

## 우주발사체용 터보펌프 액체추진기관 시스템 분석

서건수\*, 조미옥\*\*, 최영인\*\*\*, 홍순도\*\*\*\*, 오범석\*\*\*\*\*

# Analysis of Turbo Pump Liquid Propulsion System for a Space Launch Vehicle

Kyoun-Su Seo\*, Mi-Ok Joh\*\*, Young-In Choi\*\*\*, Soondo Hong\*\*\*\*, Bum-Seok Oh\*\*\*\*\*

### Abstract

Liquid rocket engine system is classified into an engine of pressurization and turbo pump type by the way of fuel fed-supporting system. In the KSR-III sounding rocket, an engine of pressurization type was used, but there was lots of technical problems to be solved for a use as the first stage engine of space launch vehicle. So, an engine of turbo pump type was required to be developed to overcome the technical limitation of liquid rocket engine.

In this research, the analysis of propellant of Kerosine-LOX and methane-LOX which are noticed as a future propellant was carried out for the purpose of studying the basic characteristics. And to review the basic characteristics of an engine of turbo pump type, among the sizing variant of the space launch vehicle, the ways of injecting a satellite to a direct orbit and transient orbit were discussed in this paper.

### 초 록

액체 로켓엔진시스템은 연료공급방식에 따라 가압식과 터보펌프식으로 나눌 수 있으며, KSR-III 과학로켓에서는 가압식 액체 로켓엔진을 사용하였으나, 현 시점에서 우주발사체 1단으로 가압식 액체로켓엔진을 사용하기에는 극복해야할 기술적 과제가 많으며, 가압식 액체로켓 기술의 한계로 인해 터보펌프식 액체 로켓엔진 개발이 요구되고 있다.

본 연구에서는 터보펌프식 액체로켓 엔진시스템의 기본적 특성을 검토하기 위하여 국내 액체로켓 엔진의 차세대 추진제 조합으로 주목받고 있는 케로신(Kerosene)-액체산소(LOX)와 메탄(Methane)-액체산소 추진제에 대한 분석을 수행하였다. 또한 터보펌프식 액체로켓 엔진시스템의 기본적 특성을 검토하기 위해 직접 궤도 및 전이 궤도를 거쳐 위성을 투입하는 발사체 사잉 안을 각각 고려하여 분석하였다.

키워드 : 우주발사체(space Launch Vehicle), 터보펌프(turbo Pump), 액체로켓엔진(liquid rocket engine), 시스템분석(system analysis), 추진제(propellant), 재생냉각(regenerative cooling), 주연소기(main combustion chamber).

\* 기술경영그룹/scoks@kari.re.kr

\*\* 기술경영그룹/yennjoh@kari.re.kr

\*\*\* 기술경영그룹/choinkari@kari.re.kr

\*\*\*\* 기술경영그룹/sdhong21@kari.re.kr

\*\*\*\*\* 기술경영그룹/obs@kari.re.kr

## 1. 서 론

액체로켓 엔진시스템은 연료공급방식에 따라 크게 가압식과 터보펌프식으로 나눌 수 있으며, 현재 대부분의 우주발사체 로켓엔진은 터보 펌프식 엔진을 사용하고 있다.

우리나라에서 개발된 액체로켓엔진은 KSR-III 가 유일하며, KSR-III 과학로켓에서는 가압식 액체로켓엔진을 사용하였다.

현 시점에서 우주발사체 1단으로 가압식 엔진을 직접 연계하여 사용하기에는 성능개량 및 기술 검증 등에 장기간이 소요된다. 또한 가압식 액체로켓엔진을 발사체 1단으로 사용한 사례는 거의 없으며, 현재의 가압식 액체로켓기술로는 구조비 극복 등 발사체 1단으로 사용하는 것이 거의 불가능하다고 판단된다. 따라서 우주발사체용 로켓엔진의 개발은 터보펌프식 액체 로켓엔진을 개발하는 것이 가장 현실적인 기술적 대안이며, 유일한 방안으로 판단된다.

