

研究論文

압력비 변화과정이 과팽창 노즐에서 발생하는 횡력 변동 특성에 미치는 영향

이종성\* · 김희동\*\*†

The Effect of the Variation of Pressure Ratio on the Characteristics of Lateral Forces in an Over-Expanded Nozzle

Jongsung Lee\* · Heuydong Kim\*\*†

ABSTRACT

The shock wave and boundary layer interaction patterns in an over-expanded rocket nozzle are associated with the production of undesirable side-forces during the start-up and shut-down processes of the engine. In the present work, a computational study is carried out to investigate the effect of the transient nozzle pressure ratio (NPR) on the flow fields inside the nozzle. The unsteady, compressible, axisymmetric, Navier-Stokes equations with SST  $k-\omega$  turbulence model are solved using a fully implicit finite volume scheme. NPR is varied from 2.0 to 10.0, in order to simulate the start-up and shut-down processes of the rocket engine. It is observed that the interaction patterns and the hysteresis phenomenon strongly depend on the time variation of NPR, leading to significantly different characteristics in the lateral forces.

초 록

과팽창 상태의 로켓 노즐에서 발생하는 충격파 경계층 간섭 형태는 엔진 시동 및 정지과정 중 예기치 않은 횡력을 수반한다. 본 연구에서는 비정상 노즐 구동 압력비 변화가 유동장의 천이형태 및 횡력 특성에 어떠한 영향을 미치는지 조사하기 위하여 수치해석적 연구를 수행하였다. 비정상, 축대칭, 압축성 N-S 방정식을 유한 체적법으로 이산화 하였으며, 난류모델은 SST  $k-\omega$  을 적용하였다. 엔진 정지 및 시동과정을 모사하기 위하여, NPR은 2~10의 범위에서 계산 하였다. 본 연구의 결과로 박리 유동과 히스테리시스 현상은 구동 압력비에 크게 의존하며, 또한 압력비 변동 시간이 횡력 특성에 지대한 영향을 미칠 수 있음을 알았다.

Key Words: Overexpansion Flow(과팽창 유동), FSS(자유 충격파 박리), RSS(제한 충격파 박리), Side-Force(횡력), Shock Wave(충격파), Rocket Nozzle(로켓 노즐)

접수일 2010. 10. 1, 수정완료일 2010. 11. 23, 게재확정일 2010. 11. 29

\* 학생회원, 안동대학교 대학원 기계공학과

\*\* 종신회원, 안동대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail: kimhd@andong.ac.kr

1. 서 론

최근 우주 항공 산업이 급격히 발달함에 따라,

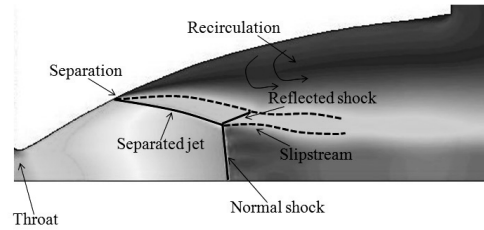
대형 비행체의 성능 및 안정성 향상에 대한 필요성이 대두되고 있어, 현재까지 다양한 형태의 연구가 수행되고 있다. 그 중 하나로 로켓 엔진에 사용되는 추력 노즐을 들 수 있다.

일반적으로 고 추력을 발생시키기 위하여 노즐의 목과 출구의 면적 팽창비를 크게 하여 설계한 로켓 노즐은[1-2], 저고도 과팽창상태에서 엔진 구동시에 1차원 비점성 이론에 의해 예측되지 않는 초음속 유동 박리, 재 부착이나 큰 진폭의 격렬한 압력진동을 포함한 충격파 경계층 간섭 현상(Shock Wave and Boundary Layer Interaction)[3] 등 매우 불안정하고 비정상적인 현상들이 발생된다고 보고되고 있다.

