

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.4.043>

## 초음속 디퓨저 내부 역압력 구배에 대한 수치적 연구

김종록<sup>a,\*</sup>

# Numerical Study on the Adverse Pressure Gradient in Supersonic Diffuser

Jong Rok Kim<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>R&D Center, Aerospace Division, Koreanair, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [jongrokkim@koreanair.com](mailto:jongrokkim@koreanair.com)

### ABSTRACT

A study is analyzed on the adverse pressure gradient and the transient regime of supersonic diffuser with Computational Fluid Dynamic. The flow field of supersonic diffuser is calculated using Axisymmetric two-dimensional Navier-Stokes equation with  $k-\epsilon$  turbulence model. The transient simulation is compared in terms of mach number and static temperature of vacuum chamber according to pressure variation of rocket engine combustion chamber. Combustion gas flow into the vacuum chamber during operation of the supersonic diffuser. According to this phenomenon, the pressure and the temperature rise in the vacuum chamber were observed. Thus, the protection system will be necessary to prevent the pressure and temperature rise in the transition process during operation of the subsonic diffuser.

### 초 록

초음속 디퓨저에서 천이구간에 대해서 수치적 기법에 의한 분석을 수행하였다. 수치기법으로는 초음속 디퓨저의 내부유동해석을 위하여 2차원 축대칭 Navier-Stokes equation와  $k-\epsilon$  난류모델을 사용하였으며, 로켓엔진 연소실의 천이 구간의 압력변화에 따라서 디퓨저 내부의 마하수 및 진공챔버의 온도 분포를 비교 검토하였다. 초음속 디퓨저의 작동과정에서 진공챔버 내부에 연소가스가 유입되어지고 이러한 현상에 따라서 진공챔버 내부의 압력 및 온도가 상승하는 결과를 확인하였다. 이러한 유동현상에 따라서 천이과정에서 압력 및 온도 상승을 방지하는 시스템이 필요하다.

Key Words: Rocket Engine(로켓엔진), Supersonic Exhaust Diffuser(초음속디퓨저), Altitude Simulation (고도모사)

도 모사설비인 초음속 디퓨저는 엔진 연소후류의 모멘텀에 의해서 발생하는 유입효과(entrainment effect)에 의해 고고도의 환경을 구현한다. 이러한 유동현상은 초음속 디퓨저(supersonic exhaust diffuser: SED)의 형상 및 작동 방식에 따라서 고고도 모사 기능 및 성능에서 많은 차이를 나타낸다[1]. 유입효과에 의해 진공챔버(Vacuum Chamber)의 압력이 지속적으로 낮아지며 연소가스의 속도 증가를 가져온다. 연소가스에 의해 발생하는 유입효과에 의해서 진공챔버내부에서 고고도의 진공압을 형성하게 되며, 이때 연소가스의 유동이 디퓨저의 벽면에 반사되어 충격파를 형성함으로써 초음속 디퓨저가 작동한다. 이러한 유동현상에서 2가지 중요한 관점은 정상상태의 성능모사와 디퓨저의 시동과정에서 발생하는 천이구간에서 유동의 영향에 따른 진공챔버 내부의 환경의 변화이다.

일반적인 초음속 디퓨저(SED)의 천이구간에 대한 유동현상은 Fig. 1과 같이 나타나며 다음과 같은 유동특성에 따라 영역이 구분된다[1].

- ①: 디퓨저 작동 이전 아음속 구간
- ②: 디퓨저 시동구간
- ③: 디퓨저 작동구간이후 초음속구간

①~③구간에 대한 유동특성은 다음과 같다.

