

액체로켓엔진의 터빈 배기노즐 성능 해석

조원국*·설우석**

Analysis of Performance of Turbine Exhaust Nozzle for Liquid Rocket Engine

Won Kook Cho* and Woo Seok Seol**

Key Words : specific impulse(비추력), liquid rocket engine(액체로켓엔진), gas generator cycle(가스발생기 사이클), turbine exhaust nozzle(터빈배기노즐), CFD(전산유체역학), Fluent

Abstract

A computational analysis has been conducted on the compressible flow in the turbine exhaust nozzle of the gas generator cycle liquid rocket engine. The commercial CFD code Fluent has been used. Four nozzle designs have been compared to select the turbine exhaust nozzle concept. Three candidates with single nozzle have comparable performance. The model with bifurcated nozzles shows significant performance loss. However it will be better in the view of balanced thrust distribution because of its symmetric geometry.

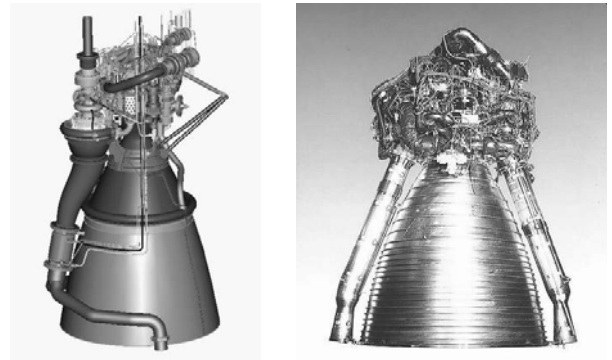
1. 서론

가스발생기 사이클 액체로켓엔진에서 터빈구동을 위해 사용된 가스발생기 가스는 별도의 노즐을 통하여 배기되는 것이 일반적이다. 로켓엔진은 성능증가와 무게감량을 동시에 요구받기 때문에 소량의 터빈 배기 가스까지도 초음속으로 가속시켜 최대한의 추력을 얻는다. 또한 배기가스를 초음속으로 배출함으로써 터빈 외부의 압력 변화가 터빈에 미치는 영향을 차단하는 효과도 가지게 된다. 본 문서에서는 배기노즐의 배치를 결정함에 있어 판단 기준이 될 수 있는 성능비교를 다루었다.

2. 추력해석 모델

가스발생기 사이클 엔진에서 터빈배기 노즐의 기본적인 형태를 Fig. 1[1,2]에 제시하였다. 터빈 배기노즐의 배치에 따른 성능 변화를 비교하기 위하여 4가지 형태의 기본적인 형상을 고려했다.

모델의 형상을 Fig. 2에 나타내었다. 가장 단순한 형태인 model-1은 Red Stone[3] 또는 AR2-2[3]에서 적용된 개념이다. 연소기가 2개 이상인 형태의 엔진에서 보다 많이 적용되는 개념이다. 배기노즐의 각도가 연소기의 확대각과 같은 정도로 배열된 model-2의 적용 예로 Viking[3] 엔진을 들 수 있다. 비정렬 각도만큼 추력 손실이 있음에도 많은 엔진이 이러한 형태를 적용하고 있다. 비정렬각도 15° 인 경우 손실이 3-4% 수준이므로 배치의 간결성과 배기관 길이를 짧게 할 수 있는데서 오는 무게절감 등의 이유로 적용성이 높은 것으로 판단된다. 이러한 유형의 배기 노즐은 터보펌프가 연소기 위에 배치되는 공통점을 가진다.



