

# 추력방향제어장치인 램 탭의 개념설계 및 성능 연구

김경련<sup>†</sup>·고재명<sup>\*</sup>·박순종<sup>\*</sup>·박종호<sup>\*\*</sup>

## A performance study and conceptual design on the ramp tabs of the thrust vector control

Kyoung-Rean Kim, Jae-Myoung Ko, Soon-Jong Park and Jong-Ho Park

**Key Words:** Thrust vector control(추력방향제어), Ramp tabs(램 탭), Supersonic cold flow system(초음속유동 시험장치), Side force(측력), Roll moment(롤 모멘트)

### 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 performance study on the tapered ramp tabs of the thrust vector control has been carried out using the supersonic cold flow system and shadow graph. Numerical simulation was also performed to study flow characteristics and interactions between ramp tabs. This paper provides to analyze the location of normal shock wave and distribution of surface pressure on the region enclosed by the tapered ramp tabs.

### 1. 서 론

추력방향제어(Thrust vector control)는 공기가 희박한 높은 고도에서의 비행자세 제어와 저속에서 임의의 방향으로 비행체를 급선회할 필요가 있을 시 노즐의 배출가스 방향을 직접 조절하여 비행

체의 방향을 변화시킨다.

추력방향제어는 크게 기계적인 방법과 유체역학적 방법에 의해 구분될 수 있다. 기계적 방법은 램 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 공형충격파와 유동박리를 일으켜 추력을 제어한다. 램 탭의 추력방향제어는 2차 분사의 가스와 같이 노즐 내부에서 유동박리를 유발시키지 않고 초음속 노즐 출구에 램 탭을 설치하여 램 탭 내부에서 마하디스크와 경사충격파 발생으로 탭에 고압을 일으킨다. 기계적 편향판을 이용

---

† 충남대학교 기계공학과 대학원  
E-mail : jhpark@cnu.ac.kr  
TEL : (042) 821-5645

\* 한국기계연구원 기계시스템 신뢰성 연구센터

\*\* 충남대학교 기계공학과 교수

한 추력방향제어 방식인 램 탭은 구조가 간단하면서도 큰 편향 추력 발생에 우수한 장점을 가지고 있다. 램 탭 추력방향제어는 일반적으로 노즐 출구에 3개의 램 탭을 대칭적으로 설치하여 유동을 편향시키는 방식이다. 비행체에 큰 편향이 요구될 경우에는 노즐 출구에 2개의 램 탭을 대칭적으로 장착하고 1개의 램 탭은 비대칭적으로 설치하여 노즐 배출가스의 유동을 편향시키는 방법으로 롤링과 피칭을 통해 비행체의 방향을 전환시킨다. 또한 램 탭을 비대칭으로 설치하면 추력을 일으킨다. 아울러 램 탭을 구동하는 장치는 소형이고 구조가 간단하기 때문에 탑재공간을 최소화할 수 있는 장점을 가지고 있다.<sup>1,2,3)</sup>

본 연구에서는 압축 공기를 이용한 비연소 모사시험으로 초음속유동장치(Supersonic cold flow system)를 이용하여 램 탭 추력방향제어 장치의 기하학적 형상 변화에 따른 개념설계와 성능연구를 수행한다. 성능연구에 앞서 초음속유동장치의 질량유량과 시험시간 등에 대한 이론해석을 수행하고, 이를 바탕으로 성능시험을 수행하여 최적의 시험조건을 확인한다. 추력방향제어장치의 성능연구는 램 탭의 형상 및 각도변화에 따른 램 탭 내부에 작용하는 표면압력 분포, 힘과 모멘트를 측정한다. 유동장 가시화는 밀도변화에 따라 유동장을 관찰할 수 있는 슈리렌 장치(Schlieren system)를 이용하여 램 탭 내부에서 발생하는 마하디스크와 경사충격과 위치를 확인한다. 유동해석으로는 유한체적법의 상용 유동해석 프로그램인 Fluent를 사용하여 실험을 통해서 얻을 수 없는 유동현상을 규명한다.

