

초음속난류유동장에서 후향계단 후류의 측면제트분사에 대한 수치적연구

Numerical Study of slot injection
behind a rearward-facing step into turbulent supersonic flow

김 종복*¹⁾, 김 재수²⁾

J.R. Kim, J.S. Kim

This paper describes numerical research on transverse jet behind rearward-facing step in turbulent supersonic flowfields without chemical reaction. The purpose of transverse jet behind rearward-facing step is to improve mixing of the fuel in the combustor. Two-dimensional unsteady flowfields generated by slot injection into supersonic flow are numerically simulated by integration of Navier-Stokes equation. Final-scale turbulence effects are modeled with two-equation $k-\epsilon$ model. Numerical methods are modeled high-order upwind TVDschemes. A total of 4 cases are computed, comprising slot momentum flux ratios at four step heights downstream of the step. These numerical results are represented periodic phenomenon in unsteady flowfields.

1. 서 론

측면제트분사(Transverse Jet Injection)는 고속의 유동장에서 복잡한 유동특성 때문에 고속의 비행체에서 매우 유용하게 적용되어지고 있는 방법이다. 측면제트분사는 크게 두 분야로 나눌 수 있는데, 그 적용영역을 보면 초음속 유동장에서, 비행체의 공기역학적 제어와 추진기관내의 연소효율 증대를 위한 목적으로 사용되어지고 있다. 기본적인 유동특성은 외부유동장에서 측면제트분사와 연소기 내부에서 측면제트분사가 유사한 특성을 나타내는 것으로 알려져 있다.

추진기관내의 연소효율 증대의 측면에서 적용되어지는 측면제트분사는 고속의 비행체에서 내부로 공기가 유입되는 스크랩/램제트엔진에서 고속의 유동장이 형성되어지는 연소기 내부에 사용되어진다. 강한 충격파 뒤에 고압의 유동장에서 연료가 분사되어, 고온고압이 형성되고 연료분사구 주변에서 화학반응이 일어난다. 측면

제트분사의 연료분사방법에서 연소기 내부의 고압의 유동장에 연료를 분사하게되므로, 연료와 공기의 혼합특성을 개선하기 위해 많은 연구들이 진행되어지고 있다. 연료분사 상류에 cavity 형상이나 연료분사 후류에서 경사충격파에 의한 연료혼합물의 개선, 후향계단에 의한 저압 형성 등의 다양한 방법 등이 적용되어지고 있다. 후향계단 후류에서 연료를 분사하는 방법에는 후향계단 후류에서 수평으로 연료를 분사하는 방법과 비교적 높은 마하수에서는 수직으로 연료를 분사하는 방법이 사용되어진다. 수직으로 연료를 분사하는 방법은 연료와 공기의 혼합속도, 연료의 침투가 빠르게 일어나며, 안정성이 높아 연소기에 적용되어지는 방법이다.

연소기내에서 초음속영역에 대한 측면제트분사에 대해서 살펴보면, 1990년대부터 NASA Langly를 중심으로 많은 연구[1-4]가 진행되어지고 있다. McDaniel et al.[5]는 후향계단형상의 후류에서 연료를 분사하여 분사구주위의 유동현상에 대해서 실험적 연구를 수행하였고, 후향계단 후류에서 나타나는 유동현상을 윌리엄슨을 통하여 도시하고 측면제트분사에 따른 전단층의 두께에 대해서 실험을 수행하였다. 1997년 Hanson et al.[6]이 초음속유동장의 연소기내에

1) 학생회원, 조선대학교 항공조선공학부

2) 정회원, 조선대학교 항공조선공학부 연락자,

E-mail:jskim@mail.chosun.ac.kr

서 측면제트분사와 경사충격파에 대한 영향에 대해서 실험적 연구를 수행하여, 유동현상과 연료분사구 후류에서 압력을 측정하였으나, 유동현상을 나타내는 결과만을 도시하였다. 국내에서는 1994년 정동규 박사학위논문[7]에서 연소기 내의 측면제트분사와 후향계단 후류에서의 화학반응에 대한 수치적연구를 수행하였다. 연료분사구 주위의 복잡한 유동과 화학반응에 의해서 실험의 어려움이 있고, 안정적인 연소를 위한 유동현상을 파악하기 위해 실험적 연구로는 측정하기 어려운 부분들에 의해서 수치적연구가 수행되어져야 하지만, 아직 많은 연구가 수행되어지고 있지 않다.