(a) KARI SA concept[1]

(b) Vulcain[2]

Fig. 1 Examples of turbine exhaust nozzle

배기노즐이 비정렬 각을 가지는 이유는 배기노즐에서 분출되는 가스로부터 연소기를 보호하는 역할과 배기노즐 외부의 배압상승 효과를 최소화하기 위한 것으로 판단된다. model-3의 형태는 확대비가 큰 엔진에서 많이 적용된다. Vulcain[2], MA-1[3] 등 실제 적용 사례가 많이 있다. 추력 비정렬에 의한 손실은 최소화되는 형태이나 2단에 적용할 경우 배기관이 길어져야 하므로 model-3의 수정된 형태에 대한 추력해석이 추후 진행될 필요가 있다. model-4의 예는 로켓엔진의 조립개념 연구[1]에서 확인된다. 이러한 개념은 노즐을 분기하여 대칭적인 추력을 발생시킬 수 있는 이점이 있으나 배기관이 길어지고 분기에 의하여 형상이 복잡해지는 단점이 있다. 배기관의 분기 예는 V2[3]에서 확인할 수 있으나 그 이후에 개발된 엔진에서는 적용 예를 찾기 어렵다. 복잡한 형상에 의한 조립공정 증가 및 무게 증가 등에 의한 이유로 판단된다. Table 1에 모델유형과 실제 엔진의 예를 정리하였다. 추력 해석에서 생략된 배기노즐 유형으로 RS-68[6]과 같

* 한국항공우주연구원, 엔진팀, wkcho@kari.re.kr

** 한국항공우주연구원, 엔진팀, wsseol@kari.re.kr

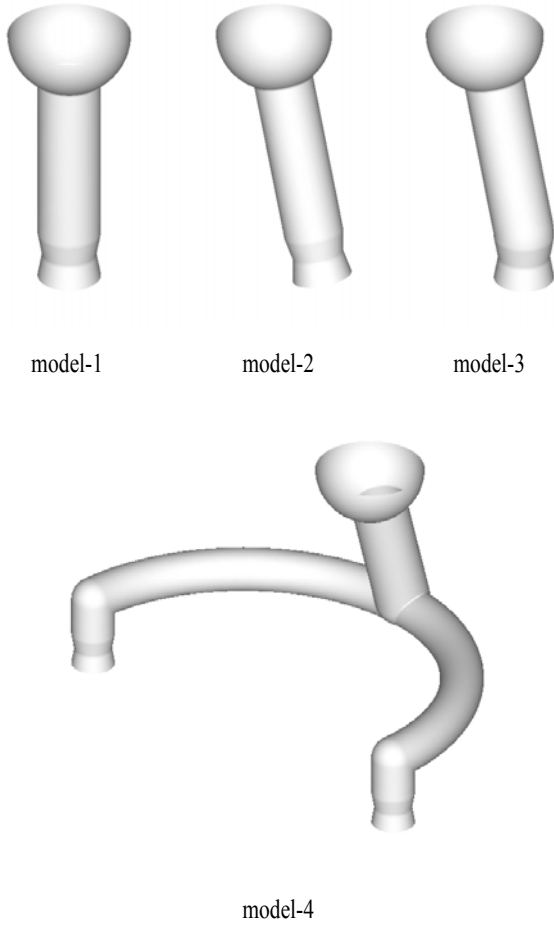


Fig. 2 Analysis model of turbine exhaust nozzle

이 L자형 곡관을 거쳐 엔진 중심에서 다소간의 회전반경을 확보한 형태가 있다. 이러한 형태의 배기노즐은 주로 RCS 적용을 위한 것이며 터보펌프가 연소기 위에 배치되는 공통점을 가진다. 또한 F-1이나 Vulcain-II와 같이 터빈 배기가스가 연소기로 유입되는 형태도 다수 확인된다. 3축 제어를 위하여 복잡한 배기관과 다수의 배기노즐이 장착된 RD-119[3]와 같은 형태도 있다. 이러한 독특한 구조의 배기노즐은 본 연구에서 적용할 가능성이 크지 않기에 해석을 생략하였다.

3. 수치해석 방법

3차원 형상에 대한 압축성 유동해석을 통하여 터빈 배기노즐의 추력을 계산하였다. 사용된 지배방정식은 다음과 같다. 식 (1)은 질량 보존식 또는 연속 방정식은 나타낸다. 다음에 기술한 지배방정식은 Fluent[9]를 사용하여 해를 구하였다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = S_m \quad (1)$$

위 식은 일반적인 형태의 질량보존관계식이며 압축성/비압축성 유동에 모두 유효하다. S_m 은 액적의 증발 등으로부터의 질량유입을 나타낸다.

i 방향의 모멘텀 보존식은 식 (2)로 정의된다.

