

액체로켓엔진 개발을 위한 위기관리 방법론 연구

문인상* · 정용현** · 김철웅

Research of a Methodology for a Liquid Rocket Engine Development

Insang Moon* · Yong-Hyun Jeong* · Cheulwoong Kim *

ABSTRACT

It is a known fact that much effort, time and cost are needed to develop a new launch vehicle. Among the many components consisting of the launch vehicle, a rocket engine is a one of the most important and difficult part to develop in which many risks may lie dormant because very active chemical reaction occurs inside the engine while the engine is also required optimum ratio of the mass and performance. This research focused on the risk mitigation to develop the rocket engine using the example of recently developed US rocket engine.

초 록

하나의 발사체를 개발하기 위해서는 많은 노력과 연구가 필요하며 특히 발사체의 핵심이 되는 엔진의 개발은 발사체 개발에 있어서 매우 큰 비중을 차지한다. 특히 액체로켓엔진은 내부에서 맹렬한 화학반응이 일어나고 있으며 또한 동시에 무게대비 최고의 성능을 요구하는 개체이기 때문에 수많은 위험요소가 잠재되어있다. 이 연구는 엔진 개발에 내재되어있는 위험도를 완화시키기 위하여 먼저 위험도를 정량화 시키는 방법을 간단히 기술하였고 국외사례를 모델로 하여 그 방법론을 정리하였다.

Key Words: Risk Mitigation(위험완화), Liquid Rocket Engine Development(액체로켓엔진 개발), Launch Vehicle(발사체)

1. 서 론

위험관리란 이익을 창출해내는 활동이 아닌 경영 혹은 개발을 불확실성으로부터 보호하여 안정적인 수행을 하고자 하는 활동이다. 그러나 적절한 위험관리를 통하여 경영이나 프로젝트

등을 보다 효과적으로 수행하면 불필요한 낭비를 막을 수 있다. 특히 신규제품을 개발하는 경우에는 효과적인 위험관리를 통하여 여러 가지 위험요소를 사전에 인지하여 이를 회피 혹은 완화시킬 수 있다.

하나의 제품을 개발할 때에 위험요소는 크게 세가지 분야로 나눌 수 있다. 이는 개발기간의 지연사유가 발생하는 스케줄에 대한 위험, 비용 증가의 위험 그리고 개발기술에 관한 위험 등이

* 한국항공우주연구원 엔진그룹
연락처자, E-mail: insang@kari.re.kr

다. 이 세 가지 요소들은 서로 독립적이면서도 동시에 서로 상호 작용을 하게 된다. 개발계획 중에 인건비 등이 큰 비중을 차지하는 첨단 기술인 경우에는 스케줄 지연이 곧바로 개발비용 증가로 나타나게 되며 TFF (Test Fail Fix)가 발생할 경우에는 스케줄 지연과 비용 증가가 동시에 발생하게 된다. 발사체 개발에 있어서 핵심 요소 중의 하나인 로켓엔진의 개발에 있어서도 이러한 개념을 도입하여 낭비적 요소를 사전에 차단하고 보다 효율적인 로켓엔진 개발 프로그램을 작성하여야 할 것이다. 미국 NASA's Marshall Space Flight Center의 deputy director 인 Steve Cook[1]의 개발 프로그램의 위험도를 줄이는 방법으로 1) small scale로 선행개발 것 2) original plan이 만족스럽지 않을 경우를 대비한 back up plan을 마련할 것 등의 두 가지를 제안했으며 이는 실제로 여러 곳에서 사용되고 있는 방법 중의 하나이다.

이 논문에서는 먼저 위험관리의 방법론 중 위험정량화 (risk quantification)에 대한 간단한 설명을 기술하고 실제 엔진에 적용된 사례를 연구하여 위험관리가 로켓엔진 개발에 어떻게 적용되는 가를 살펴보았다.

2. 위험정량화

리스크정량화는 프로젝트를 수행하는 과정에서 발생 가능한 위험뿐만 아니라 그 위험으로 야기되는 영향을 수치화하는 작업을 뜻한다. 이런 정량화 작업에는 여러 가지 방법이 있을 수 있으나 다음과 같이 4가지의 예를 들어보겠다.

