

초음속 노즐 출구에 대칭적으로 설치한 추력방향제어장치인 램프 탭의 연구

김경련* · 고재명** · 박종호**

An study on the ramp tabs for thrust vector control symmetrically
installed at the supersonic nozzle exit

Kyoung-Rean Kim*, Jae-Myoung Ko*, Jong-Ho Park**

Key Words : Thrust vector control(추력방향제어), Ramp tabs(램프 탭), Supersonic cold flow system(초음속유동 시
험장치), Schlieren system(쉬리렌 장치), Side force(측력)

ABSTRACT

Aerodynamic forces and moments have been used to control rocket propelled vehicles. If control is required at very low speed, Those systems only provide a limited capability because aerodynamic control force is proportional to the air density and low dynamic pressure. But thrust vector control(TVC) can overcome the disadvantages. TVC is the method which generates the side force and roll moment by controlling exhausted gas directly in a rocket nozzle. TVC is classified by mechanical and fluid dynamic methods. Mechanical methods can change the flow direction by several objects installed in a rocket nozzle exhaust such as tapered ramp tabs and jet vane. Fluid dynamic methods control the flight direction with the injection of secondary gaseous flows into the rocket nozzle. The tapered ramp tabs of mechanical methods are used in this paper. They installed at the rear in the rocket nozzle could be freely moved along axial and radial direction on the mounting ring to provide the mass flow rate which is injected from the rocket nozzle.

In this paper, the conceptual design and the study on the tapered ramp tabs of the thrust vector control has been carried out using the supersonic cold flow system and schlieren system. This paper provides the thrust spoilage, three directional forces and moments and distribution of surface pressure on the region enclosed by the tapered ramp tabs.

1. 서론

비행체의 자세 제어방식은 크게 분류하면 공기역학 제어(aerodynamic control), 추력방향제어(thrust vector control) 등이 있다. 공기역학제어는 비행체의 표면 및 날개의 조정면에서 발생된 공력(aerodynamic force)

* 두산중공업 원자력 BOP 설계팀

** 충남대학교 기계공학과

E-mail : shocklab@cnu.ac.kr

을 이용하기 때문에 공력의 크기와 직접적인 관계가 있다. 따라서 공기역학제어는 비행체의 속도가 느리거나 공기가 희박한 영역에서는 비행 자세 제어 능력이 떨어지는 단점을 가지고 있다⁽¹⁾. 그러나 추력방향제어는 공력제어에 의한 방법과는 달리 추력(thrust)을 직접 편향시켜 비행체 방향의 제어력을 얻을 수 있기 때문에 공기의 유무와 상관없이 작동하고, 발사초기에 비행체의 급선회도 가능하다. 추력방향제어는 우주 발사체나 대륙간 탄도 미사일과 같이 공기가 희박한 고고도에서의 비행자세 제어와 궤도수정, 지대공이나 함대공 유도탄처럼 발사 직후 저속에서 임의의 방향으로 급선회해야 할 경우에 노즐의 배출가스 방향을 직접 조절하여 모멘트를 발생시키는 제어방식을 말한다.

추력방향제어는 기계적인 방법과 유체역학적 방법에 의해 구분된다. 기계적 방법은 램프 탭(ramp tab), 제트 베인(jet vane), 제타베타(jetaveta)와 같이 기계적 편향판(mechanical deflector)을 이용하지만 유체역학적 방법은 노즐 내부에서 2차 분사(secondary injection) 가스를 분사시켜 궁형충격파(bow shock)와 유동박리를 일으켜 추력을 제어한다. 본 연구에 사용된 기계적 편향판인 램프 탭은 초음속 노즐 후류에 설치하여 유동가스를 편향시켜 비행체의 자세제어를 할 수 있는 장치이다. 그러나 램프 탭은 초음속 노즐에서 분출된 배기가스를 직접 가로막기 때문에 약간의 추력 손실이 발생하는 단점을 가지고 있다^(2,3).

본 연구는 비행체의 추력방향제어를 하기 위한 목적으로 초음속 노즐 출구에 다양한 램프 탭을 설치하였다. 램프 탭의 기하학적 형상은 추력방향제어장치의 성능을 결정하는 중요한 변수이다. 따라서 램프 탭을 대칭적으로 설치한 상태에서 각도변화와 다공성비 및 형상 변화 등이 추력방향제어의 성능에 어떠한 영향을 미치는지 파악하였다. 아울러 다분력 로드셀을 이용하여 각 방향에 작용한 힘(Fx, Fy, Fz)과 모멘트(Mx, My, Mz) 등을 측정함으로써, 램프 탭의 추력손실과 추력 발생량을 도출하였다.

