

# 1700kN급 UDMH-LOX 계열 액체로켓엔진 시스템 개념설계(I)

임석희\* · Gostev V.A\*\*

## Concept Design of 1700kN class LRE System using UDMH-LOX(I)

SeokHee Lim\* · Gostev V.A.\*\*

### ABSTRACT

The colse type of engine system, in which the combustion gas after the gas-turbine with high temperature is supplied to the combustion chamber, was selected to increase the energy characteristics in making the rocket engine scheme which makes 1700kN thrust. The nozzle was designed with consideration of film cooling, nozzle efficiency, and the real state of cobmusion gas during the expansion in nozzle. The change of gas state and the composition of the gas through the nozzle was studied by the graphic, too.

### 초 록

추력 1700kN을 생성하기 위한 액체로켓엔진을 구성함에 있어, 에너지 특성을 높이기 위하여 터빈을 구동시킨 고온의 산화제 과잉 연소가스가 연소실로 공급되는 close type으로 선정되었으며, 막냉각에 의한 연소가스 특성의 변화, 노즐의 형상에 의한 효율, 연소효율등을 고려한 연소실 및 노즐설계가 수행되었다. 또한 노즐을 팽창하는 동안의 연소가스의 상태 변화와 가스 구성을 그래프로 살펴보았다.

Key Words: Liquid rocket engine(액체로켓엔진), propulsion system(추진기관), comcusion chamber(연소실), gasdynamics(가스역학), thermodynamicd(열역학), nozzle(노즐)

### 1. 서 론

러시아는 제2차 세계대전 중 독일의 V2 로켓 기술을 습득하여, 본격적으로 액체추진로켓을 개발하기 시작하였으며, 추력면으로 볼 때 지난 50여년 동안 몇 N단위에 해당하는 소형 추력기부터 약 200톤에 해당하는 대형엔진에 이르기까지 다수의 액체로켓엔진을 개발 해 왔다. 즉, 인

\* 한국항공우주연구원 추진기관그룹 연구원

\*\* Moscow State Technical Univ. n.a N.E. Bauman, Power Engineering Faculty, Dept. of Rocket engine 정교수  
연락처자, E-mail: shlim@kari.re.kr

공위성 발사, 유인 우주 비행 및 우주 정거장 건설 및 운용 등 우주를 학술 개발과 평화적으로 사용하는 분야 뿐 만이 아니라, 미소 냉전시대에 사용되었던 첩보 위성의 발사 및 목표물 공격에 사용하기 위한 군용 로켓에 이르기까지 추진제 및 추력으로 볼 때 전 분야에 걸친 액체 로켓엔진들이 개발되었다.

추진제의 개발은 에너지 특성의 개량이며, 상대적으로 에너지 특성이 낮은 저장성 추진제를 사용하는 로켓의 경우, 추진제의 성능 개량, 즉 에너지 특성을 보강하기 위해 여러 추진제 조합에 대한 연구가 계속되어 왔다.

따라서, 본 논문에서는 산화제인 N2O4 대신에 액체산소를 사용하는 1700kN급 UDMH-액체산소 계열 액체로켓엔진의 시스템개념설계를 통해 액체로켓엔진 시스템 밸런스를 확인하고, 연소실의 열역학 및 가스역학 설계, 재생냉각 설계를 위한 열전달 계산, 연소실 압력과 비행고도에 따른 추력 변화 특성, 인젝터 배치 및 연소안정성 평가 및 터보펌프에 대한 개념설계, 가스발생기 특성등의 연구를 진행하고자 한다.

## 2 본 론

### 2.1 추력 1700kN급 액체로켓엔진 구성

발사체 개발에 있어 우선적으로 고려되어야 하는 인자들 가운데, 경제성과 신뢰도를 높이는 측면에서는 다음과 같은 엔진이 개발 되어야 한다.

