

Center-body 디퓨저 형상설계를 위한 수치적연구

김종록*

Numerical Study for Design of Center-body Diffuser

Jong rok Kim*

ABSTRACT

A study is analyzed on the design factor of Center-body diffuser and performed on conceptual design of Center-body diffuser with Computational Fluid Dynamic. The flow field of Center-body diffuser is calculated using Axisymmetric two-dimensional Navier-Stokes equation with $k-\epsilon$ turbulence model. The center-body diffuser is compared with second throat exhaust diffuser in terms of starting pressure, the degree of vacuum pressure, the design factor.

초 록

center-body디퓨저에 대한 형상 설계 요소를 분석하고 수치적 기법을 통한 설계형상 변수를 구성하였다. 수치기법으로는 Center-body 디퓨저의 내부유동해석을 위하여 2차원 축대칭 Navier-Stokes equation와 $k-\epsilon$ 난류모델을 사용하였다. 또한 center-body디퓨저의 시동압력과 진공도 및 형상설계변수에 대해서 2차목 디퓨저와 비교하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Supersonic exhaust diffuser (초음속디퓨저), Altitude simulation(고도모사), CBD(Center-body Diffuser)

1. 서 론

액체로켓엔진의 성능 모사를 위한 대표적인 고고도 모사 시험설비는 SED(straight exhaust diffuser)와 STED (second throat exhaust diffuser)형태의 디퓨저가 있다.

SED와 STED의 경우 비교적 형상이 단순한 형태로 설계가 비교적 쉽지만 고고도 모사조건

인 진공도의 성능이 디퓨저 입구의 직경과 노즐의 최대 직경비에 따라서 진공도가 결정되며 이와 같은 현상은 같은 진공도에서 다양한 노즐확장비에 대한 시험이 불가능한 단점을 가지고 있다.[1-2] 또한, 디퓨저의 길이에 의한 설비의 대형화로 구축비용의 증가를 가져온다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 CBD(Center body Diffuser)형상의 디퓨저를 도입하기위한 시도들이 있어왔다[1-2]. 1950년대부터 CBD형상의 고고도모사설비를 적용하기위한 연구가 시작되었지만 SED와 STED와 비교하여 고고도모사성능 및

* 대한항공 기술연구원 발사체엔진그룹
연락처, E-mail: jongrokkim@koreanair.com

냉각시스템 문제 등에 의해서 실제 시험설비를 구축하지는 못하였다.[2] CBD의 설계요소에 대한 연구는 거의 이루어지지 않고 있으며, 실제 구축사례의 경우도 독일의 DLR시험설비인 P4.1이 유일한 설비로 알려져 있다.[1]

본 연구에서는 STED의 형상변수와 유동현상에 대한 고찰을 통하여 CBD의 성능 및 수치적 연구의 기준을 설정하고 형상설계요소를 구성하였으며, CB (Center-body)의 형상에 따라서 진공 성능에 미치는 영향 및 CBD의 설계시 필요한 형상설계요소 및 형상변수를 수치해석을 통하여 분석하였다.

2. CBD 설계변수 분석

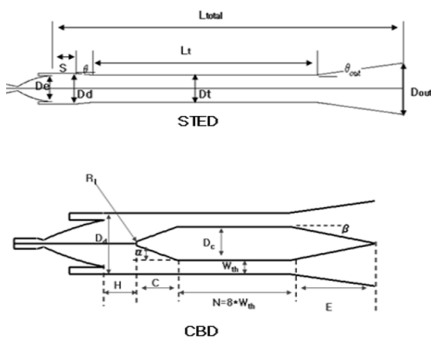


Fig. 1. The geometry of STED & CBD

Table 1. comparison of design factor (STED & CBD)

STED	CBD	비고
직선부(S)	H	$0.5D_d$ 적용
2차목 직경(D_t)	W_{th}	$0.5D_d$ 이상
2차목 길이(L_t)	N	$8W_{th}$ - $12W_{th}$
수축부 각도(θ)	α	cone각
확산부각도(θ_{out})	β	8도

CBD의 설계변수를 분석하기 위해서 STED의 설계변수를 분석하고 대응되는 CBD의 설계변수를 정의하였다. STED의 설계변수가 디퓨저 성능

에 미치는 영향은 참고문헌[3-7]에 대한 분석을 통하여 적용하였다. CBD의 수치해석의 기준은 STED의 형상 기준을 적용하여 구성하였다. STED의 경우는 면적 변화 및 수축부의 각도와 길이변화에 따라서 디퓨저의 성능에 영향을 미친다.[3-7] 이러한 현상은 CBD에도 동일하게 적용될 것이다. 따라서 STED에 대응되는 설계변수를 Table 1과 Fig 1에서 구성하였다.

