용현황

본 논문에서는 2004년도 NASA Cost Estimating Handbook[14]과 2005년도 NASA's Exploration Systems Architecture Study(ESAS)[12]을 참고로 미국 항공우주국(NASA)의 비용 추정 적용 현황을 파악하였다.

4.1 비용 추정의 역할 및 필요성

정확하고 신뢰성이 높은 비용 추정은 NASA에서 프로젝트를 계획하는데 있어서 중요한 요소이며 또한 긍정적인 영향을 끼친다. 이에 NASA는 비용 추정에 상당한 노력을 기울인다. 특히, NASA가 수행하는 프로젝트들은 주로 새로운 기술들을 포함하고 장기간이 소요되므로 정확하고 신뢰성이 높은 비용 추정이 필요하다. 하지만 요구사항에 대한 정의, 기술적인 진보, 업무의 복잡성, 경제적 상황, 요구 일정, 프로젝트 지원 환경, 시스템 이용 개념들을 충분히 예상치 못하거나 정의하지 못했을 때, 비용 추정은 부정확할 수밖에 없다.

NASA 비용 추정위원회는 아래 사항을 유의하고 있다.

- 과다 추정된 비용 추정은 적절하지 않은 가격으로 간주되어 예산을 지원받지 못할 위험이 있다.
- 낮게 어림잡은 비용 추정은 프로젝트 수행에 필요한 연구비를 충분히 제공받지 못할 위험이 있다.
- 적절하게 추정된 비용은 예산을 수립하고 지원하는데 도움이 된다.
- 반복되고 문서화된 비용 추정은 의사결정을 지원하는 과정에서 발생하는 실질적인 비교를 가능하게 해 준다.

NASA 비용 추정위원회는 NASA 전체의 정확하고 신뢰성이 있고, 정당한 비용 추정을 정책 결정자에게 제공하는 역할을 한다. 최근까지도 비용 추정은 단지 사업 예산을 확보하기 위한 수단으로 사용되었으나 현재는 이

의과 위험을 연관시켜 비용을 도출하는 능력은 사업에 필요한 예산을 지원받기 위한 근거를 제공함으로써 정책 결정자에게 기본적으로 가장 중요한 것이 되고 있다.

4.2 비용 추정 프로세스

NASA의 비용 추정 과정은 크게 3가지로 분류 된다. 첫 단계로 프로젝트를 정의하고, 비용방법론을 선정하며, 마지막으로 비용 추정을 수행한다. 각 과정은 단계별로 순차적으로 이루어진다. <표 3>은 비용 추정 과정의 각 단계를 간략히 설명한다.

<표 3> NASA 비용 추정 프로세스

| 단계 | 활동 |
|---------|--|
| 프로젝트 정의 | ① 고객의 요구를 접수하고 프로젝트를 이해한다. ② 작업분류체계(WBS)를 준비하거나 확보한다. ③ 프로젝트의 기술적인 설명을 확보하거나, 이의 개발에 참여한다. |
| 비용방법론 | ④ 비용 추정 시의 기본원칙 및 가정을 개발한다. ⑤ 가능한 데이터에 적합한 비용 추정 방법론을 선정한다. ⑥ 비용 추정 모델 및 도구를 선택하고 구성한다. ⑦ 가능한 많은 데이터를 수집하고 표준화한다. |
| 비용 추정 | ⑧ 점추정치를 개발한다. ⑨ 비용 범위 및 비용 위험 평가로부터 여유 비용을 개발한다. ⑩ 비용 추정을 문서화한다. ⑪ 결과를 제출한다. ⑫ 정기적으로 비용 추정 결과를 업데이트 한다. |

4.3 NASA의 비용 분석 도구

NASA에서 주로 사용하는 비용 분석 도구는 아래와 같다.

