

2차 유동 분사에 의한 제트 유동의 추력 제어에 관한 연구

정성재* · Ryszard Szwaba** · 김희동** · 안재문*** · 정동호***

Study of the Thrust Vector Control using a Secondary Flow Injection

Sung-Jae Jung*, Ryszard Szwaba*, Heuy-Dong Kim**, Jae-Mun Ahn*** and Dong-Ho Jung***

Keywords : Compressible Flow(압축성 유동), Shock Wave(충격파), Thrust Vector Control(추력벡터 제어), Secondary Flow Injection(2차 유동 분사), LITVC(액체분사 추력벡터 제어)

Abstract

In general, Liquid Injection Thrust Vector Control(LITVC) is accomplished by injecting a liquid into the supersonic exhaust flow through holes in the wall of the propulsion nozzle. This injection flow field is highly complicated and detailed flow physics associated with the secondary flow injection should be known for the practical design and use of the LITVC system. The present study aims at understanding the LITVC flow field and obtaining fundamental design parameters for LITVC. The experimentations were performed in a supersonic blow-down wind tunnel. Compressed, dry air was used for both the main exhaust and injection flows but the pressures of these two flows were controlled independently. The location of the injection holes was changed and the pressures of the two streams were also changed between 2.0 and 15.0 bar. The effectiveness of LITVC was discussed in details using the results of the pressure measurements and flow visualizations

1. 서론

기체역학 이론에 의하면, 노즐의 공급압력과 노즐의 상세형상이 주어지는 경우에 추진 노즐로부터 방출되는 제트유동의 추력을 예측할 수 있으며, 최대추력은 노즐 출구에서 유동이 적정팽창 상태로 될 때 얻어진다. 실제의 추진 로켓에서나 다른 비상체에서는 추력의 예측뿐만 아니라, 얻어지는 추력의 방향을 적절하게 제어하는 것이 요구된다.

종래 추력벡터 제어를 위해서 많은 연구들이 수행되었다. 일례로 추진노즐 내부에 베인(vane) 등을 삽입하여^[1,2], 추력벡터를 조절하거나, 추진 노즐을 가변(movable nozzle)으로 하는 방법, 그리고 노즐내부에 2차 유동을 분사(secondary flow injection)하여 평균 추력벡터를 제어하는 방법^[3-6] 등이 제안되어 응용되어 왔다.

제트 베인을 이용한 방법은 노즐 내부에 베인을 설치함으로써 발생하는 충격과 시스템 등으로 인하여 큰 압력 손실이 발생하게 될 뿐만 아니라, 베인에 가해지는 열적 부하 문제 등 많은 실용적 문제가 남아 있다. 또 노즐을 가변으로 하여, 추력방향을 제어하기 위해서는 부가적인 동력장치가 요구되므로, 비상체 무게를 증가시키는 문제점이 있을 수 있다. 2차 유동의 분사에 의한 추력제어의 경우, 노즐 내부에서 발생하는 두 유동의 복잡한 혼합과정이나 2차 유동 분사시스템의 최적 설계와 관련된 많은 미해결 과제가 남아 있다.

일반적으로 2차 유동의 분사에 의한 추력벡터 제어의 하나

로 최근 액체분사 추력벡터 제어(LITVC; liquid injection thrust vector control)법이 많은 관심을 받고 있다^[7,8]. 이 방법은 추진 노즐의 벽에 설치한 분사구를 통하여 액체유동을 노즐내부의 초음속 유동 내부로 분사하여 평균추력의 방향을 변화시키는 것이다. 따라서 LITVC에서 평균 추력벡터의 변화는 2차 액체 분사유동 자체에 의한 측추력(side thrust)과, 분사유동 상류에서 발생하는 충격과 등으로 인한 압력, 그리고 초음속 주유동 속으로 액체유동이 분사되게 되므로, 추진노즐을 통과하는 질량이나 에너지가 증가하게 됨으로써 발생하게 되는 압력 등 세가지 요인들에 의하여 발생할 것으로 기대되지만, 이에 대한 상세한 유동기구는 아직까지 잘 알려져 있지 않다.