3. 해석 및 검증

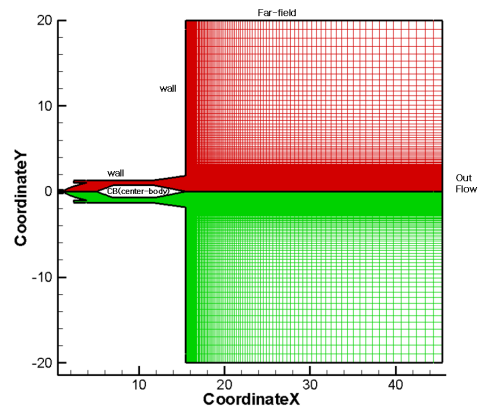


Fig. 2. Computational grid

고온의 초음속 디퓨저 내부의 유동장해석을 위하여 2차원 축대칭 Navier-Stokes equation를 사용하였다. 계산의 편의성 및 고온의 영향을 고려하기 위해서 비열비 $\gamma=1.2$ 로 고정하여 계산하였다. 수치기법으로는 공간에 대해서 AUSM기법을 사용하였으며 시간전진기법으로는 2차의 시간전진기법을 사용하였다. 난류모델은 대수적 방법인 k- ϵ 난류기법을 적용하여 해석을 수행하였다.

설계형상에 대한 성능 검증을 위해서 다양한 cone각에 대해서 유동해석 및 분석을 수행하였으며 수치계산을 위한 격자의 구성은 Fig. 2와 같다. 유동해석을 위한 해석 조건은 Table 2와 같다. 각도의 기준근거는 참고문헌[8]과 초음속 inlet에서 CB의 형상에 대한 기술자료를 분석한 결과와 funnel, wedge, cone의 충격파분리각에

대한 분석을 통하여 10도에서 30도 사이의 cone 각에 대한 계산을 수행하였다. 직선부(H)는 cone 각이 20도인 경우에 대해서 진공도의 영향을 검토하기 위해서 $0.0 \sim 0.5D_d$ 까지의 진공도에 대한 부분을 검토하였다. CB 목직경은 고정된 값으로 STED의 2차목과 면적비과 같은 $0.7D_d$ 이며 참고 문헌[9]의 CBD의 형상과도 일치하는 수치이다.

Table 2. cases of CFD

cone각	직선부(H)	목직경 (W_{th})
10°	$0.5D_d$	$0.7D_d$
15°	$0.5D_d$	$0.7D_d$
20°	0.0, $0.25D_d$, $0.5D_d$	$0.7D_d$
25°	$0.5D_d$	$0.7D_d$
30°	$0.5D_d$	$0.7D_d$

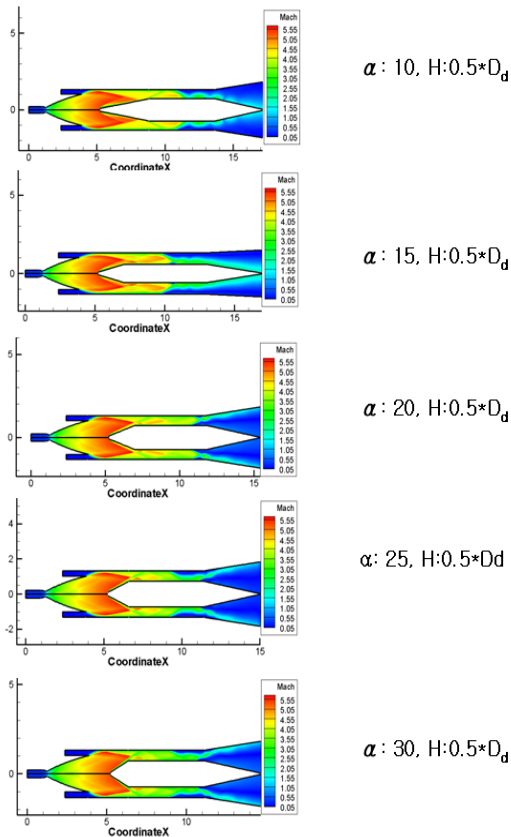


Fig. 3. The Mach number contour ($\alpha = 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ H/D_d = 0.5$)