(1) 기대 통화 가치(Expected monetary value): 다음의 두 요소의 곱으로 표현할 수 있다.

- 리스크 이벤트 확률(Risk event probability) - 주어진 위험이 발생할 확률
- 리스크 이벤트 가치(Risk event value) - 실제로 위험이 발생했을 때에 야기되는 이익과 손실에 대한 견적

리스크 이벤트 가치는 유형의 것과 무형의 것 양자를 반영해야 하나 높은 확률의 적은 손실을

낮은 확률의 큰 손실과 동일시함으로써 결과를 왜곡할 수 있다.

(2) 통계적 합계(Statistical sums): 통계적인 합계는 개별적인 작업항목(work item)에 대한 견적으로부터 총 프로젝트 비용의 범위를 추정하는데 사용 가능하다.

(3) 시뮬레이션(Simulation): 이 방법은 모델이나 모사방법을 통하여 시스템의 반응이나 성능을 분석하는 방법이다.

(4) 전문가의 판단: 전문가의 판단은 종종 위에서 설명한 수학적 기법을 대신하거나 수학적 기법과 함께 적용될 수 있다.

3. RS-68 엔진 개발 사례

3.1 엔진개발 프로그램

RS-68엔진은 미국에서 SSME 이래 약 20년 만에 개발된 실용 로켓엔진으로 SSME와는 설계개념부터 개발까지 많은 차별성이 있는 엔진이다. 최초로 Cost as the Independent Variable (CAIV)의 개념이 도입되어 개발된 엔진으로 고성능을 지향하기 보다는 보다 저렴한 비용으로 탑재체를 목표로 하는 궤도에 투입하기 위한 경제성적인 측면을 강조하여 개발되었다.

RS-68의 개념 설계는 1988년에 좀 더 저렴한 비용으로 발사체를 구성하기 위한 NASA의 Space Transportation Main Engine 프로젝트에서 발전되었다. 그러나 최초 1994년에 완성된 RS-68 프로그램의 총 비용과 기간은 각각 11억 달러와 8년 6개월로 정부 승인을 얻기가 힘든 결과였다[2]. 그 후 새로운 미 공군의 기준과 발사체의 국제 경쟁력을 확보하기 위해 개발계획은 전면 재검토 되었고 그 결과 RS-68엔진은 개발비용 약 5백만 달러, 개발기간은 약 4.7년이 소요되어 개발 되었다.

RS-68 엔진은 그림1과 같은 특징을 가지고 있으며 엔진의 단순화를 위하여 삭마형 노즐을 장착한 가스발생기 싸이클이 채택되었다. 다만 추진제의 경우에는 2개의 펌프를 개발하여야 하는 부담이 있으나 그간 SSME를 개발하면서 축적된 경험을 사용하기 위하여 LOx./LH2가 사용되었다.

	Full Power	Minimum Power
Thrust, vac (kN) (K kg-f/Klb-f)	3,341 341/751	1,922 197/432
Thrust, sl (kN) (K kg-f/Klb-f)	2,918 299/656	1,499 153/337
Chamber pressure (MPa) (psia)	9.79 1,420	5.62 815
Engine mixture ratio	6.0	
I_{sp} , vacuum (sec)	409	
I_{sp} , sea level (sec)	357	

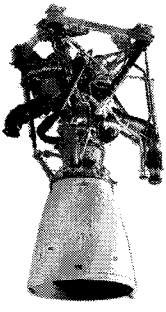


그림 1 RS-68 엔진의 작동 특성. ([2]에서 발췌.)

