

고고도 모사용 초음속 이차목 디퓨저의 유동 및 열전달 특성에 대한 수치적 연구

임경진^a · 김홍집^{b,*} · 김승한^c

A Numerical Study on Flow and Heat Transfer Characteristics of Supersonic Second Throat Exhaust Diffuser for High Altitude Simulation

Kyungjin Yim^a · Hongjip Kim^{b,*} · Seunghan Kim^c

^aDepartment of Mechanical Engineering, Graduate School, Chungnam National University, Korea

^bDepartment of Mechanical Engineering, Chungnam National University, Korea

^cPropulsion Test Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: khongjip@cnu.ac.kr

ABSTRACT

A numerical study has been conducted to investigate flow and heat transfer characteristics of supersonic second throat exhaust diffusers for high altitude simulation. By changing pressure and configuration, flow and cooling characteristics of the diffuser have been studied. At the normal operation of the diffuser, there were high temperature regions over 3,000 K without cooling, especially near wall and in subsonic diffuser part. If the cooling system of the diffuser is added, flow velocity is increased due to the cooled wall temperature.

초 록

고고도 모사를 위한 초음속 이차목 디퓨저의 유동 및 열전달 특성에 대한 수치적 연구를 수행하였다. 디퓨저의 유동 특성에 영향을 주는 작동압력과 형상을 변화시켜 유동 특성과 냉각 특성을 파악하였다. 냉각이 없는 경우 디퓨저가 시동 된 후, 디퓨저 벽과 아음속 구간에서 3,000 K 이상의 고온 구간이 나타났다. 디퓨저에 냉각 시스템을 추가하면 벽면 근처가 냉각되면서 유속이 빨라져 유동 길이가 길어지고 유동 박리와 함께 압력 회복이 급격해진다. 디퓨저 내부에 압력 변화를 가져오는 유동 현상과 함께 heat flux의 경향도 유사하게 나타났다.

Key Words: High-altitude Simulation(고고도 모사), STED(Second Throat Exhaust Diffuser)(이차목 디퓨저), Plume(플룸), Normal Shock(수직 충격파), Burnt Gas(연소가스)

Received 5 June 2014 / Revised 11 September 2014 / Accepted 18 September 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 춘계학술대회(2014. 5. 29-30, 서울대학교) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

L : length

D : diameter

P_0 : operating pressure

P_c : vacuum chamber pressure

1. 서 론

우주 발사체에 사용되는 엔진은 대기권부터 우주까지 여러 환경 내에서 작동한다. 우주 발사체의 안정적인 작동을 위해서는 각 환경에서의 추력 검증과 안정성 확인이 필수적이다. 높은 고도에서 작동하는 상단 엔진의 경우, 고고도의 저압 환경에 최적화된 큰 팽창비를 가진다. 이러한 상단 엔진을 지상에서 시험할 경우, 큰 팽창비에 비해 높은 배압으로 인해 노즐 내 박리가 일어나 정확한 추력 측정이 어려우며 노즐 진동 및 심한 경우 파손까지 일으킬 수 있다. 따라서 정확한 추력 측정 및 안정적인 시험을 위해서 목표 고도에서의 저압 환경시험이 필요하다[1]. 하지만 실제 고도에서의 시험은 불가능하기 때문에 추가의 시스템을 설치하여 구동 노즐 주위에 저압 조건을 모사해 주는 방법을 사용한다. 구동 노즐 주위에 저압 환경을 모사해 주기 위해서 일반적으로 초음속 디퓨저와 이젝터, 진공 펌프 등을 사용하게 된다. 초음속 디퓨저는 구동 노즐 주위를 둘러싼 챔버를 설치하고 노즐 출구의 빠른 유속으로 주위의 유동을 흡입(entrainment)하여 챔버 내부에 저압 환경을 형성한다. 설비가 간단하고 추가의 구동 장치가 필요하지 않기 때문에 가장 널리 쓰이는 방법이다[2].

초음속 디퓨저는 내부에 마하 디스크, shock train 등 복잡한 유동 현상들이 나타난다. 더불어 고온가스의 고속 유동이 발생하기 때문에 디퓨저 내부 열적 문제가 중요하게 고려되어야 한다. 하지만 실험으로는 시스템 내부의 복잡한 유동 현상을 모두 고려하기 불가능하며 최적화를 위한 여러 실험을 진행하기에는 많은 비용과 시간이 소요된다. 또한, 현재 디퓨저 내 유동에 대한 연구는 많이 진행되고 있으나 초음속 경계층에서 생기는 벽면 열전달에 관한 정보가 많지 않은 실정이다. 따라서 본 연구에서는 유동해석을

통해 변수에 따른 유동 특성을 확인하고 디퓨저 벽면 열전달에 미치는 압력의 영향에 대하여 알아보고자 한다.

