

研究論文

과팽창 노즐에서 발생하는 충격파 박리 패턴의
천이에 관한 연구

이종성* · Vincent Lijo* · 김희동**†

A Study on the Transitional Shock Separation Patterns
in an Over-Expanded Nozzle

Jongsung Lee* · Vincent Lijo* · Heuydong Kim**†

ABSTRACT

Numerical investigation was carried out on axisymmetric over-expanded rocket nozzle to predict flow fields of transitional shock separation patterns. The unsteady, compressible N-S equations with $k-\omega$ SST for turbulence model closure were solved using a fully implicit finite volume scheme. Computed results were in good agreement with previous experimental works. It was found that strong side-loads were generated during the transition of RSS to FSS due to the development of a vortex ring in the inviscid jet core region. Hysteresis phenomenon exhibited by the shock-separation patterns was also found during the start-up and shut-down processes.

초 록

과팽창 로켓노즐에서 발생하는 충격파 박리패턴의 천이 유동장을 예측하기 위해 축대칭 수치해석적 연구를 수행하였다. 비정상, 압축성 N-S 방정식에 $k-\omega$ SST 난류모델을 적용하여, 유한 체적법으로 계산하였다. 종래의 실험적 연구 결과와 비교하였으며, 계산된 결과와 정성적으로 잘 일치하였다. 본 연구의 결과로부터 RSS에서 FSS로 천이할 때 가장 큰 횡력이 발생하며, 이는 비점성 제트 코어 영역에서 발생하는 Vortex ring의 발달로 기인됨을 예측하였다. 또한 엔진 시동과정과 정지과정에서 발생하는 히스테리시스 현상을 잘 모사하였다.

Key Words: Overexpansion Flow(과팽창 유동), FSS(자유박리 충격파), RSS(제한박리 충격파), Side-Load(횡력), Shock Wave(충격파), Rocket Nozzle(로켓 노즐)

1. 서 론

접수일 2010. 3. 22, 수정완료일 2010. 5. 7, 게재확정일 2010. 5. 13

* 학생회원, 안동대학교 대학원 기계공학과

** 종신회원, 안동대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail: kimhd@andong.ac.kr

최근 항공우주산업의 급속한 발전과 함께 비

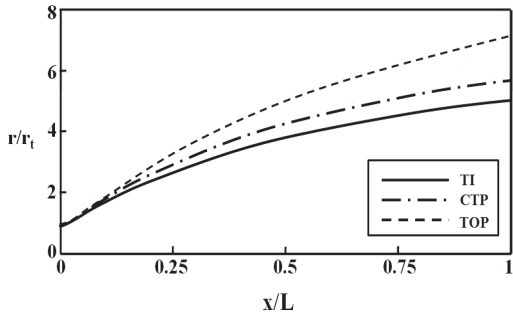
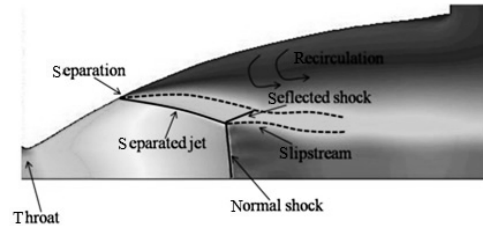


Fig. 1 Rocket nozzle contours

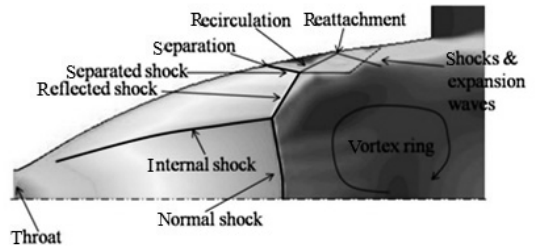
행체의 고 추력화에 대한 관심이 증가하고 있으며, 최근까지 매우 다양한 형태의 추진노즐이 개발되어 적용되고 있다. 일반적으로 로켓과 같은 대형 비행체의 메인 엔진에 사용되는 추력 노즐은 고 추력을 얻기 위해 노즐목과 노즐 출구면적 팽창비를 크게 설계한다. 이러한 추력 노즐의 형상은 Rao 와 Hoffman 등[1,2]에 의해 제안된 이상적인 기본 Bell 형태의 TO (Thrust Optimized), 또는 TP (Truncated Perfect)노즐이 있으며, 이들 노즐의 중량을 줄이기 위하여, 노즐 확대부의 길이 및 벽면 곡률 등을 변형시켜, 실제 로켓 엔진에 적용하는 예가 많다.