이와 같은 추력벡터 제어 시스템의 실용화를 위해서는 요구되는 추력벡터 제어를 위하여 필요한 최적 분사유량을 결정하는 것이 대단히 중요하며, 이를 위해서는 LITVC의 최적화가 필수적으로 선행되어야 한다. 또 최적분사 유량은 분사압력, 분사구의 직경과 간격, 분사구의 수 및 위치, 그리고 분사 각도 등에 의하여 영향을 받게 되므로, 이들에 대한 보다 체계적인 연구가 요망된다.

본 연구에서는 LITCV의 기초적 연구의 일환으로 초음속 풍동을 이용하여, 초음속 노즐 유동 내부로 분사되는 2차 공기 유동장을 실험적 및 수치해석적으로 조사하였다. 실험에서는 분사구의 위치 및 분사유동의 압력 등을 변화시켜, 노즐 내부에서 발생하는 벽압력 및 노즐 외부의 충돌전압을 측정하였으며, 제트 유동장을 가시화 하였다. 또 수치해석에서는 압축성 Navier-Stokes방정식에 유한체적법을 적용하여 실험에서 얻어진 유동장을 예측하였다.

* 안동대학교 기계공학과 대학원, adhs@pyunji.andong.ac.kr

** 안동대학교 기계공학부, kimhd@andong.ac.kr

*** 스페이스리서치㈜

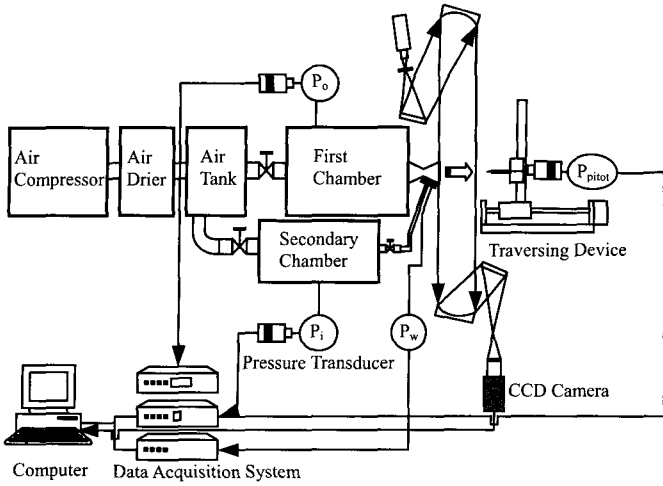


Fig.1 Schematic diagram of experimental facility

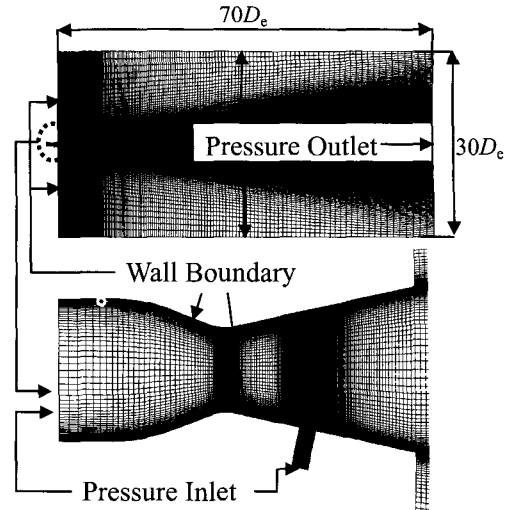


Fig.3 Computational domain and grid system

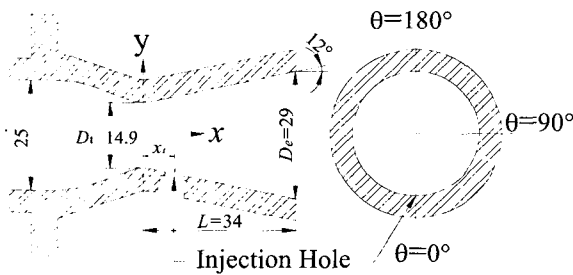


Fig.2 Schematic diagram of a nozzle

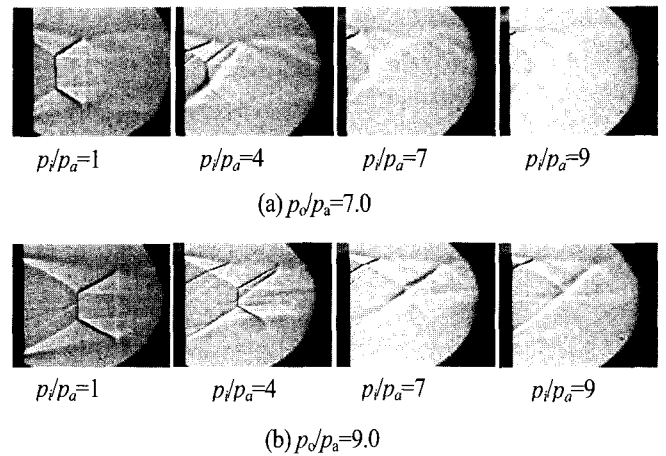


Fig.4 Shadowgraphs of nozzle flow ($x_t=14.6mm$)

2. 실험 장치 및 방법

본 연구에 사용된 실험 장치의 개략도를 Fig.1에 나타내었다. 실험 장치는 2단 스크류방식의 압축기, 에어드라이어, 체적이 $20m^3$ 인 에어탱크, 1차/2차 정체실, 노즐, 압력측정 장치와 가시화 장치로 구성하였다.