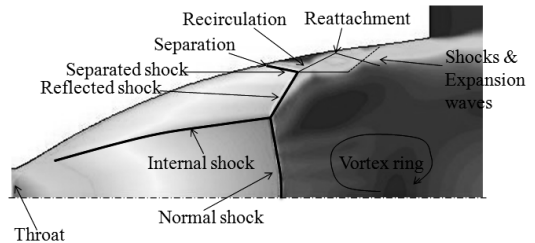
종래의 연구 결과[4,5]에 의하면, 추력 노즐에서 발생하는 간섭 유동장은 Fig. 1 (a), (b)와 같이 크게 FSS (Free Shock Separation)와 RSS (Restricted Shock Separation), 두 가지 패턴으로 구분되는데, 로켓 엔진의 구동과정에서 이러한 FSS, RSS유동으로 인해 예기치 않은 큰 횡력 (Side-Force)을 수반하게 된다. 이는 엔진의 추력 변동을 야기 시킬 뿐만 아니라, 구성품의 피로과 파괴를 일으키는 주원인이 된다고 보고되었다. 따라서 추력성과 직결되는 횡력을 저감 할 수 있는 장치개발에 대한 연구가 60년대부터 전 세계적으로 활발히 진행 중에 있다.

현재까지 선행된 연구 결과로는, Nave 등[6]은 J2S 엔진의 실험적 연구 결과로 FSS와 RSS유동을 최초로 제시하였다. Chen 등[7]은 Nave등의 실험 연구결과를 토대로 FSS, RSS유동을 수치해석 방법으로 재현하였으며, Mach-disk 하류에 Vortex ring 이 발생함을 보고 하였다. 하지만 이러한 박리 유동의 발생 원인에 대해서 설명하지는 못하였다.

Frey 등[8-9]은 이러한 간섭 유동장은 작동 압력비에 크게 의존하여 발생하여, 어떤 특정 압력비에 도달했을 때 FSS에서 RSS로 그리고 Full Flow 되기 직전에 그 역으로 재 천이(Re-transition)되는 현상이 나타나며, 특히 천이하는 시점에서 큰 횡력이 발생함을 밝혔다. Hagemann 등[10]은 노즐 목에서 급격한 유로팽



(a) FSS (Free Shock Separation)



(b) RSS (Restricted Shock Separation)

Fig. 1 Separation patterns in an overexpanded TOC nozzle [4]

창으로 인해 유동이 재 압축되어 내부 충격파 (Internal shock)가 발생하여, 마하디스크와 간섭하게 되어 축 방향으로 운동량 평형이 이루어져, RSS로 천이 한다고 주장하였다.

한편 최근 국내에서 Lee 등[11]에 의해 수행된 2차원 축대칭 수치해석 연구결과로, FSS에서 RSS로의 박리 유동장 천이는 마하디스크 하류의 비점성 제트코어에 발생한 Vortex ring의 발달로 발생하며, 상대적으로 FSS에서 RSS로 천이할 때 보다 역으로 천이할 때 더 큰 횡력이 발생함을 보고하였다.

현재까지 횡력 발생 메커니즘이나, 선형적인 압력비 변화를 고려한 유동장 천이 및 히스테리시스 발생 영역등은 비교적 상세하게 보고[4-11]되고 있다. 하지만 비선형 압력비 변화를 고려한 연구는 문헌[12]의 TOC 노즐에서 비선형 압력비 변동에 따른 국소 벽압력 변동값을 측정된 실험 연구뿐으로, 정량적인 횡력 특성 조사는 수행되지 않았다. 따라서 본 연구에서는 여러 가지 형태의 압력비 변화가 횡력 변동 특성에 어떠한 영향을 미치는지 상세히 조사하기 위하여, 2차원

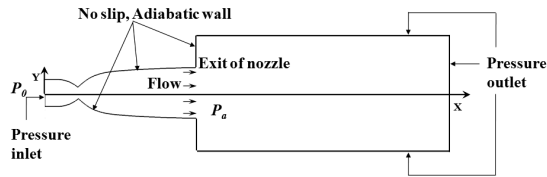


Fig. 2 Computational domain

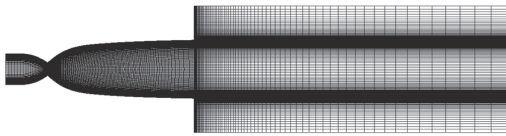


Fig. 3 Computational grid

비정상 수치계산을 수행하여 횡력 특성에 관한 정량적 결과를 도출하였다.

