

Center-body 디퓨저 형상설계를 위한 수치적연구

김종록^a · 김재수^{b,*}

Numerical Study for Design of Center-body Diffuser

Jong Rok Kim^a · Jae-Soo Kim^{b,*}^aR&D Center, Aerospace Division, Korean Air, Korea^bDepartment of Aerospace Engineering, Chosun University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: jsckim@chosun.ac.kr

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 and the design factors. The counter flow jet on cone-tip of the center-body is applied for thermal protection system in the center-body diffuser.

초 록

center-body 디퓨저에 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-body 디퓨저의 시동압력과 진공도 및 형상설계변수에 대해서 2차목 디퓨저와 비교하였다. 냉각시스템의 성능향상 방안으로 CBD의 원추선단에 역류제트를 활용한 TPS시스템의 개념을 제시하였다.

Key Words: Rocket Engine(로켓엔진), Supersonic Exhaust Diffuser(초음속디퓨저), Altitude Simulation(고도모사), CBD(Center-body Diffuser), Counter-flow jet(역류제트)

1. 서 론

액체로켓엔진의 성능 모사를 위한 고고도 모

사 시험설비에 사용되어지는 디퓨저의 대표적인 형태는 SED(Straight Exhaust Diffuser)와 STED(Second Throat Exhaust Diffuser), CBD(Center body Diffuser)가 있다.

SED와 STED의 경우 비교적 형상이 단순한 형태로 설계가 비교적 쉽지만 고고도 모사조건이 디퓨저 입구의 직경과 노즐의 최대 직경비

에 따라 결정된다. 이러한 특징은 엔진 노즐의 최대직경이 증가함에 따라서 디퓨저의 길이가 증가하게 된다. 이와 같은 현상은 시험설비에서 디퓨저의 길이증가에 의한 설비의 대형화로 구축비용의 증가를 가져온다[1]. 또한 단일 고공시험설비에서 시험할 수 있는 엔진의 종류도 추력 및 엔진 노즐의 크기에 따라서 한정되어 있다.

이러한 단점을 보완하기 위한 디퓨저의 형상으로 CBD(Center-body Diffuser)가 있으며, 해외 시험설비에서 CBD형상의 디퓨저를 도입하기 위한 시도들이 있어왔다[2]. 1950년대부터 CBD를 고공모사설비에 적용하기 위한 연구가 시작되었지만 SED와 STED와 비교하여 CBD의 TPS(Thermal Protection System) 등의 어려움 때문에 실제 시험설비를 구축한 경우는 P4.1이 유일하다[1].

TPS문제에도 불구하고 설비구축 측면이나 설비의 확장성 측면에서 CBD는 많은 이점 있다. 또한 TPS문제 해결을 위한 방안으로 최근의 재돌입 비행체(Reentry vehicle)에 대한 TPS 시스템 연구성과[3]에서 나타나는 것과 같이 향후 유사한 유동특성을 나타내는 CBD의 열충격에 대한 문제에 대응 할 수 있을 것으로 판단된다.

본 연구에서는 CBD의 개발을 위한 개념연구를 위해서는 형상설계에 따른 유동 특성에 대한 연구가 필요할 것으로 판단되어 STED의 형상에 대한 유동특성을 기준으로 CBD의 형상이 디퓨

저 출구압력(P_o)에 대한 진공챔버압력(P_c)비와 유동현상에 미치는 영향에 대하여 수치적 계산을 수행하였다.

STED의 형상변수에 대응하는 CBD의 형상설계 변수를 정의하고 성능 및 수치적 연구를 위한 형상설계요소를 구성하였으며, CB(Center-body)의 형상에 따라서 진공성능에 미치는 영향 및 CBD의 설계 시 필요한 형상설계요소 및 형상변수를 분석하였다. 또한 CB형상에서 문제가 되는 열충격 감소를 위한 해결방안으로 역류제트(Counterflow jet)를 활용한 냉각시스템의 개념을 제시하였다.

2. CBD 설계변수 분석

형상변수 및 수치해석을 위하여 수치계산 시간을 고려한 단순화된 형상의 진공챔버를 가정하고 Fig. 1과 같이 구성하였으며, CBD의 설계변수를 결정하기 위해서 STED의 설계변수에 대응되는 CBD의 설계변수를 정의하였다. 또한 STED의 설계변수가 디퓨저 유동특성에 미치는 영향은 Stinnett가 언급한 내용[2]을 기준으로 각도 및 CB의 위치분석을 통하여 CBD의 설계변수에 적용하였다.

