

추력 170톤급 UDMH-LOX 계열 액체로켓엔진의 인젝터 헤드 설계

임석희* · 고스제프**

Injector Head Design of 170tonf UDMH-LOX Liquid Rocket Engine

SeokHee Lim* · V. Gostsev**

ABSTRACT

Injector is one of the most important elements in Liquid rocket Engine design, and how to arrange these injectors on the head determines the engine performance. In this study, when the swirl injectors are used for the 1st designing of injector head of 170 tonf UDMH-LOX as the propellant of LRE, a distribution relation of the mass flow rate per unit area was calculated from the function of Φ , which is related with the mass flow rate characteristics of swirl injector. And the combustion characteristics by circumferential axis were estimated using this relation under the consideration of combustion core and film cooling area.

초 록

액체로켓엔진을 설계할 때 가장 중요한 부품중의 하나가 인젝터이며, 이를 어떻게 배치하느냐에 따라 엔진의 성능이 크게 달라진다. 본 연구에서는 swirl형 인젝터를 적용한 UDMH와 액체산소를 추진제로 사용하는 추력 170톤급 액체로켓 엔진의 인젝터 헤드를 1차 설계할 때, swirl 인젝터의 유량 분포 특성을 수식화한 식으로부터 단위면적당 유량 분포 관계를 계산하였다. 또한 연소실 중앙과 막냉각이 있는 벽면에 이 관계식을 적용함으로써, 연소실 원주방향의 연소특성을 예측하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Injector(인젝터), Distribution of the Mass Flow Rate per Unit area(단위면적당 유량분포), Mixture Ratio(혼합비), Specific Impulse(비추력), LOx(액체산소), Unsymmetrical Dimethylhydrazine(UDMH),

1. 서 론

독일의 V2 이후 본격적으로 개발되기 시작한 액체로켓엔진은 크게 극저온 추진제를 사용하는 엔진과 저장성 추진제를 사용하는 엔진으로 구분된다. 상용 프로그램 혹은 민간우주개발 프로그램에 사용된 대다수의 액체로켓엔진은 케로신

* 한국항공우주연구원 추진기관체계그룹

** Moscow State Technical Univ. named after Bauman Rocket Engine Dept.
연락처, E-mail: shlim@kari.re.kr

과 액체산소 조합이며, 군사용 혹은 우주화물 운송용인 경우에는 독성이 있는 저장성 추진제를 사용해 왔다.

액체로켓엔진의 성능을 향상시키는 방법 가운데 하나는 에너지 특성이 높은 추진제를 개발하여 사용하는 것이며, 대표적인 저장성 추진제 조합인 N_2O_4 -UDMH를 사용하는 엔진을 개량하여 산화제로 N_2O_4 대신에 액체산소를 사용하는 엔진의 성능향상법 사용되었다.

액체산소와 UDMH를 사용하는 대표적인 러시아의 액체로켓엔진은 RD-109, RD-112, RD-113, RD-114, RD-115(이상 ICBM), RD-119(코스모스) 등이 있다.[1]

본 논문에서는 일반적으로 사용되는 N_2O_4 대신 액체산소를 산화제로 사용하는 추력 170톤급 UDMH-LOX 계열 엔진의 시스템 설계 중 인젝터의 설계와 배치에 대해 집중적으로 다루고자 한다.

2. 본 문

2.1 액체로켓엔진의 scheme

로켓 개발사에서 살펴보면, 발사체의 운반 능력이 증가됨에 따라 1단에 요구되는 추력성능은 지속적으로 상승되어 왔다. 가장 효과적인 방법은 연소실 압력 상승에 의해 보다 높은 비추력을 얻는 것이고, 이를 위해 고압의 연소실을 유지할 수 있는 scheme이 고안되었으며, 이는 가스발생기로부터 생성된 고압가스가 터빈을 구동한 후 연소실로 공급되는 이른바 close type의 액체로켓엔진 개발되었다.

이는 추진제의 경제성 및 비추력을 최대화할 수 있는 최신의 액체로켓엔진 구성법이며, 170톤과 같은 대형 추력의 엔진에 적합한 구성이다.

Figure 1에 이와 같은 170톤급 액체산소-UDMH 액체로켓엔진의 구성을 나타내었다.

