

우주발사체용 액체추진시스템 설계 프로세스

김희태* · 한상엽** · 이한주** · 조기주** · 오승협**

Design Process of Liquid-Propellant Propulsion System for Space Launch Vehicle

Hui-Tae Kim* · Sang-Yeop Han** · Han-Ju Lee** · Kie-Joo Cho** · Seung-Hyub Oh**

ABSTRACT

Space launch vehicles mainly use the liquid-propellant propulsion system which has easy thrust control ability and high specific impulse for that the payload like satellite and spacecraft should be entered into exact orbit. However, the liquid-propellant propulsion system is very difficult to develop because it is more complicate than the solid rocket propulsion system and demands very high technology. In space launch vehicle developing procedure the system design level is very important thing to reduce cost, shorten schedule, and improve the performance. The system design process was introduced for selecting the best liquid-propellant propulsion system on this paper.

초 록

우주발사체는 위성 및 spacecraft와 같은 페이로드를 정해진 궤도에 정확하게 투입하기 위해 추력 제어가 용이하고 비추력이 높은 액체추진시스템을 주로 사용한다. 그러나 액체추진시스템은 고체추진시스템에 비해 구조가 복잡하고 고도의 기술을 요하므로 개발과정이 매우 어렵다는 단점이 있다. 우주발사체 개발과정 중 초기의 시스템 설계 단계는 전체 발사체 개발비용 및 일정을 축소하고 성능을 향상시킬 수 있는 중요한 단계이다. 본 논문에서는 최상의 액체추진시스템을 선택하기 위한 시스템 설계 단계에서의 프로세스를 제시하고 설명하였다.

Key Words: Liquid-Propellant Propulsion System(액체추진시스템), Design Process(설계 프로세스), System Design(시스템 설계), Preliminary Design(기본설계), ilities

1. 서 론

우주발사체는 페이로드를 정해진 궤도에 정확하게 투입하기 위해서 비추력이 높고 추력제어가 용이한 액체추진시스템을 주로 사용한다. 우주발사체 개발과정 중, 초기의 시스템 설계 단계에서 소요되는 비용은 적은 반면 가장 많은 개

* 과학기술연합대학원대학교
** 한국항공우주연구원
연락처, E-mail: htkim@kari.re.kr

발비용이 이 단계에서 결정된다. 또한 시스템 설계 단계에서는 설계 변경의 기회도 많이 제공되나 이후에는 설계 변경의 기회가 적고 설계 변경을 위해서는 막대한 비용 및 일정을 소비하게 되어 개발 프로젝트가 실패할 가능성이 높아진다. 그러므로 초기 시스템 설계를 최적화하는 것은 발사체 개발 과정에서 가장 중요한 부분이며 이를 통해 발사체 개발비용 및 일정을 축소하고 성능을 향상시킬 수 있다[1]. Fig. 1은 시스템 설계 단계의 중요성을 도식화 한 것이다. 본 논문에서는 시스템 설계 단계에서의 액체추진시스템 설계 프로세스를 제시하고 각 단계의 내용을 간략히 기술하였다.

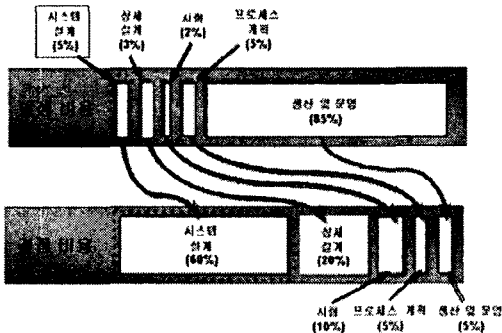


Fig. 1 Intuitive value of system design

2. 본론

2.1 Design Process for Propulsion System

초기 시스템 설계 단계에서 액체추진시스템을 최적화함으로써 개발비용 및 일정을 축소하고 성능을 향상시킬 수 있다. 하지만 이를 위한 최적의 설계 프로세스는 존재하지 않으며 어떤 설계 프로세스라도 최상의 해결안을 찾기 위해 요구조건과 구속조건을 설정하고 시스템이 이를 만족하도록 해야 한다.

Top-down 식 액체추진시스템 설계 프로세스를 Fig 2에 나타내었다. 설계 프로세스는 크게 미션레벨 요구조건을 바탕으로 시스템레벨 요구조건을 정의하고 기본설계 과정을 통해 추진시스템의 성능, 질량, 외형 같은 배이스라인 형상을 도출하는 과정으로 구성된다.