## 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.<sup>3)</sup>

$$F(x_o, \alpha_{ic}) = \frac{aA_w}{aA_{ic}} \quad (1)$$

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

여기서  $F(x_o, \alpha_{ic})$ 는 램 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 램 탭 끝에서 콘의 직경이다.

$$A_c(x_o) = n y \quad (3)$$

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

따라서 다음과 같이 다공성비를 구할 수 있다.

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

### 2.2 램 탭에 미치는 힘과 모멘트

노즐 확대부를 따라 원추형 방향으로 팽창한 유동은 노즐 출구에 설치된 램 탭 추력방향제어 장치에 의해 가로 막힌다. 가로 막힌 유동은 램 탭의 영향으로 인해 램 탭 내부에 경사충격파, 수직충격파 및 반사충격파가 생성된 후 램 탭 출구를 벗어나 흐른다. 램 탭 내부에 생성된 수직충격파의 위치는 예측하기 힘들지만 램 탭에 미치는 힘과 모멘트는 다소 예측할 수 있다.<sup>3)</sup>

### 2.3 램 탭 설계

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

Fig. 1은 추력방향제어 시험을 하기 위한 시험 장치의 일부로서 단분력 로드셀, 챔버, 초음속 노즐, 램 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.

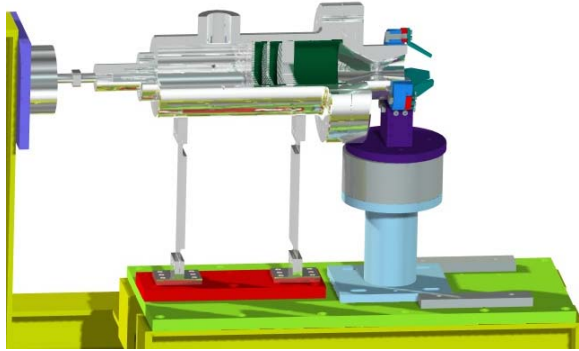


Fig. 1 System schematic of experimental apparatus for ramp tab

120° 간격으로 3개를 설계한 램 탭은 하우징에 지지되어 노즐출구에 설치되어 있다. 램 탭을 고정하고 있는 하우징은 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 전후로 움직인다. 램 탭은 노즐 축을 기준으로 레디얼(Radial) 방향으로 움직일 수 있어 램 탭 출구 직경을 변화시킬 수 있다. 즉, 램 탭 출구 직경변화는 충격과의 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 시험장치는 Fig. 2에서 볼 수 있듯이 가압시스템, 저장용기, 제어밸브, 챔버, 노즐, 측정 장비 등으로 구성되어 있다. 가압시스템은 고압 압축기와 건조기로 구성되어 있으며, 압축기는 왕복동식으로 최대 토출압력이  $350 \text{ kg}/\text{cm}^2$ 이며, 송출량은  $475 \text{ l}/\text{min}$  이다.

압력 저장용기는 허용압력  $150 \text{ kg}/\text{cm}^2$ 인  $68 \text{ l}$ 의 고압 공기탱크 16개와 허용압력  $200 \text{ kg}/\text{cm}^2$ 인  $76 \text{ l}$ 의 다지관(Manifold)이 설치되어 있다. 제어밸브는 압축공기의 흐름을 개폐하도록 하는 On-Off 밸브와 챔버 내에 일정한 압력을 유지하도록 제어하는 유량제어밸브를 설치하였다.

