

축대칭 환형 분사식 이젝터 제트 유동 특성의 수치적 연구

박근홍¹, 권세진^{*2}

A NUMERICAL STUDIES ON THE FLOW PROPERTIES OF AXI-SYMMETRIC ANNULAR BELL TYPE EJECTOR-JETS

G.H. Park¹ and S.J. Kwon^{*2}

An investigation of the ejector-jets focusing on its flow properties was carried out by varying the geometric parameters. The area ratio of the primary nozzle, AR that was tested in the present measurement was 2.17 and 3.18, while the ratio of the length to the diameter of the duct downstream the primary nozzle inlet, L/D had values of 3.41, 6.82, and 10.23. For the frame work of flow characteristics, the wall pressures distribution of ejector-jet was investigated by experiment for basic study of ejector-jet performance. In result, terminal shock location and existence of series of oblique shocks are recognized. In this study, CFD analysis was conducted at the same time. And as a result of comparison experiment data with CFD analysis, the physical phenomena of ejector-jets were estimated.

Key Words: 초음속 이젝터(Supersonic ejector), 이젝터 제트(Ejector-jet)

1. 서론

현재 NASA, JAXA 등을 비롯한 여러 곳에서는 재사용이 가능한 SSTO (Single Stage To Orbit) 비행체에 대한 연구가 진행 중인데, 이 SSTO 비행체의 실현을 위해 가장 주목받는 추진 시스템이 바로 RBCC (Rocket Based Combined Cycle) 엔진 개념이다. 이 엔진은 로켓과 공기흡입추진시스템 (Air-breathing Propulsion)을 결합한 것으로 한 시스템 안에서 비행 속도에 따라 이젝터 제트, 램제트, 스크램제트, 로켓 등의 모드 변환이 가능하다. 이 엔진은 일반 로켓엔진과 비교하여 대기권 안에서는 공기흡입추진시스템을 사용할 수 있으며 평균적으로 훨씬 큰 비추력(Isp)을 얻을 수 있다[1]. Fig. 1은 RBCC 엔진의 모든 변환을 이륙으로부터 비행 속도에 대하여 순차적으로 나타낸 그림이다. 이젝터 제트 모드는 이륙해서 약 Mach 3까지의 범위에서 작동하는 것으로, 그림에서 보듯이 로켓 엔진이 주유동이 되어서 대기의 공기를 부유동으로서 빨아들이는 이젝터 시스템임을 알 수 있다. 램제트 모드는