STED의 경우는 면적 변화 및 수축부의 각도와 길이변화에 따라서 디퓨저의 유동특성에 영향을 미친다[8]. 이러한 현상은 CBD에도 동일하게 적용될 것이다. 따라서 STED에 대응되는 설계변수를 Table 1에 구성하였다.

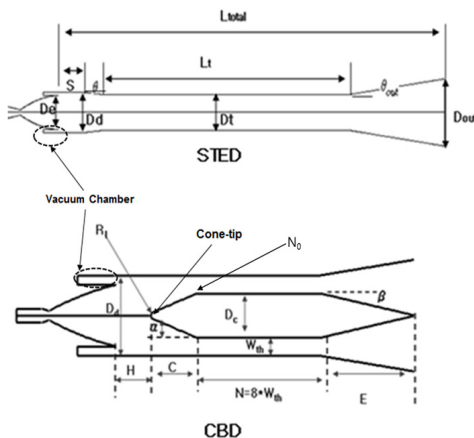


Fig. 1 The geometry of STED & CBD.

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

STED	CBD	Reference
S	H	$0.5 D_d$
D_t	W_{th}	$0.5 D_d$
L_t	N	$8 W_{th} - 12 W_{th}$
θ	α	Cone half-angle
θ_{out}	β	8°

3. 해석 결과 및 검토

3.1 Center Body의 형상에 따른 유동특성

고온의 초음속 디퓨저 내부의 유동해석을 위하여 2차원 축대칭 Navier-stokes equation를 사용하였으며, 계산의 편의성 및 고온의 영향을 고려하기 위해서 비열비 $\gamma=1.2$ 로 고정하여 계산하였다. 수치기법으로는 형상에 대한 개념설계의 검증을 위하여 상용 프로그램인 FLUENT[9]를 사용하였으며, 시간전진기법으로는 2차의 시간전진기법을 사용하였다. 난류모델은 대수적 방법인 $k-\epsilon$ 난류기법을 적용하여 해석을 수행하였다.

설계형상에 대한 성능 검증을 위해서 다양한 원추반각(Cone half-angle)에 대해서 유동해석 및 분석을 수행하였으며 수치계산을 위한 격자의 구성은 Fig. 2와 같다. 또한 유동해석에 따른 설계형상의 특성을 보기위한 경우의 수는 Table 2와 같다. 유동해석 조건으로는 설계형상이 유사한 독일의 고공시험설비인 P4.1설비의 CBD의 설계규격을 참조하여 연소실의 압력을 60 bar, 온도를 3300 K으로 가정하여 적용하였다[1].

원추반각의 기준근거는 Frerri와 Nucci가 초음속 흡입구에서 CB의 형상에 대한 기술자료를 분석한 결과[10]와 Funnel, 쐐기(Wedge), 원추(Cone)형상의 충격파 분리각에 대한 분석을 통하여 10도에서 30도 사이의 원추반각에 대한 계산을 수행하였다. CB위치인 H는 원추반각이 20

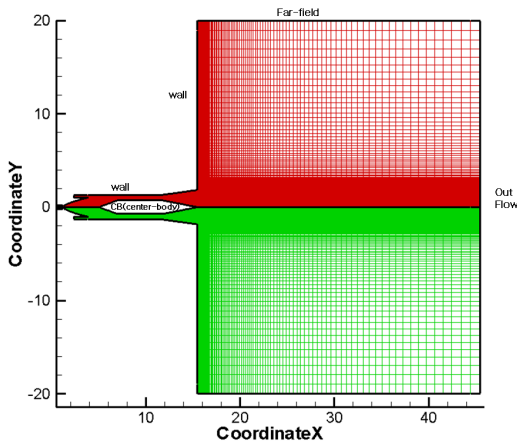


Fig. 2 Computational grid.

도인 경우에 대해 노즐출구에서 $H=0.0\sim 0.5D_d$ 까지 CB의 위치를 변화하여 P_c/P_a 과 유동특성에 대한 부분을 검토하였다. CB의 목직경은 고정된 값으로 STED의 2차목과 동일한 면적비로 $W_{th}=0.7D_d$ 이며 참고문헌[11]의 CBD의 형상과도 일치하는 수치이다.