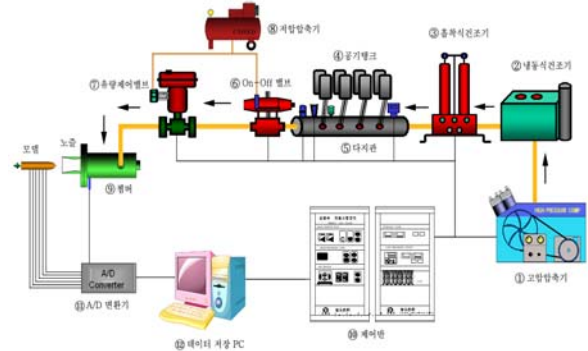


Fig. 2 Schematic diagram of experimental apparatus

#### 3.2 질량유량

본 연구에 사용된 초음속 노즐은 노즐 출구 마하수  $M=2.5$ 을 얻기 위해 노즐목 직경은  $36.95 \text{ mm}$ , 노즐 출구 직경은  $60 \text{ mm}$ 이다. Fig. 3은 노즐목 직경  $36.95 \text{ mm}$ , 온도  $27^\circ\text{C}$ 일 때 챔버압력과 노즐목에서 형성되는 질량유량의 관계를 나타낸 것으로 챔버압력  $25 \text{ kg}/\text{cm}^2$ 에서 약  $5.1 \text{ kg}/\text{s}$ 의 질량유량이 발생되며, 챔버압력이 증가함에 따라 질량유량이 선형적으로 증가한다.

#### 3.3 시험시간

노즐에서 형성되는 유동은 시험시간 동안 정상, 균일 상태로 유지되어 힘, 압력, 온도 등의 측정시 변화가 없어야 하므로 시험시간의 결정은 유동모사 시험에 있어서 매우 중요한 인자이다. Fig. 4는 노즐출구 직경 변화에 따라 시험시간을 보여주고 있다.

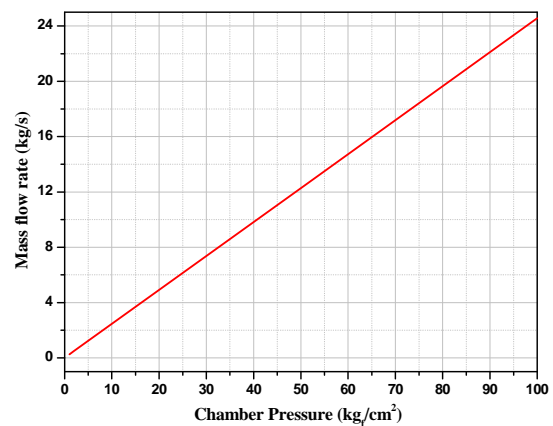


Fig. 3 Mass flow rate with nozzle chamber pressure

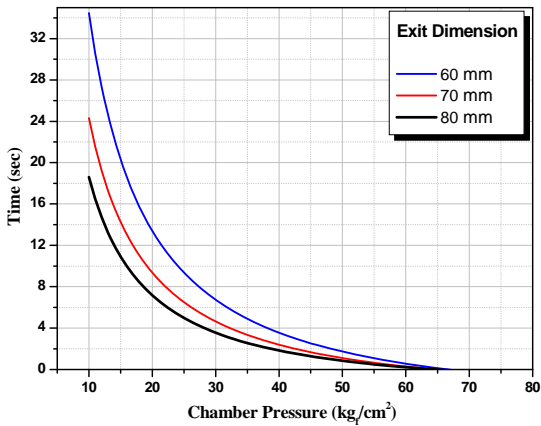


Fig. 4 Test time with the variation of the nozzle exit dimension

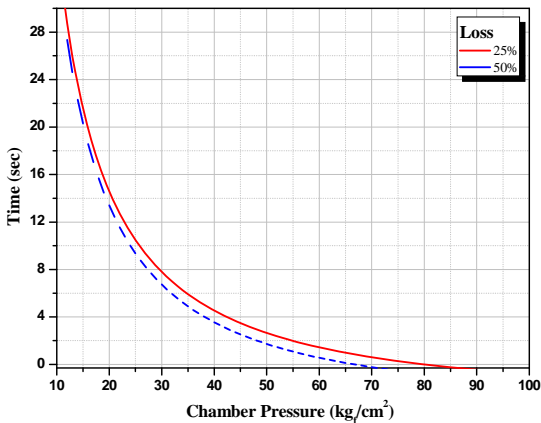


Fig. 5 Test time according to pipe friction loss

챔버 압력이  $15 \text{ kg/cm}^2$ 일 때 노즐출구 직경 60 mm는 80 mm인 경우보다 약 2배 정도 시험시간을 얻을 수 있다. 관 마찰 손실이 25%, 50% 발생하였을 경우에 대한 시험시간은 Fig. 5에 나타내었다. 챔버압력이  $25 \text{ kg/cm}^2$ 일 때 손실 25%가 발생하였을 경우 약 10초 동안 시험을 할 수 있으며, 손실이 50% 발생하였을 경우에는 약 8초의 시험시간을 얻을 수 있다.

