

축대칭 환형 이젝터 제트의 내부 유동과 추력특성

박근홍¹, 권세진^{*2}

INTERNAL FLOW PROPERTIES AND THRUST CHARACTERISTICS OF AXI-SYMMETRIC ANNULAR BELL TYPE EJECTOR-JET

G.H. Park¹ and S.J. Kwon^{*2}

An experimental and numerical investigation of the ejector-jets focusing on its geometric parameters that effect on thrust performance was carried out. The area ratio of the primary nozzle that was tested in the present study was 2.17 and 3.18, while the ratio of the length to the diameter of the duct downstream the primary nozzle inlet had values of 3.41, 6.82, and 10.23. Internal flow properties of ejector-jet were estimated by comparison experiment data and CFD analysis for basic study of ejector-jet thrust performance. For examination of thrust performance, the thrust ratios increased with increase in L/D. Especially at AR=2.17, the maximum thrust augmentation was 33 percent for the shortest L/D. It is expected that the increase of mixing duct length of ejector-jet will be helpful in a thrust performance by improving mixing efficiency.

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

1. 서론

현재 세계적으로 재사용이 가능한 SSTO (Single Stage To Orbit) 비행체에 대한 연구가 진행 중인 가운데, 이 비행체의 실현을 위해 새로운 추진 개념인 RBCC (Rocket Based Combined Cycle) 엔진이 주목 받고 있다. 이 엔진은 로켓과 공기흡입추진시스템 (Air-breathing Propulsion)을 결합한 것으로 한 시스템 안에서 비행속도에 따라 이젝터 제트, 램 제트, 스크램 제트, 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 보듯 로켓 엔진이 주유동으로 작용하여 대기의 공기를 부유동으로서 흡입하는 이젝터 시스템을 알 수 있

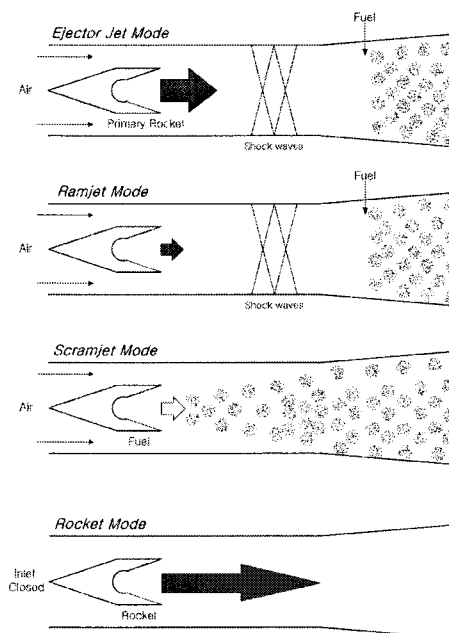


Fig. 1 Schematic diagram of the operating condition of RBCC engine

접수일: 2007년 5월 3일, 심사완료일: 2007년 6월 20일.

1 학생회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

2 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

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

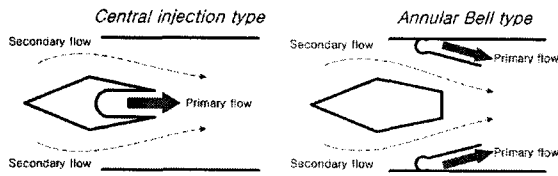


Fig. 2 A Classification of injection type

다. 램제트 모드는 마하 3 에서 마하 6까지의 범위에서 작동하는 것으로, 자유류의 마하수가 램압을 형성할 수 있는 충분한 속도가 되면 주유동으로 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[2-4].