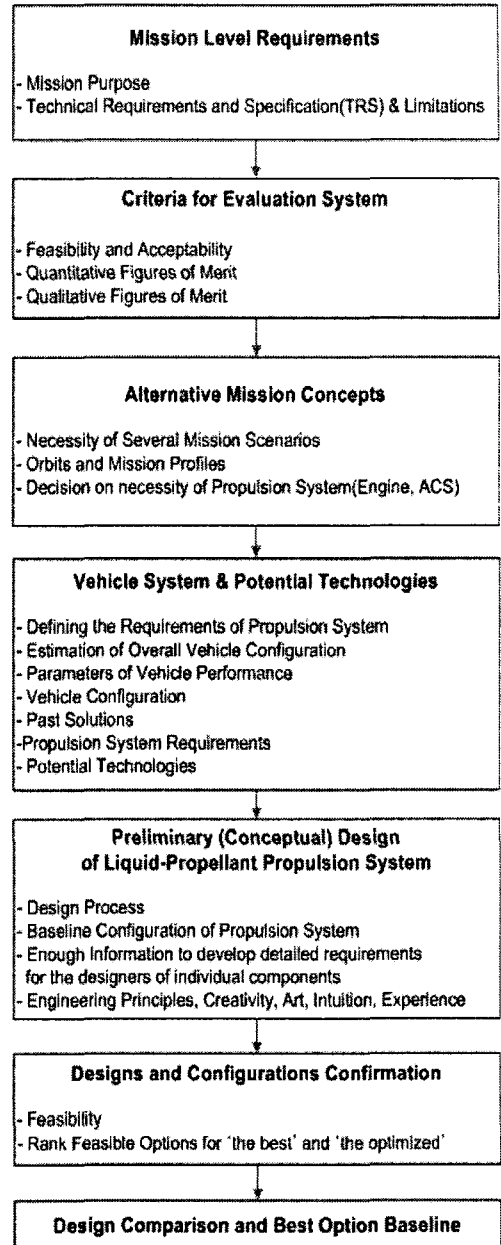


Fig. 2 Design process for propulsion system

2.2 Mission Level Requirements

프로젝트 발주자로부터 기본적인 요구조건이 주어지면 이를 토대로 미션을 정의하고, 기술적 요구조건과 규격 (TRS) 및 제한조건을 설정한다. 미션은 'KSLV-1 100kg

저궤도와 같이 발사체, 페이로드, 궤도 특성을 간략하게 기술하며, TRS와 제한조건은 Table 1과 같은 내용을 고려하여 정의한다.

Table 1. TRS & Limitations

내용	설명
미션에 대한 시스템 정의	SSTO or TSTO
비용 및 일정	
Acceptable Risk Level	기술, 성능, 안전성
환경영향	소음 레벨, 독성에 의한 생태 변화
비행 환경	진동환경, 오염물질 제한, 동적하중
Special Engineering(ilities)	Reliability, Produceability, Transportability, Storability, Testability
Political, Economic, Institutional Environment	MTCR제약, 주관책임 및 주사업자 선정

2.3 Criteria for Evaluation System

이 단계에서는 기본설계를 통해 얻은 시스템을 평가하기 위한 기준을 설정한다. 평가는 성공 가능성 및 수용 가능성 평가, 장점의 정량적인 평가, 장점의 정성적인 평가 등 기본적으로 세 가지 방법이 있다. 이중 성공 가능성 및 수용 가능성 평가는 가장 간단한 방법으로 시스템이 요구조건을 만족하는지, 정의한 외형 내에 맞는지, 시스템 질량이 최대 허용 범위 내에 있는지 등을 조사하여 결정하는 것이대[2].

2.4 Alternative Mission Concepts

최상의 시스템을 설계하기 위해서 미션에 맞는 여러 대안을 제시하고 이 중 불필요한 안을 제거해 나갈 필요가 있다. 그러므로 이 단계에서는 여러 가지 미션 시나리오를 제시하고 각 시나리오에 맞는 궤도 및 미션 프로파일을 설정하며 이를 위해 필요한 추력 레벨 및 속도손실을 고려한 총 요구속도를 산출한다[3, 4]. 또한 발사장에 대한 대안도 제시되어야 하는데 발사장은 운용 성능은 물론 정치적인 성격도 고려하여 선정해야 한다. 그리고 대안에 접근하기 위해서 과거 해결안 목록을 작성하고 평가하여 요구조건을 만족하면 과거 해결안을 이용하고 만족하지 않더라도 이를 통해 선택에 대한 방향성을

제공받을 수 있다.

2.5 Vehicle System & Potential Technologies

이 단계의 궁극적인 목적은 시스템의 요구조건을 정의하는 것으로, 전체 발사체 형상을 결정하기 위하여 Table 2와 같은 발사체 성능 파라미터를 선정하며, 이를 토대로 기본적인 발사체 형상을 도출한다[3].

Table 2. Parameters of Vehicle Performance

파라미터	예
Number of Stages	$\Delta V = 9 \text{ km/sec}$
Number of Engines	
Inert Mass Fraction	Maximum Inert Mass= 2000 kg
Specific Impulse	Maximum Launch Pad Limit
Initial Mass	= 23000 kg
Inert Mass	Specific Impulse Limit= 430 sec
Transportable Mass	Inert Mass Fraction Limit= 8 %
	Find $V_e, m, m_i, m_f, m_{prop}$, Total Impulse, F/W

지금까지 단계를 통해서 추진시스템의 요구조건을 정의할 수 있으며, Table 3 과 같이 정리할 수 있다. 또한 잠재 기술 분석을 위해 모든 필요한 기능 목록을 작성하고 국내 기술 적용 가능 여부 등을 판단한다.