본 연구에서는 후향계단 후류에서 연료를 분사하는 방법에 대해서, 화학반응이 없는 유동장에서 유동특성을 파악하기 위해 모멘트플럭스에 따른 유동장을 수치적으로 묘사하고, 모멘트플럭스에 따른 비정상 상태의 주기적인 특성을 나타내었다.

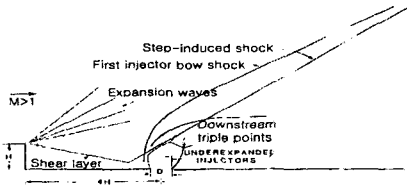


Fig. 1 single injection behind a rearward-facing step

Fig.1에 후향계단의 후류에서의 측면제트분사에 관한 유동의 개략적 특성이 나타나있다. 후향계단의 기본적인 목적은 고압의 연소기내부에서 경계층을 분리하여, 연소기내부의 압력을 낮추고 연료와 공기의 혼합물의 개선과 열적 쇼크 현상을 방지하기 위한 것이다. 후향계단 후류와 제트 분사 슬롯사이에 제트가 물리적인 장애물역할을 함으로서, cavity와 같은 형상이 되어진다. 후향계단의 뒷전에서 경계층이 분리되고 박리영역이 발생한다. 제트의 분사량에 따라서 후향계단과 제트사이에 나타나는 박리영역에서 와류의 강도에 따라서 유동의 상태가 변화하게된다.

2. 지배방정식 및 수치계산

2.1 지배방정식

무차원화된 2차원 Navier-Stokes방정식은 다음과 같다.

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

$$= \frac{\partial \bar{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}_v}{\partial \eta} + \bar{S}$$

무차원 기준값은 앞전에서 슬롯 중심까지의 길이, 자유유동속도, 자유유동밀도 등이며, t, ξ 과 η 는 시간과 일반 좌표축이다. (1)식에서 \bar{Q} 는 일반 좌표로 변환된 무차원 보존 유량함수 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[8,9]와 같으며, $\bar{S} (= S/J)$ 는 난류모델식에서 사용되는 항이다.

2.2. 난류 모델

난류모델 k - ϵ 방정식은 Jones-Launder의 모델식에 Sarkar의 보정항을 추가[10,11]하여 사용한 다. 난류운동에너지 k 와 난류운동에너지 소멸율 ϵ 은 특성속도와 길이에 의해 무차원화시켜 Navier-Stokes식과 같이 보존형태로 일반좌표에 대해 쓸 수 있다. 이 때 Navier-Stokes식의 각 유량벡터들에 대응하는 난류 모델식의 벡터는 다음과 같다.

$$Q = \begin{bmatrix} \rho k \\ \rho \epsilon \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} \rho u k \\ \rho u \epsilon \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho v k \\ \rho v \epsilon \end{bmatrix}$$

$$E_v = \begin{bmatrix} \mu_k \frac{\partial k}{\partial x} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial x} \end{bmatrix}, \quad F_v = \begin{bmatrix} \mu_k \frac{\partial k}{\partial y} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial y} \end{bmatrix}$$

$$S = \begin{bmatrix} S_k \\ S_\epsilon \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{P} - \rho(1+\Gamma)\epsilon + L_k \\ C_1 \bar{P} \frac{\epsilon}{k} + C_2 \rho \frac{\epsilon^2}{k} + L_\epsilon \end{bmatrix}$$

$$\bar{P} = \mu_t \left\{ \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right\} - \frac{2}{3} \rho k \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \quad (2)$$

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon}, \quad \mu_\epsilon = \mu_t + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon}, \quad \mu_k = \mu_t + \frac{\mu_t}{\sigma_k}$$

(2)식에서 $\sigma_\epsilon, \sigma_k, C_1, C_2$ 등은 표준 k - ϵ 모델의 상수이고, Γ 는 Sarkar의 압축성 보정항[14]으

로 난류 마하수 $M_T = \sqrt{k/a_{sonic}}$ 와 계수 α 에 의해 $\Gamma = \alpha M_T^2$ 로 표현된다. Sarker에 의해 제시된 압축성 보정계수는 $\alpha=1.0$ 을 사용하였다 [11]. L_k 와 $L\epsilon$ 은 벽면 영향 보정항이다. 자유 유동의 무차원난류강도는 0.005를 사용하였다 [11].