RBCC 엔진은 기본적으로 로켓의 분사 방식에 따라서 Fig. 2와 같이 환형분사와 중앙분사 방식으로 나눌 수 있다. 환형분사의 경우 중앙분사 방식에 비해 구조적으로는 복잡하나 흡입 공기와 로켓 배기가스의 접촉면이 넓어지며 혼합을 촉진시켜 안정적인 후연소를 할 수 있게 하는 장점이 있다[5]. 이젝터 제트의 기본이 되는 초음속 이젝터에 대한 연구는 1950년대의 Fabri등의 연구에까지 거슬러 올라간다[6,7]. 종래의 연구는 실험적 연구뿐만 아니라 수치적 연구에서도 일정면적 혼합이나 중앙분사와 같이 간단한 형태의 이젝터 연구에 머물렀다[8,9]. 최근에는 앞서 언급한 환형분사 방식 이젝터의 장점으로 인해 이에 관련된 연구들이 시작되고 있다. 하지만 축대칭 환형이라는 형상으로 인해 가시화 실험 등에 제약이 있고 덕트 내에 복잡한 유동현상에 대한 이해를 위해 수치해석적 연구가 동반되고 있다[10]. 본 연구에서는 축대칭 환형분사식 이젝터 제트를 제작하여 추력과 내부유동 특성에 직접적인 영향을 미치는 형상 변수에 대하여 벽면 압력을 측정하였다. 덕트의 직경과 길이의 비인 L/D 가 3.41, 6.82, 10.23 인 각 경우에 대하여 주유동 노즐의 직경비 AR 은 2.17과 3.18 로서 실험하였다. 실험 결과와 CFD 해석 결과와의 비교, 수치적 가시화를 통해 내부유동을 예측하였으며, 이를 통하여 형상 변화에 따른 추력특성을 조사하였다.

2. 이젝터 제트의 실험적 연구

2.1 실험장치의 구성

본 연구에서 사용한 이젝터 제트의 기본 형상은 Fig. 3과 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

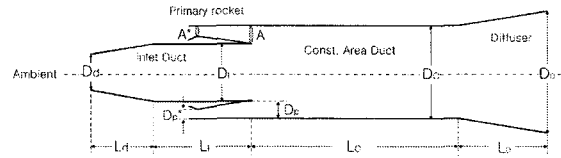


Fig. 3 A Schematic of experimental axi-symmetric ejector-jet

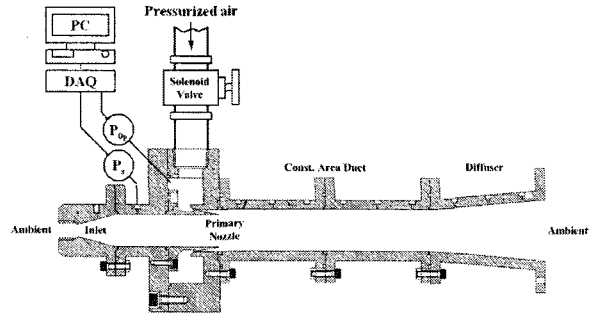


Fig. 4 Ejector-jet experimental setup

덕트의 지름이고, L 은 덕트의 길이이다. 주유동 노즐에서 A^* 는 노즐 목의 넓이이고 A 는 노즐 출구의 넓이이다. 본 논문에서 AR 은 A/A^* 을 의미하며 부유동 덕트의 단면적을 고정시키기 위해 A^* 를 바꾸어 AR 을 변화시켰다. 이젝터 제트 각 부위의 형상정보는 Table 1에 나타내었다.

Fig. 4는 실험 구성도를 보여주고 있다. 실험은 부피가 $2m^3$ 이고 최고 압력이 30bar인 압축공기 탱크에 부피 $1m^3$, 최고 압력 20bar인 작은 압축공기 탱크를 장치하여 공압 자동밸브를 통해 주유동 압력을 제어하였다. 부유동 흡입구와 이젝터 출구는 모두 대기 중에 노출된 상태이다. AR 이 2.17, 3.18에 대하여 주유동 유량은 각각 약 0.1185, 0.0831 kg/s이다.

2.2 벽면 압력 측정

Fig. 5는 압력 센서의 위치를 보여주고 있다. 각 덕트 부에 30 mm 간격으로 4곳, 디퓨저 부에 35 mm 간격으로 3곳과 주유동, 부유동 입구에 각각 1곳에서 벽면 압력을 측정하였다. 압력은 아날로그 압전소자를 이용한 전압센서를 사용하여 1000Hz로 측정하였다. 실험 데이터 처리를 위해, 측정된 압력 데이터는 내셔널 인스트루먼트사 (National Instruments)의 DAQ (Data acquisition) 보드와 랩뷰(Lab. view 6.0) 프로그램을 이용하여 얻어낼 수 있었다.