①-아음속 구간: 엔진 연소실의 압력이 상승하는 구간으로 연소가스의 모멘텀에 의한 유입효과에

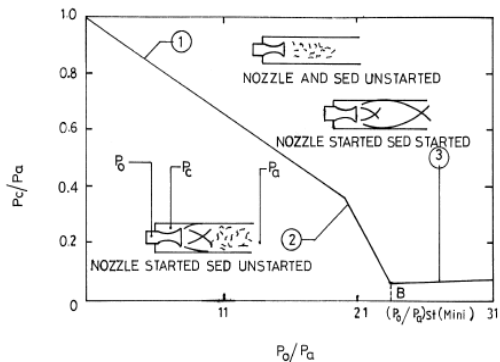


Fig. 1 Typical SED characteristic curve taken from Ref.[1].

의해 진공챔버의 압력이 낮아지는 구간

②-시동구간: 연소압( $P_0$ )가 증가함에 따라서 진공 챔버 압력( $P_c$ )이 낮아지며 연소가스의 속도증가에 의해서 디퓨저 내부에 초음속 영역이 발달하는 구간

③-초음속구간: 디퓨저 내부에 초음속유동이 형성된 이후 디퓨저의 시동압력 이상으로 연소압( $P_0$ )의 압력이 상승함에 따라서 진공챔버로 연소가스유입이 발생하는 구간

Fig. 1의 ③구간에서 나타나는 시동구간 이후 연소압( $P_0$ ) 증가에 따른  $P_c/P_a$ 의 압력 상승에 대한 연구들은 실험적 방법에 의해서 많은 연구가 진행되었지만 수치적 방법에 의한 연구는 많은 연구가 이루어지지 않았다. 따라서 본 연구에서는 초음속 디퓨저의 정상작동 상태까지의 천이구간에서의 유동의 변화 및 압력변화를 수치적으로 나타내고 연소실의 압력특성에 따른 디퓨저의 유동특성에 대한 검토를 수행하였다. 또한 초음속 구간인 ③영역에서 유동현상에 따른 진공챔버 내부의 압력 및 온도 변화에 대한 검토를 수행하였다.

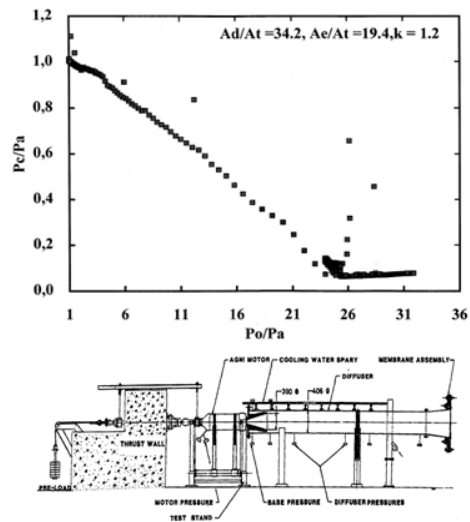


Fig. 2 Characteristic curve for the ratio of the SED area to rocket nozzle throat area of Ref.[1].

## 2. 해석 모델 및 해석 조건

Fig. 2는 초음속 디퓨저의 천이구간 해석을 위한 해석모델의 개략도 및 시험데이터이다. 참고 문헌[1]의 초음속디퓨저는 1차목 형태의 초음속 디퓨저를 사용하였다. 주요형상에서 노즐출구면 적비( $A_c/A_t$ )는 19.4, 디퓨저 목비( $A_d/A_t$ )는 34.2이며 고공모사설비에서 디퓨저 내부는 점화시험 모사를 위하여 점화고도의 진공압으로 초기조건을 구성하고 출구의 압력이 대기압 조건이 되는 순간 캡이 개방되는 방식을 사용한다. 본 연구에서는 Fig. 2에 나타난 시험데이터와 수치해석 결과를 비교 검토하였다.

## 3. 수치 기법

### 3.1 지배방정식

무차원화된 2차원 축대칭 Navier-Stokes 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial \eta} + \bar{H} = \frac{\partial \bar{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}_v}{\partial \eta} + \bar{H}_v + \bar{S} \quad (1)$$

무차원 기준값은 연소실의 시작점을 기준으로 디퓨저 출구까지의 길이, 자유유동속도, 자유유동 밀도 등이며,  $t$ ,  $\xi$ 와  $\eta$ 는 시간과 일반 좌표축이다. Eq. 1에서  $\bar{Q}$ 는 일반 좌표로 변환된 무차원 보존유량함수 벡터  $Q/J (= (\rho, \rho u, \rho v, \rho e)^T/J)$ 이다.