Fig. 3, 4에 원추반각에 대한 마하수의 변화 및 진공도에 대한 결과 값이 제시되어 있다. P_c/P_a 의 압력변화를 보면 원추선단(Cone-tip)이 $H=0.5D_d$ 인 위치에서 원추반각이 증가함에 따라서 P_c/P_a 이 작아지는 것으로 나타난다. 이러한 P_c/P_a 의 변화는 원추반각이 작을 경우 CBD의

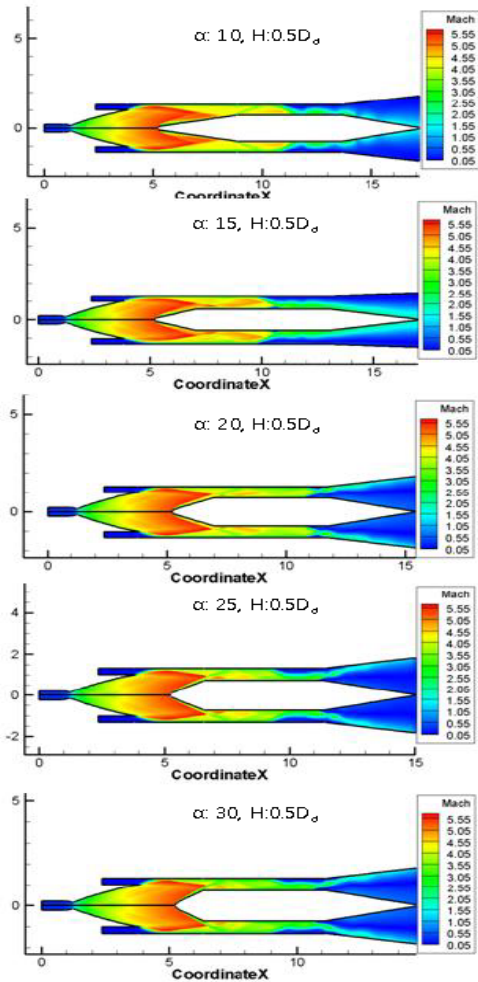


Fig. 3 The mach number contour ($H/D_d = 0.5$).

원추에서 발생하는 충격파와 디퓨저 외벽에서 발생하는 충격파의 간섭에 의한 전압력손실이 큰 것으로 판단할 수 있다.

Fig. 4의 원추반각이 25°일 경우 P_c/P_a 이 증가하는 것은 디퓨저 벽면에 반사되는 충격파와 원추선단에서 발생한 충격파가 서로 교차하는 지점이 N의 시작점인 N_0 에 형성됨으로서 형상변화에 따른 팽창과 영역이 N_0 지점에 발생되며 이러한 현상은 P_c/P_a 가 증가하는 원인으로 판단된다.

Fig. 5, 6은 참고문헌[11]에서 제시한 CBD 형상을 기준으로 원추반각이 20°일 때 원추선단의 위치변화에 대한 유동특성인 P_c/P_a 의 변화와 마하수분포를 나타내었다. 노즐 출구를 기준으로 노즐 출구에 원추선단의 위치를 각각 $H/D_d=0.0, 0.25, 0.5$ 에 위치시키고 유동해석을 수행하였다. P_c/P_a 는 노즐출구에서 원추선단이 멀리 위치할수록 Fig. 6에 나타난 것과 같이 작아지는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 원추선단이 노즐 출구에 근접할수록 Fig. 1의 S영역의 역할과 같이 연소가스가 팽창할 수 있는 영역이 축소되는 것을 의미한다. Fig. 5에 원추선단의 위치에 따른 마하수의 분포에서도 이러한 현상을 확인할 수 있다.

Table 3에 Fig. 1에 제시되어진 STED와 CBD의 형상설계안에 대한 수치해석 결과를 비교하였다. 시동압력의 경우 참고문헌[11]에 나타난 STED와 CBD의 비교 결과를 보면 거의 같은 성능을 나타내는 것으로 파악된다. 하지만 작동압력의 경우 20%정도의 감소효과가 있으며 이러한

Table 2. The cases of CFD.

α	H	W_{th}
10°	$0.5 D_d$	$0.7 D_d$
15°	$0.5 D_d$	$0.7 D_d$
20°	0.0, $0.25 D_d$, $0.5 D_d$	$0.7 D_d$
25°	$0.5 D_d$	$0.7 D_d$
30°	$0.5 D_d$	$0.7 D_d$

이점이 있다. 또한 CBD는 다양한 노즐의 확장비에 대한 시험을 수행할 수 있다.

3.2 역류제트를 이용한 TPS 시스템

현재 사용되어지는 CBD의 냉각 시스템은 CB 내부에 채널 냉각시스템을 구성하여 원추선단의 TPS시스템으로 사용한다[11]. 이러한 채널냉각시스템의 가장 큰 문제점은 CB의 형상 때문에 발생하는 원추선단의 열충격이다. 본 연구에서는 이러한 열충격을 효율적으로 감소하기 위한 TPS

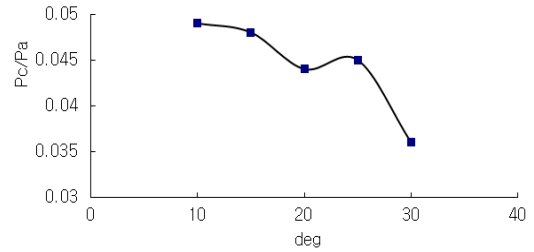


Fig. 4 Degree of a vacuum pressure ($H/D_d = 0.5$).