- REDSTAR : NASA의 자료 보관 및 정보검색 서비스로서 1971년 MSFC(Marshall Space Flight Center)에 의해 설립되었으며, 약 25,000여개 이상의 1960년대 초부터의 우주관련 프로젝트 자료들의 비용, 프로그램, 기술적인 데이터들의 보고이다. 프로그램 레벨에서 서브 구성요소 레벨까지 540여 이상의 기업체, 정부기관, 대학 등의 방대한 데이터들을 포함하고 있다.
- NAFCOM : 현재 NASA 및 미공군에서 운영하는 대표적인 비용 추정 모델로서 미국 정부와 계약에 의해 운영되고 있다. 발사체, 인공위성, 유인 우주선 등 약 122개 프로젝트들의 방대한 데이터베이스를 기초로 100개의 무인 우주선, 8개의 유인우주선, 11개의 우주 발사체의 단부, 3개의 액체 로켓엔진에 대한 구성요

소, 서브시스템 및 시스템 레벨에 대한 비용/기술/프로그램 데이터를 포함한다.

- PRICE : 스페이스 셔틀을 대체할 NASA의 새로운 우주 운송수단인 차세대 재사용 발사체를 연구하기 위한 개발 계획에서 사용되었다.
- SEER : MSFC 명왕성 탐사 프로그램의 비용 모델에서 사용되었다. 비용 추정에는 NAFCOM이 사용되지만 NAFCOM은 그 가능성 서브시스템이나 구성 성분 수준 분석에 대한 제한이 있었기 때문에 이를 보완하기 위하여 SEER가 사용되었다.

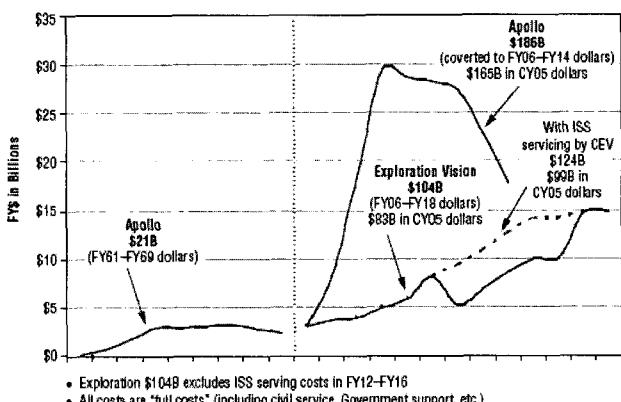
4.4 NASA 비용 추정 사례 : ESAS

ESAS(Exploration Systems Architecture Study)는 2004년 미국 부시 대통령이 우주탐사에 대한 새로운 비전을 제시하면서 그중 일부로 2010년 스페이스 셔틀 프로그램을 중지하고 2014년 내에 새로운 유인 탐사 우주선을 개발하는 것을 제안하면서 수행된 기획 프로젝트였다. 이 프로젝트는 2005년 5월에 착수하여 약 3개월간 진행되었다. ESAS는 주로 NAFCOM을 사용하여 비용 추정을 하였으며 비용 분석에 신중을 기하기 위해 과거로부터 요구 조건들의 변화 정도, 예산 부족 문제, 일정의 연기 및 기술적인 문제들을 다루었다.

ESAS가 제안하는 새로운 유인 탐사 프로그램은 아폴로 프로그램과 아래와 같이 비교된다.

- 아폴로 프로그램 : 2명의 인원이 최대 3일 동안 달의 적도 부근에서 임무
- ESAS 프로그램 : 4명의 인원이 최대 7일 동안 달의 전 영역에 걸쳐 임무, 유인탐사선은 아폴로 Command 모듈의 3배이고 달의 어느 지점에서나 지구로의 귀환 이 가능

<그림 2>에서 아폴로 프로그램이 수행되었던 1961년



<그림 2> 아폴로와 ESAS의 비용 비교

부터 1969년까지 투입되었던 개발비용은 210억 달러이며 이를 2005년도 기준으로 환산하면 1650억 달러에 달한다. 이 수치는 프로그램 관계자와 관련된 모든 경비도 포함한다. 이에 반해 ESAS 프로그램은 2006년부터 2018년까지 첫 번째 달 착륙을 포함하여 1240억 달러의 비용이 소요되며, 2005년도 기준으로 계산하면 990억 달러이다. 따라서 ESAS가 제안하는 새로운 유인 탐사 프로그램은 아폴로 프로그램에 비해 성능과 비용 측면 모두에서 매우 우수함을 알 수 있다.