예를 들면, TI 노즐의 길이를 절단하거나 압축하여 TIC (Truncated Ideal Contour)노즐, CTP (Compressed Truncated Perfect)노즐로 변형시키거나, 또는 TO 노즐의 확대각을 변형시킨 TOP (Thrust Optimized Parabolic)노즐들이 제안되어 있으며, 유럽의 SSME, Vulcain 등은 TO 노즐, 일본의 LE-7A 등은 CT 노즐이 각각 적용되어 사용되고 있다. Fig. 1은 노즐 목(r_t)과 길이(L)로 각각 무차원화한 여러 노즐의 형상들이다.

이러한 형태의 추력노즐은 고고도 부족팽창 상태에서 구동되도록 설계 된다. 하지만 저고도에서 구동시킬 경우, 노즐상류에 충분히 높은 전압 (P_0) 이 주어진다 하더라도, 대기압으로 인해 노즐 출구에서의 유동은 필연적으로 과팽창 유동상태가 된다. 더욱이 면적 팽창비를 크게 설계한 추력 노즐은, 노즐의 출구가 아닌 내부 벽면에서 경사 충격파가 발생한다. 그 결과, 경계층은 박리하게 되며, 경사 충격파는 벽면의 경계층



(a) FSS (Free Shock Separation)



(b) RSS (Restricted Shock Separation)

Fig. 2 Separation patterns in an overexpanded TOC nozzle [3]

과 매우 복잡한 간섭(Interaction)현상을 일으켜 압력이 불규칙적으로 진동하게 되는 등 유동장은 시간에 따라 변동하게 된다.

Figure 2에는 충격과 경계층 간섭 유동장의 개략도를 도식적으로 나타내었다[3]. 선행된 연구 결과에 의하면, 추진 노즐에서 발생하는 간섭 유동장은 크게 두 가지 패턴으로 구분되는데, Fig. 2(a)와 같이 박리한 경계층 유동이 노즐 출구까지 재부착하지 않고, 노즐 출구방향으로 전파하는 형태를 FSS (Free Shock Separation)라 하며, Fig. 2(b)의 박리한 유동이 다시 노즐 벽면에 재부착하여, 유동의 박리영역이 노즐 출구까지 개방되지 않고, 노즐내부의 어떤 지역에 한정되는 형태를 RSS (Restricted Shock Separation)라 한다. 이러한 FSS 와 RSS 유동은 노즐의 작동 압력비에 의존하여 발생하게 되며, 로켓 엔진의 시동과정이나 정지과정에서, 압력비가 증가하거나 감소하면, FSS 유동에서 RSS 유동으로, 혹은 그 역으로 천이하게 된다. 이때 큰 횡력(Side-load)이 발생하여 추력 변동을 야기시킬 뿐만 아니라,