- 궤도 진입단의 정확한 성능 보장
- 발사체 운용 전 구간에 걸친 높은 신뢰도
- 높은 비추력
- 환경 오염을 최소화

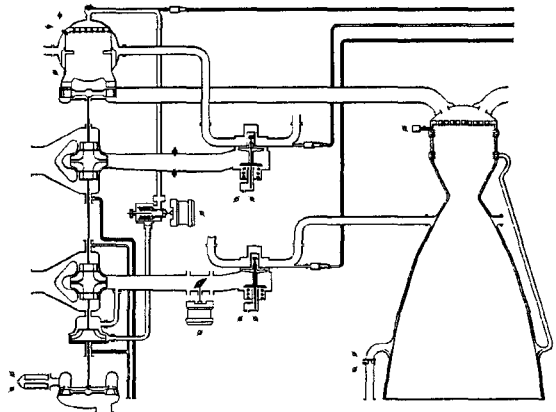
로켓 개발사에서 살펴보면, 발사체의 운반 능력이 증가됨에 따라 1단 추진기관을 개발하는데 있어서는 높은 비추력이 발사체 설계로부터 지속적으로 요구되어 왔고, 이를 위한 연구는 여러 각도에서 시도되었다. 이 가운데 고압의 연소실을 유지할 수 있는 추진기관의 구성이 개발되었고, 가스발생기로부터 생성된 고압의 가

스가 터빈을 거쳐 연소실로 공급되는 close type이 추진제의 경제성 및 비추력을 최대화할 수 있는 최신의 액체로켓엔진 구성법이다.

엔진 설계에 필요한 초기 데이터는 다음과 같다.

- 추진제 : LOX(O2) + UDMH(C2N2H8)
- 연소실 압력 : 15MPa
- 노즐 출구압 : 0.7 MPa
- 진공추력 : 1700kN
- 연소실 갯수 : 1

이러한 요구 조건을 만족하는 1단용 1700kN급 액체로켓엔진의 구성은 그림1과 같다.



### 2.2 연소실 형상 설계 조건

연소실이 선택되어진 추진제로 주어진 추력을 생성하기 위해서는 새로운 인젝터 배열과 재생냉각채널 및 막냉각에 대한 설계가 필요하며, 고강 및 내열성 재료가 사용되어야 한다. 또한 유량 특성(유량집중도)을 개량시켜 연소실의 크기와 무게를 줄이는 노력이 필요하다. 연소실은 연소가스 해석 및 제작을 고려하여 실린더 형으로하고, 인젝터 배치는 동일면상으로 하며, 노즐은 입구각을 가지는 형태로 설계를 하였다.

인젝터는 단일 추진제용이며, 중앙의 배치는 벌집형으로 원주방향으로는 방사형으로 배치를 하였고, 산화제 인젝터는 충돌형이며, 연료는 원심형이다. 원주방향에 배치된 인젝터는 크기만

축소된 형태이다. 인젝터 배치 및 설계에 대한 보다 구체적인 서술은 다음에 계속될 예정이다.

연소실의 중간부분은 실린더와 아음속부 및 초음속 첫부분에 해당하며, 이 부품은 재생냉각을 위해 열전도가 높은 재질의 냉각용 자켓이 외부에 씌워져야한다.

## 2.3 액체로켓엔진의 연소가스 특성 계산

### 2.3.1 이론적 연소가스 특성

노즐을 통과하는 액체로켓엔진의 연소가스의 특성은 가스역학 혹은 열역학으로 계산되며, 여기에는 이상 가스 방정식이 사용된다. 두 방법으로 얻어진 열역학 특성들은 약간의 차이를 가지나 거의 동일하다.

추진체의 이론적 혼합비  $K_{m0}$ 는 추진체의 화학방정식으로 구할 수 있다. 산화제인 LOX(O<sub>2</sub>)와 연료인 UDMH(C<sub>2</sub>N<sub>2</sub>H<sub>8</sub>)의 경우,  $K_{m0}$ 는 다음과 같이 계산된다.

$$k_{m0} = \frac{\frac{8}{3}C_{fuel} + 8H_{fuel} - O_{fuel}}{O_{ox.} - \frac{8}{3}C_{ox.} - 8H_o} = 2.133$$

여기서, C, H, O 등은 연료(혹은 산화제)분자 하나에 포함되어 있는 각 화학 원소의 분자량비이다.