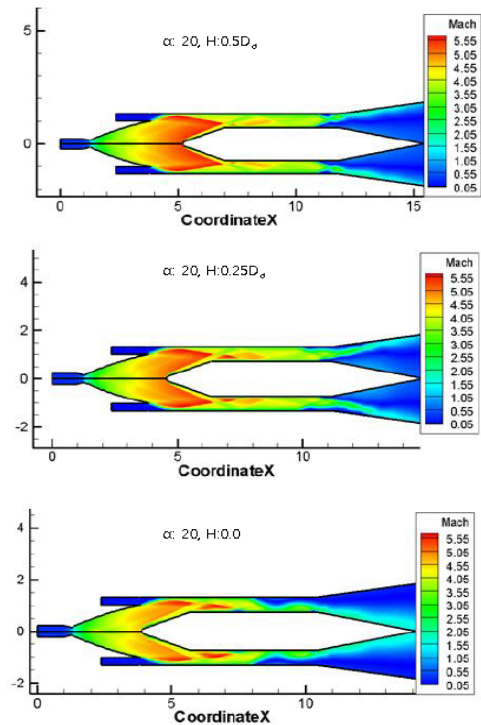


Fig. 5 The mach number contour ($\alpha = 20^\circ$).

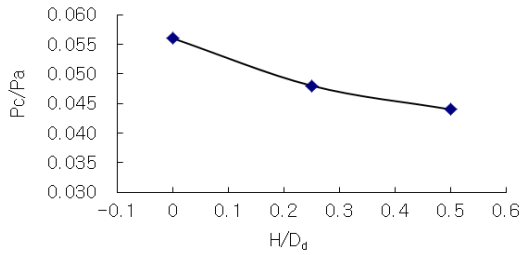


Fig. 6 The degree of a vacuum pressure ($\alpha = 20^\circ$).

Table 3. Comparison of STED & CBD.

Item	STED	CBD
P_c/P_a	0.020	0.044
Starting Pressure	P_{st}	$0.9P_{st}$
Operating Pressure	P_{op}	$0.8P_{op}$
Length	2.06	1

특성은 STED보다는 종료 시 역류를 방지하는 시스템의 방법으로 역류제트를 활용한 TPS에 적용하는 개념을 구성하였다.

역류제트에 의한 TPS의 개념을 구성하기위해 Fig. 7과 같이 CBD를 단순한 형태의 형상을 구성해서 원추선단의 온도변화를 검증하였으며, 실제 역류제트의 유체는 질소나 고압의 증기를 적용하여야 하지만 해석의 단순화를 위해 고온가스 및 단일 유동으로 가정하여 해석방법을 단순화하였다. 해석을 위한 유동조건은 압력 60 bar, 온도 3400 K으로 가정하여 적용하였으며, 역류제트 분사노즐 직경은 $0.03D_c$ 로 Plasma counter flow jet 분사에서 사용하는 압력비를 기준으로 180 bar, 300 k의 조건으로 분사하였다. Fig. 8에 역류제트를 분사함에 따라서 원추선단에 저온의 유동 영역이 나타나는 것을 확인할

수 있다. 또한 Fig. 9에 원추선단의 온도변화량을 나타내었다. 역류제트가 없는 경우 일반적으로 알려져 있는 것과 같이 원추선단에서 최대 온도를 나타내지만 역류제트를 분사하는 경우 원추선단에서 온도가 감소되는 것을 확인할 수 있다.

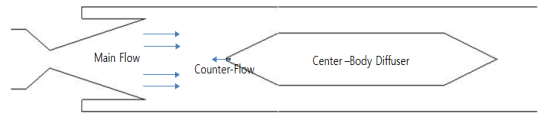


Fig. 7 The concept design of counterflow jet.

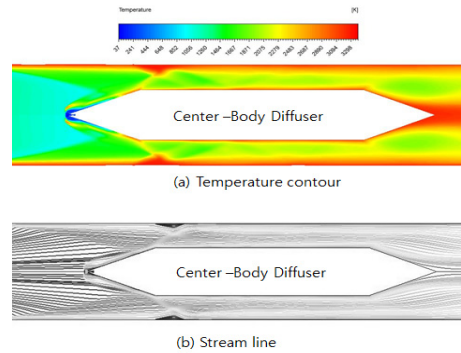


Fig. 8 The temperature contour & streamline.