구성품의 피로파괴를 일으키는 주원인이 된다고 보고되고 있다[4]. Nave 등[5]은 실험적으로 FSS

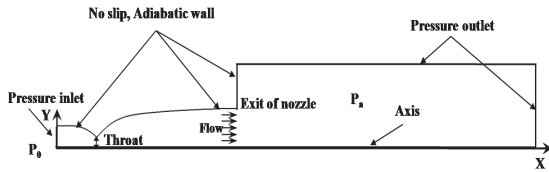


Fig. 3 Computational domain

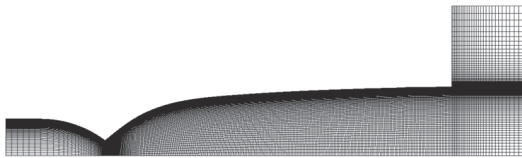


Fig. 4 Computational grid

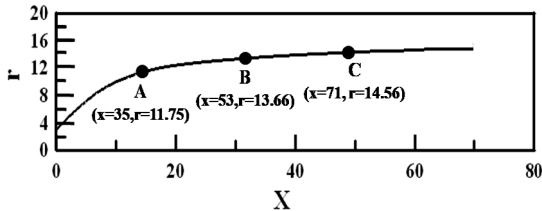


Fig. 5 Nozzle contour and locations of pressure taps

와 RSS 유동에 대해 최초 제시하였으며, FSS 에서 RSS 로 혹은 그 역으로 천이할 때 큰 횡력이 발생함을 보고하였다. Chen 등[6] 은 Nave 등의 실험적 연구결과를 토대로 FSS, RSS 유동을 수치해석적 방법으로 재현했으며, Mach-disk 하류에 Vortex ring 이 발생함을 보고 하였다. Frey 등[7]은 노즐 목에서 급격한 유로팽창으로 인해 유동이 재 압축되어 내부 충격파(Internal shock) 가 발생하여, 마하디스크와 간섭하게 되어 축 방향으로 운동량 평형이 이루어져, RSS 로 천이한다고 보고하였다. Nebbache 등[8]은 TOC 노즐에서 여러 압력비에 대한 정상 수치 계산하여, 엔진 시동 과정과 정지 과정에서 히스테리시스(Hysteresis)현상이 발생한다고 보고하였다. 현재 까지 로켓 노즐의 충격파 박리로 인한 횡력 저감을 위하여 많은 실험적, 수치 해석적 연구가 진행되고 있으나, 상세한 발생 기구나 변동 기구에 대해서는 아직까지 명확하지 않다. 더욱이 수치 해석적 연구는 대부분 정상상태의 계산이었으며, 비정상 계산의 경우 천이가 일어나는 범위에만 국한하여 수행되었다.

본 연구에서는 현재 진행 중인 실험적 연구결과와 비교하기 위하여, 노즐 입구와 출구의 압력비 ($NPR=p_0/p_a$) 변동에 따른 유동장 형태, 박리