## 2. 수치해석 방법

본 수치계산의 타당성 조사를 위한 선행연구로, 수치해에 미치는 격자 의존성과 수치해석 영역의 영향을 조사하였으며, 또 여러 난류모델을 적용하여 선행 실험결과와 비교하였다. 그 결과 후술하는 바와 같은 계산 영역과 계산 격자를 얻을 수 있었으며, 그 중, Menter [13]가 제안한 SST K- $\omega$  Two-equation 난류 모델이 실험 결과를 가장 잘 예측하는 것으로 판단되었다.

### 2.1 수치계산

수치계산은 상용코드인 Fluent Ver. 6.3을 사용하여, 2차원, 압축성 Navier-Stokes 방정식을 유한 체적법으로 이산화 하였으며, Coupled implicit 방법으로, AUSM-DV와 2nd order up-wind scheme을 적용하여 Convective term을 계산하였다.

### 2.2 계산 영역 및 경계조건

수치계산에 적용된 로켓 노즐의 계산 영역과 경계조건은 Fig. 2에 도시하였다. 적용된 노즐 형태는 현재 수행중인 실험적 연구[14]의 노즐형

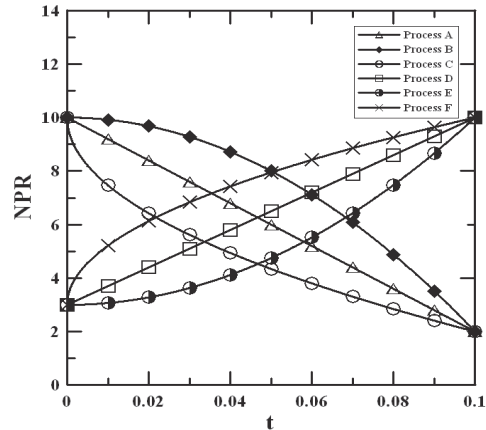


Fig. 4 Time variation of NPR

태와 동일하다.

Figure 3은 본 수치계산에 사용된 정렬 격자계로, 경계층이 발달하는 벽면부분, 유동이 초크하는 목(Throat)부분, 그리고 End-effect[12]가 발생하는 노즐 출구 부분에 격자를 집중 시켰으며, 격자 의존성의 연구 결과, 사용된 총 격자수는 약 67,000개 이었다. 경계 조건으로는, 모든 벽면은 Adiabatic, No-slip 조건, 노즐 입구는 Pressure inlet 조건, 노즐 출구의 계산 경계는 Pressure outlet 조건으로 각각 적용하였다. 수치계산은 입구 전압( $P_0$ )의 범위는 200kPa ~ 1.0MPa로 변화 시켰으며, 출구 배압( $P_a$ )은 100kPa로 고정 하였다. 또 전온도( $T_0$ )는 290K로 일정하게 유지하였다. Time step은  $2.0 \times 10^{-6}$ 으로 0.1초 동안 비정상 계산 하였다. 최적 Time step의 결정 및 격자의존성에 관한 내용은 선행연구[4,5,11]와 동일하게 적용한 것이기 때문에, 문헌에서 확인할 수 있다.

## 3. 결과 및 고찰

### 3.1 Steady state results

일반적으로 노즐의 입구와 출구 압력비( $P_0/P_b$ )를 Nozzle Pressure Ratio 즉 구동 압력비(NPR)라 정의한다. 정상상태 결과인 Fig. 5, 6에서 NPR = 4, 5는 RSS의 유동장과 벽압력 분포 특