5. TRANSCOST를 적용한 발사체 비용 추정 사례

5.1 TRANSCOST 개요

5.1.1 TRANSCOST 구성

우주 운송시스템 비용 추정을 위한 TRANSCOST 모델은 1971년 발사체 전용 시스템 모델로 개발되어 현재 가장 널리 사용되는 비용 모델이다. 1960년부터 2002년 까지 43년간의 발사체 및 엔진 비용 데이터를 기반으로 하고 있다.

TRANSCOST 모델은 우주 운송 사업에서 세 부분의 다른 비용 영역을 고려한 서로 관련되는 세 가지의 서브 모델로 구성되어 있다.

- 개발 비용(또는 비반복 비용) 서브모델
- 반복 비용 서브모델(생산, 종합 및 검증)
- 지상 및 비행 운용 서브모델

개발 비용 서브모델 및 반복 비용 서브모델은 고체모터, 터보펌프식/가압식 액체엔진, 소모성 발사체, 재사용 발사체, 유인 우주선 등 13개 세부시스템별로 구분되어 있으며 지상 및 비행 운용 서브모델은 발사전 지상 운용, 지상 이송, 발사 및 임무 운용 등의 7개 활동으로 구분되어 있다.

5.1.2 TRANSCOST 특징

NASA에서 사용되는 비용 모델은 부분적 또는 전체적으로 대외 보안으로 실제 발사체 비용 추정에 활용할 수 있는 모델은 PRICE, TRASIM과 TRANSCOST 등이다. 하지만 PRICE와 TRASIM은 비용 추정의 근거가 되는 비용 데이터베이스가 비공개이며 또한 서브시스템 기반(Subsystem-Based) 모델 즉, 발사체의 상세설계가 필요한 모델이다. 하지만 TRANSCOST는 참조 프로젝트가 제시되어 있고 시스템 기반(System-Based) 모델로서 시

스템 특성치만으로 발사체 비용을 추정할 수 있기 때문에 초기 개념설계 단계에 매우 유용하다.

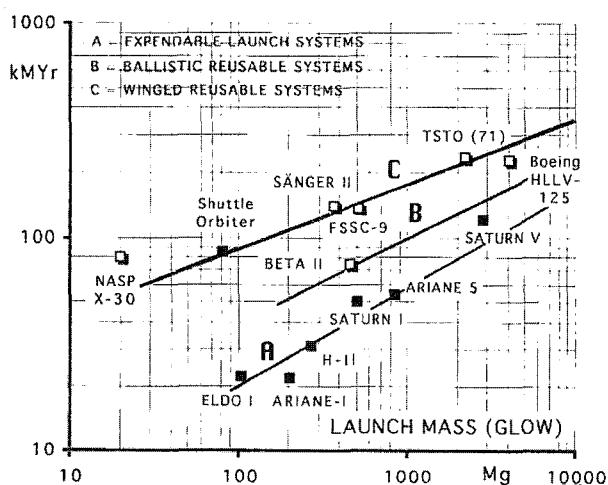
또한 TRANSCOST는 비용값(Costing Value)으로서 Man-Year(MYr)를 적용하므로 다른 통화, 물가상승율, 달러 환율을 가진 나라에서 다른 사업 기간을 가진 프로젝트로부터 도출하고, 이에 대한 비용을 추정할 수 있는 비용 모델이다. 비용추정식(CER)에 대한 MYr값은 시간에 독립적인 일정한 가치를 유지하는 강점을 가지고 있다. MYr 값은 총체적인 값으로서 직접 인건비뿐만 아니라 경영, 마케팅 등 기타 추가적인 간접비 모두를 포함하는 가장 현실적인 개발비용을 의미한다.