본 연구에서는 액체로켓 엔진의 추진제로써 케로신-액체산소와 메탄-액체산소를 분석대상으로 선정하였다. 또한 현재의 국내 우주발사체 개발의 역량과 기술을 고려할 때, 1단용 엔진보다 2단 혹은 상단용 액체 로켓엔진을 개발하는 것이 좀더 합리적이고, 기술적인 개발 가능성이 있다고 판단된다. 따라서 향후 액체 로켓엔진시스템에 대한 국내 개발의 방향은 앞에서 언급하였듯이 1단용 액체로켓엔진보다 2단 혹은 상단용 엔진의 개발에 좀더 초점이 맞추어질 것으로 판단된다.

액체로켓 엔진시스템은 궤도별 임무에 따라 2단 혹은 상단용 엔진에 요구되는 특성이 크게 달라진다. 따라서 여기서는 터보 펌프식 액체 로켓 엔진시스템의 기본적 특성을 검토하기 위해 위성을 직접 궤도에 투입하는 경우와 전이 궤도를 거쳐 투입하는 경우로 나누어 분석하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 액체로켓 엔진시스템의 구성

액체 로켓엔진시스템의 작동 원리는 시동장치(Starter)를 사용하여 터빈을 구동시키고, 터빈은 터보 펌프를 구동하여 가압된 연료와 산화제를 공급하는 방식으로 이루어진다[2][3].

터보 펌프식 액체로켓엔진시스템의 핵심부품은 가스발생기, 주 연소기, 터보펌프이며, 이 외에 제어밸브, 공급계 배관, 열교환기, 포고 억제장치 등으로 구성된다.

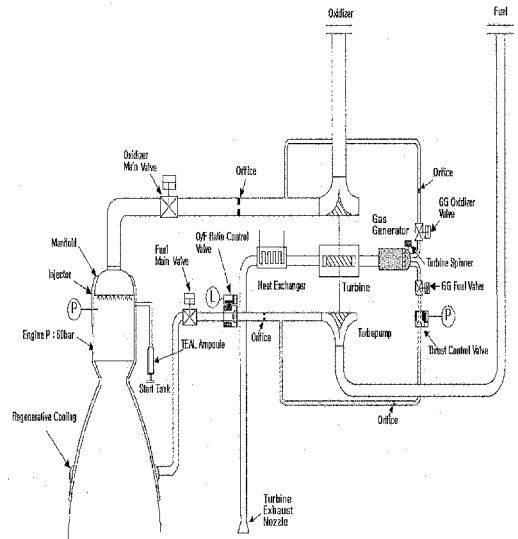


그림 1. 2단 혹은 상단용 액체 로켓엔진시스템의 구성도(재생냉각 방식)[6]

여기서는 분석을 위해 우주발사체용 2단 또는 상단용으로 사용될 수 있는 액체로켓엔진시스템을 구성하였으며, 그 결과를 그림1에 제시하였다.

### 2.2 액체로켓 엔진시스템의 기본설계

액체로켓엔진시스템을 분석하기 위한 기본설계의 목표는 핵심부품인 가스발생기(에연소기), 터보펌프 및 주 연소기에 대한 추진제(연료 및 산화제)의 유량을 결정하는 것으로 설정하였으며, 액체로켓 엔진시스템의 분석과정은 일반적으로 그림2와 같이 진행된다.

시스템 기본설계 과정에서 유량을 결정하기 위해서는 연계되어 있는 요소부품의 매칭 계산을

수행하여야 하며, 이 과정에서 터보펌프의 필요 출력, 터빈출력, 가스발생기 및 주 연소기의 유량, 압력, 온도 등이 결정된다.

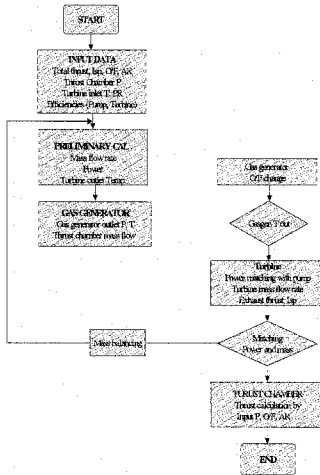


그림 2. 액체로켓 엔진시스템의 분석 흐름도[1]

위에서 언급한 요구조건을 기초로 하여 초기 모델 설정을 위한 기본설계를 수행하였으며, 시스템의 총 유량, 추진제(연료 및 산화제)의 질량 유동, 터빈 출력, 터빈의 가스 유량 및 배기가스 온도 등은 다음과 같은 식으로 구할 수 있다[2].