2. 해석 모델 및 조건

본 연구에 사용된 고고도 모사용 초음속 이차목 디퓨저는 국외 기술자료와 설계 데이터를 바탕으로 1차원 수치 충격파 모델을 이용하여 설계되었다[3]. 디퓨저 시스템은 Fig. 1에 도시된 바와 같이 진공 챔버, 디퓨저 입구(L_d), 축소부(L_c), 이차목(L_{st}), 확산부(L_s)로 구성되어 있다. 구동 노즐 출구에서의 초음속 유동은 진공 챔버 내부의 유동을 흡입하여 저압을 모사하고 이차목, 확산부를 거치면서 아음속으로 천이되어 출구로 빠져나간다. 기본형(baseline) 이차목 디퓨저의 명칭 및 치수는 Fig. 1과 Table 1과 같다.

디퓨저 내부는 고온의 연소가스 유동이 흐르기 때문에 안정적인 열적 내구성 확보를 위해 디퓨저의 벽면 냉각이 필수적이다. 따라서 디퓨저 설계 시 가장 크게 고려해야 할 점 중 하나가 바로 열적 문제이다. 먼저 디퓨저 내 고온의 영향을 가장 크게 받는 영역을 알아보기 위하여 디퓨저의 벽면을 단일 조건으로 하여 해석하였다. 설계자료 확보를 위한 해석이기 때문에 연소가스는 실제 유동장을 모두 고려하지 않고 반응 후 연소가스가 화학적 평형을 유지하여 유동장을 흐른다고 가정하여 해석하였다[4]. 연소가스 물성치는 CEA 코드를 사용하여 계산하였고, 그 값은 Table 2와 같다[5].

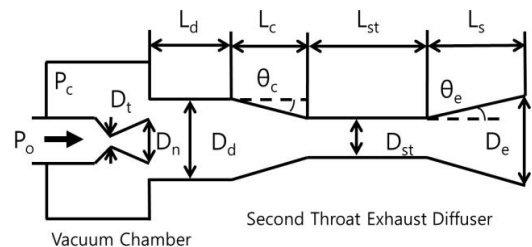


Fig. 1 Geometric configuration and main design parameters of present diffuser.

Table 1. Design parameters of baseline diffuser shown in Fig. 1.

Parameter		Value
D_d	Diffuser entrance diameter(mm)	100
D_{st}	Second throat diameter(mm)	80
D_e	Diffuser exit diameter(mm)	250
L_c	Convergence part length(mm)	115.217
L_s	Divergence part length(mm)	644
θ_c	Convergence angle(°)	4.95
θ_e	Divergence angle(°)	7.5

Table 2. Properties of burnt gas.

P_0 (bar)	T (K)	C_p (kJ/kg·K)	M (g/mol)	μ (kg/m·s)	k (w/m·K)
30	3,523.2	2,044.1	22.819	1.08E-4	1.5143
40	3,562.1	2,047.1	22.901	1.09E-4	1.4445
50	3,592.2	2,048.9	22.964	1.10E-4	1.3919
60	3,616.7	2,050.5	23.016	1.11E-4	1.3499

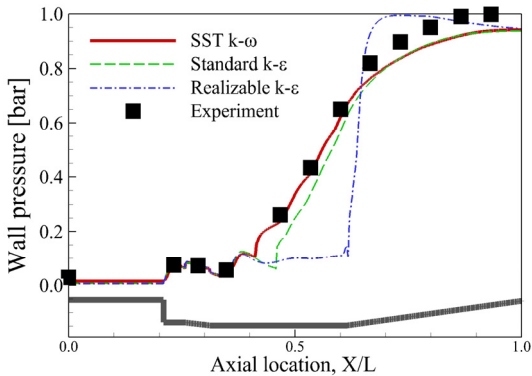
Fig. 2 Wall pressure of diffuser of $P_0=50$ bar for various turbulent models. (fluid : N_2)

Fig. 3 The inlet and outlet of cooling channels.

유동 해석은 상용프로그램인 Ansys v14 Fluent

Table 3. Properties of solid (STS 304).