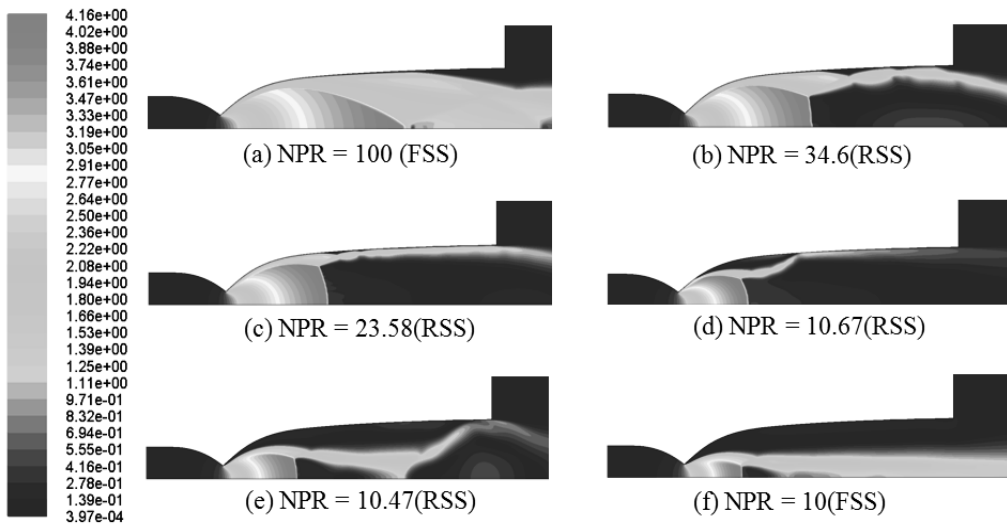


Fig. 6 Mach number contours

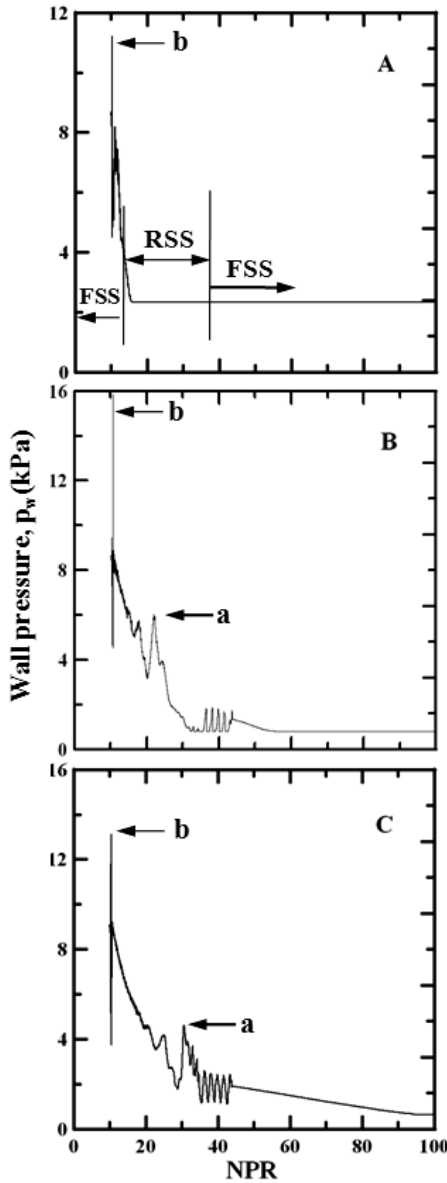


Fig. 7 Wall pressures versus NPR

점 위치 및 충격파 구조의 변화 그리고 FSS에서 RSS로 혹은 그 역으로 천이하는 과정에서 발생하는 압력 변동 등을, 수치 계산법을 이용하여 상세하게 조사하였다. 수치계산은 상용코드인 Fluent 6.3을 사용하였다.

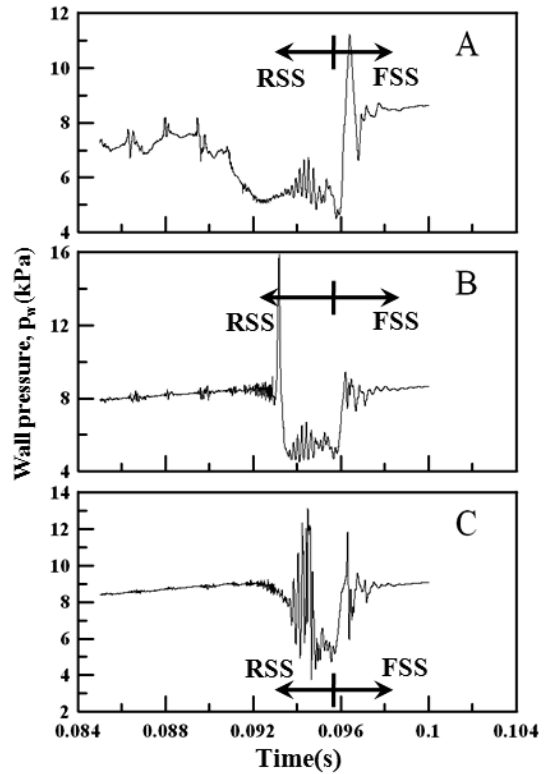


Fig. 8 Time history of wall pressures at point A, B and C

2. 수치해석 방법

본 연구의 수치계산에서는 과팽창 초음속 로켓 노즐 내에 발생하는 충격파 박리형태가, 압력비에 따라 천이되는 과정을 모사하기 위하여, Menter[9]가 제안한 $K-\omega$ SST Two-equation 난류 모델을 사용하였으며, 2차원 비정상 축대칭, 압축성 Navier-Stokes 방정식에 유한 체적법을 적용하였다.