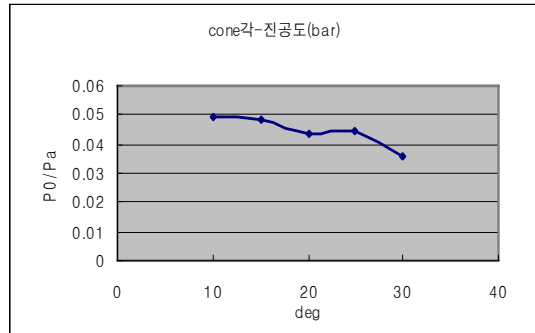


Fig. 4. degree of a vacuum pressure ($\alpha = 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ H/D_d = 0.5$)

Fig. 3~4에 cone각에 대한 마하수의 변화 및 진공도에 대한 결과 값이 제시되어 있다. 마하수의 유동변화를 보면 tip이 고정된 위치에서 cone 각의 변화에 따라서 진공도가 0.0015 정도의 변화를 나타낸다. 이러한 진공도의 변화는 충격파의 교란에 의한 전압력손실의 영향으로 판단할 수 있다. Fig. 3의 CB목 부분의 유동변화를 살펴보면 cone각이 30도일 경우 cone에서 발생한 충격파와 연소가스가 디퓨저의 외부에 반사된 충격파의 교차점이 CB목의 중심에 위치하는 것을 볼 수 있다. CB목의 입구에서 충격파가 서로 교차하는 각도에 따라서 목의 내부에서 반사되는 충격파의 교란의 정도를 예측할 수 있다.

CBD의 경우는 마하수분포에서도 나타나는 것과 같이 cone부분의 유동속도와 디퓨저벽에서의 유동속도가 다르다. 이것은 cone에 의해서 형성된 경사충격파와 외벽에 반사되는 충격파의 강도가 다르다는 것과 같은 의미이다. 서로 강도가 다른 경사충격파가 교차하는 경우 전압력손실이 발생하며 그에 따라서 CBD는 STED보다는 진공도 성능이 떨어진다. 직경이 같은 디퓨저의 경우에 STED의 결과와 비교하여 진공도가 약 2배의 차이가 나는 것을 볼 수 있다.

Fig. 4는 cone각에 대한 진공도를 나타낸 것이다. 20도와 30도 사이의 진공압력이 상승하는 이유 CB의 W_{th} 의 입구에서 충격파의 교란현상이 발생하기 때문이다.

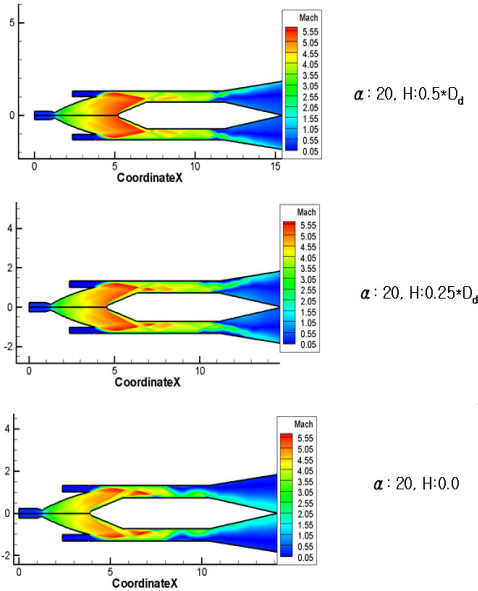


Fig. 5. The Mach number contour ($\alpha = 20^\circ$, $H/D_d = 0.0, 0.25, 0.5$)

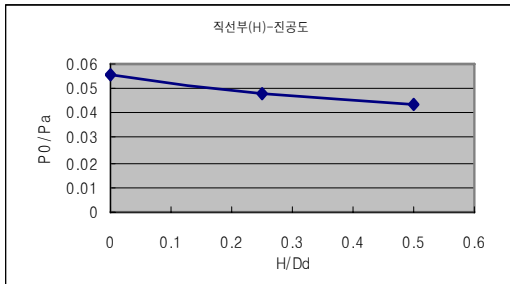


Fig. 6. degree of a vacuum pressure ($\alpha = 20^\circ$, $H/D_d = 0.0, 0.25, 0.5$)