2. 이론적 고찰

2.1. 다공성비

다공성비(porosity ration)는 수학적 모델에서 사용하는 원형 콘(cone)의 성질로서 노즐축에 따라 램 탭 하류 끝단에서 측정된 위치의 함수이다. 다공성(Porosity)

은 특정 교차 지점에서 총 벽 면적에 대해 개방된 벽 면적의 비로 정의된다⁽⁵⁾.

$$F(x_o, \alpha_{ic}) = \frac{dA_w}{dA_c} \tag{1}$$

$$F(x_o, \alpha_{ic}) = \frac{\pi D(x_o) - A_c(x_o)}{\pi D(x_o)} \tag{2}$$

여기서 $F(x_o, \alpha_{ic})$ 는 램프 탭 각도와 위치의 함수로서 다공성비이며, $D(x_o) = D_o + 2x_o \tan \alpha_{ic}$, $A_c(x_o)$ 는 교차지점에서 폐쇄된 표면적, D_o 는 램프 탭 끝에서 콘의 직경이다.

$$A_c(x_o) = n y \tag{3}$$

$$y = D(x_o) \arcsin \left[\frac{W + 2 \frac{x_o \tan \beta_c}{\cos \alpha}}{D(x_o)} \right] \tag{4}$$

따라서 다음과 같이 다공성비를 구할 수 있다.

$$F = 1 - \frac{n}{\pi} \arcsin \left[\frac{\frac{W}{D_o} + 2 \frac{x_o \tan \beta_c}{D_o \cos \alpha}}{1 + \frac{2x_o \tan \alpha_{ic}}{D_o}} \right] \tag{5}$$

2.2. 램프 탭 설계

램프 탭은 고온, 고속의 노즐유동에 노출되어 있기 때문에 램프 탭의 형상 및 설치 위치에 따라 열 및 공기역학적 하중을 크게 받으므로 노즐 유동과 여러 가지 설계 인자들을 고려하여 설계하여야 한다. 설계인자는 램프 탭의 면적을 결정하는 폭과 길이, 설치 각도, 다공성비, 탭의 수량 등을 고려하여 양력이 크고 항력과 모멘트가 작게 형성되게 한다.

Figure. 1은 추력방향제어 시험을 하기 위한 시험장치의 일부로서 단분력 로드셀, 챔버, 초음속 노즐, 램프 탭, 다분력 로드셀, 하우징, 지지부 등으로 구성된 전체적인 개략도를 보여주고 있다.

로켓 노즐의 시험가스가 분사되면 노즐 축방향으로 추력이 발생된다. 이 추력은 로드바(load bar)를 통해 단분력 로드셀에 전달된다. 120° 간격으로 3개를 설계한 램프 탭은 하우징에 지지되어 노즐출구에 설치되어