$$\dot{m} = \frac{T}{I_{sp} \cdot g} \quad (1)$$

$$\dot{m}_o = \frac{O/F \cdot \dot{m}}{1 + O/F}, \quad \dot{m}_f = \frac{\dot{m}}{1 + O/F} \quad (2)$$

$$P_T = \frac{1}{\eta_m} \left\{ \left[ \frac{\dot{m}_o (\Delta P_o / \rho)}{\eta_p} \right]_o + \left[ \frac{\dot{m}_f (\Delta P_o / \rho)}{\eta_p} \right]_f \right\} \quad (3)$$

$$\dot{m}_T = \frac{P_T}{\eta_{ts} C_p T_{01} [1 - (P_2/P_{01})^{(\gamma-1)/\gamma}]} \quad (4)$$

$$T_{02} = T_{01} \{1 - \eta_{ts} [1 - (P_2/P_{01})^{(\gamma-1)/\gamma}]\} \quad (5)$$

또한 액체로켓엔진의 기본설계를 위해 필요한 시스템의 입력 값으로 추력, 노즐면적비, 주 연소실의 압력 등을 선정하였다.

### 2.3 액체 로켓엔진시스템 분석시 고려사항

액체로켓 엔진시스템에 대한 최적의 파라미터 선정 및 계산을 위해서는 발사체의 기본적 특성이 액체로켓 엔진에 미치는 영향을 가장 먼저 고려해야 한다. 여기서 가장 중요한 발사체의 특성 값은 발사체의 최종비행속도이며, 발사체의 최종 속도에 영향을 미치는 요소는 평균 비추력과 발사체의 구조적 완성도이다. 이것을 식으로 표현한 것이 짜옴콥스끼의 방정식이며, 발사체의 최종비행속도는 여기에 지구 인력과 공력학적인 힘(저항)을 고려하며, 그 식은 다음과 같다.

$$V_k = V_t - \Delta V_g - \Delta V_a \quad (6)$$

여기서  $V_k$  - 발사체의 최종비행속도,  $V_g$  - 지구 중력손실,  $V_a$  - 공기역학적 저항 손실,  $V_t$  - 이상적인 발사체의 최종비행속도이다. 발사체가 최종비행속도에 도달하기 위해서는 액체 로켓엔진의 비추력 증가와 액체 로켓엔진의 중량감소가 요구되며, 발사체의 초기중량을 감소시키는데 중요한 역할을 한다[4].

그러나 액체 로켓엔진의 완성도는 비추력 값이나 액체 로켓엔진의 중량만으로 평가할 수 없으며, 이것은 발사체 특성 값에 대한 이들 파라미터의 종합적인 영향을 통해서만이 평가될 수 있다. 올바른 액체 로켓엔진 파라미터의 선정을 위해서는 액체추진기관에 대한 발사체 파라미터의 영향을 고려하는 것이 필요하다.

또한 재생냉각용 액체 로켓엔진시스템에서 발생하는 손실은 각종 제어밸브, 파이프, 인젝터, 재생냉각장치 등 다양한 경로에 의해 발생하는 데, 이들 요인 중 가장 큰 비중을 차지하는 것은 재생냉각장치이다. 일반적으로 재생냉각장치에

의한 전압손실은 주 연소실의 5%에서 25%미만인 것으로 알려져 있다[1]. 따라서 액체로켓 엔진 시스템 분석 시 고려해야 할 주요 고려사항은 발사체의 최종비행속도 즉, 평균 비추력과 구조적 완성도이며, 또한 재생냉각장치에 의한 전압력 손실 및 적절한 추진제 조합 역시 액체로켓 엔진 시스템 분석 시 주요 고려사항이다.