2.3 수치 기법

수치기법으로는 충격파와 같은 불연속면에 높은 해상도 결과를 얻을 수 있는 2차 정밀도의 풍상차분 고해상도 기법인 2차정확도의 Upwind -TVD 기법을 사용하였다. [7]

시간이산화를 위하여, 차분화된 Navier-Stokes방정식은 다음과 같다.

$$[I + \Delta t(\delta_x A + \delta_y B)] \Delta Q = -\Delta t[\delta_x E + \delta_y F] + \Delta t[\delta_x E_v + \delta_y F_v + S] + O(\Delta t^2) \quad (3)$$

여기에서 I 는 단위행렬을 나타내고, δ 는 공간 차분을 나타내며, 공간이산화를 위하여 (3)은 다음과 같이 변형된다.

$$[I + \Delta t(\delta_x^+ A + \delta_y^+ B)] \Delta Q = -\Delta t[\delta_x^+ E + \delta_y^+ F + \delta_y^- F] + \Delta t[\delta_x^+ E_v + \delta_y^+ E_v + \delta_y^- F_v + \delta_y^+ F_v + S] = RHS \quad (4)$$

여기에서 δ^+ 및 δ^- 는 전향 및 후향 공간차분을 나타내며, RHS항은 van Leer의 유량한계계수를 이용한 2차 정확도의 전향차분식으로 나타내었다.

3. 결과 및 검토

3.1 초기조건 및 경계조건

연소기 내부에서의 측면제트분사에 관하여 J.C. McDaniel [5]의 실험에서 나타난 결과들과 수치해석결과와 비교하기 위해, 모멘트 플릭스와 쉘리렌 사진에 따라서, 후향계단(rearward facing step), 그리고 후향계단 후류에서 제트분사하는 경우에 대해 참고문헌[5]의 실험조건과 같이 마하수 2.07, 슬롯폭이 $w=2.0mm$ 일때, 모멘트 플릭스 $J=1.02, 0.71, 0.5, 0.35$ 에 대해서 분사유동의 변화에 대해서 계산을 수행하였다.

제트분사면은 실제 실험에서는 질소나 수소를 분사하나 계산상의 편의를 위해서 공기의

물성치로 간주하여 계산하였으며, 일반적으로 수치해석과정에서 공기의 물성치로 간주하고 모멘트 플릭스량을 실험과 동일하게 나타낸다. 참고문헌[5]의 결과와 비교하기 위해 화학반응이 일어나지 않는 유동으로 간주하여 수치계산을 수행하였다. 제트분사의 세기는 모멘트 플릭스 형태로 나타내었으며, 제트의 물성치는 등엔트로피 관계식과 모멘트 플릭스에 의해서 구하였다.

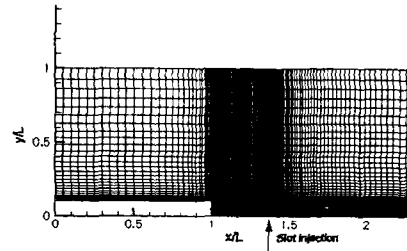


Fig. 2 Computational grid(200*80)

기본격자는 Fig. 2와 같으며 슬롯은 앞전에서 $L=0.031m$ 인 $x/L=1.0$ 에 후향계단을 위치시키고 후향계단의 높이 $H/L=0.1$ 이며, 후향계단에서 $x/L=0.4$ 인 위치에 슬롯의 중심을 위치시켰다.