5.2 초기 입력 데이터 가정

현재 진행 중인 소형위성 발사체(KSLV-I) 개발의 후속사업으로 추진 예정인 한국형 발사체의 구체적인 사양이 정해지지 않았다. 본 논문에서는 임의의 새로운 3단형 저궤도 위성 발사체를 대상으로 비용 추정 과정을 제시하고자 한다. 가정된 발사체의 제원 및 성능 목표는 아래와 같다. 또한 발사체의 개발비용과 생산비용만을 고려하는 것으로 한다.

- 1단 : 55~80톤 터보펌프식 액체엔진 4기, 각 엔진은 1,000kg으로 가정함.
- 2단 : 55~80톤 터보펌프식 액체엔진 1기, 엔진 1기 1,000kg으로 가정함.
- 3단 : 5~10톤 가압식 액체엔진 1기(케로신/액체산소), 엔진은 120kg으로 가정함.
- 이륙중량 : 200톤급.

5.3 개략적 발사체 개발비용 추정



<그림 3> 발사체 총중량 대비 발사체 개발비용

비용 인자들을 사용한 구체적인 비용 추정 이전에 TRANSCOST 비용추정식의 핵심 비용요인인 발사체 총 중량(GROW ; Gross Lift Off Weight) 측면에서 개략적으로 추정하였다. <그림 3>은 발사체 총중량 대비 발사체 개발비용(MYr)을 보여주고 있다.

가정한 발사체의 총중량이 150~300톤으로 추정되므로 소모성 발사체에 해당되는 A곡선으로부터 전체 개발비용은 대략 25,000~35,000 MYr로 예상된다.

5.4 개발비용 추정

발사체 개발비용은 발사체 중량 및 크기, 단 및 엔진의 수 및 형태, 기술 준비도 및 범위, 신뢰성 및 안전성 요구조건, 검증 및 시험 전략, 비행 모델 및 비행 시험 수, 개발팀 경험, 사업 조직 및 관리, 계약 조건 등과 같은 중요 기준에 영향을 받는다. 동일한 개념의 발사체라도 이와 같은 기준의 조건에 따라 개발비용의 범위가 크게 달라질 수 있다.

발사체에 대한 총 개발비용은 부스터, 엔진 및 발사체시스템 개발비용의 합에 시스템 엔지니어링/체계 종합 인자 f_0 와 프로그램의 비용 영향 인자인 f_6, f_7, f_8 를 곱한 값으로서, 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다. 그러나 부스터가 없으므로 $\sum H_B$ 항목을 포함하지 않는다.

$$C_D = f_0 (\sum H_B + \sum H_V + \sum H_E) f_6 f_7 f_8 \quad (1)$$

5.4.1 엔진 개발비용

개발하고자 하는 발사체의 엔진은 1단과 2단에 사용될 터보펌프식 액체엔진과 3단에 사용될 가압식 액체엔진

(1) 1단 및 2단 엔진

발사체의 1단과 2단은 터보펌프식 액체엔진으로 구성되므로, 아래의 식이 적용된다.

$$H_{EL} = 197.5 M^{0.52} f_1 f_2 f_3 \text{ (MYr)} \quad (2)$$

<표 4> 1단 및 2단 엔진 개발비용

| | 값 | 비고 |
|----------|----------|---|
| M | 1,000kg | 엔진무게 |
| f_1 | 0.9 | 기술 개발 인자 : 유사한 시스템이 이미 운용되고 있는 경우로 가정 |
| f_2 | 0.686 | 기술의 질적 수준 인자 : $0.026(\ln N_Q)^2$, $N_Q = 170$: 엔진 신뢰도를 0.9로 가정 시 요구되는 연소시험 횟수 기준 |
| f_3 | 1.1 | 팀의 경험 인자 : 터보펌프식 엔진개발 경험이 있으므로 부분적인 경험 있는 경우로 가정 |
| H_{EL} | 4,870MYr | |