Figure 3은 수치계산에 적용된 초음속 로켓 노즐의 계산 영역과 경계조건을 나타내었다. 적용된 노즐 형태는 현재 수행중인 실험적 연구의 노즐 과 동일하며, 노즐목 반경, 출구 반경 및 노즐 목에서 출구까지의 길이는 각각 0.33mm, 7.5mm, 70mm 이다. 본 수치계산에 적용한 경계조건으로는, 모든 벽면은 Adiabatic, No-slip

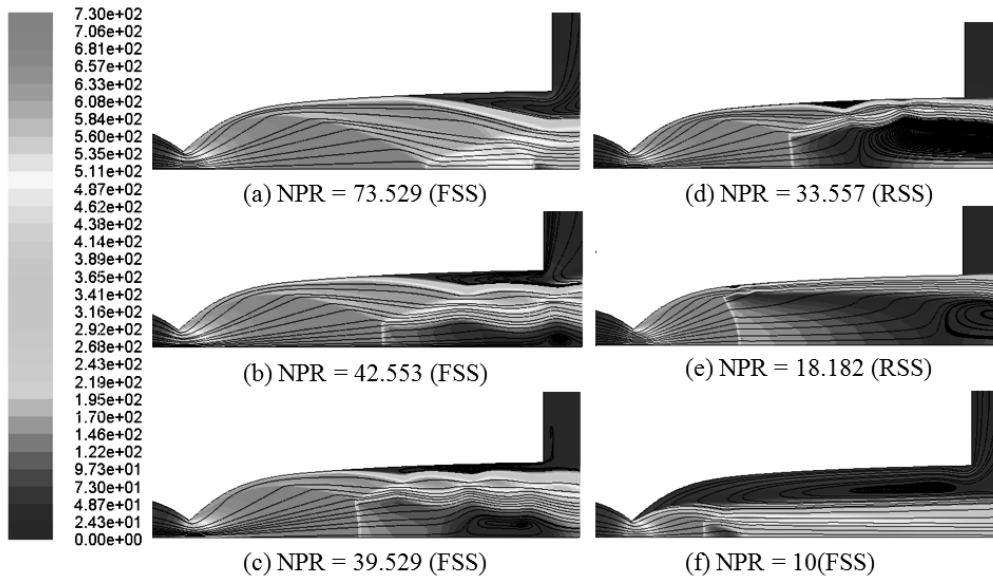


Fig. 9 Velocity contours with streaklines

조건, 노즐 입구는 Pressure inlet조건, 노즐 출구의 계산 경계는 Pressure outlet조건으로 각각 적용하였으며, 수치계산에서는 입구 전압(p_0)은 100kPa로 고정, 출구 배압(p_a)은 1kPa에서 10kPa로, 즉, 노즐 구동 압력비가 100~10으로 선형적으로 변하는 과정으로 설정하여 로켓 엔진 정지 과정을 모사하였다. 또 전온도(T_0)는 290K로 설정하였다. Coupled implicit방법으로, AUSMDV와 2nd order up-wind scheme을 적용하여 Convective term을 계산하였으며, Time step은 2.0×10^{-6} 으로 0.1 초 동안 전체 비정상과정을 계산하였다. 작동기체는 이상기체로 가정한 공기로 설정하였다.

Figure 4는 본 수치계산에 사용된 정렬 격자계를 나타낸 것으로, 벽면의 경계층이 발달하는 부분, 유동이 초크하는 목(Throat)부분, 그리고 End-effect[10]가 발생할 노즐 출구 부분에 격자를 집중 시켰으며, 총 격자수는 약 45,000개이다.

Figure 5는 노즐 목에서 출구까지의 노즐의 상세형상을 나타내며, 노즐 내에서 발생하는 충격파와 벽면경계층의 간섭현상을 정량화하기 위한

압력 측정점의 위치를 각각 A, B 그리고 C로 나타내었다.