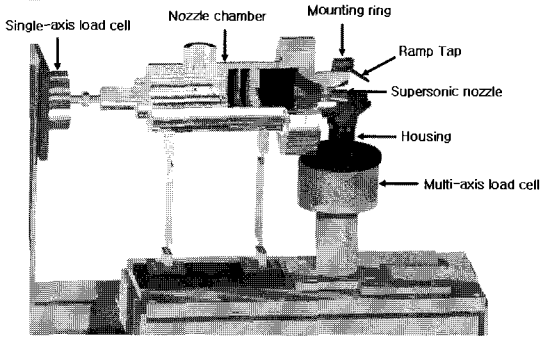


Fig. 1 System schematic of the experimental apparatus for thrust vector control

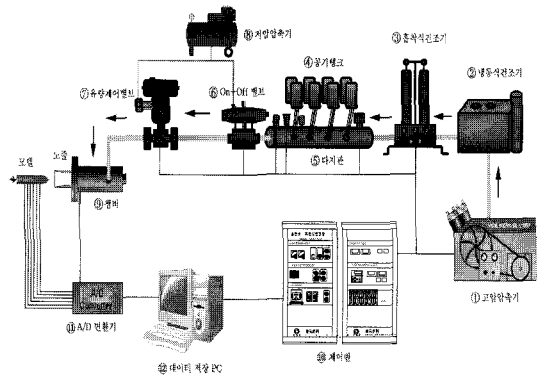


Fig. 2 Schematic diagram of experimental apparatus

있다. 램프 탭을 고정하고 있는 하우징은 각 방향에 작용하는 힘 $\pm F_x$, $\pm F_y$, $\pm F_z$ 와 모멘트 $\pm M_x$, $\pm M_y$, $\pm M_z$ 를 측정할 수 있도록 다분력 로드셀에 설치되어 있다. 다분력 로드셀 지지부는 노즐길이 변화에 따라 전 후로 움직인다. 램프 탭은 노즐 축을 기준으로 레이디얼(radial) 방향으로 움직일 수 있어 램프 탭의 출구 직경을 변화시킬 수 있다. 즉, 램프 탭의 출구 직경변화는 충격파의 위치를 변화시킬 수 있기 때문에 비행체의 방향제어를 조정할 수 있다.

3. 실험장치 및 방법

3.1. 초음속유동 장치

초음속유동 장치는 저장용기에 고압의 공기를 가압, 저장한 후 On-Off 밸브를 작동시켜 순간적으로 초음속 노즐을 통해 압축공기를 분사시켜 초음속을 발생시키는 장치이다. 이 실험장치는 Fig. 2에서 볼 수 있듯이 가압시스템, 저장용기, 제어밸브, 챔버, 노즐, 측정장비 등으로 구성되어 있다. 가압시스템은 고압 압축기와 건조기로 구성되어 있으며, 고압 압축기는 왕복동식으로 최대 토출압력이 34.32 MPa이며, 송출량은 475 ℓ/min 이다. 공기를 압축하는 과정에서 수분을 제거해 주지 않을 경우, 노즐을 통과한 공기가 팽창하면서 수분에 의한 응결입자의 형성으로 유동모사에 변화를 가져오며, 계측장비에 영향을 주어 시험결과에 오차를 가져오게 된다. 따라서 고압 압축기에 의해 압축된 공기는 냉동식 건조기와 흡착식 건조기를 통해 수분이 제거되도록 한다. 압력 저장용기는 허용압력 14.7 MPa인 68 ℓ 의 고압 공기탱크 16개와 허용압력

19.61 MPa인 76 ℓ 의 다지관(manifold)이 설치되어 있다. 제어밸브는 압축공기의 흐름을 개폐하도록 하는 On-Off 밸브와 챔버 내에 일정한 압력을 유지하도록 제어하는 유량제어밸브를 설치하였다.

3.2. 실험방법 및 시험조건

본 연구에서 사용된 노즐출구 마하수는 2.88이고 노즐 출구 내경이 46.3 mm인 초음속 노즐을 이용하여 다공성비, 램프 탭의 경사각도를 변화시켜 시험한다. 아울러 성능 분석을 위해 추력과 각 방향에 작용하는 힘과 모멘트를 측정한다. 6분력 로드셀로부터 출력된 신호들은 각 방향으로 작용하는 힘 및 모멘트에 의해 서로 간섭작용을 일으키므로 이를 보정하기 위해 교정시험으로부터 얻은 자료를 이용하여 후처리(post processing)한 후에 데이터를 사용한다.

4. 결과 및 고찰

4.1. 램프 탭 내부에 형성된 충격파

Figure. 3의 쉐도우 사진은 다공성비와 노즐축을 기준으로 램프 탭의 경사각도(a) 변화에 따라 램프 탭 내부에서 형성된 충격파 구조를 보여주고 있다. 빛의 굴절 및 수분이 완전히 제거되지 않고, 유동가시화를 할 때 정확한 이미지를 얻을 수는 없었지만 충격파의 구조 및 지배적 영향을 주는 요소들은 확인 할 수 있었다. 초음속 노즐로부터 분사된 유체는 램프 탭의 장애물에 가로 막혀 경사충격파를 형성시킨다. 이 경사충

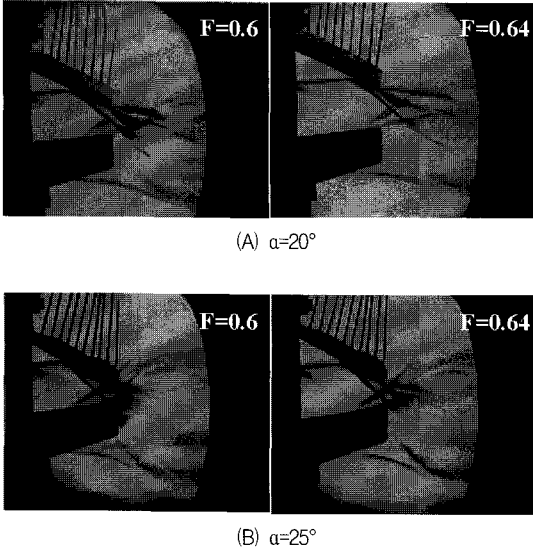


Fig. 3 Shockwave pattern with the porosity ratio

격파는 램프 탭 표면 사이에서 다중으로 반사되어 전단층을 발생시켰다. 전단층 및 속도 불연속성은 경사 충격파에 의해 생성된 유동을 박리시킨다.