Table 3. Propulsion system requirements

요구조건	내용
운영 환경	1.주위환경(압력, 온도, 습도, 청결도) 2.시스템운영환경 (추진제 저장 요구 조건, 구조적 제한) 3. 음향/진동, 외부 가속
성능 요구조건	초기 발사체 질량, 페이로드 질량, ΔV , Impulse
비용 제한조건	
기술적 위험 레벨	
안전성	유인 여부에 따라 안전계수가 다름
Envelope Constraints	수송 방법 및 페이로드 고려
Special Engineering	ilities
Thrust Profile	최대 추력 레벨, 추진시스템 수명, 추력 조절범위, 발사체 가속도 제한, Cycling, 방향제어 요구조건

2.6 Preliminary(Conceptual) Design of Liquid-Propellant Propulsion System

본 단계에서는 전 단계에서 주어진 요구조건을 바탕으로 Fig. 3에 제시한 프로세스를 통하여 액체추진시스템을 설계한다. 전 단계에서 주어진 시스템레벨 요구조건을 바탕으로 추진제 및 액체추진시스템의 구성을 정의하고 결정하게 되며 각 서브시스템을 설계한 후 설계값이 요구조건을 만족하는지 검증 루프를 수행한다. 요구조건을 만족하면 각 서브시스템을 통합하여 전체 추진시스템을 베이스라인에 맞춰 구성하고 layout과 dimension 및 성능을 도출한다. 이때 결과값은 각 컴포넌트 설계를 위한 상세한 요구조건이 도출 될 수 있는 충분한 정보를 제공해야 한다.

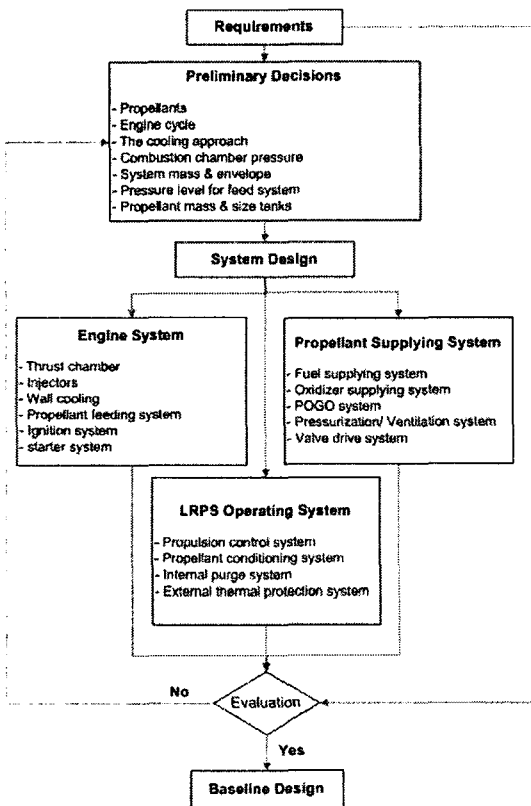


Fig. 3 Design process for liquid-propellant propulsion system

2.7 Designs and Configurations Confirmation

이 단계에서는 전 단계를 통해 나온 여러 설계값들을 순위별로 나열하고 이 중 최상의 설계값을 찾는다. 만약

선택한 설계값이 최상의 것이 아니고 개선할 필요가 있다고 판단되면 위 과정을 다시 반복 수행한다.

2.7 Design Comparison and Best Option Baseline

마지막 단계로 개선해야 할 사항이 있는지 다시 한번 확인하고 최상의 설계를 선택함으로써 기본설계를 마무리한다. 그리고 설계과정, 평가과정, 결정과정 및 설계결과를 문서화 하고 정리한다.

3. 결론

우주발사체 개발 시 시스템 설계 단계는 전체 개발비용 및 일정을 축소하고 발사체의 성능을 향상시킬 수 있는 중요한 단계이다. 특히 액체추진시스템은 우주발사체의 가장 핵심 부분이며 이것의 설계 결과에 따라 발사체 개발의 성공 여부가 결정된다고 할 수 있겠다. 본 논문에서는 시스템 설계 단계에서의 액체추진시스템 설계 프로세스를 제시하고, 이를 통해서 요구조건을 만족하는 최상의 시스템을 선택하는 방법을 기술하였다. 향후 위에서 제시한 프로세스에 시스템 공학 프로세스를 적용하여 검증루프를 통한 더욱 최적화되고 체계화된 설계값을 도출할 수 있는 설계 프로세스를 개발하고자 한다.

참고 문헌

1. Eric C. Honour, "Toward an Understanding of the Value of Systems Engineering"
2. Ronald W. Humble, Gary N. Henry, Wiley J. Larson, Space Propulsion Analysis and Design, McGray-Hill College, 1995
3. 오범석 외, "발사체의 개념 설계," 한국항공우주학회지, 제30권, 6호, 2002, pp.130-141
4. Howard S. Seifert, Kenneth Brown, Ballistic missile and space vehicle systems, John Wiley & Sons Inc., 1961