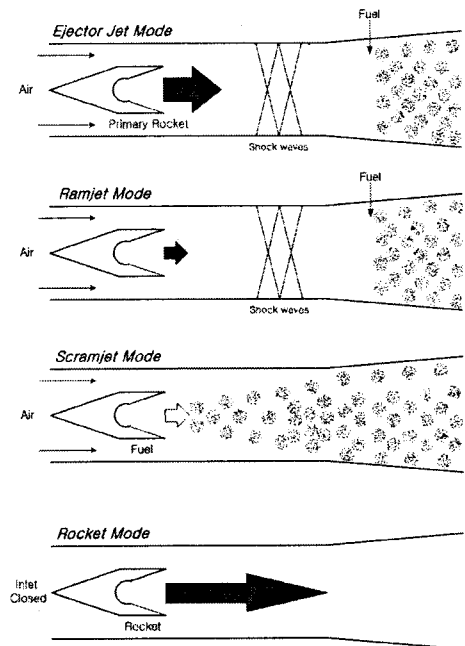


Fig. 1 Schematic diagram of the operating condition of RBCC engine

1 학생회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

2 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

* Corresponding author E-mail: melody@kaist.ac.kr

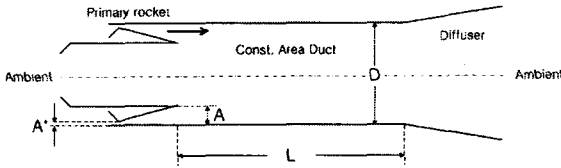


Fig. 2 A Schematic of axi-symmetric supersonic ejector

마하 3 에서 마하 6까지의 범위에서 작동하는 것으로, 자유류의 마하수가 램압을 형성할 수 있는 충분한 속도가 되면 주유동으로서 작동하는 로켓 엔진의 작동을 멈추고 램제트 모드로 변환을 하게 된다. 스크램 제트 모드는 마하 6 에서 10까지의 영역에서 작동하게 된다. 이젝터 제트 모드에서 주유동으로 작동하던 로켓노즐은 이때 초음속 연소를 위한 연료 인젝터가 된다. 그 후 우주공간에서 흡입구는 닫히게 되고 엔진은 로켓모드로 변환이 된다[2,3].

RBCC 엔진은 기본적으로 로켓의 분사 방식에 따라서 환형분사와 중앙분사 방식으로 나뉘는데 환형분사의 경우 중앙분사 방식에 비해 구조적으로는 복잡하나 흡입 공기와 로켓 배기가스의 접촉면이 넓어지며 혼합을 촉진시켜 시스템의 전체적인 길이를 단축시키며 안정적인 후연소를 할 수 있게 하는 장점이 있다[4]. 본 연구에서는 축대칭 환형분사식 이젝터 제트를 제작하여 이젝터 제트의 성능에 직접적인 영향을 미치는 형상 변수에 대하여 벽면 압력을 측정하여 내부 유동 특성을 조사하였다. 덕트의 직경과 길이의 비인 L/D 가 3.41, 6.82, 10.23인 각 경우에 대하여 주유동 노즐의 직경비, AR 은 2.17과 3.18에 대하여 실험하였다. 이 연구는 CFD해석을 통하여도 동시에 이루어졌으며 실험결과와 CFD 해석결과의 비교와 수치적 가시화를 통하여 내부의 유동현상을 예측, 조사하였다.

2. 축대칭 환형 이젝터 제트의 유동 특성

2.1 이젝터 제트의 실험적 연구

2.1.1 실험장치의 구성

본 연구에서 사용한 이젝터 제트의 기본 형상은 Fig. 2와 같다. 3차원 환형 이젝터 제트로, 주유동이 벽면을 따라 분사되어 부유동과 혼합되며 혼합 기체는 덕트를 지나 디퓨저를 통해 대기중으로 방출된다. 여기서 D 는 일정 단면적을 갖는 덕트의 지름이고, L 은 덕트의 길이이다. 주유동 노즐에서 A^* 는 노즐 목의 넓이이고 A 는 노즐 출구의 넓이다. 본 논문에서 AR 은 A/A^* 을 의미하며 부유동 덕트의 단면적을 고정시키기 위해 A^* 를 바꾸어 AR 을 변화시켰다. Fig. 3은 실험 구성도를 보여주고 있다. 실험은 부피가 2m³이고 최고 압력이 30bar인 압축공기 탱크에 부피 1m³, 최고 압력 25bar인 작은

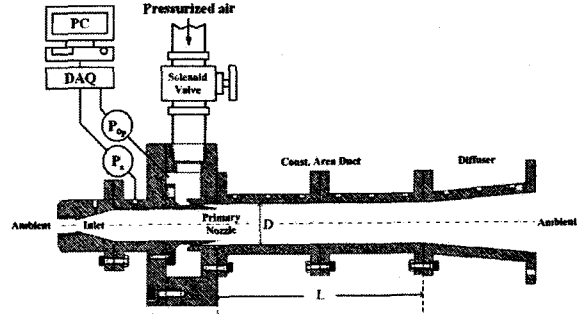


Fig. 3 A Schematic of experimental apparatus

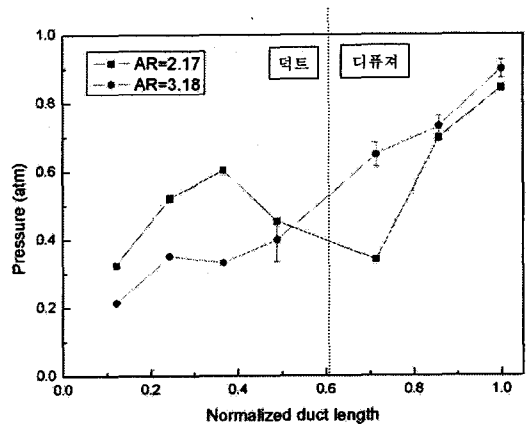


Fig. 4 Wall pressures ($L/D=3.41$)