### 3.3 실험방법 및 시험조건

본 연구에서는 노즐출구 마하수가 2.5이고 노즐 출구 내경이 60 mm인 초음속 노즐을 이용하여 과소팽창비, 램 탭의 각도를 변화시켜 시험한다. 아울러 램 탭의 설치각도에 따라 피칭(Pitching), 요(Yaw), 롤(Roll) 제어시 발생하는 성능 분석을 위해 노즐에서 작용하는 추력 및 3방향의 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 램 탭 내부에 발생된 충격파

Fig. 6의 쉬리렌 사진은 다공성비 변화에 따라 램 탭 내부에서 형성된 충격파 구조를 보여주고 있다. 초음속 노즐로부터 분사된 유체는 램 탭의 장애물에 의해 가로 막혀 경사충격파와 수직충격파의 변화되는 특징을 볼 수 있다. 아울러 수직 충격파에서 반사되어 생성된 반사충격파와 램 탭 표면 사이에서 다중으로 반사되는 유동과 전단층이 발생하였다. 전단층 및 속도 불연속성은 수직 충격파와 반사충격파에 의해 생성된 유동을 박리시킨다.

다공성비가 증가함에 따라 수직충격파는 램 탭 하부로 이동하며, 다공성비(F)가 0.63일 경우에는 수직충격파에서 반사된 반사충격파는 램 탭 표면에 간신히 부딪혔다. 이 경우에는 수직충격파가 램 탭 힘에 큰 영향을 미치지 못할 것으로 판단된다. 다공성비(F)가 0.58인 경우 수직충격파 후방에서 충격파셀의 유동구조는 붕괴되었다.

Fig. 7은 다공성비 변화에 따라 수직충격파의 위치를 나타내었다. 수직충격파의 위치는 초음속 노즐 출구 직경( $D_e$ )으로 무차원화 하였다. 다공성비(F)가 0.6일 때 수직충격파는 초음속노즐 출구로부터 약 37 mm 떨어진 지점에서 발생하였다.

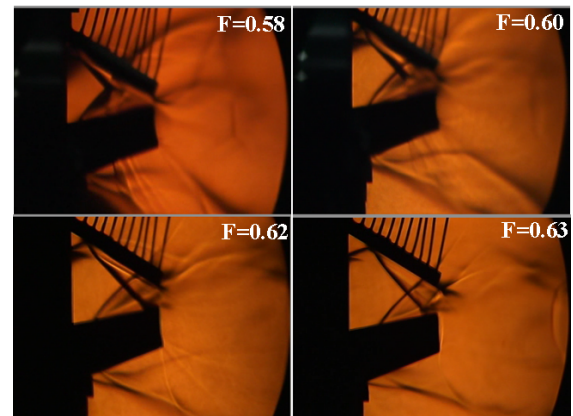


Fig. 6 Shockwave pattern with the porosity

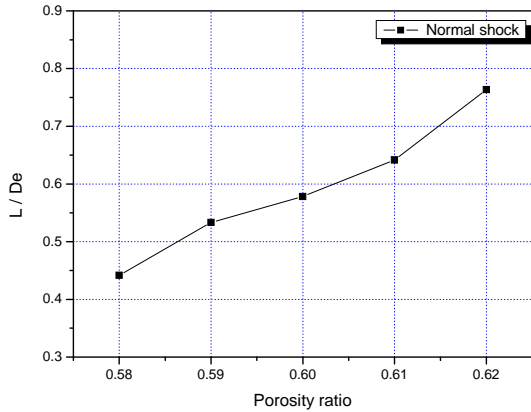


Fig. 7 Normal shock location with the porosity ratio

Fig. 7에서 볼 수 있듯이 다공성비가 증가함에 따라 수직충격파는 선형적으로 초음속 노즐로부터 멀어진다.