3.3 수치계산 결과에 의한 유동특성



Fig. 3 Shadowgraph visualization of rearward facing step

Fig. 3은 후향계단에서 측면제트분사를 하지 않은 상태에서의 참고문헌[5]의 쉘리렌사진과 밀도 분포에 따른 수치해석결과와의 비교사진이다. 3차원의 측면에서 나타난 쉘리렌 사진과는 다소 차이를 보이고 있으나, 경계층이 재부착하여 재압축파를 형성하는 부분과 유동의 분포에서 비교적 근사한 형태의 유동을 나타내고 있다.

참고문헌[5]의 결과에서 모멘트 플릭스에 따른 triple-point의 위치를 나타낸 것으로 후향계단에

서의 single injection에 대해서 triple-point에 대한 다음과 같은 실험식을 제시하였다.

$$Y_{TP}/D = 1.036J^{0.401} \quad (5)$$

여기서 D는 슬롯폭이며 Y_{TP} 는 triple-point의 높이이다. $J=0.35$ 와 0.5 에서 Fig. 4와 Fig. 5에서 나타난 등마하선수에서 triple-point가 비교적 실험치와 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

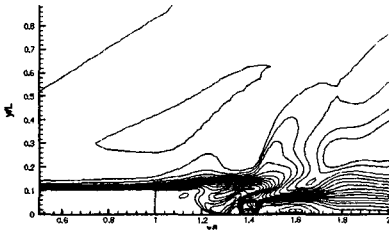


Fig. 4 Mach contour (J=0.35)

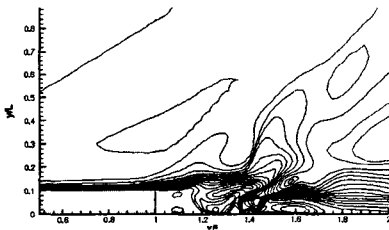


Fig. 5 Mach contour (J=0.5)

Fig. 6과 Fig. 7은 후향계단의 후류에서 $J=0.35, 0.5$ 일 때 수치계산에서 밀도와 난류강도에 대한 잔여치의 변화를 보여주고 있다. 잔여치의 변화를 보면, $J=0.35$ 일때와 $J=0.5$ 일 때 반복횟수가 증가할수록, 일정한 형태의 주기적인 특성을 보이는 비정상상태의 잔여치의 변화를 나타내고 있다. 또한, Fig. 8에서 $J=1.02$ 일때의 밀도에 대한 잔여치의 변화를 보면, $J=0.35$ 와 $J=0.5$ 와 다르게 수렴되어지는 결과를 나타내고 있다. 이것은 측면제트분사의 모멘트 플럭스가 증가함에 따라서, 후향계단 후류의 와류에 의한 영향이 감소하는 것에 의한 것이다. 따라서 측면제트분사의 제트 분사량에 의해서 유동의 안정성에는 많은 차이가 나타나는 것을 알 수 있다.

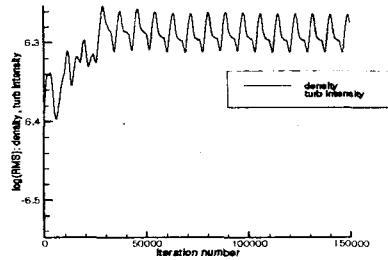


Fig. 6 Convergence history (J=0.35)

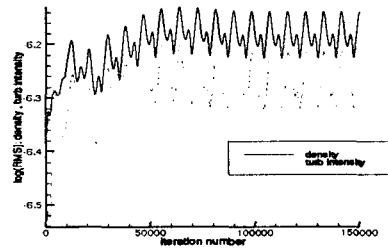


Fig. 7 Convergence history(J=0.5)

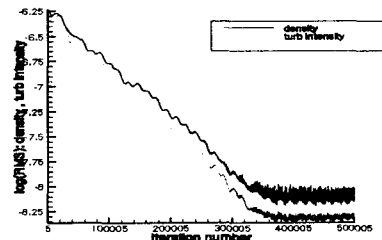


Fig. 8 Convergence history(J=1.02)