다공성비가 증가함에 따라 경사충격파는 램프 탭의 하부로 이동하며, 경사각도 20°, 다공성비(F=0.64)일 때 경사충격파는 램프 탭 끝단에 위치하였다. 이 경우는 경사충격파가 램프 탭 힘에 큰 영향을 미치지 못한다. 램프 탭의 경사각도 25°는 20°인 경우와 유사한 유동 분포를 나타내나 경사충격파는 노즐 출구방향으로 이동한다. 경사각도 25°에서 램프 탭에 부딪힌 경사충격파는 경사각도 20°보다 더욱 큰 충격파 각도를 형성시켰다. 즉, 초음속 노즐의 마하수를 고정시키고 램프 탭의 경사 각도를 증가시키면 충격파의 각도는 커지나, 램프 탭에 부딪힌 유동면적 증가로 추력손실을 크게 유발할 수 있다.

수직충격파(Normal shock)는 램프 탭 끝단으로부터 약간 떨어진 위치에서 약하게 발생하였다. 램프 탭의 하류에서 발생한 수직충격파는 램프 탭 힘에 큰 영향을 미치지 못할 것으로 판단된다.

4.2. 표면압력 분포

Figure. 4는 과소팽창비가 1.5일 때 다공성비 변화에 따른 램프 탭 내부에서 형성된 정압분포이다. 표면에서의 정압 P는 챔버압력 Pc로 무차원화 하였다. 초음

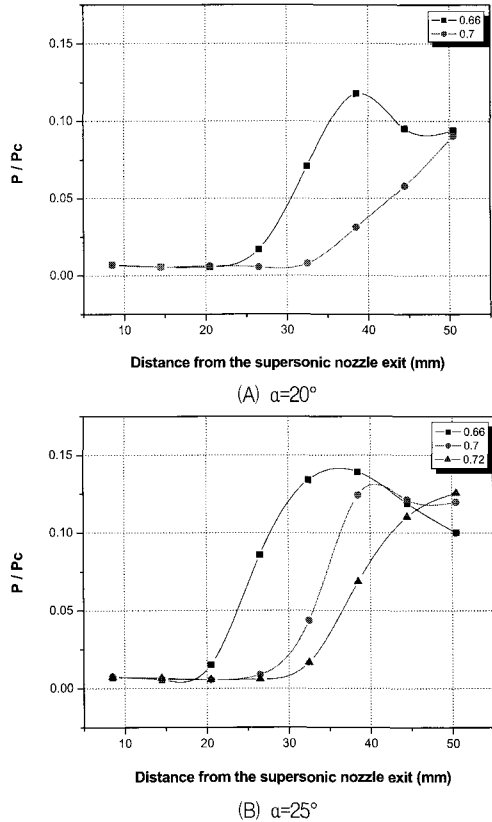


Fig. 4 Static pressure distribution with the porosity ratio

속 유동에서 경사충격파가 발생하면 경사충격파 전후로 압력상승이 일어나므로 정압 변동을 분석하여 경사충격파가 램프 탭 내부의 어느 위치에서 발생했는지 알 수 있다.

Figure. 4의 정압상승 경향을 보면 경사각도 20°, 다공성비(F)가 0.66인 경우 초음속 노즐 출구로부터 약 27~30 mm 떨어진 위치에서부터 압력상승이 일어나므로 이 위치에서 경사충격파가 발생하였다. 경사각도 25°, 다공성비(F)가 0.66인 경우 경사충격파는 초음속 노즐 출구로부터 약 17~20 mm에서 발생하여 α=20°보다 약 10 mm정도 램프 탭의 상류로 이동하였다. 다공성비(F)가 증가할수록 경사충격파는 조금씩 램프 탭 하류쪽으로 이동하고 있다. 다공성비 0.7에서 경사충격파는 약 27~30 mm 위치에서 발생하여 경사각도 20°의 다공성비(F) 0.6과 유사한 경향을 보인다.

램프 탭의 경사각도(α)가 증가함에 따라 상대적으로 정압 상승을 초래하였다.