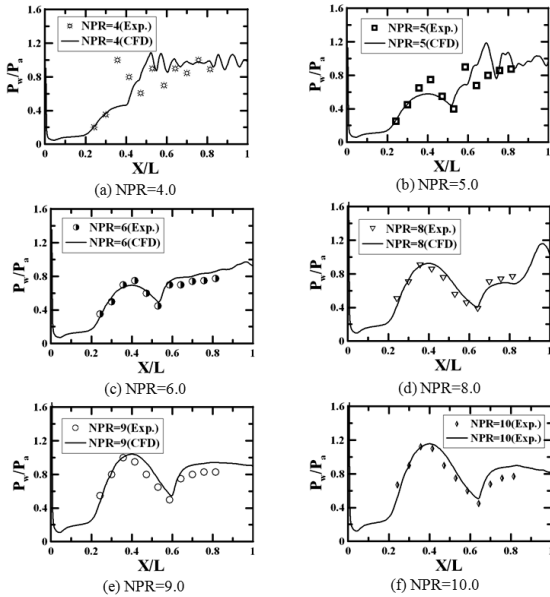


Fig. 5 Comparison of wall pressure distributions between experiment and CFD

성을 나타내며, 이외의 것은 FSS의 특성을 나타내고 있다. 여기에서 X는 노즐목에서 출구, L은 노즐목에서 정압공까지의 거리를 각각 나타낸다. 실험과 수치계산 결과를 비교하였을 때 유동장 및 벽압력 분포를 정성적으로 잘 예측하였다. 하지만 Fig. 5의 (a), (b)는 실험과 상이한 결과가 나타나는데, 이는 제트 유동이 박리한 이후 벽면으로 재 부착하는 RSS 유동의 벽 압력 분포도로서, 벽면 경계층 유동에서 충격파와 팽창파의 반복적인 반사로 인해 매우 큰 압력 진동과 비정상적인 유동장이 형성된다. 따라서 수치계산으로 정확한 예측은 매우 어려우며, 종례의 연구[15]에서도 동일하였다.

기본적으로 1차원 비점성 이론에 의하면, 초음속 노즐의 입·출구에 충분한 압력비가 주어졌을 경우 최소 면적인 노즐 목 하류 벽 압력 분포는 출구까지 연속적으로 감소하며, 벽면 역압력 구배가 발생한 경우 경계층은 박리(Separation)하게 되는데, 이때 박리점 이후의 압력은 대기압에 가깝게 회복한다. 하지만 본 연구에 사용된 초음속 노즐에서는 박리 이전에 벽압력이 증가하여 피크값 이후에 다시 압력이

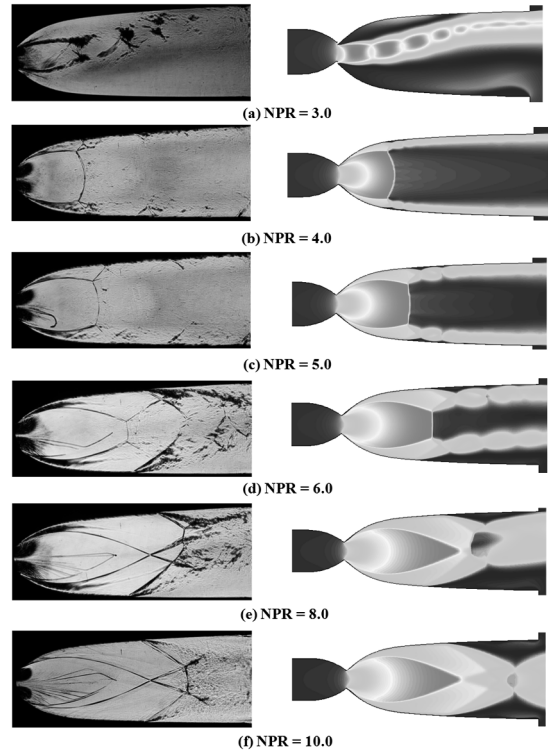
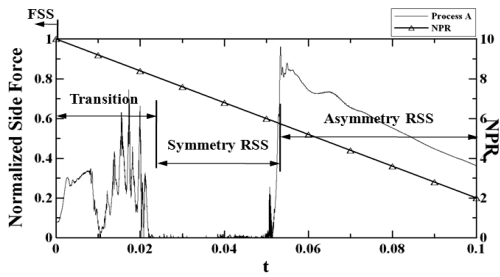


Fig. 6 Comparison of Schlieren images (Exp.) and Mach number contours (CFD)

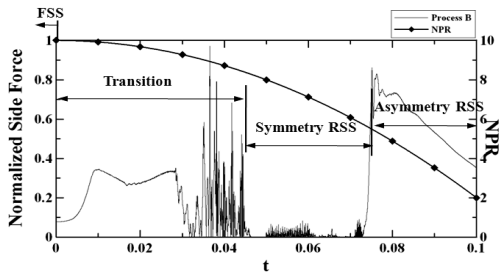
감소하는 경향을 띤다. 그리고 박리점 이후에 대기압과 가까운 값으로 회복함을 알 수 있다. 이는 Fig. 6에 나타난 쉐리렌 사진과 같이 노즐 목에서부터 발생한 내부 충격파(Internal Shock)의 영향으로 속도가 감소하여 벽 압력은 증가하게 되며, 내부 충격파에 자유한 위치에서 부터 유동은 재 가속하여 압력은 감소하게 된다. 한편 이들 사진은 간섭현상에 의한 벽면경계층 변화를 관찰하기 위하여 쉐리렌의 Knife edge를 횡 방향으로 설정한 결과이다.