(2) 3단 엔진

3단 엔진은 가압식 액체엔진이므로 아래식이 적용된다.

$$H_{EP} = 155M^{0.365} f_1 f_3 \text{ (MYr)} \quad (3)$$

<표 5> 3단 엔진 개발비용

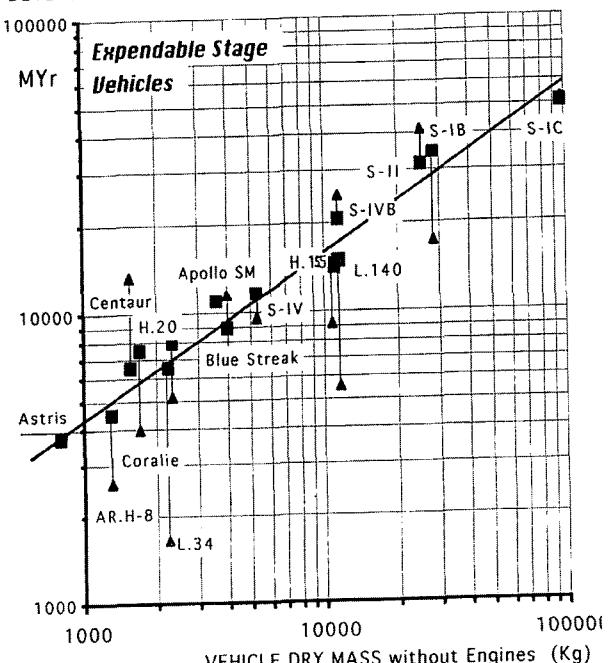
| | 값 | 비고 |
|----------|--------|--|
| M | 120kg | 엔진 무게 |
| f_1 | 0.75 | 기술 개발 인자 : 가압식 액체엔진의 개발 경험이 있으므로 기존 시스템에 대한 설계 변경 등을 통해 개발이 가능할 것으로 가정 |
| f_3 | 0.85 | 팀의 경험 인자 : 유사한 프로젝트를 수행한 경험이 있는 경우로 가정 |
| H_{EP} | 567MYr | |

5.4.2 발사체 시스템 개발비용

발사체 시스템의 개발비용에 관련된 여러 종류의 발사체 서브시스템 중에서 Expendable Ballistic Stages and Transfer Vehicle와 가장 가까운 형태로 판단된다. 그림 4는 15개의 소모성 발사체에 대한 참조 데이터의 결과를 보여주고 있으며, 식 (4)로 표현될 수 있다. 여기에서 발사체의 건조 중량은 주 엔진을 제외한 것이다.

$$H_{VE} = 98.6M^{0.555} f_1 f_2 f_3 \text{ (MYr)} \quad (4)$$

DEVELOPMENT EFFORT



<그림 4> 소모성 발사체에 대한 비용추정식

<표 6> 발사체 시스템 개발비용

| | 값 | 비고 |
|----------|-----------|---|
| M | 16,180kg | 엔진을 제외한 발사체의 전조중량 |
| f_1 | 1.0 | 기술 개발 인자 : 표준 프로젝트(유사한 시스템이 이미 운용되고 있는 경우로 가정) |
| f_2 | 0.511 | 기술의 질적 수준 인자 : $f_2 = \frac{K_{ref}}{K_{eff}} = \frac{0.147}{0.092} = 0.511$ $K_{eff} = \frac{M_n - M_e}{M_p} = 0.092$ $M_n = \text{구조중량} + \text{잔류추진제 중량}$ $M_e = 1,000\text{kg} \times 5 + 120\text{kg}$ $M_p = \text{각단 추진제 중량의 합}$ $K_{ref} = \text{TRNSCOST 데이터베이스에서 Average Net Mass Fraction은 } 0.047$ |
| f_3 | 1.1 | 팀의 경험 인자 : KSLV-I 개발 경험을 기반으로 하므로 개발팀의 경험정도를 부분적 경험이 있는 경우로 가정 |
| H_{VE} | 12,014MYr | |