### 3. 액체 로켓엔진시스템 분석

#### 3.1 액체로켓 엔진의 추진제별 기본특성

향후 국내 액체로켓 엔진의 추진제로 채택이 유력시 되는 추진제 조합을 선정하여 시스템 분석을 수행하였으며, 분석을 위하여 친환경적인 추진제 조합인 케로신-액체산소와 메탄-액체산소를 2단 또는 상단용으로 사용 가능한 액체로켓엔진의 추진제로 선정하여 분석하였다. 또한 가스발생기와 주 연소기의 연소반응을 계산하기 위하여 러시아에서 개발한 ASTRA-M code를 사용하였으며, 상기 코드는 시험 값과 200회 이상 비교 검토한 결과 1% 이내의 정확성을 가지고 있음을 알 수 있었다 [1].

##### 3.1.1 케로신-액체산소 추진제의 경우

본 시스템 분석에서는 케로신-액체산소와 메탄-액체산소 추진제를 사용하여 10 ton 정도의 추력을 갖는 2단 또는 상단용 엔진을 추진제별로 나누어 위성 투입방법에 따라 분석하였다.

케로신-액체산소를 추진제로 사용하여 위성을 직접 궤도에 투입하는 경우, 주연소실 압력 6.1 MPa, 혼합비 2.8, 노즐 면적비 60, 가스발생기 압력 6 MPa, 터빈 팽창비 12, 저장탱크 압력 0.3 MPa로 분석되었다.

표1. 가스발생기 사이클(케로신-액체산소)

	전이	직접
Engine thrust(vac), ton	9.998	9.998
Specific impulse(vac), sec	319.99	350.17
Mixture ratio, O/F	2.4	2.8
<b>Turbo pump Characteristics</b>		
O_flow rate, kg/s	21.963	21.423
F_flow rate, kg/s	9.922	8.012
Turbine inlet P, MPa	6.017	5.989
Pressure ratio	20.058	11.979
Turbine inlet T, K	894.99	1100.75
<b>Gas generator Characteristics</b>		
Flow rate to total	0.992	0.554
Mixture ratio(O/F)	0.202	0.371

또한 케로신-액체산소 추진제를 사용하여 위성을 전이 궤도를 거쳐 투입하는 경우, 주연소실 압력 6 MPa, 혼합비 2.4, 노즐 면적비 65, 가스발생기 압력 6 MPa, 터빈 팽창비 12, 저장탱크 압력 0.3 MPa로 분석되었으며, 그 결과는 표1에 제시되어 있다.

투입궤도에 따른 분석결과에 따르면, 추력의 변화가 거의 비슷한 조건에서 직접 궤도에 위성을 투입하는 경우가 비추력이 좀더 요구되고 있음을 알 수 있다.

##### 3.1.2 메탄-액체산소 추진제의 경우

메탄-액체산소 추진제를 사용하여 위성을 직접 투입하는 경우, 주연소실 압력 6.1 MPa, 혼합비 2.8, 노즐면적비 60, 가스발생기 압력 6 MPa, 터빈 팽창비 12, 저장탱크 압력 0.3 MPa로 분석되었다.

또한 메탄-액체산소 추진제를 사용하여 위성을 전이 궤도를 거쳐 투입하는 경우, 주연소실 압력 6.1 MPa, 혼합비 2.8, 노즐 면적비 60, 가스발생기 압력 6 MPa, 터빈 팽창비 12, 저장탱크 압력 0.3 MPa로 분석되었으며, 그 결과는 표2에 제시되어 있다.

**표2. 가스발생기 사이클(메탄-액체산소)**

	전이	직접
Engine thrust(vac), ton	9.994	10
Specific impulse(vac), sec	322.75	348.45
Mixture ratio, O/F	2.8	2.8
<b>Turbo pump Characteristics</b>		
O_flow rate, kg/s	22.858	21.415
F_flow rate, kg/s	9.065	8.175
Turbine inlet P, MPa	5.998	5.973
Pressure ratio	11.996	11.946
Turbine inlet T, K	1000.5	1100.8
<b>Gas generator Characteristics</b>		
Flow rate to total	1.187	0.806
Mixture ratio(O/F)	0.241	0.371

분석 결과는 메탄을 사용하는 경우가 케로신을 추진제로 사용하는 경우보다 비추력이 높으며, 기술적 안정성과 신뢰성은 메탄과 케로신 모두 우수한 것으로 판단된다[7]. 그러나 메탄의 경우 밀도가 케로신 보다 낮기 때문에 발사체시스템 구성 시 탱크중량이 증가되는 단점이 있음을 알 수 있었다.