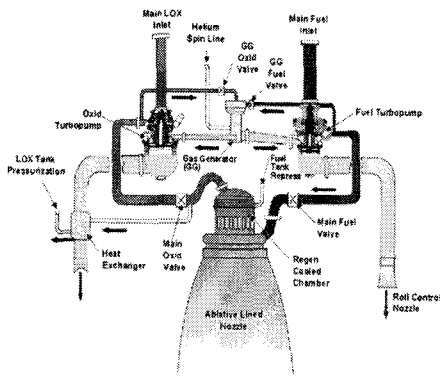


그림 2 RS-68 엔진의 작동 스킴 ([2]에서 발췌.)

다음 그림은 이 엔진의 개발 스케줄을 나타낸 것으로 저비용엔진에 관한 개념연구는 이미 1995년부터 시작되었으며 2001년 첫 번째 납품을 목표로 실제 엔진 개발은 1997년 중반부터 이루어진 것을 알 수 있다.

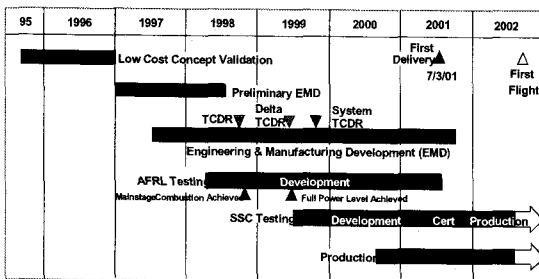
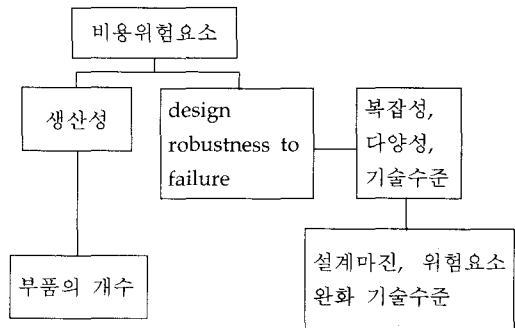


그림 3 RS-68 Engine Development Program ([3]에서 발췌)

3.2 위험요소 관리

추진 시스템은 발사체 개발에 있어서 위험요소가 가장 높은 부분 중 하나이다. 따라서 RS-68 엔진 개발 시에 다음 그림과 같은 하향식 (top-down) 시스템 엔지니어링 차원의 접근 방법을 선택하여 새로운 엔진 개발의 위험 요소를 분석하였다.



또한 프로그램 계획에서 가장 중요한 결정 사항 중 하나는 엔진의 architecture를 구성하는 것이었는데 이는 RS-68 엔진을 개발한 Rocketdyne의 경험과 기존의 엔진의 특성을 바탕으로 결정되었다. 즉 연소압의 압력이 높을수록 엔진의 성능은 증가하나 이에 대한 비용증가 요인이 발생하므로 비용 절감을 위해 낮은 연소압을 채택하였다. 또한 과거의 엔진 개발 경험에 비추어 보았을 때 TFF (Test Fail Fix)에 많은 비용이 발생하는 것이 확인되어 이를 줄이기 위한 노력이 있었다. (그림 4참조)

	Conceptual Design %	Final Design %	Validation Design %	Fail-Fix Design %	Total
Engineering & Mgmt. %	2	15	1	7	25
Hardware %			3	47	50
Test %			6	19	25
Total %	2	15	10	73	

그림 4 Rocketdyne에서 개발한 액체로켓엔진의 개발비 breakdown 다이어그램 ([2]에서 발췌)

또한 보잉사의 축적된 경험을 바탕으로 수용 가능한 위험 요소 수준과 엔진 개발을 하는 동안 수정작업의 수를 산출하기 위한 TFF affordability objective를 확립하였다. 그리하여 TFF affordable 위험요소와 프로그램의 초기 위험요소의 차를 사용하여 위험절감 활동의 척도로 삼았다. 이러한 관계는 다음 그림에 나타내었다.