$\bar{E}$ ,  $\bar{F}$ , 및  $\bar{E}_v$ ,  $\bar{F}_v$ 는 변환행렬과 유량 벡터에 의해 표현된 일반좌표 유량벡터고, 비점성 유량 벡터  $Q$ ,  $E$ ,  $F$  및 점성항  $E_v$ ,  $F_v$ 는 참고문헌[9]와 같으며,  $\bar{S} (= S/J)$ 는 난류모델식에서 사용되는 항이다.

### 3.2 난류 모델

난류모델  $k-\epsilon$  방정식은 Jones-Launder의 모델식에 Sarkar의 보정항을 추가[9,10]하여 사용한다. 난류운동에너지  $k$ 와 난류운동에너지 소멸율  $\epsilon$ 은 특성속도와 길이에 의해 무차원화시켜 Navier-Stokes식과 같이 보존형태로 일반좌표에 대

해 쓸 수 있다. 이 때 Navier-Stokes식의 각 유량벡터들에 대응하는 난류 모델식의 벡터는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} Q &= \begin{bmatrix} \rho k \\ \rho \epsilon \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} \rho u k \\ \rho u \epsilon \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho v k \\ \rho v \epsilon \end{bmatrix} \\ E_v &= \begin{bmatrix} \mu_k \frac{\partial k}{\partial x} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial x} \end{bmatrix}, \quad F_v = \begin{bmatrix} \mu_k \frac{\partial k}{\partial y} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial y} \end{bmatrix} \\ S &= \begin{bmatrix} S_k \\ S_\epsilon \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{P} - \rho(1 + \Gamma)\epsilon + L_k \\ C_1 \bar{P} \frac{\epsilon}{k} + C_2 \rho \frac{\epsilon^2}{k} + L_\epsilon \end{bmatrix} \\ \bar{P} &= \mu_t \left\{ \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 \right. \\ &\quad \left. + \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right\} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \\ &\quad - \frac{2}{3} \rho k \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \\ \mu_t &= C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon}, \quad \mu_\epsilon = \mu_t + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon}, \quad \mu_k = \mu_t + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \end{aligned} \quad (2)$$

Eq. 2에서  $\sigma_\epsilon$ ,  $\sigma_k$ ,  $C_1$ ,  $C_2$  등은 표준  $k-\epsilon$  모델의 상수이고,  $\Gamma$ 는 Sarkar의 압축성 보정항[10]으로 난류 마하수  $M_T = \sqrt{k}/a_{sonic}$ 와 계수  $\alpha$ 에 의해  $\Gamma = \alpha M_T^2$ 로 표현된다. Sarkar에 의해 제시된 압축성 보정계수는  $\alpha = 1.0$ 을 사용하였다[10].  $L_k$ 와  $L_\epsilon$ 는 벽면 영향 보정항이다. 자유유동의 무차원 난류강도는 0.005를 사용하였다[9].

### 3.3 수치 기법

공간에 대한 이산화는 충격파와 같은 불연속면에 높은 해상도 결과를 얻을 수 있는 2차 정밀도의 풍상차분 고해상도 기법인 HLLE 기법을 사용하였다. 시간에 대한 이산화는 이차 정밀도를 갖는 2단계 기법을 사용하였다.

1단계 계산은 중간 계산치를  $\Delta t/2$ 에서  $\bar{U}_i = U_i^n - \Delta t(f_{i+1/2}^* - f_{i-1/2}^*)/2\Delta x$ 로부터 구한다.