3. 결과 및 고찰

Figure 6은 비정상 압력비 감소, 즉 엔진 정지과정 중 특정 NPR에서의 마하수 Contours를 나타낸다. 일반적으로 과팽창 노즐내의 유동박리는 벽압력(p_w)이 대기압(p_a)보다 크게 낮으며, 경사충격파를 동반할 때 발생하는 것으로 잘 알려져 있다[11]. (a) NPR=100일 경우 박리패턴은 FSS 형태이다. 이는 전형적인 초음속 노즐 벽면에서 경계층이 박리한 이후 다시 재부착하지 않고 자유제트(Free jet)형태로 출구로 전파하는 형태로 알 수 있다. 그리고 NPR이 감소함에 따라 박리점이 노즐 하류에서 상류로 이동하였으며, 약 NPR=34.6일때 FSS에서 RSS로 천이하였다. 경계층이 박리한 이후 다시 벽으로 재부착하여 박리지역이 박리점과 재 부착점 사이로 한정되어, 재순환 기포가 발생하였다. 특이한 점은 재순환 기포가 2개 발생한 것이다. 이는 벽 부근의

초음속 제트영역에서 벽과 진단층을 경계로 충격파와 팽창파의 반사가 반복적으로 발생하기 때문에 판단된다. NPR이 감소함에 따라 박리점은 노즐의 상류로 더 이동하였으며, (e) NPR=10.47는 RSS에서 FSS로 천이하기 직전 초음속 제트유동의 거동을 나타낸다. 약 NPR=10.45에서 FSS로 완전히 천이하였다. 한편 FSS에서 RSS로 천이하는 순간보다, RSS에서 FSS로 천이하기 직전의 유동장이 매우 불안정한 형태로 나타나는데, 이는 횡력 발생과 매우 밀접하게 연관된 것으로 판단된다. Fig. 7에는, Fig. 5에 나타난 측정점 A, B, C에서, NPR이 감소함에 따라 정압변동을 나타내었다.

본 수치해석 결과와 참고문헌[12]의 실험/수치해석 결과와 비교하였을 때 정성적으로 잘 일치하였다. 측정점 B, C의 결과에서 약 NPR=45의 위치에서부터 발생하는 압력진동과 이후 발생한 큰 압력피크(a)는 FSS에서 RSS로 천이와 관계 있음을 짐작 할 수 있다. 한편 NPR=20~10사이에서도 압력 진동이 발생하지만 RSS에서 FSS로 천이한 순간의 압력 피크(b)는 FSS에서 RSS로 천이한 순간의 피크값에 비해 매우 크게 나타난다.

Figure 8에는 RSS에서 FSS로 천이하는 순간의 측정점 A, B, C에서 시간에 따른 정압변동을 좀더 상세하게 나타내었다. 천이하기 직전에 각각의 측정점에서 큰 진폭으로 압력진동이 발생하며, 천이 직후에 최대진폭 16kPa까지의 압력피크가 발생하였다. 이는 천이순간에 유동장이 매우 불안정하며, 충격파 경계층 간섭현상으로 매우 격렬한 진동이 발생한 것으로 판단된다.

Figure 9에는 특정 NPR의 속도장 및 순간 유선을 나타낸다. Nasuti 등[13]은 노즐 축 제트코어(Jet core)의 마하디스크 하류 아음속 영역에서 Vortex ring의 발생을 수치계산 결과로 제시한바 있다. 본 수치계산으로 부터, (b)의 노즐출구 축 부근에서부터 작은 Vortex ring이 발생하였으며, NPR이 감소함에 따라 Vortex ring의 범위와 크기가 좀더 확장되어 초음속제트는 노즐 벽 쪽으로 이동하는 형태가 나타났다. (d)에서 Vortex

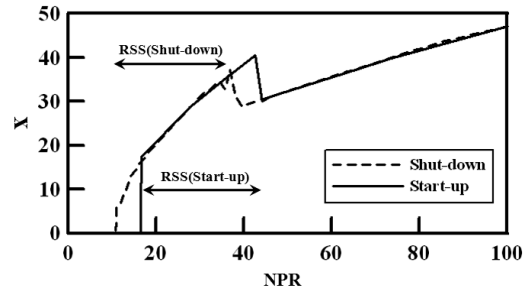


Fig. 10 Axial location of separation point from throat versus NPR during shut-down and start-up transients

ring은 매우 크게 발달하였으며, 이때 완전히 RSS로 천이하였다. NPR이 감소함에 따라 Vortex ring의 영향이 작아져 다시 FSS로 천이하였다.