실제 추진체의 혼합비는  $K_m$ (=산화제유량/연료유량)이며, 설계의 편의상 화학식에 의한 이론적인 혼합비와 실제 혼합비의 관계를  $\alpha$ 로 나타내며, 물리적으로는 연료보다 산화제가 얼마나 과잉으로 공급 되었는가를 표현하고, 종종 산화제과잉비라고도 부른다.

$$\alpha = \frac{k_{m0}}{k_m}$$

노즐 설계에 필요한 주요 변수를 얻기 위해 비추력(I<sub>y</sub>), 연소실 온도(T<sub>k</sub>), 노즐 출구 온도(T<sub>a</sub>), 연소가스상수(R<sub>k</sub>), 노즐출구에서의 가스상수(R<sub>a</sub>)등은  $\alpha$ 의 함수이며, 연소가스의 열역학 해석 프로그램인 ASTRA에 의해 계산되었다. 이로부터 주어진 조건에서의 최적의  $\alpha$ 는 0.88이며, 혼합비  $K_m$ 은 1.874이다. 최적조건에서 이 계산으로 얻어진 이론적인 비추력은

3531.12 m/sec이다.

참고로, UDMH-LOX 계열로써 노즐의 압력비가 40인 한 엔진의 경우의 비추력은 3350m/sec이며, Kerosene-LOX 계열은 3600m/sec이다.

### 2.3.2 막냉각을 고려한 연소가스 특성

그러나, 실제로 연소면 전구간에서 혼합비는 일정하지 않다. 즉, 연소 중심부와 막냉각이 존재하는 연소실 벽(연소실의 원주부근)에서의 혼합비가 다르며, 이로 인해 실제 연소가스는 두가지 조건의 가스 혼합물 특성을 지니며, 이러한 연소가스는 두 조건이 혼재하는 상태의 값을 가져야 한다. 따라서, 막냉각에 의한 효과를 고려하여 연소실에서의 열역학 계산을 재수행 하였다.

이미 존재하는 엔진들의 통계 데이터로부터 산화제 과잉비와 막냉각비를 다음과 같이 선택하였다.

$$\alpha_{벽} = \frac{k_{m_{벽}}}{k_{m0}} = 0.4, \quad q_{벽} = \frac{\dot{m}_{벽}}{m_{\Sigma}} = 0.2 \text{ 인 조건에서}$$

의 연소가스 특성을 가스역학으로 계산해 내면, 이때의 비추력은 3481.6 m/sec로 이상적인 경우에 비해 약 1.4% 정도 감소함을 알 수 있다.

### 2.3.3 실제연소 가스 특성을 고려한 노즐 설계

실제 조건이 고려된 연소가스 특성 값들로부터 노즐 목 직경과 노즐 출구직경이 얻어졌으며, 이 값들은 각각 278mm와 1370mm이다.

원뿔 노즐의 경우, 노즐입구각을 10도로 할때 노즐 길이는 3913mm가 얻어지며, 반면에 포물선형 벨 노즐의 경우, 노즐 출구각을 8도라 하면, 노즐팽창비와 노즐각과의 관계[1]로부터 노즐 입구각도는 31도, 노즐 길이는 1806mm가 얻어졌다.

### 2.3.4 연소 효율 및 노즐효율을 고려한 노즐 설계

연소실에서 생성된 실제 가스는 노즐을 통과하면서 팽창되는데, 이때 연소효율과 노즐 효율에 의해 비추력이 감소하게 된다. 노즐 효율은 노즐 팽창 효율과 마찰 효율로 구분되고, 각각은 노즐 출구각과 정해진 노즐 형상으로부터 마찰에 의한 추력 손실 계산으로 얻어진다. 노즐 출구각이 8도인 경우의 노

즐 팽창 효율은 0.995이며, 마찰 손실 계산은 노즐의 초음속 부분을 총 5등분하여 각 구간별 마찰에 의한 추력을 더한 값으로 구해진다. 각 구간에서의 마찰에 의한 추력 손실분은 아래와 같고, 그 결과를 다음 표에 나타내었다.

$$\Delta P_{\text{마찰},i} = C_{fi} \rho \frac{\omega_i^2}{2} \Delta F_i \cos \beta_i$$

$$\text{여기서, } C_{fi} = 0.003 \left(1 + 0.89 \frac{k-1}{2} M_i^2\right)^{-0.55}$$

$\Delta F_i$  - 각 구간에서의 노즐 측면적

$\beta_i$  - 노즐 축에 대한 노즐 콘투어 각도이다.