### 3.2 Unsteady state results

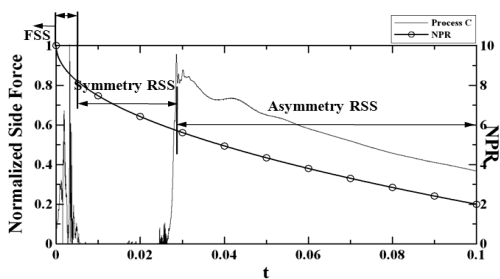
본 연구에서는 여러 형태의 구동 압력비 변동을 고려한 횡력 특성에 관하여 조사하기 위하여, Fig. 4와 같은 방법으로 NPR을 각각 변화시켜 비정상 수치 계산을 하였다. 엔진 정지과정은 NPR=10~2로, 엔진 시동과정은 NPR=3~10으로 적용하였다. 일반적으로 비정상 수치해를 얻기



(a) Process A



(b) Process B

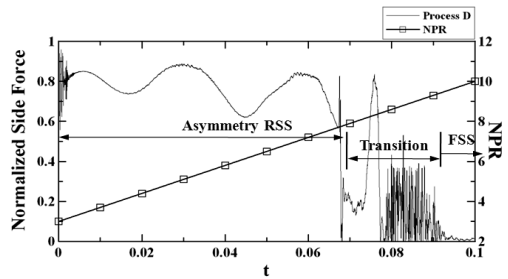


(c) Process C

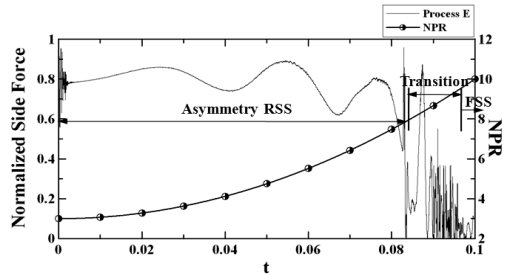
Fig. 7 Time history of normalized side force in the shut-down processes

위해서는 각각의 초기 압력비의 정상 수렴해를 얻어야한다. 하지만 NPR=2같은 크게 낮은 압력비의 경우, 노즐 목 하류에서 약한 충격파 구조가 비대칭적으로 발생하여 유동장이 잘 계산되지 않아, 수렴해를 얻을 수 없었다. 따라서 NPR=3을 초기 수렴해로 사용하여 엔진 시동과정을 비정상 수치계산 하였다.

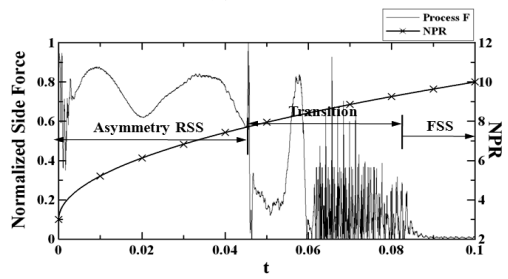
Figure 7, 8에는 엔진 정지 및 시동과정에서 발생한 횡력을 나타내며, 측정값 중 가장 큰 피크 값인 278 kN으로 무차원화 하였다. Fig. 7에서 3가지 과정(A,B,C)의 박리패턴의 유지시간이 각각 다른 것을 알 수 있다. 한편 과정 C는 초반 압력비 변동 속도가 과정 A, B 에 비해 급격



(a) Process D



(b) Process E



(c) Process F

Fig. 8 Time history of normalized side force in the start-up processes

하게 감소하는데, 천이하는 순간의 횡력이 상대적으로 매우 크게 나타났다. 그리고 선형적인 감소(과정 A)일 경우는 대칭 RSS에서 비대칭 RSS로 천이하는 구간의 피크 횡력 레벨이 크게 나타났지만, 과정 B, C의 형태는 반대로 FSS에서 대칭 RSS로 천이할 때 더 큰 횡력이 발생하였다. 이는 유동장이 천이하는 NPR = 5와 8의 인접 구간에서 급격한 압력비 변화를 적용한 경우, 초음속 유동이 배압에 적응하여 조절되는 시간이 변동하기 때문에, 유동장 형태가 급격히 불안해지면서 횡력의 크기가 변동하는 것으로 판단된다.