Table 1 Experimental ejector-jet configurations (unit:mm)

| | | | |
|---------|---------------|-------|-----|
| D_a | 10.16 | D_I | 34 |
| D_C | 44 | D_D | 65 |
| D_p^* | 1.57, 2.30 | D_p | 10 |
| L_a | 40 | L_I | 110 |
| L_c | 150, 300, 450 | L_D | 120 |

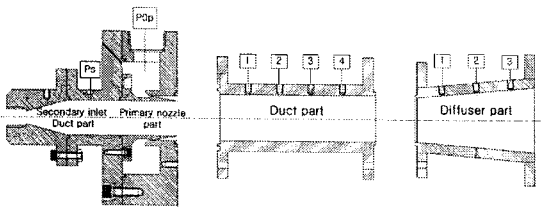


Fig. 5 Location of pressure sensor

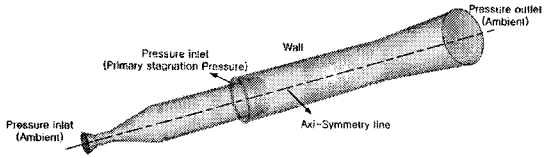


Fig. 6 Ejector-jet modeling for CFD analysis

3. 이젝터 제트의 수치적 연구

3.1 지배방정식

유체해석 상용 패키지인 Fluent[11]를 사용하여 내부유동 해석시스템을 구성하였다. 본 연구에서 고려하는 Navier-Stokes 방정식을 축대칭 (x, r) 좌표계에서 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V w \mathbf{a} \mathbf{v} + \oint [F - G] \cdot dA = \int_V H dV \quad (1)$$

여기서 벡터 W, F, G는 각각,

$$W = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{pmatrix}, F = \begin{pmatrix} \rho V u + p i \\ \rho V v + p j \\ \rho V E + p V \end{pmatrix}, G = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{ri} \\ \tau_{ij} v_j \end{pmatrix} \quad (2-4)$$

과 같고 H는 생성항을 나타내며 수식에서 ρ, v, E, p는 각각 밀도, 속도, 단위 질량당 총에너지와 압력이다.

3.2 수치해석을 위한 이젝터 제트의 모델링

Fig. 6은 본 연구에서의 CFD 해석을 위한 모델링 계략도를 보여주고 있다. 경계조건으로는 부유동 입구와 이젝터 제트 출구에 대기압 조건을 주었으며, 주유동 입구는 압력입구조건으로 실험에서 사용한 주유동 챔버압력과 같다. 이를 제외한 경계는 벽조건을 주었다. 모든 계산에 대하여 초기 조건은 대기압과 속도는 0인 상태를 유지하였다.

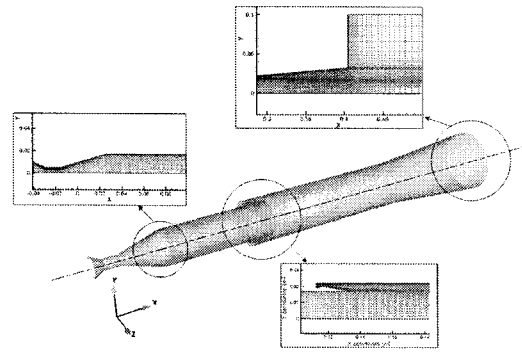


Fig. 7 Computational mesh in part of the domain

3.3 수치 해석 기법

Fig. 6과 같이 축대칭 조건으로 해석하였다. 시간적분법으로는 계산량은 많지만 시간간격에 제한을 받지 않아 큰 시간간격으로 전진하여 수렴이 빠른 내재적(Implicit)방법을 사용하였고 공간에 대하여는 2차 정확도를 갖는 Roe의 FDS (Flux-Difference Splitting)가 사용되었다[12].