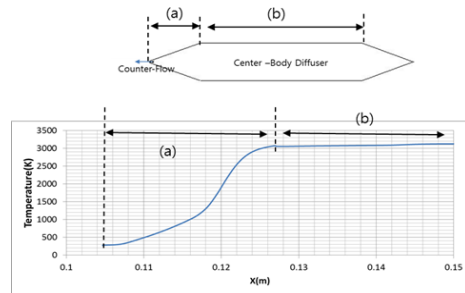


Fig. 9 Temperature profiles of center-body.

4. 결 론

수치해석을 통하여 유동현상 및 설계형상에 따른 CBD의 유동특성에 대해서 검토하였다. 해석 결과 및 분석결과에서 나타난 것과 같이 CBD는 Center-body의 원추반각 및 위치에 따라서 디퓨저의 성능에 영향을 미치는 것을 확인하였다. 또한 노즐 및 디퓨저의 확장비에 따라서 Center-body의 특정 위치에서 충격파의 간섭현상과 형상변화의 영향으로 전압력 손실구간이 발생하게 됨으로 설계요건에 따라서 이러한 영역을 회피하여 설계를 진행하여야 할 것이다.

또한 Fig. 1에서 CBD의 N구간과 STED의 L_t 영역이 동일 단면적일 경우 CBD는 충격파의 반사영역이 짧아짐으로서 디퓨저의 초음속 유동이 시작되는 천이구간이 짧아지는 특성을 나타내며, 디퓨저의 성능측면에서는 STED보다 성능이 떨어지는 것으로 나타나지만 추가적인 이젝터를 사용하여 보완할 수 있을 것이다. 디퓨저 길이 측면에서는 52%정도의 감소 효과가 있음으로서 설비 구축비용을 감소시키는 효과가 있을 것이다.

CBD의 냉각 시스템의 개선을 위해 플라즈마와 재돌입 비행체에서 연구되고 있는 역류제트를 활용한 TPS시스템의 개념을 제시하였고 수치 해석을 통해 역류제트를 분사함으로써 원추선단에서 열충격을 제거하는 효과를 검증하였다. 역류제트에 의한 유동의 정확한 특성 파악을 위해 향후 역류제트의 압력비 및 유체의 종류에 따른 모멘텀의 변화량 및 비정상 유동에 대한 추가적인 연구가 필요할 것이다. 또한 역류제트를 분사함으로써 CBD의 진공도 변화량에 대한 실험적 연구가 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 조선대학교 2014년 교내연구과제의 결과입니다.

References

- Schäfer, K., Zimmermann, H. and Kruehsel, G., "Altitude Simulation Bench for VINCI Engine," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Jul. 2003.
- Stinnett W.D., "Centerbody Diffuser Study" *AEC-NASA Space Nuclear Propulsion Office*, Report No. RN-S-0243, Oct. 1965.
- Christopher L.C., "High Speed Flight Vehicle Structures : An Overview," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 5, pp. 978-985, 2004.
- Park, B.H., Lim J.H. and Yoon, W.S, "Fluid dynamics in starting and terminating transients of zero-secondary flow ejector," *international journal of heat and fluid flow*, Vol. 29, pp. 327-339, Feb. 2008.
- Park, B.H., Lee J.H. and Yoon, W.S., "Studies on the starting transient of a straight cylindrical supersonic exhaust diffuser," *international journal of heat and fluid flow*, Vol. 29, pp. 1369-1379, Oct. 2008.
- Sankaran, S., Satyanarayana, T.N.V., Annamalai, K., Visvanathan, K., Babu, V. and Sundararajan, T., "CFD Analysis for Simulated Altitude Testing of Rocket Motors," *Canadian Aeronautics and Space Journal*, Vol. 48, No. 2, 2002.
- Fortini, A., "Performance Investigation of a Nonpumping Rocket-Ejector System for Altitude Simulation," *NASA TN D-257*, 1959.
- William L. J., "Experimental Study of Zero-Flow Ejectors Using Gaseous Nitrogen," *NASA-TD-203*, 1960.
- Fluent 14.0, FLUENT Inc.
- Fortini, A. and Nucci, L.M., "Preliminary investigation of a new type of supersonic inlet," *Langley Aeronautical Laboratory*, Report -1104, 1965.
- Kruehsel, G., Schäfer, K., Zimmermann, H. and Pauly, C., "Operation of VINCI Altitude Simulation Test Bench P4.1," *Aerospace testing*, Munich, Germany, 2008.