### 3.2 액체로켓 엔진의 투입케도별 기본특성

우주발사체 2단 또는 상단용 엔진의 경우 액체로켓 엔진의 기본적 특성은 위성을 직접 케도에 투입하는 경우와 전이 케도를 거쳐 투입하는 경우에 따라 크게 달라진다.

여기서는 분석을 위해 우주발사체의 구성을 직렬식(Tandem) 2단으로 발사체를 구성하였으며, 1단 엔진은 단계식 연소(Staged Combustion)의 밀폐 사이클(Closed Cycle)이며, 2단은 가스발생기 연소의 개방 사이클(Open Cycle)로 선정하여 분석을 하였다. 또한 본 분석의 목적은 액체로켓엔진의 기본설계를 위한 터보펌프의 성능 값을 예측하는데 있다.

투입 목표 케도는 국가 우주개발 중장기 기본계획을 고려하여 KSLV-I의 목표케도인 타원형저케도(300×1500km)로 선정하여 분석하였다.

요구되는 1단 및 2단 또는 상단용 액체로켓

엔진의 기본적 특성이 투입 케도별로 분석되었으며, 그 분석 결과가 표3에 제시되어 있다.

케로신-액체산소 및 메탄-액체산소를 추진제로 사용하는 경우, 위에서 언급한 국가 우주개발 중장기 기본 계획의 목표케도(300×1500km)로 투입하기 위해 필요한 액체로켓엔진의 기본적인 요구조건을 모두 만족시키는 것으로 분석되었다. 그러나 메탄-액체산소의 경우, 케로신-액체산소 보다 비추력은 크지만, 메탄의 밀도가 케로신 보다 낮기 때문에 발사체시스템 구성 시 탱크 중량이 증가되는 단점이 있다. 따라서 케로신-액체산소가 위성을 케도에 투입시키는 발사체 추진제로써, 좀더 적합한 것으로 판단된다. 표3에 제시된 결과는 케로신-액체산소를 추진제로 사용하여 분석한 결과이다.

**표3. 액체로켓 엔진시스템의 기본특성**

분 류	1단	2단/상단 (직접)	2단/상단 (전이)
주연소기 압력, bar	210	61	61
추진제 질량, ton	120.7	14.6	14.4
진공추력, ton	200	8.5	10
진공비추력, sec.	337	352	320
연소시간, sec.	254.4	604.6	460
추진제 혼합비	2.75	2.4	2.4
진공추력 조절범위, %	100 - 50	일정	일정
추진제 조절범위, %	7	일정	일정
노즐출구 압력, bar	0.704	0.1	0.1
엔진 건조 중량, ton	2.13	0.437	0.446
점화횟수	1	2	3

## 4. 결 론

본 연구에서는 우주발사체용 터보펌프 액체로켓 엔진시스템 분석을 수행하였으며, 분석은 크게 2가지로 나누어 수행하였다. 우선, 차세대 추진제 조합으로 주목받고 있는 케로신-액체산소와 메탄-액체산소 추진제에 대한 분석을 수행하였다.

그 뒤, 위성의 투입 궤도별로 요구되는 1단 및 2단 또는 상단용으로 사용 가능한 액체로켓 엔진 시스템의 기본적 특성에 대해 분석 결과를 제시하였다.

### 참 고 문 헌

1. 이진근, 김진한, 양수석, 이대성 "터보펌프 식 액체로켓엔진의 시스템 해석", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집(I), pp. 1093-1097, 2002.
2. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", Wiley-Interscience Publication 1992.
3. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", AIAA, 1992.
4. V. M. Kudlyazev, "Theoretical and Calculating Fundamentals of LRE", Moscow " Publication 1993.
5. 우유철 "액체로켓엔진용 고압터보펌프 개발", 제2회 우주발사체기술 심포지움, PP 28-32, 우주발사체핵심기술연구센터(KAIST), 2001.3.
6. 항공우주연구원, 우주발사체 핵심기술 개발사업, "저궤도 소형위성 발사체 시스템 설계연구", 공공기술연구회, 2001. 12.
7. J. L. Emdee, "A survey of development test programs for LOX/Kerosene rocket engines", 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 8-11 July 2001, Salt Lake City, UT.