여기에서  $f^*$ 는 1차 정밀도의 풍상 차분 유량이다. 2단계 계산은  $U_i^{n+1} = U_i^n - \Delta t \left( \frac{f_{i+1/2}^{*(2)}}{2} - \frac{f_{i-1/2}^{*(2)}}{2} \right) / \Delta x$ 로부터 구한다. 여기에서  $f^{*(2)}$ 은 2차정밀도의 풍상 차분법에 의해  $\bar{U}$ 와  $U_i^n$ 으로부터 구한 유량이다.

4. 유동해석 및 결과

Fig. 3에 수치해석을 위한 격자의 구성을 나타내고 있다. 벽면의 경계조건은 단열조건으로 가정하였으며, buffer-zone을 구성하여 디퓨저 후류의 조건을 모사하였다. 또한 연소실의 압력은 수렴정도에 따라 0.2 MPa씩 증가하는 것으로 가정하여 계산을 수행하였다. 해석유체는 가열된 공기로 가정하여 계산을 수행하였다.

계산시간 및 수렴정도는  $P_0$ 의 입력조건에 따라서 다르게 나타나며 대표적으로 디퓨저의 시동압력인 연소압( $P_0$ )이 2.4 MPa일 때 밀도변화의 잔여치를 Fig. 4에 나타내었다.

Fig. 5의 연소압력 변화에 따른 마하수의 변화를 보면 연소실압력 2.4 MPa에서 초음속 디퓨저가 작동하는 것을 볼 수 있다. 또한 디퓨저 작동 이후 연소가스 후류의 초음속영역이 연소압력이 증가 함에 따라서 확장하는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 일반적 수직충격파 이론[8]에 의해서 배압비에 대한 결과로 판단된다. 또한 디퓨저 벽면에 반사되는 연소가스의 속도 및 유속의 방

향이 진공챔버의 진공압에 따라서 결정되며 이는 디퓨저의 벽면에 반사되는 충격파의 각의 변화를 가져온다.

Fig. 6은 연소압력( $P_0/P_a$ )에 따른 진공챔버의 벽면에서 압력변화( $P_e/P_a$ )를 나타낸 그림이다. 난류 모델인 S-A(Spalart - Allmaras)모델을 사용할 경우 시동구간 이후의 역압력에 대한 영향을 나타내지 못하는 것을 볼 수 있다. 하지만  $k-\epsilon$  난류모델을 사용한 경우 역압력 구배에 따른 초음속 디퓨저 작동 이후의 진공챔버의 압력이 상승하는 구간의 경향성을 잘 나타내고 있다. 초음속 디퓨저의 시동구간 이후 압력변화에 따른 유동현상 및 온도분포의 변화는 Fig. 7, 8에 나타나 있다.

Fig. 7, 8의 연소압력에 따른 노즐 끝단의 유동현상을 보면 디퓨저 작동이후 연소의 팽창에 따른 진공챔버와 노즐끝단사이에서 역압력구배에 의한 와류와 온도분포의 변화를 볼 수 있다. 초음속 디퓨저의 작동이후 연소압력이 증가함에 따라서 진공챔버 내부로 연소가스의 유입이 이루어지며 이러한 유동현상에 의해서 진공챔버의 압력이 증가하는 것으로 판단된다.

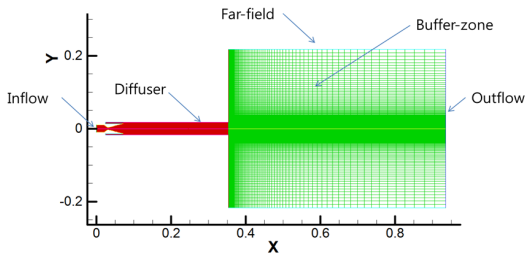


Fig. 3 Computational grid.

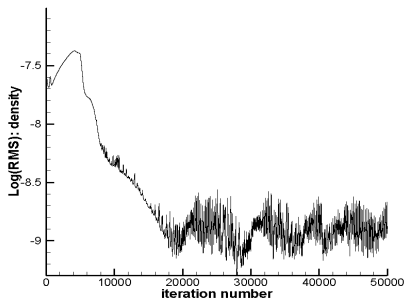


Fig. 4 Convergence history ( $P_0=2.4$  MPa).