Fig. 9과 Fig. 10는 모멘트플럭스에 따른 시간에 대한 압력의 변화를 나타낸 그림이다. 압력의 측정위치는 후향계단과 제트분사 슬롯사이의 3곳의 위치에 대하여 나타내었다. $x/L=1.002$ 와 $x/L=1.2$ 의 위치에서의 압력의 변화는 서로 반주기의 특성을 가지고 있는 것을 볼 수 있는데, 이것은 한 주기에서 후향계단이 유동에 미치는 영향과 제트가 유동에 미치는 영향이 서로 상대적이라는 것을 알 수 있다. 그리고, 제트가 분사되어 형성되어지는 마하면과 궁형 충격파에 의한

와류사이 에 흡입영역부분의 위치인 $x/L=1.3$ 에서 압력의 변화가 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 후향계단의 와류의 영향이 커짐으로서 제트분사에 의한 유동의 영향이 작아지는 원인에 의한 것이다.

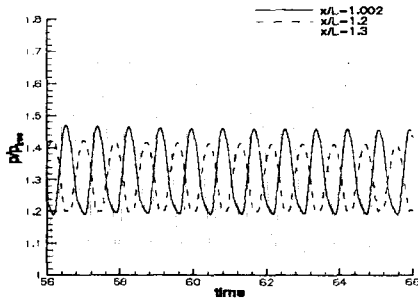


Fig. 9 Time histories of pressure($J=0.35$)

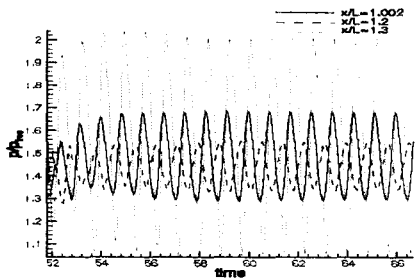


Fig. 10 Time histories of pressure($J=0.5$)

Fig. 11과 Fig. 12에서 한 주기에 대한 유동장의 유선의 분포에 대하여 나타내었다. 시간에 따른 유선의 형태를 보면, 제트분사가 없는 후향계단의 유동형태와 평판에서의 유동형태가 공존하는 현상이 나타나있다. 후향계단의 기저부분에서 반 시계방향의 와류가 형성되고, 제트분사의 마하면에 의해서 시계방향의 와류와 반시계방향의 흡입영역의 와류가 발생한다. 후향계단의 기저부분에서 발생한 와류의 강도가 증가하면서, 기저부 와류의 영향에 의해서 제트의 마하면의 강도가 약해진다. 그리고, 마하면의 물리적인 장애물의 역할이 감소하면서, 후향계단과 마하면사이의 와류가 제트류의 유동방향으로 흐르게된다. 마하면과 후향계단 그리고, 궁형충격과에 의한 음속면의 내부에서 강한 와류의 순환이 일어나고, 유

동이 제트의 후류로 빠져나가면서 비정상상태의 주기적인 특성을 나타내는 것을 볼 수 있다.

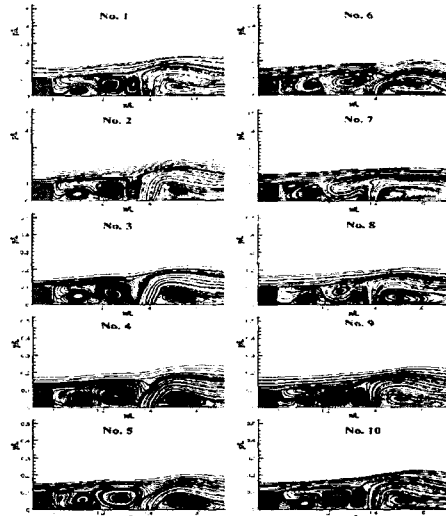


Fig. 11 Time history of Stream function contours ($J=0.35$)

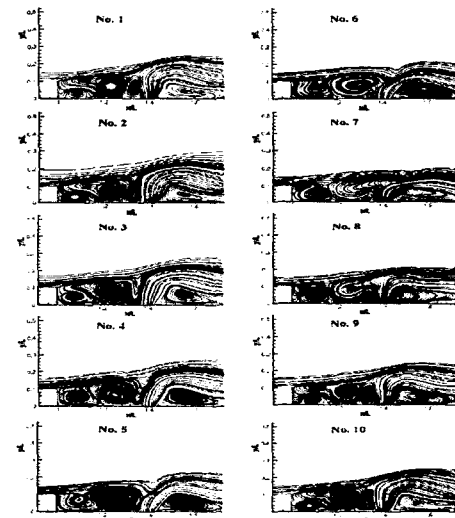


Fig. 12 Time history of Stream function contours ($J=0.5$)