Property	Value	
Density [kg/m^3]	8,030	
Specific heat [$\text{J/kg}\cdot\text{K}$]	502.48	
Melting point [K]	1,673.15	
Conductivity [$\text{W/m}\cdot\text{k}$]	Temp.[K]	Cond.[$\text{W/m}\cdot\text{k}$]
	293.15	15.09
	373.15	15.22
	473.15	17.20
	573.15	18.20
	673.15	21.04
773.15	25.59	
873.15	30.93	

를 사용하였으며, 해석 간략화를 위해 2차원 축대칭으로 정상상태 해석을 하였다[6]. 2차원 축대칭조건에서의 연속방정식은 Eq. 1, 운동량 방정식은 Eq. 2, Eq. 3와 같다[7].

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_x) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_x) = - \frac{\partial p}{\partial x} \quad (2)$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_r) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_r) = - \frac{\partial p}{\partial r} \quad (3)$$

냉각 채널이 있는 디퓨저의 열전달은 디퓨저 벽의 전도 열전달, 벽 근처 고속으로 흐르는 연소가스와 냉각수의 대류열전달을 고려한다. 고체와 유체 내부의 전도, 대류 열전달은 Eq. 4, 5의 에너지 방정식과 난류모델을 통하여 계산할 수 있다.

$$\dot{q}_{cond} = k \frac{\partial T}{\partial y} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} & \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) \\ & = \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\overline{\tau_{eff}} \cdot \vec{v}) \right) \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 k_{eff} 는 유효전도계수(effective conductivity)로 $k_{eff} = k + k_t$ 로, k_t 는 난류 모델에 따라 결정되는 난류 열전도계수이다. 우변의 세 항은 각각 차례로 전도, 종 확산, 점성 소산에 의한 에너지 이동을 나타낸다. 난류모델은 Fig. 2와 같이 비반응 유동장 해석을 통해 실험값과 가장 유사한 결과를 나타낸 SST $k-\omega$ 모델을 사용하였다. 이 모델에서는 Eq. 6, Eq. 7의 수송방정식을 사용한다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k + S_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (7)$$

G_k 는 평균 속도 구배에 의해 발생하는 난류 운동 에너지의 생성항이며, Γ 는 유효 확산도(effective diffusivity), Y 는 소산에 대한 항을 나타낸다[7]. 해석격자는 SST $k-\omega$ 모델에 적합하게 벽면 근처에서 $y^+ \leq 5$ 이 되도록 하였으며 격자수는 약 12만개이다.

경계조건은 Table 2의 작동압력(P_0)과 초기 온도(T)를 입구조건으로, 디퓨저 출구에서는 외기를 고려하여 디퓨저 출구 직경 대비 60배의 외기 영역을 추가하여 출구 유동이 외기에 의한 영향이 없도록 하였다. 작동유체로 연소실 내부는 연소가스, 진공 챔버와 디퓨저 내부 및 외기는 공기로 채워진 것으로 하여, 디퓨저 내부에서 연소가스와 공기가 혼합되어 외기로 빠져나가도록 해석하였다.

추가로 디퓨저의 냉각 특성을 확인하기 위하여 디퓨저의 벽면에 냉각 채널을 추가하였다. 냉각 채널은 Fig. 3과 같이 두 구간으로 나누어 열전달이 일어나는 STS 304 재질의 디퓨저 벽 영역과 냉각수 영역을 추가하였다. STS 304의 물성치는 Table 3과 같으며, 특히 열전도도는 온도에 대한 의존성을 고려하였다. 2,000 K 이상의 고온 벽면을 냉각시키기 위한 냉각수의 입구 유량과 압력은 2 kg/s, 7 bar이며 Fig. 3의 두 구간의 채널 입구에 주입된다[8].

3. 해석 결과

3.1 작동 압력 변화에 따른 유동 특성

먼저, 디퓨저의 벽을 단열조건으로 하고 각 변수에 따른 디퓨저의 유동 특성을 알아보았다.

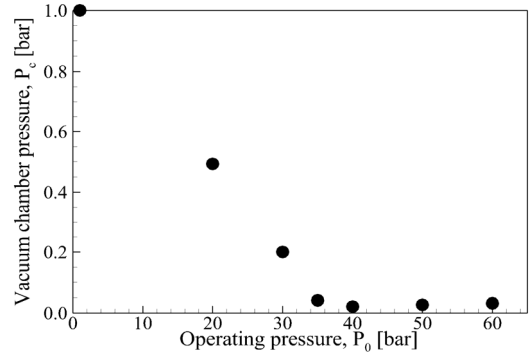


Fig. 4 Vacuum chamber pressure for various P_0 .