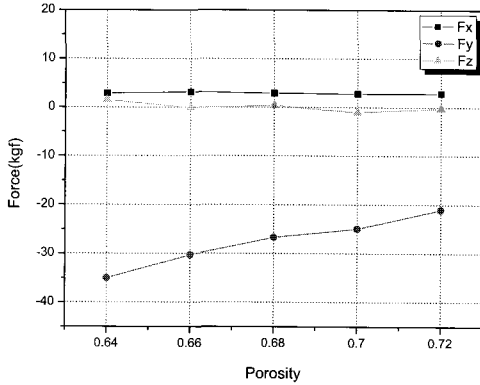


Fig. 5 Three directional force with the porosity ratio at 25 angle of tab surface to nozzle axis

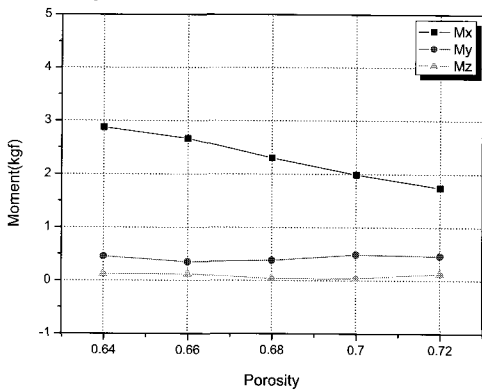


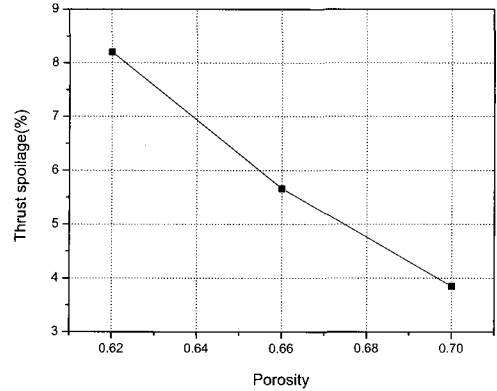
Fig. 6 Three directional moment with the porosity ratio at 25 angle of tab surface to nozzle axis

4.3. 제어힘 및 모멘트

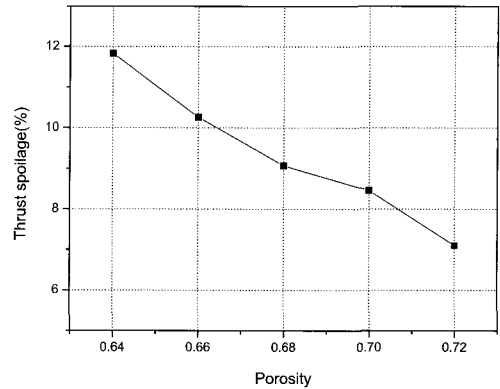
램프 탭을 초음속 노즐 출구에 설치하면 경사충격파는 램프 탭 표면 내부에서 형성된다. 경사충격파가 발생하면, 램프 탭 표면에 미치는 하중 압력은 두가지의 제어힘을 지니고 있다. 첫째, 비행체의 축 추력을 방해하며, 둘째, 비행체 중심에 대해 X, Y, Z 각 방향의 힘과 모멘트를 유발시킨다.

Figure. 5는 과소팽창비 1.5의 초음속 제트 중에 다공성비(F) 0.64~0.72의 범위에서 0.2 간격으로 시험할 때 X, Y, Z 각 방향에 작용한 힘과 모멘트 분포를 나타낸 것이다. 다공성비 0.64~0.72에서 동일한 범위로 변화시킴에 따라 X, Z방향의 힘은 0 kgf에 근접해서 나타났다. 그러나 제트의 유동방향인 Y방향으로는 다공성비가 감소함에 따라 힘이 증가하였다.

이는 다공성비가 감소하면 램프 탭이 오므라지기 때문에 노즐 유동을 방해하여 상대적으로 힘도 크게



(A) $\alpha=20^\circ$



(B) $\alpha=25^\circ$

Fig. 7 Thrust spoilage with the porosity ratio

증가하는 경향을 나타낸다.

다공성비 변화에 따른 X, Y, Z 각 방향에 작용하는 모멘트의 특성은 Fig. 6에 나타내었다. Y 및 Z축 모멘트는 0 kgf에 가까운 값을 나타냈으며, X축 모멘트는 다공성의 증가함에 따라 유동면적 감소로 인해 작게 나타났다.