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + F_i \quad (2)$$

Table 1 Examples of turbine exhaust nozzle

category	examples	reference
model-1	Aerojet dual booster	ref.[3]
	Red-stone	ref.[3]
	Navaho G-26	ref.[3]
	AR2-2	ref.[3]
	RZ2	ref.[3]
model-2	Viking	ref.[3]
	MB-1, MB-3	ref.[4]
	RS-27	ref.[4]
	RS-27A	ref.[4]
	MA-3	ref.[4]
model-3	Vulcain	ref.[2]
	MA-1	ref.[4]
	MA-2	ref.[4]
	HM7	ref.[3]
	Agema 8096	ref.[3]
	K 3yP B-755	ref.[3]
	YF-75	ref.[3]
	Fastrac	ref.[5]
	model-4	V2
etc.	RS-68	ref.[3], ref.[6]
	Merlin	ref.[7]
	X-1	ref.[4]
	LR91-AJ-5	ref.[3]
	H-1	ref.[8]
	F-1	ref.[8]
	Vulcain-II	ref.[8]
	RD-119	ref.[3], ref.[8]

위 식에서 p 는 정압을 나타내며 τ_{ij} 는 스트레스 텐서를 나타낸다. ρg_i 와 F_i 는 i 방향으로의 중력과 외부로부터의 힘을 나타낸다.

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij}$$

여기에서 μ 는 점성계수를 나타낸다. 위 식에서 제2항은 체적의 dilation을 나타낸다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i} [u_i(\rho E + p)] = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_j h_j J_j - u_j (\tau_{ij})_{eff} \right) + S_h \quad (3)$$

위 식에서 k 는 유효전도계수를 나타내며 J_j 는 j' 성분의 확산을 나타낸다. 우변의 3개 항은 전도, 물질확산, 점성소산에 의한 열전달량을 나타낸다. S_h 는 화학반응을 포함한 열생성을 의미한다. 위 식에서 사용된 변수는 다음과 같이 정의된다.

$$E = h + \frac{p}{\rho} + \frac{u_i^2}{2}$$

$$h = \sum_j m_j h_j$$

$$h_j = \int_{T_{ref}}^T c_{p,j} dT$$

표준 $k-\epsilon$ 난류모델이 사용되었으며 관계식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (u_i \epsilon) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right) + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (5)$$

난류점성계수 μ_t 는 다음의 식으로 계산된다.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$$

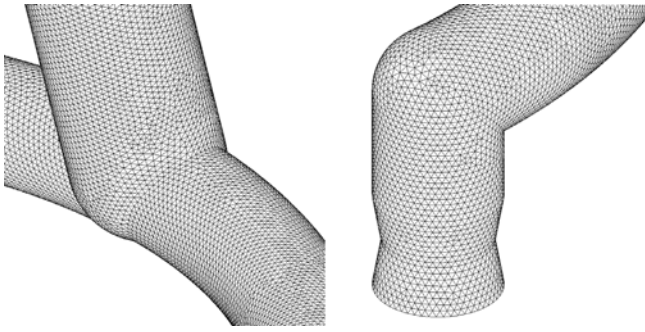


Fig. 3 Examples of computational grid

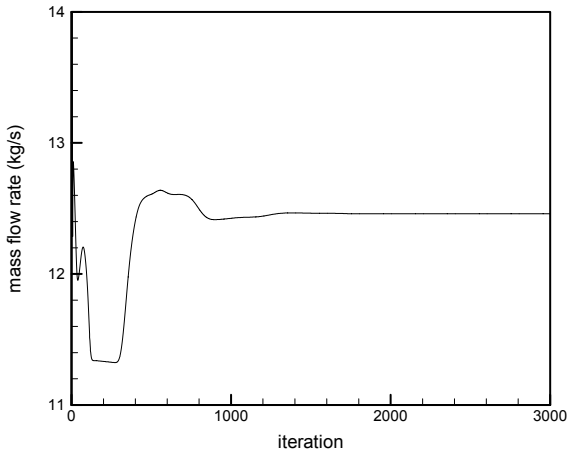


Fig. 4 History of mass flow rate for model-2

Table 2 Summary of analysis method

Analysis code	Fluent[9]
Solver	coupled solver
Turbulence model	$k-\epsilon$ model
Material properties	measured (ref.[10]) + empirical (ref.[11])
Numerical model	150,000~450,000 FVs
Running time	10 ~ 20 hours