5.4.3 총 개발비용

총 개발비용은 1, 2, 3단 엔진의 개발비용과, 발사체 시스템 개발비용의 합이며, 식 (1)에 각각의 결과 및 변수를 적용하였다.

$$C_D = f_0 (\sum H_B + \sum H_V + \sum H_E) f_6 f_7 f_8 \quad (1)$$

<표 7> 총 개발비용

| | 값 | 비고 |
|------------|-----------|---|
| f_0 | 1.125 | 시스템 엔지니어링 및 체계 종합 인자 = 1.04 ^N (N = 단위 수, 3단으로 가정) |
| $\sum H_B$ | 0 | Strap on Boosters 없음 |
| $\sum H_V$ | 12,014 | 발사체 시스템 개발비용 |
| $\sum H_E$ | 5,437 | 엔진 개발비용 |
| f_6 | 1 | 최적 계획 일정 지연 비용 증가 인자 : 일정 준수로 가정 |
| f_7 | 1 | 동시 사업 참여업체에 의한 비용 증가 인자 : 동시적으로 유사한 개발을 하는 기관의 숫자이므로 단일 업체인 1로 가정 |
| f_8 | 1 | 생산성 보정 인자 : 미국 기준으로 가정 |
| C_D | 19,632MYr | |

5.5 생산비용 추정

5.5.1 생산비용의 원리 및 Learning Factor

생산비용은 재료비, 공정 및 제작비, 조립 및 검증, 수락시험 비용뿐만 아니라 엔지니어링 지원과 품질 보증 비용을 포함한다. 생산비용 영역에서 중요한 요소는 “First

Unit Cost”와 “Learning Factor”(p)이다. “Learning Factor”(p)는 많이 생산되는 경우에 비용 절감을 위해서 중요하다.

Learning Factor는 1936년에 T.P Wright에 의해서 정의 되었으며 처음 생산했을 때와 비교했을 때 다음부터 제작되는 것에 대한 노력절감을 고려한 것이다. 우주 시스템을 위한 적절한 Learning Factor는 0.8에서 1사이이다. 구체적인 값은 연간 생산율 뿐 아니라 발사체의 규모(질량)에 의해 결정된다. 본 논문에서는 발사체가 대량 생산되지 않으므로 Learning Factor를 1로 가정하였다. 또한 본 논문에서는 Recurring Cost를 적용함에 있어서 단지 생산비용만을 고려하였다.

5.5.2 엔진 생산비용

(1) 1단 및 2단 엔진

TRANS COST에서는 엔진 생산비용관계 식으로 고체 추진 모터 및 부스터, 액체 추진 엔진, 공기흡입 터보제트 엔진의 3가지로 크게 구분하고 이중 액체 추진 엔진 내에 수소 엔진, 기존 저장성 추진제 엔진과 단일 추진제 엔진으로 세분하고 있다. 본 연구에서는 1단 및 2단 엔진을 Conventional rocket engines with Storable Propellants(pressure-fed and pump-fed)에 해당되므로 식 (5)를 적용시킬 수 있다.

$$F_{EL(s)} = 1.9nM^{0.535}f_4 \text{ (MYr)} \quad (5)$$

<표 8> 1단 및 2단 엔진 생산비용

| | 값 | 비고 |
|-------------|---------|----------------------|
| M | 1,000kg | 엔진 무게 |
| n | 5 | 엔진의 개수 : 1단 4기+2단 1기 |
| f_4 | 1 | 연속 생산 비용 감소 인자 |
| $F_{EL(s)}$ | 383MYr | |