압력 측정은 pressure scanning system으로 노즐 벽면의 정압(p_w)을 측정하였으며, 외부제트의 총돌전압(p_{pitot})을 3축 이송장치에 부착된 pitot tube와 pressure transducer로 측정하였다. 총돌전압 측정에 사용된 pitot tube는 외경이 $0.5mm$ 이고 내경이 $0.3mm$ 이다. 그리고 외부제트의 유동장을 새도우그래프법으로 가시화 하였다.

Fig.2에는 본 연구에서 사용한 추진 노즐의 상세 형상 및 치수를 나타내었다. 유동은 왼쪽에서 오른쪽으로 향하며, 1차 정체실에 저장된 압축공기는 노즐을 통과하여 가속되며, 2차 정체실에 저장된 압축공기는 노즐 측벽에 설치한 분사구를 통하여 노즐 내로 분사 된다. 설계마하수가 2.9인 노즐은 목직경(D_i)이 $14.9mm$, 출구직경(D_o)이 $29mm$ 이며, 2차 유동을 분사하기 위한 분사구의 직경은 $3mm$ 이다. 분사구의 위치(x_i)에 대한 영향을 알아보기 위해 노즐 목을 원점으로 한 거리를 $7mm$, $10.5mm$, $14.6mm$ 로 각각 변화시켰다. 그리고 노즐 벽면에는 지름이 $0.8mm$ 인 정압공을 $\theta=0^\circ$, 90° , 180° 위치에 설치하여 정압을 측정하였다. 이때 정압공은 분사구 전후에 $1.5mm$ 간격으로 3개씩 설치하였으며, 분사구에서 떨어진 지점에는 $2.5mm$ 간격으로 설치 하였다.

3. 수치해석

본 연구에서는 2차원 압축성 Navier-Stokes방정식에 유한체적법을 적용한 수치적 모사를 사용하여 실험에서 얻어진 유동장과 비교하였다. 난류모델은 standard k- ϵ 모델과 standard k- ω 모델을 적용하여 계산을 수행 하였다.

Fig.3에는 본 수치계산에 사용된 계산영역과 경계조건을 나타내었다. 전체 계산영역은 폭 $70D_e$, 높이 $30D_e$ 로 설정하였으며, 경계조건으로는 노즐 입구와 injection hole 입구에 pressure inlet, 유출조건으로 pressure outlet을 적용하였다. 그리고 계산영역의 격자점은 대략 8만개 정도이며, 경계층이 발달하는 벽주변, 유동이 초크하는 노즐목, 유동이 복잡한 분사구 주위에 격자점을 밀집시켰다.

4. 결과 및 고찰

노즐의 작동압력비(p/p_a)는 1차 정체실의 압력(p_o)을 노즐의 배압(p_a)인 대기압으로 무차원한 값이며, 2차 유동압력비(p_i/p_a)는 2차 정체실의 압력(p_i)을 노즐의 배압(p_a)인 대기압으로 무차원한 값이다.