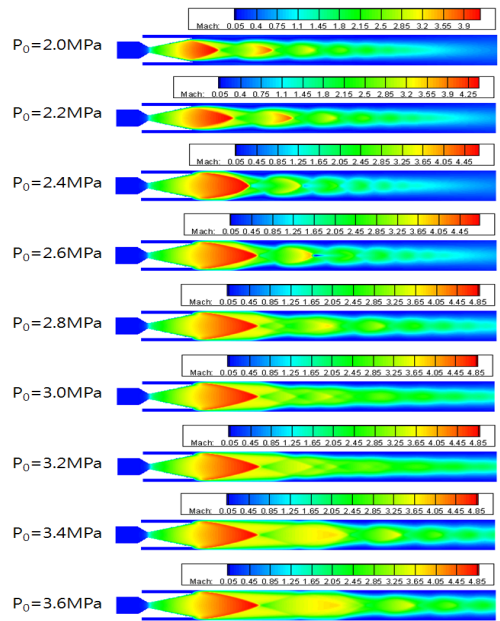


Fig. 5 Mach number contours for transient regime.

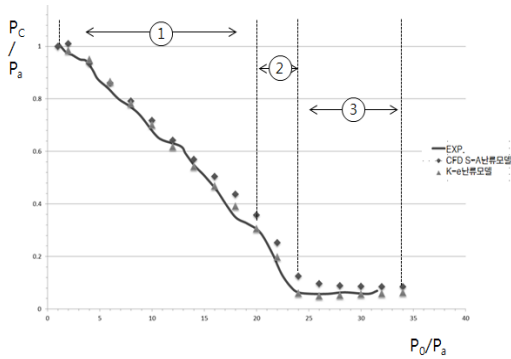


Fig. 6 Characteristic curve for transient regime.

Fig. 9의 진공챔버의 벽면의 온도 변화를 보면 초음속 디퓨저의 작동전인 아음속구간 ①영역에서는 온도가 1000 K로 초음속 디퓨저가 작동되는 구간보다 높게 나타난다. 이러한 현상은 초기 1~2초 사이의 짧은 엔진시동 구간에서 일시적으로 연소가스가 진공챔버 내부로 유입되는 것을 의미한다. 또한 디퓨저의 시동 구간 ②영역에서 챔버벽면 온도가 800 K로 하강하며 역압력 구간인 ③영역에서 상승하는 것은 Fig. 7에서 나타난 것과 같이 연소가스의 유입에 의한 현상이다.

4. 결과 및 검토

본 연구에서는 진공 챔버 및 디퓨저의 벽면을 단열조건으로 가정하였으며, 계산의 효율성을 위하여 최소의 진공챔버의 공간을 구성하여 수치 해석을 수행하였다.

해석 결과에서 나타난 것과 같이 연소과정에서 엔진의 시동과정 및 초음속 디퓨저의 작동과정에서 진공챔버 내부에 연소가스가 유입되어지고 이러한 현상에 따라서 진공챔버 내부의 압력 및 온도가 상승하는 결과를 가져온다. 국외의 고공모사설비의 구성에서 나타난 있는 것[2]과 같이 이러한 연소가스 유입 현상에 대한 다양한 방지설비가 구성되어야 할 것이다. 또한 진공챔버의 구성에 있어서 수치해석 결과에서 나타난 것과 같이 엔진 노즐 출구의 상류에 엔진 연소가스의 영향에 의한 벽면의 온도변화를 고려하

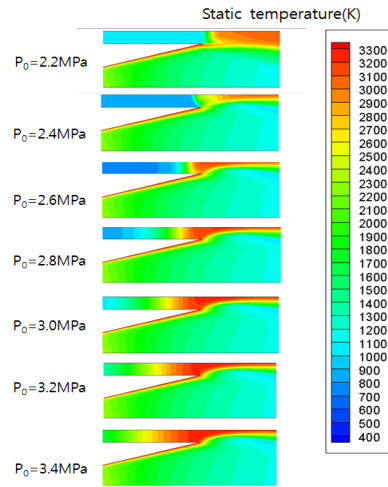


Fig. 7 Static temperature contours for transient regime.