압축공기 탱크를 장치하여 압력 조절기를 통해 주유동 압력을 제어하였다. AR 이 2.17, 3.18에 대하여 주유동 유량은 각각 약 0.1185, 0.0831 kg/s이다.

2.1.2 실험결과

AR 과 L/D 를 변화시켜 가며 이젝터 제트 덕트의 벽면압력을 측정하여 내부유동 특성을 살펴보았다. L/D 가 3.41, 6.82, 10.23로 증가함에 따라 덕트에서 30mm 간격으로 4, 8, 12개 위치에서 벽면압력을 측정하였으며 디퓨저에서는 L/D 에 관계없이 35mm 간격으로 3곳의 압력을 측정하였다.

Fig. 4는 L/D 가 3.41인 경우의 실험결과로서 각 측정위치에서의 압력을 나타내었다. AR 이 2.17인 실험에서는 덕트를 지난 유동이 디퓨저에 이르러서도 초음속을 유지하며 팽창하게 되어 압력이 감소하는 것을 알 수 있다. 이에 반하여 AR 이 3.18인 결과는 덕트 끝단에서 중단 충격파를 생성하며 디퓨저에서 압력이 상승함을 알 수 있다.

Fig. 5에서도 마찬가지로 AR 이 2.17인 경우는 L/D 가 증가하였음에도 디퓨저 입구에서 초음속을 유지하며 팽창하고 있다. 두 경우 모두 압력분포가 선형으로 나타나지 않고 파동의 형태를 보이는데 이는 덕트가 길어짐에 따라 내부의 경사충격과 개수도 증가하여 나타나는 것으로 예측된다. Fig. 6은

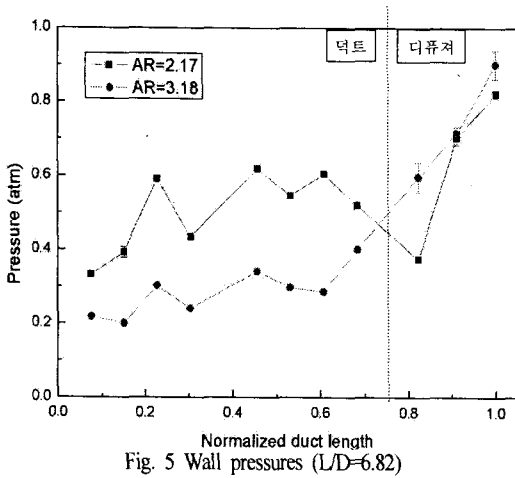


Fig. 5 Wall pressures (L/D=6.82)

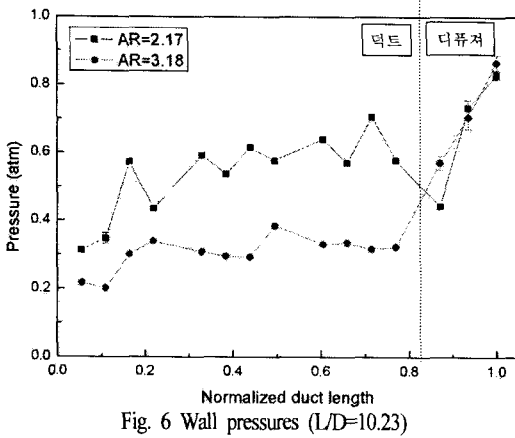


Fig. 6 Wall pressures (L/D=10.23)

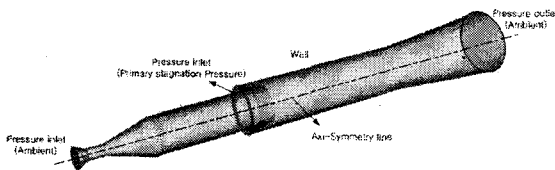


Fig. 7 Ejector-jet modeling for CFD analysis

L/D가 10.23에 대한 결과를 보여주고 있다.