Fig.4(a), (b)에는 $x_t=14.6mm$ 이고, $p_o/p_a=7.0$, 9.0 인 경우 p_i/p_a 에 대한 외부유동장의 가시화 사진을 나타내었다. 1차원 기체역학

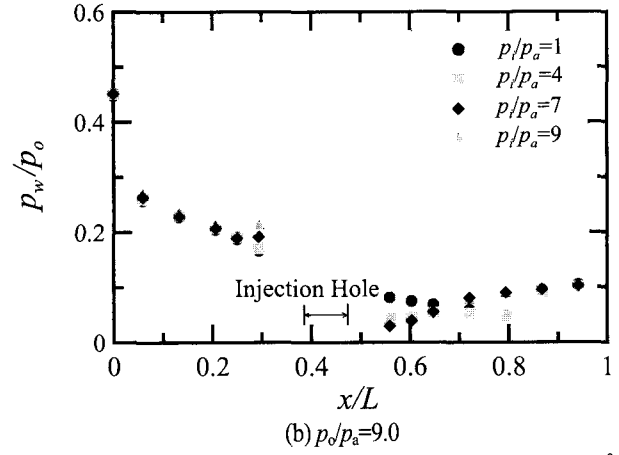
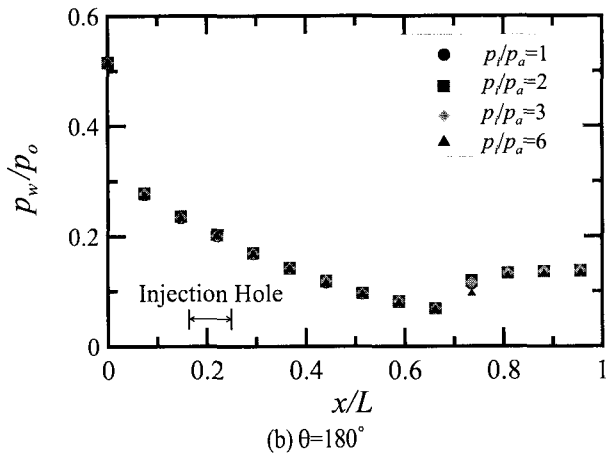
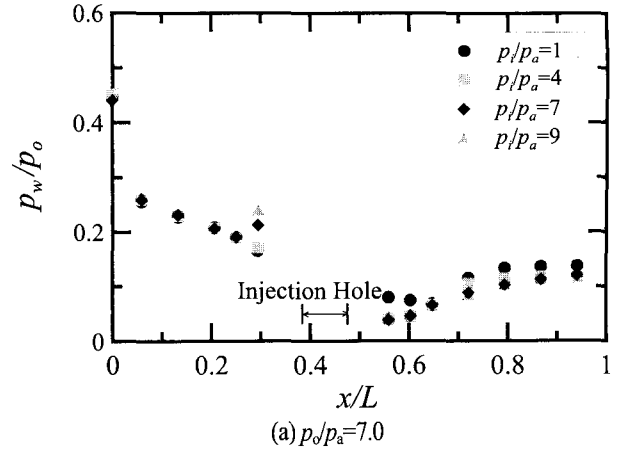
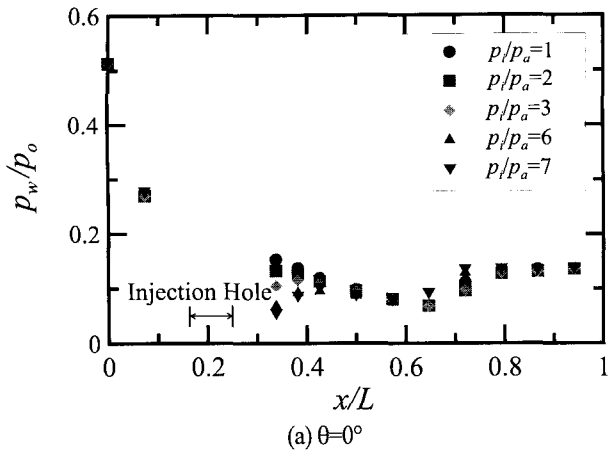