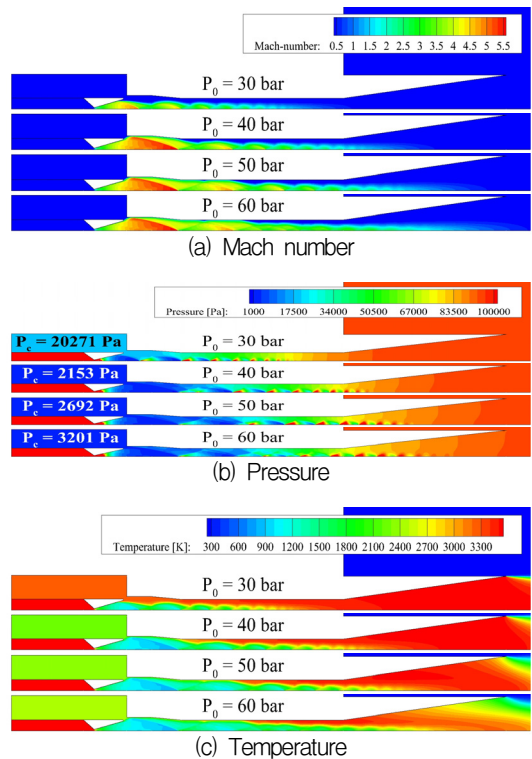


Fig. 5 Comparison of baseline diffuser for various P_0 . (a) Mach number, (b) pressure, and (c) temperature contours.

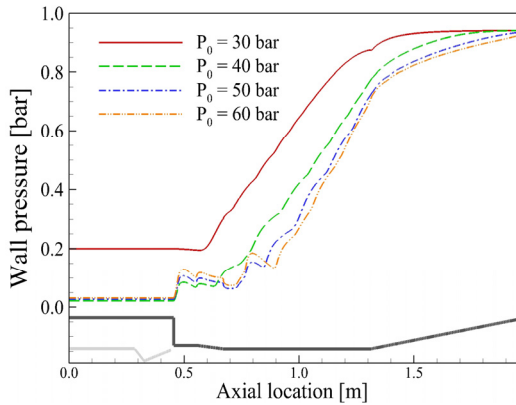


Fig. 6 Wall pressure of baseline diffuser for various P_0 .

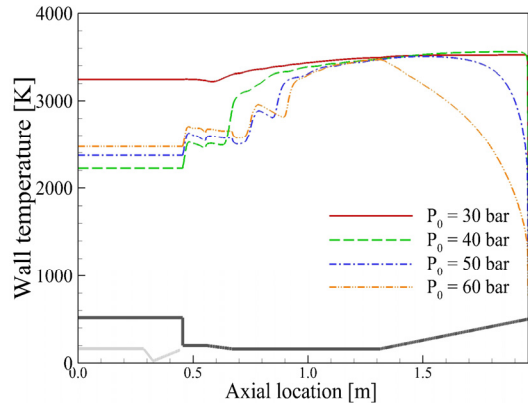


Fig. 7 Wall temperature of baseline diffuser for various P_0 .

Fig. 4를 통해 알 수 있듯이 설계된 디퓨저는 작동압력 40 bar 이상부터 진공 챔버 내부에 약 2,000 Pa의 저압이 모사 가능하며, 그 이상으로 작동압력이 증가하면 오히려 챔버 압력이 조금 상승하는 경향을 보인다[2]. Fig. 5(a)를 통해 작동압력 30 bar에서는 높은 배압으로 인하여 노즐의 출구 유동이 충분히 팽창되지 못하고 노즐 내에서 박리되며, 진공 챔버 내부가 약 20,000 Pa의 압력을 가져, 디퓨저가 충분히 시동되지 않았음을 확인할 수 있었다. 진공 챔버와 디퓨저 사이의 유동이 완전히 초음속 유동으로 채워지지 않았기 때문에 Fig. 5(c)와 같이 고온의 연소가스가 진공 챔버까지 유입되어 디퓨저 전체 시스템에 3,000 K 이상의 고온이 분포하게 된다. 작동압력 40 bar부터는 디퓨저가 시동되며 노즐 출구 유동이 진공 챔버 내부 유동을 차단시켜 진공 챔버 압력이 약 2,000 Pa까지 모사되고 고온가스의 유입을 막아 상대적으로 낮은 온도를 가짐을 확인하였다. 또한 Fig. 5(c)의 50, 60 bar의 경우 작동압력이 높아지면서 유속이 빨라져 디퓨저 확산부에서의 재순환 유동으로 인한 저온 구간이 발생하였다.