Fig. 13와 Fig. 14에 $J=0.5$ 일 때, No.1과 No.8에 대한 등마하수선도가 나타나있다. 마하면이

와류에 의해서 약해지는 것을 볼 수 있다. Fig 13에서 후향계단과 마하면사이의 음속면과 아음속의 와류영역이 나타나는 것을 볼 수 있다.

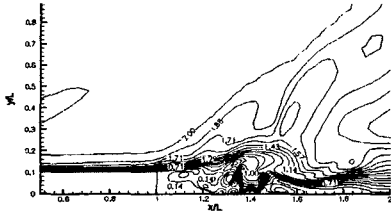


Fig. 13 Mach contour (J=0.5, No.1)

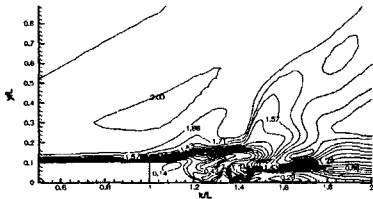


Fig. 14 Mach contour (J=0.5, No.8)

4. 결론

본 연구에서는 TVD기법과 $k-\epsilon$ 난류모델을 이용하여 수치계산을 수행하여, 후향계단 후류에서 측면제트분사에 대해서 화학반응이 없는 후향계단에서의 측면제트분사에 대하여, 후향계단에 의해 측면제트분사에 미치는 영향을 나타낼 수 있었다.

화학반응이 없는 후향계단의 후류에서 측면제트분사가 일어날 때, 연소기 내부에서 안정적인 연소를 위해 모멘트 플럭스에 따라서, 유동의 안정성에 영향이 있는 것을 확인 할 수 있었다. 또한, 모멘트 플럭스에 따라, 마하면과 후향계단사이에 비정상상태의 주기적 특성이 나타나는 것을 알 수 있었다.

참고문헌

[1] J. P. Drummond, "Numerical Investigation of the Perpendicular Injector Flow Field in a Hydrogen Fueled Scramjet", AIAA Paper

79-1482, Jul. 1979.

[2] E. H. Weidner and J. P. Drummond, "A Parametric Study of Staged Fuel Injector Configurations for Scramjet Applications", AIAA Paper 81-1486, Jul. 1981.

[3] Bussing, Thomas R.A. and Murman, Earl M., "A Finite Volume Method for the Calculation of Compressible Chemically Reacting Flows", AIAA Paper 85-0331, Jan 1985.

[4] K. Uenishi and R.C. Roger, "Three Dimensional computations of Transverse Hydrogen Jet Combustion in a Supersonic Airstream", AIAA Paper 87-0089, Jan.

[5] J. C. McDaniel and J. Graves Jr., "Laser Induced-Fluorescence Visualization of Transverse Gaseous Injection in a Nonreacting Supersonic Combustor", J. of Propulsion and Power, VOL. 4, no. 6, 1988.

[6] Ben-Yakar, A. and Hanson, R.K. "Hypersonic Combustion and Mixing Studies Using Simultaneous OH-PLIF and Schlieren Imaging" AIAA Paper 98-0940, Jan. 1998.

[7] 정동규, "초음속 화학반응유동의 수치적 연구", 박사학위논문, 과학기술원, 1994.

[8] Hoffmann, K. C. and Chiang S. T., "Computational Fluid Dynamics for Engineers", Engineering Education System USA, 1993.

[9] 김재수, "초음속 불안전 팽창 난류 제트 유동에 관한 수치적 연구", 한국전산유체공학 회지 제4권 제2호(통권 제7호), pp. 57-66, Sep. 1999

[10] Jones, W. P. and Launder, B. E., "The Prediction of Laminarization with a Two Equation Model of Turbulence," Int. Journal of Heat and Mass Transfer, vol. 15, no.2 1972, pp.301-314.

[11] 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.