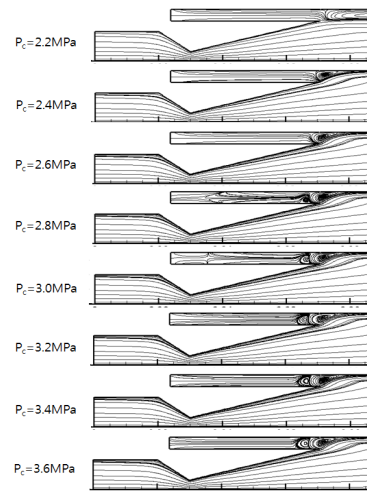


Fig. 8 Stream function contours for transient regime.

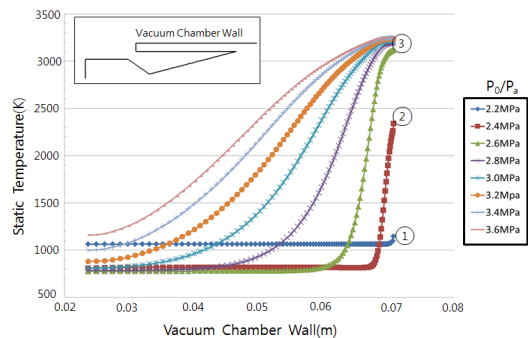


Fig. 9 Static temperature for transient regime.

여 냉각을 고려한 덕트(duct)의 구성이 필요할 것이다.

초음속 디퓨저의 설계에 측면에서는 고공모사의 시험 목적에 따라서 초음속 디퓨저의 작동 이후에 역압력에 의해서 발생하는 진공챔버의 압력상승효과 측면을 고려하여 설계에 반영해야 할 것으로 판단된다.

### References

1. Annamalai, K., Visvanathana, K., Sriramulu b, V., Bhaskaranb, K.A., et al, "Evaluation of the performance of supersonic exhaust diffuser using scaled down models," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 17, pp. 217-229, 1998.
2. Schäfer, K., Zimmermann, H., Kruehsel, G., "Altitude Simulation Bench for VINCI Engine," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 2003.
3. Albano, G., Hebrard, J., Leudiere, V., "HM7B engine transient sim-ulator with CARINS tool," EUCASS, 2005.
4. Binder, M.P., "A transient Model of the RL10A-3-3A rocket engine," *31th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Confer ence and Exhibit*, July 1995.
5. Sankaran, S., Satyanarayana, T.N.V., Anna m alai, K., Visvanathan, K., Babu, V., Sundararajan, T., "CFD Analysis for Sim ulated Altitude Testing of Rocket Motors," *Canadian Aeronautics and Space Journal*, Vol. 48, No. 2, 2002.
6. Jones, W.L., "Experimental Study of Zero -Flow Ejectors Using Gaseous Nitrogen," NASA-TD-203, 1960.
7. Kruehsel, G., Schäfer, K., Zimmermann, H., Pauly, C., "Operation of VINCI Altitude Simulation Test Bench P4.1," *Aerospace testing*, Munich, Germany, 2008.
8. Hoffmann, K.C. and Chiang S.T., "Com putational Fluid Dynamics for Engineers," *Engineering Education System USA*, 1993.
9. Jones, W.P. and Launder, B.E., "The Predi ction of Laminarization with a Two Equ ation Model of Turbulence," *Int. Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 15, No. 2, pp. 301-314, 1972.
10. Sarkar, S., Erlebacher, G., Hussaini, M. Y., and Kreiss, H.O., "The analysis and Modeling of Dilatational Terms in Compressible Turbulence," NASA CR 181959, Dec. 1989.