3.4 격자구성과 난류모델

계산 격자의 생성은 Gambit V.2.0을 사용하였으며 Fig. 7과 같이 정렬 다중격자계를 사용하였다. 격자수는 모든 계산 경우에 대하여 부유동 흡입 덕트부와 주유동 노즐부에는 125x40, 25x40이며 디퓨저부와 덕트파트는 250x80이다.

또한 난류모델은 강한 역압력 구배에 의한 박리 유동에 대한 예측성을 향상시키기 위해 k-ε과 k-ω 모델을 결합시킨 Shear-Stress Transport (SST) k-ω 를 사용하였다[13]. 벽면에서의 첫 번째 격자에 대하여 모두 y⁺값은 최대 2가 넘지 않도록 하였다.

4. 결과 비교 및 고찰

4.1 유동 특성의 조사

AR과 L/D를 변화시켜 가며 이젝터 제트의 벽면압력을 측정하고 CFD 해석 결과와 비교하여 내부유동을 예측하였다. Fig. 8은 CFD 해석을 통해 얻어진 AR=2.17, L/D=3.41, 주유동 정체 압력 17 atm에서의 마하수 분포이며 Fig. 9는 AR=2.17에 대하여 주유동 정체 압력 17 atm에서의 L/D 변화에 따른 벽면 압력으로서, 실험결과와 CFD 해석 결과를 함께 나타내었다. 그래프에서 세로축은 대기압으로 표준화한 압력이며 가로축은 표준화된 덕트와 디퓨저부의 길이이다. Fig. 8에 나타난 마하수 분포를 보면 벽면을 따라 분사된 주유동이 여러 개의

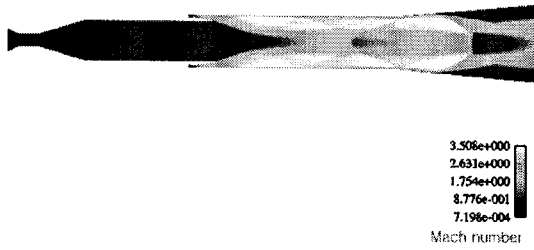
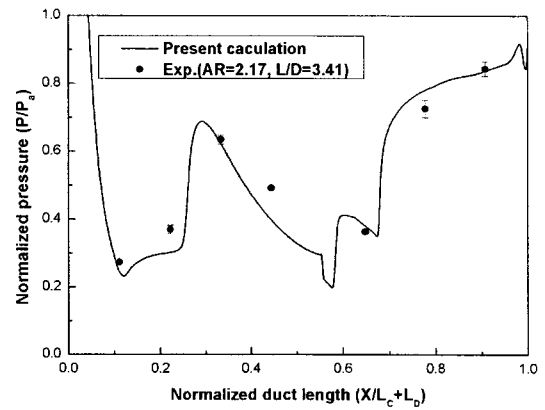


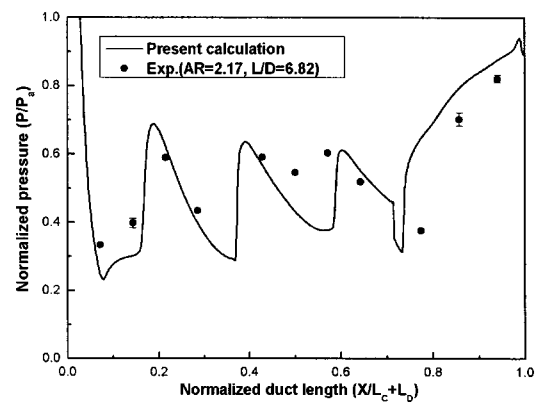
Fig. 8 Mach contour
(AR=2.17, L/D=3.41 @ primary pressure=17 atm)

경사 충격파를 형성하며 덕트내부를 채우고 덕트 끝을 지나 디퓨저에 이르러서도 초음속을 유지하며 팽창하는 것을 알 수 있다. Fig. 9에 나타난 실험결과에서도 디퓨저 입구, 즉 디퓨저부의 첫 번째 압력측정 위치에서의 벽면 압력은 덕트부에 비해 낮은 것을 알 수 있다. 이는 Fig. 9(c)와 같이 L/D가 증가하여도 마찬가지이다. 부유동 입구를 통해 대기압 상태에서부터 흡입된 유동은 덕트에서 주유동과 만나 이젝터 내부에서 복잡한 유동장을 형성하게 된다.