위 식에서 C_μ 는 상수이다. 난류 모델에 사용된 경험상수[9]는 다음과 같다.

$$C_{1\epsilon}=1.44$$

$$C_{2\epsilon}=1.92$$

$$C_\mu=0.09$$

$$\sigma_k=1.0$$

$$\sigma_\epsilon=1.3$$

4. 결과 및 고찰

3차원 압축성 유동해석을 통하여 배기노즐의 추력을 평가하였으며 Fluent v5.5[4]를 사용하였다. Table 2에 해석 방법을 정리하였다. 측정결과가 있는 물성은 문헌의 결과[5]를 이용하였으며 나머지 부분은 경험적인 관계식[6]을 이용하였다. 배기관의 입구 압력은 3.2 bar이고 온도는 800 K이다.

Figure 3은 model-4의 분기 위치에서 계산 격자의 형상을 나타낸다. 다른 모델의 격자 크기도 동일한 수준이다. 모델에 대한

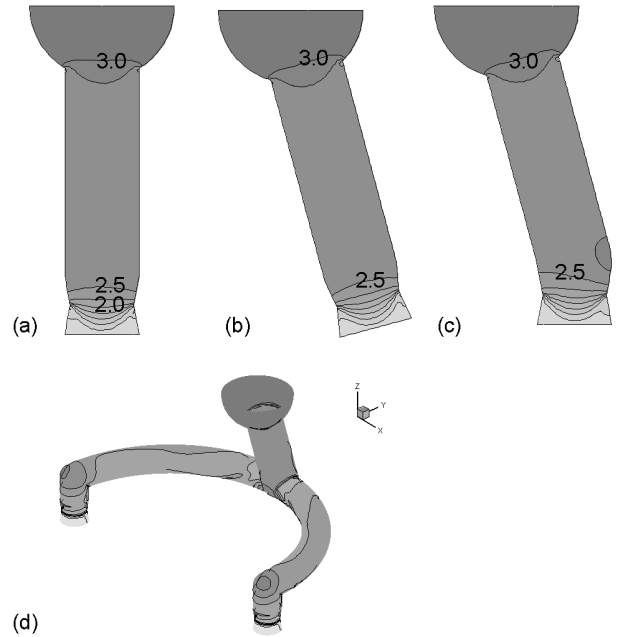


Fig. 5 Isobars;

(a) model-1, (b) model-2, (c) model-3, (d) model-4

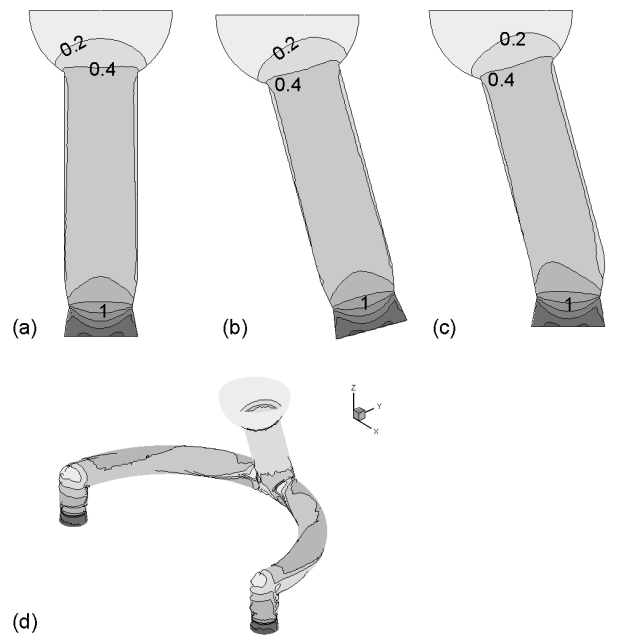


Fig. 6 Distributions of Ma number;

(a) model-1, (b) model-2, (c) model-3, (d) model-4

해석은 5000회 이상의 반복계산을 통하여 수렴된 해를 구하였다. Fig. 4는 압력 경계조건에 대한 유량의 수렴과정을 나타낸다. 결과는 model-2에 대한 것이며 다른 모델의 경우도 비슷한 결과를 가진다. 다만 model-4는 형상이 복잡하고 격자가 많아 수렴이 느리게 진행된다.