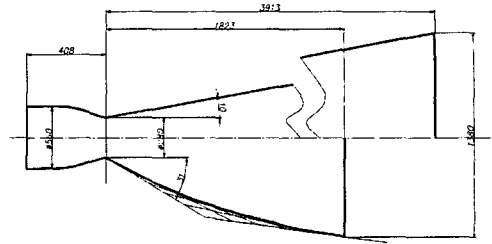
	1	2	3	4	5
R1(m)	0.138	0.319	0.455	0.555	0.625
R2(m)	0.319	0.455	0.555	0.625	0.690
$\Delta R$ (m)	0.181	0.136	0.1	0.07	0.065
Rcp(m)	0.229	0.387	0.505	0.590	0.657
F(m <sup>2</sup> )	0.519	0.878	1.146	1.339	1.492
$\beta$	0.464	0.360	0.270	0.191	0.178
cos $\beta$ (rad)	0.894	0.936	0.964	0.982	0.984
q	0.365	0.127	0.075	0.055	0.044
$\lambda$	1.639	2.133	2.303	2.391	2.447
M	1.824	2.485	2.791	2.964	3.082
Cf	0.0027	0.0025	0.0024	0.0023	0.0023
$\omega$	0.346	0.191	0.131	0.104	0.088
$\Delta P_{TP}$ (kN)	6.48	5.869	5.183	4.769	4.443

구간 1부터 5까지의 마찰에 의한 추력 손실의 합은 26.739kN이며, 전체 진공추력 1700kN에 대한 마찰에 의한 추력 손실 효율은 0.984이다.

위에서 언급한 대로 노즐 팽창에 의한 손실은 0.995이므로, 종합적인 노즐 효율은 0.979가 얻어졌고, 연소 효율 0.96을 고려하면, 연소실 효율은 0.94가 된다. 이를 고려한 연소가스 특성으로부터 실제 비추력 값을 얻고, 이를 다시 노즐 설계에 반영하여, 노즐 크기를 결정해야한다.

계산 결과, 비추력은 3272m/sec이 얻어졌으며, 노즐 목 직경은 280mm으로 얻어졌다.

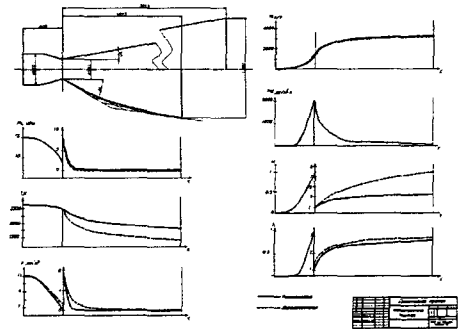
다음 그림에서 같은 조건에서 원추형 노즐의 크기와 포물선형 벨 노즐의 크기를 비교하였다. 연소실 및 노즐 아음속부는 경험식을 통해 실린더 부의 길이는 198.2mm, 연소실 직경은 560mm, 노즐목까지의 길이는 408mm로 계산되었다.



그림에서 보이는 바와 같이 포물선형 벨 노즐의 경우, 노즐길이는 1806mm, 원추형 노즐의 경우에는 3913mm로 계산되었고, 이로부터 효율적인 엔진 설계를 위해 포물선형 벨 노즐이 선택되었다.