4.4. 축 추력손실

램프 탭은 초음속 노즐 뒤에 설치하여 유동을 편향시키는 방식으로 충격파를 발생시켜 추력을 편향한다. 그러나 편향판이 유동 중에 노출되어 있으므로 추력손실을 유발시킨다.

Figure. 7은 램프 탭에 의해 형성된 추력손실을 보여주고 있다. 추력손실은 다공성비가 증가할수록 급격히 감소하여 램프 탭의 경사각도 20°에서 4~8.3%, 경사각도 25°에서는 7~12% 발생하였다. 램프 탭의 경사

각도 20°, 다공성비 0.6일 때 추력손실은 약 5.5% 발생하였으며, 경사각도 25°일 때에는 20°보다 약 2배 큰 10.4%의 추력손실이 발생되었다. 이러한 현상은 램프 탭의 경사각도가 증가함에 따라 램프 탭의 유동 접촉면 증가와 점성으로 인한 항력이 크게 작용하여 발생한다.

5. 결론

본 연구에서는 추력방향제어에 대한 연구로 램프 탭을 대칭적으로 설치한 상태에서 다양한 시험을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 고속, 고압의 초음속 노즐유동에 노출된 램프 탭은 다양한 시험을 통해 구조적 건전성을 확인할 수 있었다.
- 2) 초음속 노즐로부터 분사된 유동은 램프 탭의 장애물에 가로막혀 경사충격파를 형성시켰다. 경사충격파의 위치는 다공성비가 증가할수록 초음속 노즐로부터 멀리 떨어졌으며, 경사각도 20°, 다공성비가 0.66에서 경사충격파는 초음속 노즐 출구로부터 약 27~30 mm 떨어진 위치에서 발생했다.
- 3) 다공성비가 감소할 경우 램프 탭의 면적증가로 인해, 램프 탭 내부에서 발생된 유동정체 현상과 경사충격파 및 전단층 등은 램프 탭의 상류로 이동하였다.
- 4) 램프 탭의 경사각도 20°일 때 수직충격파는 존재하지 않았으나 램프 탭의 경사각도 25°에서는 측력의 힘을 유발할 수 있는 약한 수직충격파가 발생했다. 따라서 램프 탭의 경사각도와 면적을 증가시킬 경우 수직충격파 발생으로 인해 비행체의 추력방향제어가 더욱 쉬워질 것으로 판단된다.

참고문헌

(1) Kim, Kyoung. Rean., Ko, Jae, Myoung., and Park, Jong. Ho., 2007, "A performance study and conceptual study on the ramp tabs of the thrust vector control," proceedings of the KSME spring annual meeting, pp. 3068~3073.

(2) Kim, Kyoung. Rean., 2003, "A study on the characteristic injected vertically into a supersonic flow," Chung-nam national university Master degree thesis.

(3) Christopher P. Rahaim., Dr. Robert J. Cavalleri and John G. McCarthy., Dr. Alain J. Kassab., 1996, "Jet Vane Thrust Vector Control : A Design Effort," AIAA 96-2904.

(4) Christopher M. Gourlay., 1988, "The Flow-Field Generated By Inclined Ramp Tabs In a Rocket Nozzle Exhaust," Univ. of Queensland, PhD Thesis.

(5) J. M. Simmons, C. M. Gourlay and B. A. Leslie., 1986, "The Flow Generated by Ramp Tabs in a Rocket Nozzle Exhaust," AIAA 86-0282.

(6) Wilcox, D. E., Weir Jr A., Nicholls, J. A. and Dunlap R., 1957, "Location of Mach Discs and Diamonds in Supersonic Air Jets," *Journal of the Aeronautical Sciences*, Feb. pp. 150~152.

(7) Love, E. S., Grigsby, C. E., Lee, L. P., and Woodling, M. J., 1959, "Experimental and theoretical studies of axisymmetric free jets," NASA TR R-6.

(8) John M. Seiner., and Thomas D. Norum., 1980, "Aerodynamic aspects of shock containing jet plumes," AIAA Paper 80-0965.

(9) Runyan, R. B., Rynd, J. P., and Seely, J. F., 1992, "Thrust stand design principles," AIAA 17th Aerospace ground testing conference, AIAA-92-3976.

(10) Buckley Jr., F. I. 1968, "Mach disc location in Jets in Co-Flowing Airstreams," Technical Note. AIAA Journal 13. pp. 105~106.

(11) Kumar, A., 1986, "Mach Reflection and Aerodynamic Choking in Two Dimensional Ducted Flow," Technical Note. AIAA Journal 24. pp. 695~697.