본 scheme의 엔진에 대하여 막냉각을 고려한 실제 연소가스 특성으로부터 아음속부와 초음속부 노즐 설계 및 연소실의 형상 설계, 연소실의 연소가스 성능 분석 등이 수행되었다.[2]

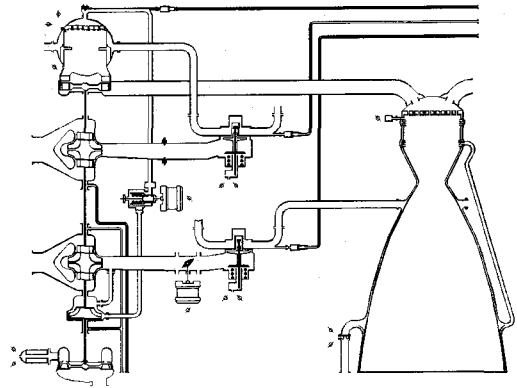


Fig. 1 scheme of 170tonf LOX-UDMH LRE

2.2 인젝터 헤드 설계

액체추진제는 인젝터를 통해서 분산, 기화, 가스상의 혼합, 가스상의 화학반응의 과정을 거쳐서 추력을 생성하는 연소가스로 변하기 때문에 인젝터는 엔진성능을 좌우하는 주요한 부품이다.

구형 인젝터 헤드는 구조적 안정성을 가지며, V-2 혹은 RD-101, RD-102 등과 같은 러시아 초기 엔진과 RL-10, A-4 등에 사용되었다. 텐트형 인젝터헤드는 혼합면적이 큰 장점이 있으나, 제작이 어렵고, 연료와 산화제의 분포가 불균일한 단점이 있다. 가장 일반적으로 사용되는 인젝터 헤드는 평판형으로 구조가 비교적 간단하고, 제작이 쉽지만, 강도와 탄성이 낮다.[3] 여기에서는 평판형인젝터 헤드를 선택했다.

Figure 1에서 보는 바와 같이, 연소실의 인젝터 헤드로는 가스발생기로부터의 산화제 과잉가스와 액체 연료가 주입된다. 산화제 인젝터는 가스발생기로부터 주입되는 가스량이 매우 큰 관계로 통과성과 제작성이 좋도록 충돌형 인젝터를 선택하였다. 연료측은 상대적으로 적은 양이 공급되기 때문에, 그리고, 분포 영역을 줄이기 위해서 헤드 중앙에 원심형 swirl 인젝터를 배치하였다. 연소실의 벽에는 막냉각을 형성하기 위해서 헤드의 외각에 동일한 인젝터를 배치한다. 이 인젝터들은 막냉각 효과를 증대시키기 위해 그 거리가 멀리까지 퍼져야 한다. 따라서, 연료의 막냉각 인젝터 또한 충돌형으로 선정한다.

헤드 직경이 560mm[2]인 점을 감안할 때 인젝터의 숫자는 다음과 같이 선정된다.

$$N_{fuel}^{center} = 450, N_{fuel}^{wall} = 72, N_{ox}^{center} = 235, N_{ox}^{wall} = 54N$$

산화제 인젝터의 숫자가 더 크게 되도록 그리고 연료와 산화제 인젝터의 유량 차가 적게 나도록 인젝터 헤드의 중앙부를 배치한다. 이렇게 함으로써 추진제의 혼합과 분포 성능을 향상시킬 수 있다. 이와 같은 방식으로 인젝터 헤드를 구성하면, Fig.2와 같다.

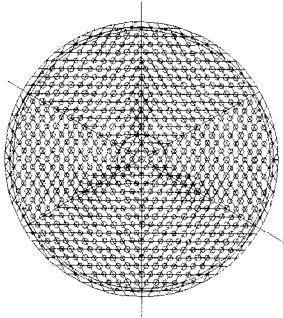


Fig. 2 Arrangement of Injectors on the head(I)

2.3 인젝터 설계

가스발생기를 통해 인젝터로 공급되는 산화제 과잉 가스의 양과 연료의 양은 가스발생기의 혼합비가 30인 관계로부터 얻는다.

$$\dot{m}_{ox.injectors} = \frac{\dot{m}_{ox.GG}(Km_{GG}+1)}{Km_{GG}} = 349.89 \text{ kg/sec}$$

$$\dot{m}_{fuel.GG} = \frac{\dot{m}_{ox.GG}}{Km_{GG}} = 11.2867 \text{ kg/sec}$$

막냉각 인젝터로 공급되는 연료량은 틸새냉각량의 반으로 가정한다.