Fig.5 Static pressure distributions along the wall($x_r=7.0mm, p_0/p_a=7.0$)

Fig.6 Static pressure distributions along the wall($x_r=14.0mm, \theta=0^\circ$)

이론에 의한 노즐의 적정팽창 압력비가 대략 $p_0/p_a=31$ 이므로, 노즐의 유동장은 과팽창 상태로 예상된다. 이때 노즐 내부의 박리로 인하여 충격파가 노즐 출구에서 발생하지 않고, 노즐 내부에서 발생하여 마하디스크를 형성한다. 그리고 2차 유동 분사로 인하여 발생한 경사충격파를 노즐 출구 부분에서 확인할 수 있다. p/p_a 가 증가함에 따라 경사충격파는 경사각이 커지면서 외부로 뺀 나온 길이가 감소하고 있다. 또 마하디스크 크기가 감소고, 제트 구조는 비대칭으로 되며, 충격파 구조가 불확실해진다. Fig.4(b)의 유동 특성은 Fig.4(a)와 유사한 경향을 나타내고 있으나, 동일한 p/p_a 일 때, p_0/p_a 가 증가함에 따라 분사유동에 의해 발생한 경사충격파의 길이는 길어진다. Fig.4의 유동가시화를 통하여 2차 유동이 초음속 노즐 내로 분사될 때 유동 특성을 잘 알 수 있다.

Fig.5(a), (b)에는 $\theta=0^\circ, 180^\circ$ 인 위치에서 유동 특성을 알기 위하여 $x_r=7.0mm$ 이고 $p_0/p_a=7.0$ 일 때 p/p_a 에 대한 노즐 벽면의 정압을 나타내었다. 그림에서 횡축은 노즐 목에서 측정 지점까지의 거리(x)를 노즐 목에서 출구까지의 거리(L)로 무차원한 값을 나타내며, 종축은 노즐 내부의 유동 특성을 조사하기 위하여 1차 정체실의 압력(p_0)으로 무차원한 벽면 정압(p_w)을 나타낸다. Fig.5(a)에서 $p/p_a=1$ 일 때, p_w/p_0 는 x/L 이 증가함에 따라 점차 감소하다가 $x/L=0.7$ 근방에서 급격히 증가한다. 이는 유동이 노즐 확대부에서 초음속으로 가속되고 난 후 박리하면서 충격파가 발생하기 때문이다. 또 p/p_a 가 증가함에 따라 분사구 직후의 정압이 점차 감소한다. 이로 인해 역압력구배가 커지게 되고, 분사구 직후에 박리 영역이 증가할 것으로 판단된다. Fig.5(b)에서 $p/p_a < 6$ 인 경우에는 벽면의 정압 분포

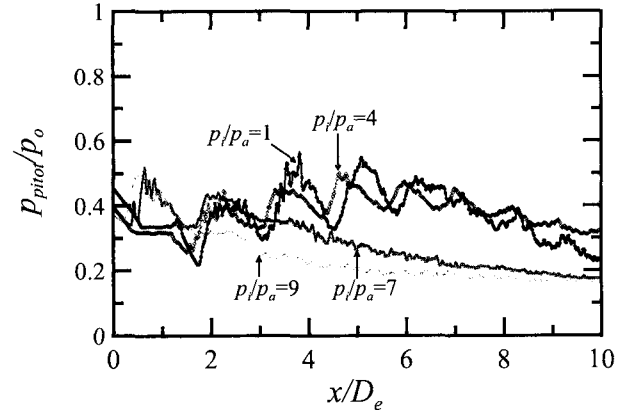


Fig.7 Impact pressure distribution along the jet center line ($x_r=14.6mm$)

가 유사한 경향을 보인다. 그러나 $p/p_a=6$ 인 경우 $x/L=0.74$ 지점의 정압이 비교적 낮게 나타났다. 이는 p/p_a 가 증가함에 따라 2차 분사유동에 의해 발생한 경사충격파의 경사각이 증가하여, 경사충격파가 점차 노즐 내부로 유입되어 노즐 벽면과 간섭을 일으킴을 알 수 있다.