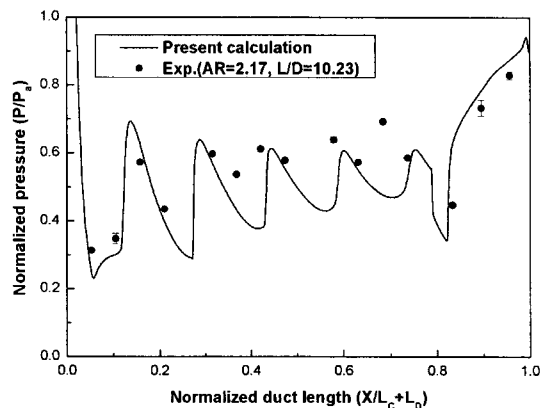
하지만 바로 종단 충격파를 형성하며 디퓨저를 따라 압력이 증가하고 있다. CFD해석 결과는 덕트의 길이가 길어짐에 따라 충격파의 중첩과 주유동과 부유동의 혼합 등의 복잡한 유동에 의해 실험결과와의 오차가 증가하는 것으로 보이나 종단충격파의 위치와 벽면 압력을 비교적 정확히 예측하고 있다. Fig. 10과 11은 AR=3.18의 경우에 대하여 앞서와 마찬가지로 마하수 분포와 벽면 압력 결과를 보여주고 있다. Fig. 10에 나타난 마하수 분포를 보면 Fig. 8과 달리 덕트 끝단에서 종단 충격파가 형성되는 것을 알 수 있다. Fig. 11에 나타난 벽면 압력의 실험 결과 역시 디퓨저 입구에서의 압력은 덕트 출구에 비해 높게 나타남을 알 수 있다. 이는 주유동 유량차와 주유동 노즐의 면적비 변화에 따른 마하수 차이에 의해 나타나는 변화로 보인다. 앞선 AR=2.17의 결과와 마찬가지로 3.18의 경우 CFD 해석 결과는 종단 충격파 위치와 벽면 압력을 잘 예측하고 있다. Fig. 9와 11에서의 압력분포가 덕트 내에서 선형으로 나타나지 않고 파동의 형태를 보이는데 이는 주유동이 벽면에 여러 개의 경사 충격파를 형성하게 되어 나타나는 현상으로 덕트가 길어짐에 따라 내부의 경사 충격파 개수도 증가하고 있다. 덕트 내부의 압력은 AR=2.17인 경우가 모든 L/D에 대하여 3.18의 경우보다 높게 나타났는데 이는 주유동 유량의 증가로 인한 압력상승이다. 또한, Fig. 8과 10의 마하수 분포를 비교하여 보면 이러한 유량 차이에 의해 AR=3.18의 경우 덕트 중심부에서 주유동이 완전히 만나지 못하여 단힌 흐름을 형성하지 못하고 있음을 알 수 있다. 축대칭 환형분사 형태의 실험장치의 특성상 내부 유동의 가시화가 쉽지 않으므로 이처럼 CFD해석을 통해 내부유동을 예측



(a) L/D=3.41



(b) L/D=6.82



(c) L/D=10.23

Fig. 9 Wall pressure comparison
(AR=2.17, @ primary pressure=17 atm)

해 보는 것이 이젝터 제트 내부유동의 이해에 있어 중요하다 하겠다.