$$\dot{m}^{wall} + \dot{m}^{gap} = 0.2\dot{m}_{\Sigma} = 103.86 \text{ kg/sec}$$

$$\text{where, } \dot{m}^{wall} = \dot{m}_{fuel}^{wall} + \dot{m}_{ox}^{wall}, \dot{m}^{gap} = \dot{m}_{fuel}^{wall}, \alpha^{wall} = 0.4$$

$$\text{이고, } \dot{m}_{ox}^{wall} = 47.815 \text{ kg/sec, } \text{이고,}$$

$$\begin{aligned} \dot{m}^{wall} + \dot{m}^{gap} &= \dot{m}_{ox}^{wall} + \dot{m}_{fuel}^{wall} + \dot{m}_{fuel}^{wall} \\ &= 48.815 + 28.021 + 28.021 \end{aligned}$$

$$\dot{m}_{ox}^{center} = \dot{m}_{ox.injectors} - \dot{m}_{ox}^{wall} = 302.072 \text{ kg/sec 이다.}$$

따라서, 인젝터 각각에 공급되는 유량은 다음과 같이 얻어진다.

$$\begin{aligned} \dot{m}_{ox.injector}^{center} &= 1.233 \text{ kg/sec, } \dot{m}_{fuel.injector}^{center} = 0.2519 \text{ kg/sec} \\ \dot{m}_{ox.injector}^{wall} &= 0.8855 \text{ kg/sec, } \dot{m}_{fuel.injector}^{wall} = 0.3892 \text{ kg/sec} \end{aligned}$$

중앙의 연료와 산화제 인젝터, 벽 부근의 연료와 산화제 인젝터 각각에 대한 형상 설계는 다음에 구체적으로 논하기로 한다.

2.4 단위면적당 분사되는 유량 계산

연소실의 에너지 특성을 결정짓는 인자들 중의 하나는 인젝터 헤드상에 어떻게 인젝터를 배치하는가이다. 일반적으로 인젝터 하나가 미치는 영향은 인젝터의 기하학적 특성에 의해 그대로 반영되지만, 이 방법은 인접한 인젝터의 영향이 고려되지 않는 단점이 있다. 따라서, 보다 정확한 열역학적 특성 분석을 위해 혼합비, 단위 면적당 유량분포, 연소가스의 온도등의 모든 변수를 알아야 할 필요가 있다. 많은 실험을 통해서 인젝터의 유량분포에 대한 특성을 수식으로 표현하게 되었다. 모든 인젝터가 동일한 분사각 2α 을 가지는 원심형 인젝터이고, 분사되는 액체유량은 가우스 분포를 가진다는 가정하에 한 개의

$$\text{인젝터로부터 분사되는 유량은 } \frac{dm_{inj}}{dF} = Ke^{-\frac{r^2}{2H^2}}$$

으로 표현된다. 이를 적분하면,

$$\dot{m}_{inj} = K_1 \int_0^{2\pi} \int_0^{\infty} e^{-\frac{r^2}{2H^2}} r dr d\phi \text{ 이 되고, 이로부터}$$

$$K_1 = \frac{\dot{m}_{inj}}{2\pi H^2} \text{ 이 얻어진다. 이를 다시 미분식에 대}$$

입하면, 단위 인젝터를 통해서 H^2 면적에 분사되는 질유량은 다음과 같이 유도된다.

$$\begin{aligned} \Delta \dot{m}_{inj} &= \frac{\dot{m}_{inj}}{2\pi H^2} \int_{x_1}^{x_2} e^{-\frac{x^2}{2H^2}} dx \int_{y_1}^{y_2} e^{-\frac{y^2}{2H^2}} dy \\ &= \frac{\dot{m}_{inj}}{2\pi H^2} \left[\int_0^{x_2} e^{-\frac{x^2}{2H^2}} dx - \int_0^{x_1} e^{-\frac{x^2}{2H^2}} dx \right] \\ &\quad \cdot \left[\int_0^{y_2} e^{-\frac{y^2}{2H^2}} dy - \int_0^{y_1} e^{-\frac{y^2}{2H^2}} dy \right] \end{aligned}$$

여기에, $z_x^2 = \frac{X^2}{2H^2}$, $z_y^2 = \frac{Y^2}{2H^2}$ 을 도입하여 치환하면,

$$\Delta m_{inj} = \frac{m_{inj}}{4} [\Phi_{z_{x2}} - \Phi_{z_{x1}}] [\Phi_{z_{y2}} - \Phi_{z_{y1}}] \text{으로 표현할}$$

수 있다. 여기서, $\Phi(z) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^z e^{-z^2} dz$ 이다.