(2) 3단 엔진

3단 엔진도 Conventional rocket engines with Storable propellants (pressure-fed and pump-fed)에 해당되므로 식 (5)을 동일하게 적용시킬 수 있다.

$$F_{EL(s)} = 1.9nM^{0.535}f_4 \text{ (MYr)} \quad (5)$$

<표 9> 3단 엔진 생산비용

| | 값 | 비고 |
|-------------|-------|----------------|
| M | 120kg | 엔진 무게 |
| n | 1 | 엔진의 개수 : 3단 1기 |
| f_4 | 1 | 연속 생산 비용 감소 인자 |
| $F_{EL(s)}$ | 25MYr | |

5.5.3 발사체 시스템 생산비용

발사체 시스템은 저장성 추진제를 사용하고, 중량은 엔진을 제외한 발사체의 건조중량을 말한다. 그러나 전자탑재 및 자세제어 시스템뿐만 아니라 단간 어댑터 및 페이로드 페어링는 포함한다.

$$F_{VP} = 0.83nM^{0.65}f_4 \text{ (MYr)} \quad (6)$$

<표 10> 발사체 시스템 생산비용

| | 값 | 비고 |
|----------|----------|-------------------|
| M | 16,180kg | 엔진을 제외한 발사체의 건조중량 |
| n | 1 | |
| f_4 | 1 | 연속 생산 비용 감소 인자 |
| F_{VP} | 452MYr | |

5.5.4 총 생산비용

발사체를 완성하기 위한 제작, 조립 및 시험비용은 단일 구성품 비용의 합과 시스템 매니지먼트, 종합 및 점검 요소 f_0 의 곱에 의해 정의된다.

$$C_F = f_0 N \left(\sum_1^n F_S + \sum_1^n F_E \right) \text{ (MYr)} \quad (7)$$

<표 11> 총 생산비용

| | 값 | 비고 |
|----------------|----------|--|
| f_0 | 1.03 | 시스템엔지니어링/체계 종합 인자 : 발사체와 사업의 복잡도에 따라 1.02~1.03 |
| N | 3 | 단수 |
| $\sum_1^n F_S$ | 452 | 발사체 시스템 생산비용 |
| $\sum_1^n F_E$ | 408 | 1, 2, 3단 엔진 생산비용의 합 |
| C_F | 2,657MYr | |

5.6 적용 결과 및 고려사항

5.6.1 적용결과

발사체 개발 및 생산을 위한 비용 추정의 결과, 총 개발비용으로는 19,632MYr, 총 생산비용으로는 2,657MYr 가 산출되었다. 참고로 참고문헌 5의 Man-Year를 보면 2003년 기준으로 미국은 226,400\$, 유럽은 205,700Euro, 일본은 25Mio.Yen으로 나타난다.

TRANSCOST에 따르면 보통 소모성 발사체의 생산비용은 개발비용의 1.5~2% 정도라고 하나, 위의 결과는 13.5%로 많은 차이를 보인다. 이는 향후 경제적인 발사체를 생산하기 위한 연속 생산 체계가 확립될 경우 유

사한 비율이 될 것으로 판단된다.

5.6.2 고려사항

TRANSCOST를 이용한 발사체 개발 및 생산 비용 예측에서는 입력데이터와 비용 계산 시 사용되는 각종 인자 값의 변화에 따라 최종 예측치가 많이 달라지는 결과를 볼 수 있다. 따라서 보다 정확하고 신뢰할 수 있는 우주발사체 개발사업 비용을 추정하기 위해서는 향후 우주발사체 개발을 지속적으로 수행하면서 도출된 실제 비용 데이터를 토대로 각 인자에 대한 보정(Calibration)과정을 거쳐야 할 것으로 판단된다. 더불어 체계적으로 결정된 개발사업비에 대해 지속적인 지원 및 예산확보를 위한 정책적인 지원 체계가 갖추어져야 할 필요가 있다.