Figure 8에는 엔진 시동과정에서 발생하는 무

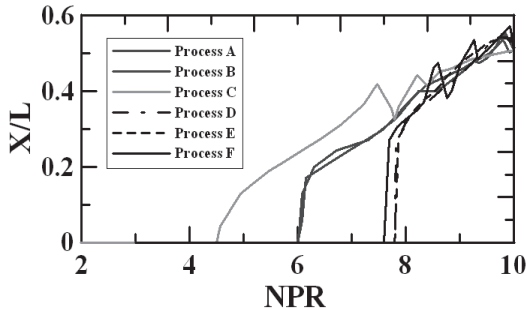


Fig. 9 Axial location of separation point from throat versus NPR during shut-down (A, B, C) and start-up (D, E, F) processes

차원 횡력의 결과이다. 정지과정과 상대적으로 유동이 FSS 로 완전히 천이 될 때까지 전체 압력비 변동구간에서 횡력 변동이 크게 발생한다. 그리고 비대칭 RSS에서 대칭 RSS로 천이 하지 않고 바로 FSS로 천이되는 특징이 있다. 또 완전한 FSS로 천이되기 까지 매우 큰 진폭으로 반복적인 진동이 발생 하는데, 이는 유동이 FSS로 이미 천이하였지만, 초음속 제트 흐름이 상하 노즐 벽면에 비대칭적으로 박리와 재 부착을 반복적으로 일으키며, 외부 유동의 유입과 차단도 동시에 발생 시켜 복잡한 와류유동이 격렬하게 발생하기 때문이다[16]. 이러한 제트 유동의 거동은 완전한 FSS유동으로 안정화 될 때까지 지속되며, 천이 이후에 횡력이 사라지는 것을 결과를 통해 알 수 있다. 따라서 일반적으로 엔진 정지 과정보다 시동과정의 유동장이 더 불안정하며 큰 횡력이 발생할 것으로 판단된다.

Figure 9에는 각각의 압력비 변동 과정의 NPR에 따른 박리점의 위치를 노즐 목에서 출구까지의 길이(L)로 무차원하여 나타내었다. 대부분 비슷한 위치에서 천이가 이루어지는 경향을 통해, 앞서 기술한 바와 같이 압력비에 강한 의존성을 보임을 알 수 있다. 하지만 엔진 정지과정과 시동과정을 압력비에 따라 각각 비교했을 경우, 다른 압력비에서 천이하는 히스테리시스 현상이 발생하였다. 또한 엔진 정지과정의 C와 엔진 시동과정의 F방법은 동일한 과정의 다른 형태의 압력비 변동방법에 비해 천이 구간이 앞

당겨진 것을 알 수 있다. 이는 Fig. 7, 8에 나타난 바와 같이, 천이하는 구간의 압력비가 다른 방법과는 비교적 순간적으로 크게 변화시킨 형태이기 때문에 유동장의 조절 되는 시간이 변동된 것으로 판단된다. 결론적으로 천이할 것으로 예상되는 구간에서의 압력비 변화는 천이에 소요되는 시간 및 횡력의 크기에 지대한 영향을 미침을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 비선형 압력비 변동을 고려한 과팽창 로켓 엔진의 시동과정과 정지과정을 모사하기 위하여, 2차원 비정상 수치계산을 수행하였다. 정상 상태의 실험 및 수치계산 결과는 정성적으로 잘 일치하였다. FSS 와 RSS 의 비정상 천이과정을 여러 가지 방법으로 잘 모사하여 횡력 특성에 관하여 상세히 조사 하였으며, 아래와 같은 결과를 얻었다.