L/D가 증가함에 따라 종단충격파는 AR=2.17의 경우 큰 변화가 없으나 3.18의 경우에는 뒤로 이동하는 것을 알 수 있다. 또한 덕트 내부의 압력은 AR=2.17인 경우가 모든 L/D에 대하여 높게 나타나는데 이는 주유동 유량의 증가로 인한 압력상승이다. AR이 2.17인 경우는 L/D가 증가하여도 디퓨저 입구에서는 초음속을 유지하며 팽창하고 있으며 디퓨저 내에서 종단 충격파를 형성한다. 이 때문에 디퓨저 끝단에서의 압력은 AR이 3.18인 경우보다 낮게 나타나고 있다.

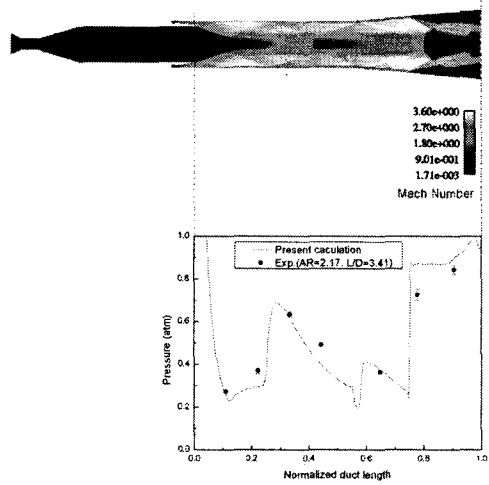


Fig. 8 Mach contour and wall pressure comparison (AR=2.17, L/D=3.41)

2.2 이젝터 제트의 수치적 연구

2.2.1 이젝터 제트의 모델링

본 연구에서는 상용코드인 Fluent를 사용하여 내부유동을 해석하였다. 해석결과와 실험결과를 비교하여 이젝터 제트의 내부유동을 예측하고자 한다. Fig. 7은 본 연구에서의 CFD 해석을 위한 모델링 계략도를 보여주고 있다. 그림과 같이 축대칭 조건으로 해석하였다. 부유동 입구와 이젝터 제트 출구는 대기압조건을 주었으며, 주유동 입구는 압력입구조건으로 주유동 챔버압력과 같다. 모든 계산에 대하여 초기 조건은 대기압과 속도는 0인 상태를 유지하였다. 격자는 정렬 격자계를 사용하였으며 시간적분법으로는 계산량은 많으나 시간간격에 제한을 받지 않아 큰 시간간격으로 전진하므로 수렴이 빠른 내재적(Implicit)방법과 공간에 대한 2차 풍상 차분법을 사용하였다. 또한 난류모델은 k-ε 표준형을 사용하였다.

2.2.2 실험과 계산의 결과 비교 및 분석

아래 결과는 CFD를 이용한 해석결과로 주유동 압력 17기압에서 각각의 AR에 대해 L/D가 3.41인 경우의 마하수 분포를 나타낸 결과이다. 그래프에는 해석결과와 실험결과에서의 압력분포를 비교하여 나타내었다. Fig. 8의 마하수 분포를 보면 디퓨저 입구에서도 초음속을 유지하며 팽창하는 것을 알 수 있다. CFD결과와 실험의 벽면 압력분포를 비교하여 보면 덕트 내에서의 압력이나 디퓨저에서의 종단충격파 위치를 살펴보면 실험결과와 해석결과가 잘 일치하고 있다. 이 경우에 덕트 내에서 해석결과와 같이 벽면을 따라 주유동이 흐르며 경사충격파가 형성되고 이 때문에 압력분포는 파동형태를 띄는 것으로 예측된다.