3.2 형상 변화에 따른 유동 특성

본 연구에서는 디퓨저 내부에서 초음속 유동이 아음속으로 천이가 일어나는 Fig. 1의 이차목 길이(L_{st}/D_{st})와, 온도 회복이 일어나는 확산부의

길이(L_s) 효과를 살펴보았다. 상온 시험을 바탕으로 설계된 디퓨저의 기본형은 $L_{st}/D_{st} = 8$, $L_s = 644$ mm이다[3]. 위의 기본 형상을 바탕으로 다양한 기하학적 조건에서의 수치해석을 진행하였다.

3.2.1 L_{st}/D_{st} 길이 변화에 따른 유동 특성

L_{st}/D_{st} 는 디퓨저 내 축소부에서 초음속의 유동이 1차적으로 감속된 이후 직선의 유로를 갖게 되는 구간이다. 유동이 후류로 갈수록 유속이 감소되고 유동 박리점이 발생하는 구간으로, 디퓨저 내 유동 특성 변화에 직접적인 영향을 주는 구간이다.

L_{st}/D_{st} 의 길이 변화에 따른 디퓨저의 벽면 압력을 Fig. 8에 도시하였다. L_{st}/D_{st} 가 줄어들면 디퓨저 내부에서 유동이 충분히 감속될 수 있는 길이가 줄어들기 때문에 외기의 영향을 크게 받고 초음속 유동의 박리점 위치가 앞당겨진다. 유동의 박리는 해석 결과에서 얻어지는 유선(streamline)으로부터 벽면 근처에서 얻어지는 재순환 영역을 바탕으로 판단하였다. $L_{st}/D_{st} = 5, 7$ 의 경우, 디퓨저 시작 지점의 유동과 챔버 압력은 기본형과 동일한 경향을 가지지만 길이가 짧아질수록 압력 회복 지점이 조금씩 앞당겨짐을 확인할 수 있었다. 반면에 $L_{st}/D_{st} = 3$ 의 경우에는 디퓨저 내 초음속 유동이 충분히 형성되기

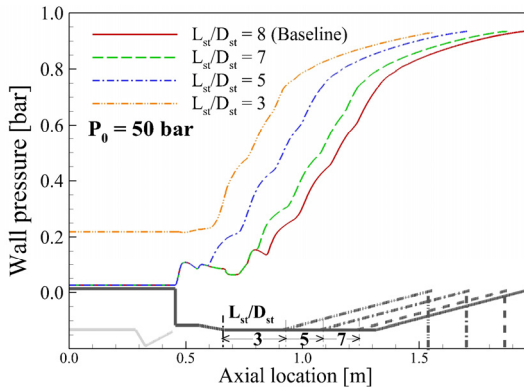


Fig. 8 Wall pressure of diffuser for various L_{st}/D_{st} .

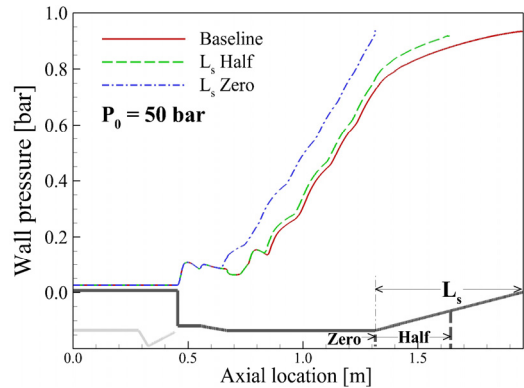


Fig. 9 Wall pressure of diffuser for various L_s .

이전에 대기압의 영향을 받아 압력이 회복되며 디퓨저가 충분히 시동되지 못하였다.

이를 통해 L_{st}/D_{st} 가 긴 경우가 디퓨저 내부 유동이 안정적으로 형성되는 것을 알 수 있다. 하지만 이차목 길이가 길어질수록 공간상의 제약과 냉각 시스템이 과도하게 길어지는 문제가 발생할 수 있다. 따라서 L_{st}/D_{st} 길이를 최소화 하되 디퓨저 내부 유동에 영향을 주지 않는 범위의 길이를 선택하여야 할 것이다.