배기관 노즐 내부의 압력 분포와 마하 수 분포를 Fig. 5와 Fig. 6에 도시하였다. 입구 직후 유로가 축소되는 위치에서 압력 강하가 관찰되며 직관부에서의 압력 강하는 매우 작은 수준이다. 그러나 model-4는 배관이 분기된 이후 한 차례의 압력 강하가 일어나며 분기된 곡관에서도 압력강하가 있다. 또한 노즐 직전의 L자형 방향전환 위치에서 상당한 압력강하가 있다. 이러한

Table 3 Performance of turbine exhaust nozzle

	model-1	model-2	model-3	model-4
p_e , bar	0.81784	0.81858	0.81803	0.68417
$\overline{v_z}$, m/s	662.2	639.3	661.8	643.1
$I_{sp,v}$, s	94.0	90.7	94.0	78.7

특성으로 인하여 model-4에서 큰 성능 손실이 발생한다. 네가지 후보 모두에서 축소부를 지나면서 유동이 초음속으로 가속되는 것이 확인된다.

Table 3에 터빈 배기노즐의 추력 특성을 비교할 수 있는 비추력을 정리하였다. model-2는 추력 방향의 비정렬에 의하여 3.3 sec의 비추력 손실이 발생한다. 이는 비정렬 각도의 코사인 정도에 해당하는 값이다. model-3은 배기관이 비정렬 각도를 가지지만 노즐을 정렬시킴으로써 손실을 최소화한 형태이다. 이 경우 비추력 손실이 발생하지 않는 것이 확인된다. model-3의 실제 적용을 위해서 터빈 배기노즐의 끝단이 주연소기의 출구면과 같도록 배치된 형태에 대한 해석이 필요하므로 개발이 진행된 후 추가적인 해석이 수행되어야 한다.

4. 결론

터빈 배기노즐의 4가지 후보 개념에 대한 성능을 비교하였다. model-1, 2, 3은 4% 미만의 비추력 차이를 보이며 엔진 시스템의 레이아웃 개념에 따라 모두 적용 가능한 수준인 것으로 판단된다. model-4는 성능손실이 크며 배치가 복잡해지는 단점이 있다. 하지만 대칭적인 추력 발생이 가능하므로 추력 정렬 제한 조건에 따라 적용 여부를 판단해야 할 것이다.

후기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발 사업인 “소형위성발사체 개발사업” 연구결과의 일부입니다.

참고문헌

- [1] Chung, Y.-H., Lee, E.-S., Kim, C.-W. and Moon, I.-S., 2006, "Assembly for an engineering model of a liquid rocket engine," Aerospace Engineering and Technology, Vol.5, No.1, pp.132-139.
- [2] <http://spacenews.be>
- [3] Sutton, G.P., History of liquid propellant rocket engines, AIAA Inc., 2006
- [4] Doyle, S.E, 1992, History of liquid rocket engine development in the United States 1955-1980, American Astronautical Society
- [5] Ballard, R.O. and Olive, T., 2000, "development status of the NASA MC-1 (Fastrac) engine," AIAA-2000-3898
- [6] <http://cobweb.ecn.purdue.edu/~propulsi/propulsion/rockets/liquids/rs68.html>
- [7] [http://en.wikipedia.org/wiki/Merlin_\(rocket_engine\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Merlin_(rocket_engine))
- [8] <http://www.astronautix.com/>
- [9] Fluent User's Manual, 2000.
- [10] Seo, S.H., Han, Y.M., Kim, S.-K. and Choi, H.S., 2006, "Study on combustion gas properties of a fuel-rich gas generator," 2006 KSPE spring conference, pp.118-122.
- [11] Huzel, D.K. and Huang, D., 1992, Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines, AIAA Inc.