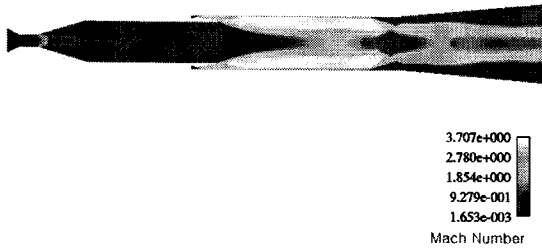


Fig. 10 Mach contour
(AR=3.18, L/D=3.41 @ primary pressure=17 atm)

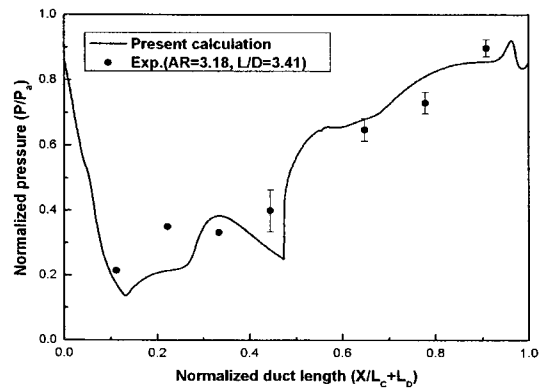
실험에서의 벽면 압력결과와의 비교를 통해 살펴본 바, 본 연구에서 사용한 코드가 이젝터 제트의 형상변화에 대한 추력의 정성적인 비교가 가능하다 판단된다.

4.2 추력 특성의 조사

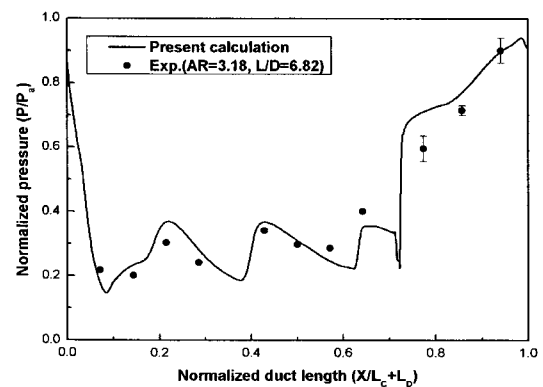
주유동 정체압력 17 atm 에서의 추력특성을 CFD 해석 결과를 통해 Fig. 12에 나타내었다. 세로축은 AR=3.18, L/D=3.41 경우의 추력값으로 표준화 시킨 추력비이며 가로축은 L/D이다.

L/D가 증가함에 따라 추력은 전체적으로 증가하는 경향을 보인다. AR=2.17, L/D=10.23의 경우 덕트 길이가 가장 짧은 3.41에 비해 추력은 약 33% 증가하였고 AR=3.18의 경우에는 L/D=6.82에서 약 26% 증가한 것을 알 수 있다. 같은 L/D에 대해서는 주유동 유량의 차이에 의해 AR=2.17에서의 추력이 3.18보다 더 높게 나타나고 있다. L/D가 증가함에 따라 덕트 내에 마찰의 영향은 증가하게 되지만 이보다는 주유동과 부유동의 혼합 증가에 의한 영향이 더 크게 작용하여 추력의 증가를 가져오는 것으로 예측된다. Fig. 12에서 AR=2.17의 경우는 L/D=10.23까지 혼합성능에 의한 추력증가가 증가한 저항에 비해 우세하며 AR=3.18에서는 주유동 유량에 의한 모멘텀이 상대적으로 2.17에 비해 작아서 L/D=6.82 부근에서 이미 혼합성능 우세의 한계를 만난 것으로 보인다. L/D의 증가가 흡입 성능의 증가를 가져와 유량이 늘어나서 추력이 증가할 수도 있겠으나 L/D가 증가하여도 부유동의 흡입 유량은 일정하다[14]. Fig. 13에는 이젝터 제트의 성능곡선을 나타내었다. 세로축은 부유동 입구의 압력이고 가로축은 주유동 입구의 압력이다. 성능 곡선은 주유동 압력을 변화시켜 이젝터를 구동하였을 때 얻어지는 주유동-부유동 압력의 곡선으로 이젝터의 작동 특성을 한번에 확인할 수 있다는 장점이 있다.