3.2.2 L_s 길이 변화에 따른 유동 특성

L_s 는 이차목 이후에 직경이 증가되는 구간으로, 유속이 아음속으로 천이된 후 고속의 유동을 충분히 감속시켜 외부로 내보내는 역할을 한다. L_s 의 길이 변화가 디퓨저 시스템에 미치는 영향을 알아보기 위해 L_s 길이를 기본형인 644 mm와 기본형 길이를 반으로 줄인 322 mm(L_s Half)와 0 mm(L_s Zero)로 변화시켜 해석하였다.

Fig. 9에 L_s 에 따른 디퓨저의 벽면 압력을 나타내었다. $L_s = 322$ mm은 기본형과 크게 다르지 않은 벽면 압력을 나타낸다. 하지만 L_s 길이가 줄어들면 초음속 유동이 확산부에서 충분히 감속되지 못하기 때문에 출구에서의 빠른 유속으로 인해 나타나는 유동 박리에 의한 재순환 유동이 발생한다. 출구에서의 재순환 유동은 디퓨저 내부 유동 흐름에까지 영향을 미쳐 Fig. 9, 10과 같이 초음속 유동이 박리됨과 동시에 압력

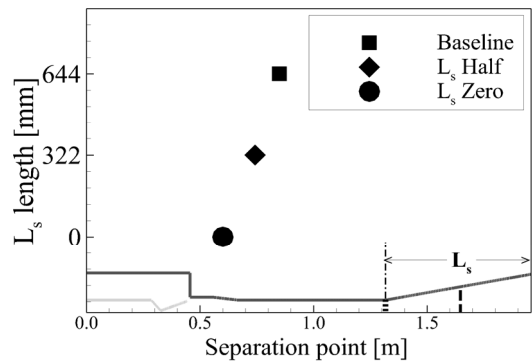


Fig. 10 Separation point of supersonic flow for various L_s .

이 회복되는 지점이 앞당겨짐을 확인하였다. 특히 L_s 길이가 없는 경우, 디퓨저 내부의 강한 초음속 유동이 그대로 출구로 나가게 된다. 이로 인해 재순환 유동의 영향을 훨씬 크게 받아 유동 박리점이 디퓨저 2차목 시작 이전에 나타나고 압력이 급격히 회복되었다. 감속되지 못한 채 출구로 나가는 초음속 유동은 디퓨저 시스템에 소음, 진동 등을 발생시켜 전체 시스템에 악영향을 끼칠 수 있다. 따라서 유동과 디퓨저 시스템의 안정성을 위하여 L_s 는 필수적으로 설치하여야 하며 설계된 디퓨저는 초음속 유동을 충분히 감속시켜 내보낼 수 있도록 최소 322 mm 이상의 값을 가져야 하는 것으로 파악된다.

3.3 열전달 특성

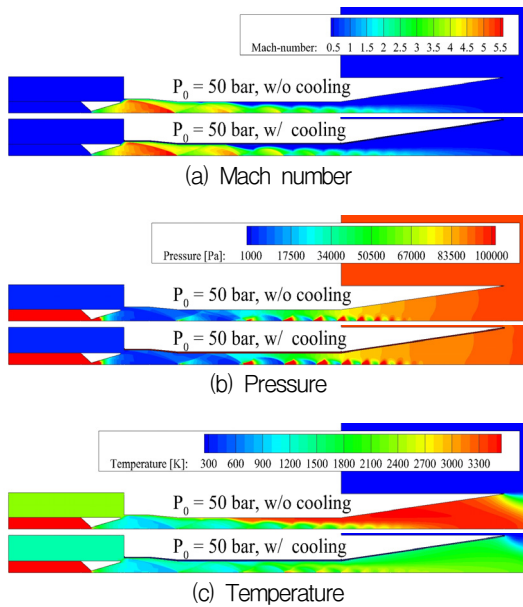


Fig. 11 Cooling effect of baseline diffuser of $P_0=50$ bar. (a) Mach number, (b) pressure, (c) temperature contours.

앞서 디퓨저의 벽 조건을 단열로 했을 때 디퓨저의 유동 특성에 대하여 알아보았다. 단열 벽 해석에서는 디퓨저 벽면과 디퓨저 확산부에서 약 2,000 K 이상의 고온 영역이 나타나, 이 영역에서의 냉각이 필요함을 확인하였다. 이에 따라 디퓨저 벽면에 냉각수를 흐르게 하여 열 교환을 통해 디퓨저 벽면이 냉각되도록 냉각 채널을 추가하였다. 디퓨저의 시동 영역인 작동압력 50 bar일 때 냉각채널 유무에 따른 유동 특성을 Fig. 11에 비교해 보았다. 냉각 후 디퓨저 내부 유동과 압력분포는 단열조건과 크게 다르지 않으나 벽면 냉각으로 인해 아음속 유동 구간과 디퓨저 출구의 온도가 1,000 K 이상 감소하였다.