1. 본 연구에서 사용된 초음속 노즐의 박리 유동은 FSS, 비대칭 RSS, 대칭 RSS 세 가지 형태로 발생하며, 이러한 유동장은 압력비에 크게 의존하여 천이한다.
2. 엔진 정지과정보다 시동과정일 경우 더 큰 횡력이 발생한다.
3. 천이하는 압력비 구간에서 급격한 압력비 변화를 주었을 경우, 횡력의 크기와 천이 발생구간에 영향을 미친다.
4. 엔진 정지과정과 시동과정의 간섭 유동장 천이가 각각 다른 압력비에서 발생하여, 히스테리시스 현상이 나타나며, 압력비 변동방법에 따라 천이 압력비가 변동될 수 있다.

#### 후 기

본 연구는 한국연구재단의 사업인 국제협력사업(과제번호:F01-2009-000-10040-0)의 일환으로 수

행되었으며 지원에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

1. Rao, G.V.R., "Exhaust Nozzle Contours for Optimum Thrust," AIAA Journal of Jet Propulsion, Vol. 28, June, 1958, pp.377-383
2. Hoffman, J.D., "Design of Compressed Truncated Perfect Nozzles," AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 3, No. 2, 1987, pp.150-156
3. Seddon, J., "The Flow Produced by Interaction of a Turbulent Boundary Layer with a Normal Shock Wave of Strength Sufficient to Cause Separation." Ph.D. Thesis, Ministry of Technology, 1967
4. Lee, J.S., Kim, H.D., Setoguchi, T. and Matsuo, S., "Unsteady Shock-Flow Characteristics in an Over-Expanded Rocket Nozzle," Journal of Thermal Science, Vol. 19, No. 4, 2010, pp.332-336
5. Yonezawa, K., Yamashita, Y., Tsujimoto, Y., Watanabe, Y. and Yokota, K., "Effect of Contour on Flow Separation in Overexpanded Rocket Nozzles," Journal of Fluid Science and Technology, Vol. 2, No. 1, 2007, pp.97-108
6. Nave, L.H. and Coffey, G.A., "Sea Levels Side Loads in High-Area-Ratio Rocket Engines," AIAA Paper 73-1284, 1973
7. Chen, C. L., Chakravarthy, S. R., and Hung, C. M., "Numerical Investigation of Separated Nozzle Flows," AIAA Journal, Vol. 32, No. 9, 1994, pp.1836-1843
8. Frey, M., and Hagemann, G., "Restricted Shock Separation in Rocket Nozzle," Journal of Propulsion and Power, Vol. 16, No. 3, 2000, pp.478-484
9. Hagemann, G., Frey, M. and Koschel, W., "Appearance of Restricted Shock Separation in Rocket Nozzles," Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 3, 2002, pp.577-584
10. Hagemann, G., Frey, M., "Shock Pattern in the Plume of Rocket Nozzle: Needs for Design Consideration." Shock Waves Journal, Vol. 17, 2008, pp.387-395
11. 이종성, Vincent Lijo, 김희동, "과팽창 노즐에서 발생하는 충격파 박리 패턴의 천이에 관한 연구," 한국추진공학회지, 제14권, 제3호, 2010, pp.9-15
12. Thi Nguyen, A. and Deniau, H., Girard, S. and Alziary de Roquefort, T., "Unsteadiness of Flow Separation and End-Effects Regime in a Thrust-Optimized Contour Rocket Nozzle," Flow, Turbulence and Combustion, Vol. 71, 2003, pp.161-181
13. Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605
14. Lee, J.S., Kim, H.D., Setoguchi, T. and Matsuo, S., "Experimental Visualization of Separation Shock Waves in an Over-Expanded Nozzle." Proc. 14<sup>th</sup> International Symposium on Flow Visualization, Daegu, 2010
15. Nebbache, A. and Pilinski, C., "Pulsatory Phenomenon in a Thrust Optimized Contour Nozzle," Aerospace Science and Technology, Vol. 10, 2006, pp.295-308.
16. Lee, J.S., Kim, Lijo, V. and Kim, H.D., "A Computational Study on the Transition of the Shock-Boundary Layer Interaction in an Over-Expanded Nozzle," Proc. the Korean Society of Mechanical Engineers Spring Conference, 2010, pp.157-162