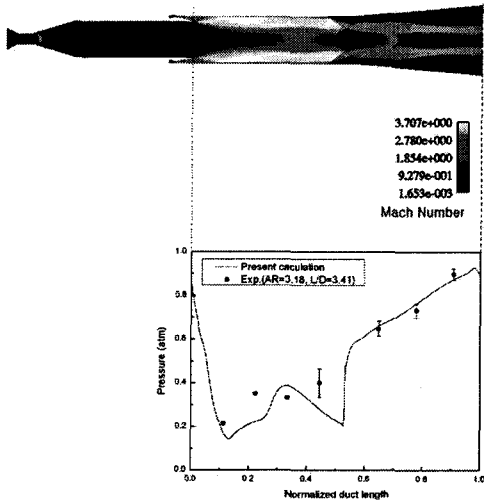


Fig. 9 Mach contour and wall pressure comparison (AR=3.18, L/D=3.41)

AR이 3.18인 경우, Fig. 9의 마하수 분포를 보면 앞서 실험 결과에서 예측하였듯이 종단 충격파는 덕트 내부에 위치하고 있음을 확인할 수 있다. 하지만 벽면 압력분포의 결과 비교를 보면 전체적으로 덕트내의 압력이나 종단 충격파의 위치를 계산결과가 뒤쪽에 예측하고 있는 것을 알 수 있다. 두 결과의 내부 유동을 살펴보면 덕트 벽면을 타고 경사충격파가 형성되는 흐름을 보여주고 있다. 하지만 AR이 3.18인 경우는 2.17의 경우에 비해 유량이 더 작기 때문에 덕트 중심부에서 주유동이 완전히 만나지 못하여 닫힌 흐름을 형성하지 못하고 있다. 이 경우 덕트 중심에서 그림과 같이 와류가 발생하여 덕트내 유동에 영향을 줄 것으로 예상된다.

3. 결 론

본 연구에서는 이젝터 제트의 성능에 영향을 주는 형상 변화에 따른 내부유동의 특성 조사를 통해 이젝터 제트내 유동의 물리적 현상을 연구하였다. 주유동 노즐의 AR와 이젝터 제트의 덕트 L/D를 변화시켜가며 각 위치에서 벽면 압력을 측정하였다. 이젝터 제트의 각 위치에서 측정된 벽면 압력을 통해 관찰된 유동특성에서는 L/D가 증가함에 따라 AR=2.17인 경우는 종단 충격파의 위치가 거의 변화가 없었으나 3.18인 경우는 조금씩 뒤로 이동함을 알 수 있었고, 같은 L/D에 대하여는 유량차이에 의해 AR=2.17의 경우가 3.18보다 종단 충격파가 뒤쪽에 위치하는 것을 알 수 있었다. CFD 해석을 통하여 실험결과와 벽면 압력을 비교하였으며 이를 통하여 이젝터 제트 내부의 유동 현상을 예측할 수 있었다. 덕트 내부의 압력분포와 종단 충격파의 위치는 AR=2.17의 경우 정확히 예측했으나 3.18의 경우는 그렇지 못했다. 하지만 CFD를 통한 해석 방법이 축대칭 이젝터의 내부 유동을 예측하기에는 유용한 방법이었음을 알 수 있었다.

참고문헌

- [1] Dr. John R. Olds, "Options For Flight Testing Rocket-Based Combined-Cycle (RBCC) Engines," *AIAA paper*, 96-2688.
- [2] Takeshi Kanda, Kenji Kudo, "A Conceptual Study Of A Combined Cycle Engine For An Aerospace Plane," *AIAA paper*, 2002-5146.
- [3] Shigeki Aoki, Jongsun Lee, and Goro Masuya, "Aerodynamic Experiment on an Ejector-Jet," *Journal of Propulsion and Power*, vol.21, No.3, May-June 2005.
- [4] William J.D, and Robert E. Schnurstein, "A Retrospective On Early Cryogenic Primary Rocket Subsystem Design As Integrated Into Rocket-Based Combined-Cycle (RBCC) Engines," *AIAA paper*, 93-1944, 1993.