Fig.6(a), (b)에는 x_r 와 p_0/p_a 의 영향을 알기 위하여, $x_r=14.0mm, \theta=0^\circ$ 일 때 p/p_a 에 대한 노즐 벽면의 정압을 나타내었다. Fig.6에서 경사충격파가 대략 $x/L=0.3$ 인 지점에서 발생함을 알 수 있다. 그리고 p/p_a 가 증가함에 따라 분사구 직전에서 정압이 점차적으로 증가하고, 분사구 후방의 정압이 점차 감소하고 있다. 또 p_0/p_a 가 증가함에 따라 분사구 직전의 정압의 증가폭이 감소하였다.

Fig.7에는 $p_0/p_a=9.0, x_r=14.0mm$ 일 때 노즐 중심축을 따르는

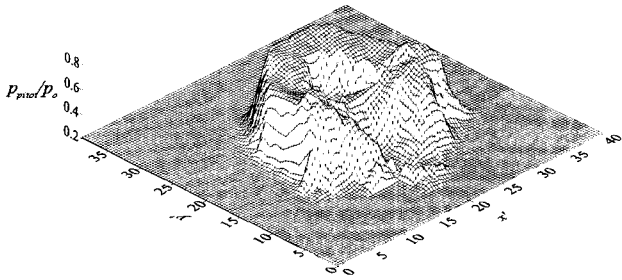


Fig.8 Pressure contour of jet ($x/D_e=0.2$)

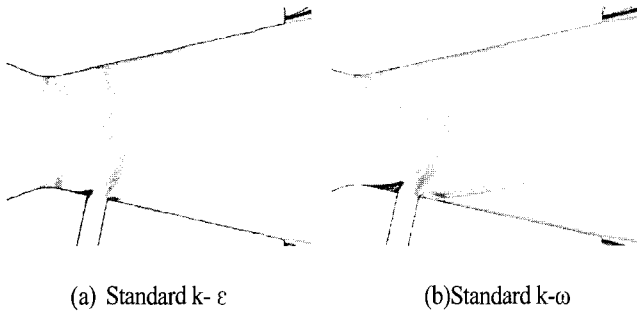


Fig.9 Mach number contours of the nozzle

충돌전압을 p/p_a 에 대해 나타내었다. 그림의 횡축의 노즐 출구면을 원점으로 하는 하류 방향의 거리(x)를 노즐 출구직경(D_e)으로 무차원한 값을 나타내며, 종축의 값은 노즐로부터 방출되는 제트 유동의 특성을 조사하기 위하여 노즐의 공급압력(p_0)으로 무차원한 충돌전압(p_{pitot})을 나타낸다. $p/p_a < 7$ 인 경우 노즐로부터 방출되는 유동이 팽창과 압축의 반복하게 되어 충돌전압이 감소와 증가를 반복하지만, p/p_a 가 증가함에 따라 충돌전압의 증가 감소 폭이 작아지고, $p/p_a > 4$ 인 경우 충돌전압의 진동이 거의 나타나지 않으며 아음속 상태가 된다. 이는 2차 분사유동으로 인해 제트의 유동 방향이 노즐의 중심축을 벗어나기 때문이다.

Fig.8에는 $x_f=14.0mm$, $p_0/p_a=7$, $p/p_a=4$ 인 경우 노즐 출구에서 $6mm(x/D_e=0.2)$ 떨어진 단면의 충돌전압 분포를 나타내었다. 중심축 부근에서 충돌압이 낮게 나타났으며, 2차 유동 분사로 인해 충돌전압 분포는 비대칭적으로 나타났다.

Fig.9(a),(b)에는 $x_f=7.0mm$, $p_0/p_a=7.0$, $p/p_a=6.0$ 인 경우, standard k- ϵ 모델과 standard k- ω 모델을 적용하여 계산된 유동장의 등마하선도를 나타내었다. 충격파는 분사구 후방에서 발생하고 있다. 그림에서 두 난류모델에 의해 계산된 유동장은 유사한 경향을 나타낸다. 그러나 standard k- ω 모델이 분사구 주위의 박리 영역을 좀더 넓게 예측하고 있다

Fig.8에는 $x_f=7.0mm$, $p_0/p_a=7.0$, $p/p_a=6.0$ 인 경우, 노즐의 아래 벽면의 정압을 standard k- ϵ 모델과, standard k- ω 모델에 대하여 나타내었다. 2차원 수치계산 결과는 분사구 직전의 압력 상승을 실험값보다 높게 예측하고 있으며, standard k- ϵ 모델이 실험 값과 상대적으로 잘 일치 한다.