연소가스와 냉각수 벽면에서의 열유속을 Fig. 12에 나타내었다. 초음속 유동은 디퓨저 벽면에 의해 반사된 충격파들로 shock train이 발생해 벽면 압력이 상승과 하강을 반복한다. 디퓨저 벽면의 열유속은 노즐에 의해 팽창된 플룸이 닿는 디퓨저 입구 부분과 shock train이 발생하는 이차목에서 크게 나타난다. 즉, 디퓨저 내 급격한 압력 변동을 나타냈던 구간에서 열유속 역시 높

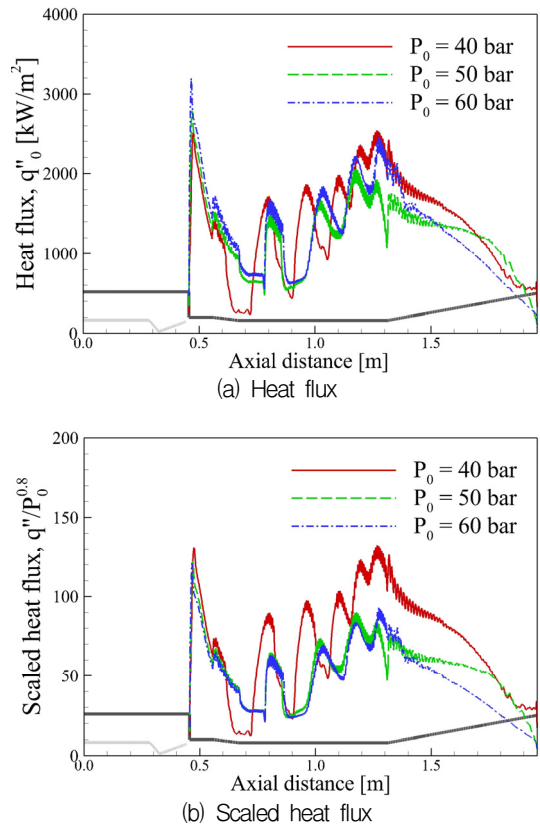


Fig. 12 Heat flux characteristics of baseline diffuser for various P_0 at hot gas side wall. (a) Heat flux, (b) Scaled heat flux.

은 값으로 상승한다. 이차목에서의 열유속은 shock train으로 인한 압력 변동과 유사한 경향을 보이고 초음속 유동이 아음속으로 천이되고 온도가 회복되는 구간에서 서서히 증가한다.

Fig. 12(a)를 통해 디퓨저 벽으로부터 초음속 유동이 박리되기 이전 구간의 경우 작동압력이 증가하면서 열유속 또한 유사한 경향으로 증가함을 확인하였다. 따라서 일반적으로 로켓 엔진 설계 시 열전달에 적용되는 Eq. 8의 Nusselt 수를 이용하여 각 경우의 연관성을 알아보았다[9].

$$Nu_D \sim Re_D^{0.8} Pr^{0.33} \quad (8)$$

Table 2에 제시된 바와 같이 작동유체의 열역학적 물성치는 거의 유사하였기 때문에 벽면의

로의 열전달에 가장 큰 영향을 주는 변수는 작동압력인 것으로 판단하였다. 따라서 위의 식을 바탕으로 열유속을 $P_0^{0.8}$ 로 나누었으며 Fig. 12(b)와 같이 초음속 구간에서의 열유속이 모두 유사하게 나타났다. 즉, 초음속 유동의 벽면으로의 열유속은 $P_0^{0.8}$ 에 비례하는 것으로 판단되었다. 반면에 아음속 구간에서는 초음속 유동 박리 후 감소된 유속과 확산부에서의 재순환 유동 등의 요인들이 작용하기 때문에 초음속 구간과는 다른 경향을 보여주고 있다. 특히 작동압력 40 bar의 경우, 초음속 유동 박리점이 디퓨저 이차목 이전에 나타나서 그 차이는 더욱 크게 나타났다. 또한, 확산부 구간은 전체 영역이 고온으로 채워지기 때문에 세심한 고려가 필요할 것으로 여겨지며, 향후 열유속 관계에 대한 추가적인 연구가 필요할 것으로 파악된다.