2.5 막냉각을 고려한 인젝터 헤드의 유량 분포

막냉각이 있는 벽면의 인젝터는 Fig. 2에서 보는 바와 같이 몇 개의 반복된 양상을 나타낸다. 첫 번째 단위면적에는 Fig.3에 표현한 것처럼 8개의 인젝터가 반복되는데, 각각 1~8까지의 번호를 매긴후 단위면적당 유량 분포를 계산한 결과는 Table 1과 같다. 여기에 사용된 Φ 함수값은 [3]의 table 3.1을 사용하였다.

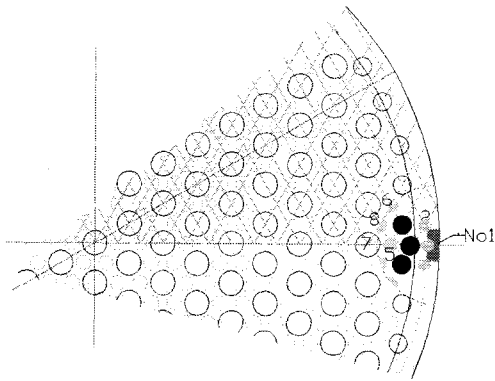


Fig. 3 Arrangement of Injectors on the head(II)

Figure 3에서 지정한 단위면적에 분포되는 추진제 유량은 Table 1과 위의 식들을 이용하여 얻어진다. 인젝터 3,4,7로부터 산화제는 0.2255kg/sec가, 연료는 인젝터 1,2,5,6,8로부터 0.2203kg/sec가 얻어졌다. 이로부터 단위면적의 혼합비는 1.0231이 된다.

인접한 다른 단위면적에 대해서 차례대로 같은 계산을 반복하면, 인젝터 헤드에서의 원주방향에 대한 추진제의 혼합비는 Table 2와 같다.

Table 1. Φ Function calculation result

No	1	2	3	4	5	6	7	8
	F	F	O	O	F	F	O	F
X1/H	0.625	-1.438	0.625	-0.25	0.625	-1.125	0.625	-0.25
X2/H	-0.625	-2.688	-0.625	-1.5	-0.625	-1.625	-0.625	-1.5
Y1/H	0	0.25	0.5	1	1.625	1.625	2.5	2
Y2/H	∞	∞	∞	∞	∞	∞	∞	∞
ϕ_{x1}	0.442	-1.012	0.442	-0.177	0.442	-0.796	0.442	-0.177
ϕ_{x2}	0.442	-1.900	-0.442	-1.061	-0.442	-1.150	-0.442	-1.061
ϕ_{y1}	0.088	0.177	0.354	0.707	1.149	1.150	1.768	1.414
ϕ_{y2}	∞	∞	∞	∞	∞	∞	∞	∞
$\Phi(\phi_{x1})$	0.468	-0.849	0.468	-0.197	0.468	-0.739	0.468	-0.197
$\Phi(\phi_{x2})$	-0.468	-0.993	-0.468	-0.866	-0.468	-0.896	-0.468	-0.866
$\Phi(\phi_{y1})$	0	0.197	0.383	0.683	0.900	0.900	0.988	0.955
$\Phi(\phi_{y2})$	1	1	1	1	1	1	1	1

Table 2. mixture ratio of head wall

NO.	1	2	3	4	5	6
Km	1.024	1.203	1.203	1.216	1.128	1.077
α	0.480	0.564	0.564	0.570	0.529	0.505

3. 결 론

본 연구에서는 원심형 UDMH-LOX 인젝터를 설계하고, 평판형 인젝터에 원심형 인젝터를 별 집형으로 배치하였다. 막냉각을 위해 원주방향에도 인젝터를 배치하였고, 이로 인한 단위면적당 유량 분포를 가우스 함수를 이용하여 계산해 냈다. 인젝터 헤드의 단위면적당 혼합비는 1.024~1.216 사이의 값으로 대체로 균일하게 얻어졌다.

참고 문헌

1. S.P.Umansky, "Launch Vehicles. Launch Sites", Resrart, Moscow, 2003
2. 임석희, 고스쎄프, "1700kN급 UDMH-LOX 계열 액체로켓엔진 시스템 개념설계(I)", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2004
3. Dobrovolsky, "Liquid Rocket Engine", Mshinostroenie, Moscow, 1968