Fig. 5~6의 직선부(H)에 대한 진공도의 변화를 보면 cone각의 변화와 마찬가지로 CB목의 충격파에 대한 영향을 고려한 형상이다. 노즐 출구를 기준으로 $0.5D_d$ 의 위치와 0.0의 위치를 비교하면 CB의 위치에 따라서 CB목내부의 마하수를 볼 수 있다. 0.0의 위치에서는 연소가스의 유속이 CB목내부에서도 감속되지 않고 흐르는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 두 충격파가 서로 교차하면서 충분히 감속되지 않은 결과이다. 다른 관점으로 보면 연소가스의 유동이 CB목의 입구부

터 감속되지 못하고 CB목내부에서 감속이 되는 부분이 발생하는 것을 의미한다. 따라서 cone각이 20도일 경우 $0.5D_d$ 의 직선부(H)가 타당할 것이다.

P4.1의 데이터를 기준[9]으로 형상설계안의 진공도의 타당성을 검증하였다. P4.1의 연소압력은 61bar로 CBD설계시 적용한 연소실압력과 유사하고 노즐확장비 22.3에서 93까지의 결과를 제시하였다.[9] 또한 CBD형상설계안의 기준근거로 P4.1의 CBD형상을 사용하였다. 따라서 P4.1의 CBD의 계산결과와 비교하여 형상설계안의 유동 해석 결과에 대한 검증을 수행하였다. P4.1의 계산 결과와 유사한 계산 결과를 나타내고 있다. 또한 참고문헌[9] 시험결과를 기준으로 했을 경우도 0.044bar의 해석결과는 타당한 것으로 판단 된다.

Table 3. The result of CFD

	계산치	P4.1(Min)	P4.1(Max)
진공도(bar)	0.044	0.0472	0.0613

Table 4에 동일 디퓨저의 단면적의 STED와 CBD의 형상설계안을 비교한 결과이다. 시동압력의 경우 P.41의 데이터를 참조[9]하면 STED와 CBD의 경우 거의 같은 성능을 나타내는 것으로 파악된다. 하지만 작동압력의 경우 20%정도의 감소효과가 있으며 이러한 특성은 STED보다는 종료시 역류를 방지하는 이점이 있다. 또한 CBD는 다양한 노즐의 확장비에 대한 시험을 수행할 수 있다.

Table 4. Comparison of STED & CBD

	STED	CBD	비고
진공도(bar)	0.020	0.044	2.2배차이
시동압력	P_{st}	$0.9P_{st}$	-
작동압력	P_{op}	$0.8P_{op}$	-
길이	2.06	1	52%감소

참 고 문 헌

1. Klaus Schäfer, "ALTITUDE SIMULATION BENCH FOR VINCI ENGINE", 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.
2. W.D. Stinnett, "CENTERBODY DIFFUSER STUDY", AEC-NASA SPACE NUCLEAR PROPULSION OFFICE, REPORT NO. RN-S-0243, OCTOBER 1965
3. Byung HoonPark et al, "Fluid dynamics in starting and terminating transients of zero-secondary flow ejector", international journal of heat and fluid flow 29,327-339.
4. Byung HoonPark et al, "Studies on the starting transient of a straight cylindrical supersonic exhaust diffuser", international journal of heat and fluid flow 29,1369-1379.
5. S. Sankaran et al, "CFD Analysis for Simulated Altitude Testing of Rocket Motors", CASI, VOL.48 No.2
6. Fortini, Anthony, "performance Investigation of a Nonpumping Rocket-Ejector System for Altitude Simulation," NASA TN D-257, 1959.
7. William L. Jones, "Experimental Study of Zero-Flow Ejectors Using Gaseous Nitrogen", NASA-TD-203, 1960
8. Antonio Frerri, Louis M. NUCCI, "Preliminary investigation of a new type of supersonic inlet", Langley Aeronautical Laboratory, 1965
9. G. Krühsel, K. Schäfer, H. Zimmermann, C. Pauly, "Operation of VINCI Altitude Simulation Test Bench P4.1", Aerospacetesting 15/04/08