Figure 10에는 엔진 시동과정과 정지과정의 NPR에 따른 박리점의 위치를 나타내었다. 엔진 정지과정에서 NPR이 감소함에 따라 박리점은 단조롭게 노즐의 하류에서 상류로 이동하지만 FSS에서 RSS로 천이하는 순간 노즐 하류로 급격히 이동하였으며, 다시 단조롭게 상류로 이동한다. 그리고 RSS에서 FSS로 천이하는 순간 박리점은 노즐 목으로 급격히 이동하였다. 특이한 점은 엔진 정지과정과 시동과정을 비교했을 때, 다른 NPR에서 유동의 천이가 이루어진 점이다. 이러한 현상을 히스테리시스 현상이라 한다. Yonezawa 등[4]과 Nebbache 등[8]에 의하여 수행된 CTP 및 TOC 노즐에서도 유사한 히스테리시스 현상이 발생하였으며, 향후 이의 발생 메카니즘에 대한 체계적인 연구가 필요하다.

4 결 론

본 연구에서는 과팽창 로켓 엔진의 시동과정과 정지과정을 모사하기 위하여, 축대칭 2차원 비정상 수치계산을 수행하였다. 이전 연구의 실험/수치해석 결과와 비교하였을 때 정성적으로 일치하였으며, FSS와 RSS의 천이과정을 잘 모사

하여 횡력 발생 기구에 관하여 상세히 조사 하였다. 얻어진 결과는 다음과 같이 요약된다.

1. 본 수치계산에서 압력비 감소에 따른 FSS와 RSS로 혹은 그 역으로 천이하는 과정을 잘 모사 하였으며, FSS에서 RSS로 천이보다 RSS에서 FSS로 천이순간 더 큰 횡력이 발생한다.
2. FSS에서 RSS로의 박리 유동장 천이는 마하디스크 하류의 비점성 제트코어에 발생한 Vortex ring의 발달로 발생한다.
3. 엔진 정지과정과 시동과정에서 동일한 압력비에서 천이하지 않는 히스테리시스 현상이 발생한다.

후 기

본 연구는 한국연구재단의 사업인 국제협력사업(과제번호:F01-2009-000-10040-0)의 일환으로 수행되었으며 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. Nagdewe, S.P., 이종성, 김희동, "로켓노즐에서 발생하는 횡력변동에 관한 연구," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2009, pp.315-319
4. 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
5. Nave, L.H. and Coffey, G.A., "Sea Levels Side Loads in High-Area-Ratio Rocket Engines," AIAA Paper 73-1284, 1973
6. 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
7. Frey, M. and Hagemann, G., "Restricted Shock Separation in Rocket Nozzles," AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 16, No. 3, 2000, pp.478-484
8. Nebbache, A. and Pilinski, C., "Pulsatory Phenomenon in a Thrust Optimized Contour Nozzle," Aerospace Science and Technology, Vol. 10, 2006, pp.295-308
9. Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605
10. 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
11. Hadjadj A., Onofri M., "Nozzle Flow Separation," Shock Wave Journal, Vol. 19, No. 3, 2009, pp.163-169
12. Yonezawa, K., Morimoto, T., Tsujimoto, Y., Watanabe, Y. and Yokota, K., "A Study of an Asymmetric Flow in an Overexpanded Rocket Nozzle," Journal of Fluid Science and Technology, Vol. 2, No. 2, 2007, pp.400-409
13. Nasuti, F. and Onofri, M., "Viscous and Inviscid Vortex Generation During Startup of Rocket Nozzles," AIAA Journal, Vol 36, No. 5, 1998, pp.809-815