5. 결 론

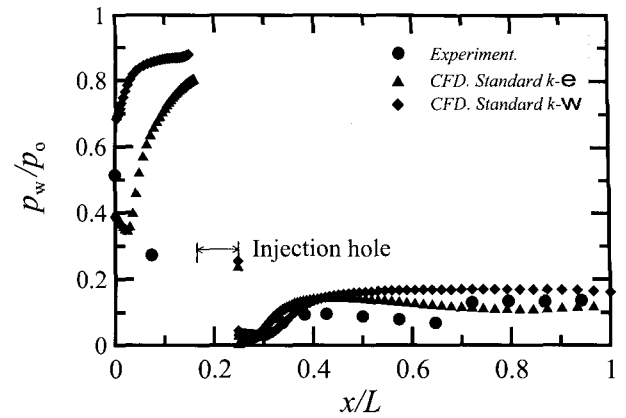


Fig.10 Static pressure distributions along the nozzle wall

본 연구에서는 LITVC의 기초적 연구의 일환으로 초음속 풍동을 이용하여, 초음속 노즐 유동 내부로 분사되는 2차 공기 유동장을 실험적 및 수치해석적 연구를 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 추진 노즐의 벽에 설치한 분사구를 통하여 공기 유동을 노즐 내부의 초음속 유동 내부로 분사함에 따라 경사충격파가 발생하며, 경사충격파의 경사각은 p/p_a 에 비례한다.

(2) p/p_a 가 증가 할수록 분사구 주위의 정압은 분사구 직전에서 증가하고 분사구 직후에서 감소하게 된다.

(3) p/p_a 가 증가 할수록 노즐 외부 유동장의 중심축은 노즐 중심 축을 벗어나게 되며, 노즐 출구 부분의 충돌전압 분포가 비대칭적으로 된다.

(4) 수치계산을 통해 노즐 내부의 유동장을 예측하였고, Standard k- ϵ 난류모델이 실제 유동을 비교적 더 잘 예측 하였다.

참고문헌

- [1] Rahaim, C. P., Cavalleri, R. J., McCarthy, J. G. and Kassab, A. J., "Jet Vane Thrust Vector Control: A Design Effort," AIAA, 96-2904(1996).
- [2] Ripley-Lotee, M. J., O'Neil, S. M., "Jet Vane Thrust Vector Control-Neglected Technology With New Horizons," Naval Weapons Center, Code 2433, China Lake, CA 93555,(1979).
- [3] Zukoski, E. E. and Spaid, F. W., "Secondary Injection of Gasses into a Supersonic Flow," AIAA J., Vol. 2, No. 10 (1964), pp. 1689-1696.
- [4] Schetz, J. A., Hawkins, P. F. and Lehman, H., "Structure of Highly Underexpanded Transverse Jets in a Supersonic Stream," AIAA J., Vol. 5, (1996), pp. 882-884.
- [5] Schetz, J. A. and Billig, F. S., "Penetration of Gaseous Jets Injected into a Supersonic Stream," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 3, No. 11 (1966), pp. 1658-1665.
- [6] Werle, M. J., Driftmeyer, R. T. and Shaffer, D. G., "Jet-Interaction-Induced Separation: The Two-Dimensional Problem," AIAA J., Vol. 10, No. 2 (1972), pp. 183-193.
- [7] Shehgal, R. and Wu, J. M., "Thrust Vector Control by Liquid injection into Rocket Nozzles, J. Spacecraft, Vol. 1, No. 5 (1964), Sept-Oct, pp. 545-541.
- [8] Green, C. J. and McCullough, M. Jr, "Liquid Injection Thrust Vector Control," AIAA J., Vol. 1, No. 3 (1963), pp. 573-578.