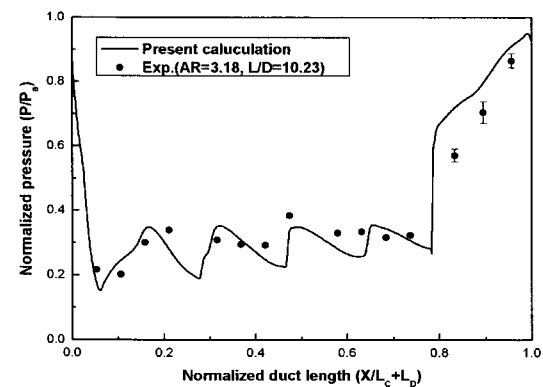
그림에서 L/D가 증가함에 따라 AR에 상관없이 작동압력은 감소하는 것을 알 수 있다. 하지만 작동압력이 낮아져도 부유동 입구의 압력은 L/D 변화에 대하여 일정한 기울기를 갖는다[15-17]. 이는 같은 AR과 주유동 정체 압력에 대해서는 L/D가 증가하여도 부유동 흡입 유량은 항상 일정함을 확인시켜



(a) L/D=3.41



(b) L/D=6.82



(c) L/D=10.23

Fig. 11 Wall pressure comparison
(AR=3.18, @ primary pressure=17 atm)

준다할 수 있다. 따라서 앞서 기술한 바와 같이 이젝터 제트의 덕트 길이의 증가는 흡입성능이 아닌 내부의 에너지 교환

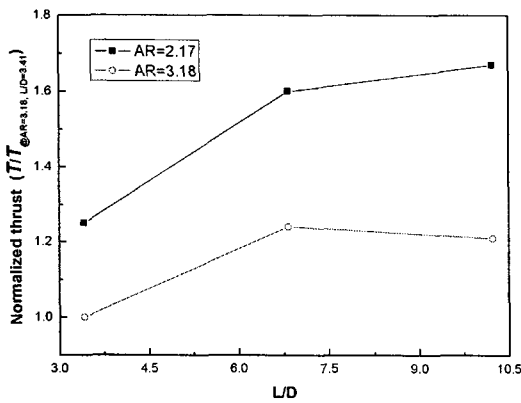


Fig. 12 Ejector-jet thrust performance as a function of L/D (@ primary pressure=17 atm)

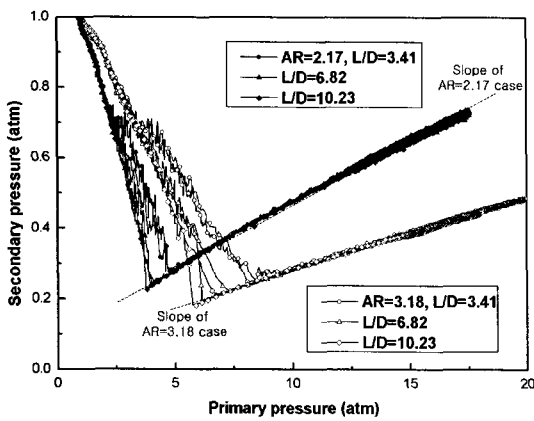


Fig. 13 Ejector-jet performance curves

에 의한 혼합성능을 증가시켜 추력에 영향을 주는 것으로 판단된다.

5. 결론

본 연구에서는 실험과 수치해석적인 방법을 통해 축대칭 환형분사식 이젝터 제트의 내부 유동과 추력특성을 조사하였다. 특성에 직접적인 영향을 미치는 형상 변수들에 대하여 벽면 압력을 측정하였다. 덕트의 직경과 길이의 비인 L/D가 3.41, 6.82, 10.23인 각 경우에 대하여 주유동 노즐의 직경비 AR은 2.17과 3.18로서 실험하였다. 같은 L/D에 대하여 주유동의 유량이 큰 AR=2.17의 경우가 3.18에 비해 중단 충격파는 뒤에 위치했으며 내부압력 또한 높았다. 실험 결과와 수치해석 결과와의 비교, 수치적 가시화를 통해 내부유동을 예측하였다. 수치해석 결과는 중단충격파의 위치와 내부압력을 비교