### 2.3.4 노즐에서의 가스 상태

노즐을 통과하는 가스는 최적의 혼합비 조건에서 비평형 상태 혹은 평형상태로 팽창을 하며, 각각의 경우는 이론적인 것으로 실제로는 둘 사이의 중간에 해당하는 값이 존재한다. 액체로켓엔진의 연소가스 해석 프로그램인 ASTRA는 평형연소와 비평형 연소 두 과정 모두 해석이 가능한데, 그 해석 결과를 몇 가지 주요 파라미터에 한해 그래프로 나타내면 다음과 같다. 좌측 상단부터 각각 압력 p, 온도 T, 밀도  $\rho$ , 가스 속도 W,  $p \cdot W$ , 마하수 M,  $\lambda$  순이다.



이는 연료와 산화제가 반응하여 발생된 연소가스는 150MPa, 3400K에 달하는 조건에 놓이므로, 고온 고압 상태의 연소가스에 해리와 재결합이 동시에 진행되기 때문인 것으로 알려져 있다.

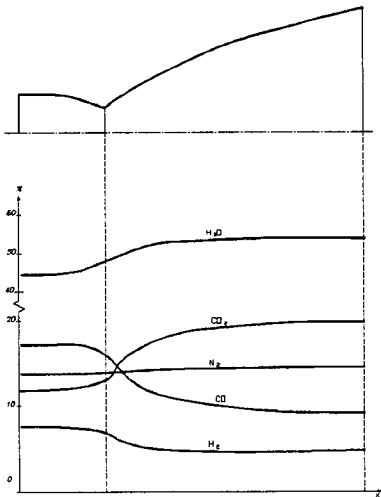
### 2.3.5 연소가스 성분

노즐을 통과하는 동안에도 연소는 계속 진행되며,

이는 연소가스의 구성비 변화로 나타난다. ASTRA의 해설 결과를 그래프로 표현하면 다음과 같다.

그래프에서 보이는 바와 같이 노즐을 통과하는 동안 연소 가스내의 CO 및 H<sub>2</sub> 성분은 감소하고, H<sub>2</sub>O, CO<sub>2</sub>의 성분은 증가하는 경향을 알 수 있다.

노즐을 통과한 연소가스내의 50% 이상이 H<sub>2</sub>O로 구성되어 있으며, 나머지는 약 20%의 CO<sub>2</sub>, 약 13%의 N<sub>2</sub>, 약 9%의 CO와 약 6%의 H<sub>2</sub> 및 기타 가스로 구성되어 있음을 알 수 있다.



### 3. 결 론

UDMH-LOX로 1700kN의 추력을 생성하기 위한 UDMH-LOX 계열 액체로켓엔진의 시스템 개념설계를 위해 시스템 구성 및 연소실 설계가 수행되었다. 특히, 에너지 특성을 높이기 위해 close type으로 구성하는 것이 필요했으며, 150MPa에서 최적의 혼합비는 산화제 과잉비가 0.88인 경우에 해당했다.

최적 조건에서 이상적인 경우의 연소가스 비추력은 3531.12m/sec였으며, 막냉각 효과를 고려한 경우에는 3481.6m/sec, 노즐에서의 마찰에 의한 추력 손실, 노즐 팽창 손실 및 연소 효율 등이 추가로 고려되어 계산된 비추력은 3274m/sec으로 각각의 경우 1.4%, 7.2%의 비추력 감소가 예측되었다.

따라서, 노즐 및 연소실 설계 시 이러한 실제 가스에서 발생하는 비추력 감소분이 반영되어야 원하는 추력을 생성할 수 있으며, 이를 고려하여 노즐목 직경 560mm, 노즐 출구 직경 1380mm, 노즐 입구각 31도, 노즐 출구각 8도인 노즐 형상이 결정되었다.

향후 계속되는 인젝터 설계 및 배치, 재생냉각 채널 설계 및 터보펌프시스템 구성 등 일련의 설계 과정을 통해 액체로켓엔진 시스템 설계가 가능해 질 것이다.

### 참 고 문 헌

1. M.V.Dobrovolskiy, Liquid rocket Engine, Mashinostroenie, 1968
2. A. P. Vasilev, The theory and the calculation of Liquid Rocket Engine, Vijnshaya shkola, 1993
3. V. E. Alemasov, Theory of Rocket Engine, Mashinostroenie, 1969
4. V. I. Feolosiev, Introduction to the rocket technics, Oborongiz, Moscow, 1961