6. 결 론

우주발사체는 전형적인 대형 첨단복합 시스템으로 이를 개발하기 위해서는 많은 비용과 오랜 기간이 필요하다. 발사체 개발사업의 성공을 위해서는 사업 초기 정확한 사업비를 추정하여 개발 계획을 수립하는 것이 중요하다. 특히, 새로운 발사체의 초기 개발 단계에서는 비용 추정 기법과 유사 발사체 개발비용의 조사 분석은 비용을 추정하는 매우 좋은 방법이다.

본 논문에서는 먼저 세계 주요 발사체의 개발 예산을 조사하여, 우리나라 발사체 개발 계획의 수립에 참고가 되도록 하였다. 두 번째, 본 논문은 우주개발 선진국인 미국 NASA에서의 비용 추정기법 적용 현황을 조사하였다. 마지막으로 본 논문은 TRANSCOST 비용 추정 모델을 사용하여 새로운 발사체 개발을 위한 개발 및 생산 비용을 추정하는 적용 사례를 제시하였다. 본 논문의 결과는 우주발사체의 연구개발을 통해 위성의 자력 발사 능력을 확보하려는 우리나라의 입장에서 우주개발 선진국들이 했던 비용 추정 시행착오를 줄이는 데 많은 도움이 될 것이다.

향후 한국형 발사체 개발을 위해 엔지니어링 분석, 비용 추정, 유사 사례 분석 등으로 각기 도출된 추정 비용을 상호 보완 및 검토하여 현실적이고 가능한 정확한 발사체 비용 계획을 수립하도록 해야 한다. 개념설계 이후 단계에서 보다 세부적인 비용 추정을 위해서는 서브시스템 수준의 비용 모델을 활용할 필요가 있다. 또한 향후 발사체 개발사업을 지속하여 추정 비용과 실제 비용을 비교분석하여 국내 연구개발 실정에 맞는 기존 비용 추정 모델 상의 정확한 인자 보정 및 더 나아가 우리나라 연구개발 환경에 맞는 새로운 비용 모델을

개발하는 것이 필요하다.

참고문헌

- [1] 대한민국 정부; 제1차 우주개발진흥기본계획, 2007.
- [2] 유일상, 조광래; “KSLV-I 사업을 위한 위험관리 프로세스 개발”, 산업경영시스템학회지, 29(1) : 94-100, 2006.
- [3] A Euroconsult Research Report, “World Market Survey of Satellites to be Launched by 2016,” 16, 2007.
- [4] Berner, S.; “Japan’s Space Program: A Fork in the Road,” RAND, CA, 2005.
- [5] Dietrich E. Koelle; “Handbook of Cost Engineering for Space Transportation Systems With TRANSCOST 7.1,” 2003.
- [6] Encyclopedia Astronautica(<http://www.astronautix.com>).
- [7] Harvey, B.; “The Japanese and Indian Space Pro- grammes: Two Roads Into Space,” Springer, UK, 2000.
- [8] Isakowitz, S. J., Hopkins, J. B., and Hopkins, J. P. Jr.; International Reference Guide to Space Launch Systems, 4th ed., AIAA, Virginia, 2004.
- [9] Isakowitz, S. J., Hopkins, J. P. Jr., and Hopkins, J. B.; International Reference Guide to Space Launch Systems, 3rd ed., AIAA, Washington DC., 1999.
- [10] Isakowitz, S. J.; International Reference Guide to Space Launch Systems, 1991 ed., AIAA, Washington DC., 1991.
- [11] Jane’s Space Dictionary 1995 ~ 1996, 11th ed., Jane’s Information Group, UK, 1995.
- [12] NASA’s Exploration Systems Architecture Study Final Report, November 2005
- [13] NASA Cost Estimating Web Site(<http://www1.jsc.nasa.gov/bu2/index.htm>).
- [14] NASA, NASA Cost Estimating Handbook, 2004.