4. 결 론

고고도 모사를 위한 초음속 이차목 디퓨저의 유동 및 열전달 특성에 대한 수치적 연구를 수행하였다. 설계된 디퓨저는 작동압력 40 bar 이상에서 시동되었으며 작동압력이 높아질수록 진공챔버 압력이 소폭 상승하고 출구에서 재순환 유동이 발생한다. 이차목 길이비(L_{st}/D_{st})는 디퓨저 내부의 초음속 유동 발달과 디퓨저의 시동에 까지 영향을 주는 것으로 파악되었다. 따라서 설계된 디퓨저의 이차목 길이비는 최소 7 이상의 값을 가져야 하였다. 디퓨저 확산부 길이인 L_s 는 디퓨저 내부의 초음속 유동을 아음속으로 감속시켜 외부로 배출시키는 역할을 하며 너무 짧거나 없는 경우 초음속의 유동이 그대로 외부로 빠져나가기 때문에 출구에서의 강한 재순환 유동이 발생하고 진동, 소음 등 시스템에 악영향을 끼칠 수 있다. 따라서 디퓨저 내 유동이 충분히 발달된 후 서서히 감속되어 빠져나갈 수 있도록 해야 한다. 결과적으로 각 부분의 길이는 설비 공간이나 냉각시스템의 설치 길이 등을 종합적으로 고려한다면 짧을수록 좋으나, 디퓨저 시스

템의 안정적인 작동을 보장하기 위해 일정 범위 이상의 충분한 길이를 주어 설계하여야 한다는 것을 확인하였다.

디퓨저가 시동된 후, 초음속 유동 내부의 온도는 낮게 나타났으나 디퓨저 벽면은 약 2,000 K 이상, 유속이 아음속으로 천이되는 디퓨저 확산부 구간에서는 3,000 K 이상의 고온으로 나타났다. 디퓨저 벽면에 냉각 시스템을 추가하면 고온의 영역이 1,000 K 이상 감소하였지만 내부 유동과 압력에는 큰 변화를 가져오지 않는다. 디퓨저 내부에 급격한 압력 변화가 나타나는 구간의 경우, 디퓨저 내부에서 벽면으로의 높은 열유속이 나타난다. 또한 디퓨저 내 초음속 유동에서의 열유속은 $P_0^{0.8}$ 에 비례하는 것을 확인하였다. 따라서 디퓨저의 냉각 시스템을 설계할 때 디퓨저 내부의 압력 변동을 통해 열유속의 경향을 예측할 수 있으며, 작동압력 증가에 의한 열유속의 증가량을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 인재양성형 학연협력강화사업의 기술 지원을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Goethert, B.H., "High Altitude and Space Simulation Testing," *ARS Journal*, Vol. 32, No. 6, pp. 872-882, 1962.
2. Sung, H.G., Yeom, H.W., Yoon, S.K., Kim, S.J. and Kim, J.G., "Investigation of Rocket Exhaust Diffuser for Altitude Simulation," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 2, pp. 240-247, 2010.
3. Jun, J.S., Kim, W.C., Yeoun, H.I., Kim, M.S., Ko, Y.S. and Han, Y.M., "An Experimental Study on Performance of Second Throat Exhaust Diffusers of

- Different Configuration," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers B*, Vol. 38, No. 4, pp. 279-288, 2014.
4. Kang, S.I. and Huh, H.I., "A CFD Study for Rocket Exhaust Flow Using Single Species, Unreacted Flow Model," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 11, No. 1, pp. 126-134, 2012.
 5. Gordon, S. and Mcbride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA, RP-1311, 1996.
 6. *Ansys 14 Fluent User's Guide*, Contains proprietary and confidential information of ANSYS, Inc. and its subsidiaries and affiliates, 2011.
 7. *Ansys 14 Fluent Theory Guide*, Contains proprietary and confidential information of ANSYS, Inc. and its subsidiaries and affiliates, 2011.
 8. Kim, T.W., Jun, J.S., Kim, W.C., Ko, Y.S., Kim, S.J. and Han, Y.M., "Construction of High Altitude Test Facility for Liquid Rocket Engine," *Proceedings of the 2014 KSPE Spring Conference*, Seoul, Korea, ISSN 2234-4748, pp. 51-56, May. 2014.
 9. Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, pp. 84-86, 1992.