적 정확히 예측했으며 이 결과를 통하여 형상 변화에 따른 추력특성을 조사할 수 있었다. 전체적으로 L/D가 증가함에 따라 추력은 증가하는 경향을 보였다. 덕트 길이가 가장 짧은 3.41에 비해 최대추력은 AR=2.17에서 33%, 3.18에서 26% 정도 증가하였다. 이러한 추력의 증가는 흡입 성능의 향상에 따른 유량의 증가에 의한 것이 아님을 성능곡선을 통해 확인할 수 있었다. 본 연구에서 살펴본 L/D 범위에서 이젝터 제트 덕트 길이의 증가는 마찰에 의한 저항보다는 내부 혼합성능의 향상에 크게 작용하여 추력 증가에 도움을 주는 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형위성발사체 (KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] William H. Heiser, and David T. Pratt, 1994, Hypersonic Airbreathing Propulsion, *AIAA Inc.*, Washington, DC, p.446.
- [2] Dr. John R. Olds, 1996, "Options For Flight Testing Rocket-Based Combined-Cycle (RBCC) Engines," *AIAA paper*, 96-2688.
- [3] Shigeki Aoki, Jongsun Lee, and Goro Masuya, "Experimental Investigation of an Ejector-Jet, 2003," *AIAA paper*, 2003-188.
- [4] Geunhong Park, and Sejin Kwon, 2006. 4.20-23, "The Flow Properties of Axi-symmetric Annular Bell Type Ejector-jets," *3rd Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, Beijing China.
- [5] William J.D, and Robert E. Schnurstein, 1993, "A Retrospective On Early Cryogenic Primary Rocket Subsystem Design As Integrated Into Rocket-Based Combined-Cycle (RBCC) Engines," *AIAA paper*, 93-1944.
- [6] Fabri. J., and Siestrunk. R., 1958, "Supersonic Air Ejectors," *In Advances in Applied Mechanics*, Vol.5, H.L.Dryden and Th. von Karman (editors), Academic Press, New York, pp.1-33.
- [7] Fabri. J., and Paulon. J., 1958, "Theory and Experiments on Supersonic Air-to-Air Ejectors," *NACA-TM-1410*.
- [8] Y.Bartosiewicz, Zine Aidoun, P.Desevaux, and Yves Mercadier, 2005, "Numerical and Experimental Investigations on Supersonic Ejectors," *J. of Heat and Fluid Flow*, vol.26,

- pp.56-70.
- [9] Gaurav Singhal, R. Rajesh, Mainuddin, R.K. Tyagi, A.L. Dawar, P.M.V. Subbarao, and M. Endo, 2006, "Two-Stage Ejector Based Pressure Recovery System for Small Scale SCOIL," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol.30, Issue 5, pp.415-426.
- [10] J. Etele, J.P. Sisljan, and B. Parent, 2005, "Effect of Rocket Exhaust Configurations on Ejector Performance in RBCC Engines," *J. of Propulsion and Power*, Vol.21, No.4, pp.656-666.
- [11] FLUENT Inc., 2003, "Fluent 6.1 User's Guide," *Fluent Inc.* Lebanon.
- [12] Roe, P.L., 1981, "Approximate Riemann Solvers, Parameter vectors, and Difference Schemes," *J. Comput. Phys.*, Vol.43, No.2, pp.357-372.
- [13] Menter, F.R., 1994, "Two Equations Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol.32, No.8, pp.1598-1605.
- [14] R.V. Deleo, R.E. Rose, and R.S. Dart, 1962, "An Experimental Investigation of the Use of Supersonic Driving Jets for Ejector Pumps," *Transactions of ASME J. of Engineering for Power*, Vol.84, pp.A204-A212.
- [15] Geunhong Park, and Sejin Kwon, 2005. 11.16-18, "The Starting Behavior of a Supersonic Ejector Equipped with a Second-throat," *2nd International conference on flow dynamics*, Sendai Japan.
- [16] Sehoon Kim, Sejin Kwon, 2006, "Experimental Investigation of an Annular Injection supersonic ejector," *AIAA Journal*, Vol.44, No.8, pp.1905-1908.
- [17] Sehoon Kim, Sejin Kwon, 2006, "Experimental Determination of Geometric Parameters for an Annular Injection Type Supersonic Ejector," *Transactions of ASME J. of Fluids Engineering*, Vol.128, pp.1164-1171.