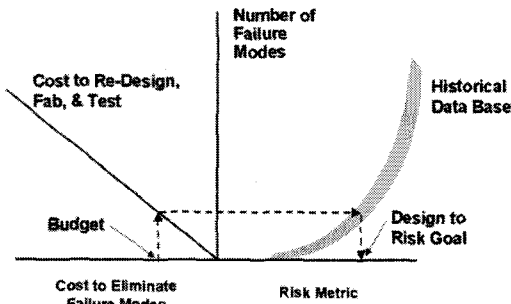


그림 5 Design failure mode와 이를 수정하기 위한 비용과의 관계, ([2]에서 발췌)

그림 5의 관계는 엔진 시스템 뿐만 아니라 컴포넌트 레벨에까지 적용이 가능한 것으로 위험 목표에 미치지 못한다면 failure mode를 수정하기 위한 비용이 지나치게 많은 부분을 중점적으로 관리한다면 보다 효율적으로 엔진을 개발할 수 있을 것이다.

그림 6은 엔진의 컴포넌트별 위험도를 나타낸 것으로 위험도가 높은 컴포넌트를 보여주고 있다.

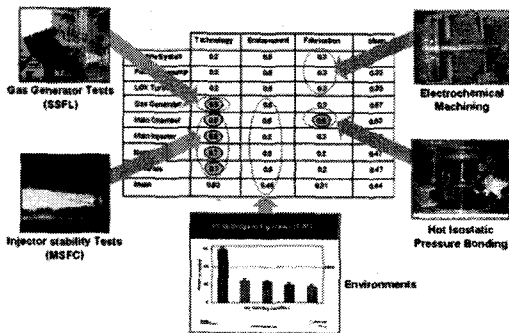


그림 6 식별된 위험완화 ([4]에서 발췌)

디자인 검토횟수의 증가, 제작과정의 시연, 컴포넌트와 서브시스템의 검증시험 그리고 복수의 엔진 시험장 가동 등을 통해 위험을 완화시킬 수 있다. 또한 축소형과 실물크기의 분사기 hot-fire 시험을 수행하여 성능과 안정성 그리고 연소기 챔버의 호환성을 검토하여야 한다. 또한 엔진에서 중요한 부분을 차지하고 있는 연소기와 터보펌프의 조립은 반드시 시연(demonstration)되어야 한다. 이밖에 가스발생기와 밸브 터보펌프는 컴포넌트 레벨에서의 시험뿐 아니라 powerpack 시험을 수행하면 위험요소를 줄이고 설계상에서 trade할 부분을 찾아낼 수 있다.

이렇게 점진적으로 위험요소를 줄여나가도 수정작업이 필요한 시점이 올 수가 있다. 이 경우에는 순간적으로 위험레벨이 상승할 수가 있으나 근본적인 원인을 분석하여 차근차근 해결해 나간다면 성공적으로 개발을 마칠 수 있을 것이다.

4. 결 론

액체로켓엔진을 개발함에 있어서 미국에서 최근 개발된 RS-68 엔진의 개발 사례를 연구하여 국내에서 있을 KSLV-II 엔진의 위험요소를 조기 발견하고 제거하기 위한 노력으로 이 연구가 진행되었다. 다만 RS-68 엔진의 경우 위험요소를 인식하고 정량화하고 제거하는 방법은 과거의 경험을 바탕으로한 데이터 베이스를 사용하였기 때문에 이를 국내에서 활용하기가 쉽지는 않으리라 예상된다. 그러나 3장의 마지막 부분에 언급된 위험요소를 완화하는 방법은 국내에서도 충분히 활용 가능할 것으로 예상된다.

참 고 자 료

[1] Space news, 'NASA Propulsion Strategy Reaches Back While Looking Ahead', Oct. 3, 2005, http://www.space.com/spacenews/businessmonday_051003.html

- [2] Wood, B. K. AIAA 38th Joint Liquid Propulsion Conference, Propulsion for the 21st Century-RS-68, , Indianapolis, 2002.
- [3] Conley, D., Lee, N. Y., Portanova, P. L., and Wood, B. K., Evolved Expendable Launch Vehicle System: RS-68 Main Engine Development, 53th International Astronautical Congress, Houston, 2002.
- [4] <http://www.engineeringatboeing.com/dataresources/PropulsionForThe21stCentury-CostDrivenRS-68.ppt>