#### 4.2 표면압력

Fig. 8은 과소팽창비가 1.5일 때 다공성비 변화에 따른 램 탭 내부에서 형성된 정압분포이다. 표면에서의 정압  $P$ 는 챔버압력  $P_c$ 로 무차원화 하였다. 초음속 유동에서 수직충격파가 발생하면 수직충격파 전후로 압력상승이 일어나므로 정압 변동을 분석하여 수직충격파가 램 탭 내부의 어느 위치에서 발생하지 알 수 있다.

Fig. 8의 정압상승 경향을 보면 다공성비( $F$ )가 0.58인 경우 초음속 노즐 출구로부터 약 25 ~ 28 mm 떨어진 위치에서부터 압력상승이 일어나므로 이 위치에서 수직충격파가 발생하였다. 다공성비( $F$ )가 증가함에 따라 수직충격파는 조금씩 램 탭 하류쪽으로 후진하고 있다. 다공성비가 0.6인 경우에는 약 37 ~ 40 mm 위치에서 수직충격파가 발생하였으며,  $F=0.64$ 인 경우에는 수직충격파가 발생되지 않아 초음속 노즐 출구로부터 멀어짐에 따라 서서히 정압은 대기압상태로 회복된다.

$F=0.58$ 인 경우 수직충격파가 약 25 ~ 28 mm 위치에서 발생한 이후로 유동은 반사되어 반사충격파를 형성시킨다. 이 반사충격파는 초음속 노즐 출구로부터 약 45 ~ 47 mm 떨어진 지점에서 발생하여 또 다시 정압을 상승시켰다.

초음속 노즐에서 분사된 유체는 램 탭에 가로막혀 경사충격파를 형성시킴으로서 정압을 상승시킨다.  $F=0.6$ 일 때 경사충격파는 약 9 mm 지점에

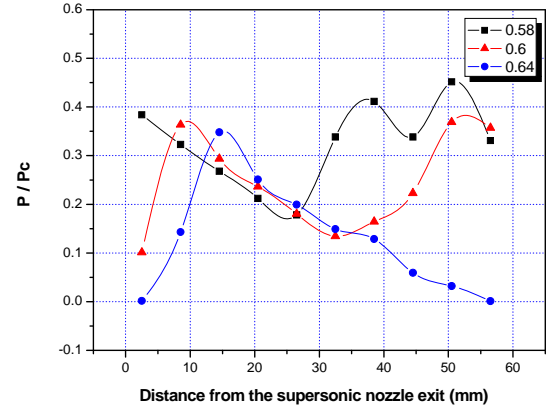


Fig. 8 Wall static pressure distribution with the porosity ratio

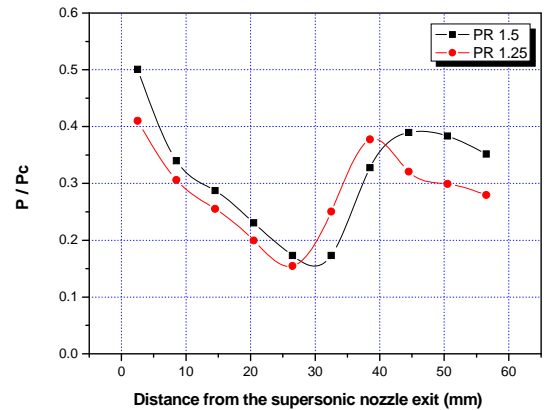


Fig. 9 Wall static pressure distribution with the under-expansion ratio

서 발생하여 정압을 상승시켰으며,  $F=0.64$ 인 경우에는 경사충격파가 초음속 노즐 출구로부터 약 15 mm 위치에서 발생하였다.

$F=0.59$ 일 때 과소팽창비( $PR$  1.5,  $PR$  1.25) 변화에 따른 정압분포를 Fig. 9에 나타내었다. Fig. 9에서 볼 수 있듯이 정압 차이는 크지 않다.  $PR=1.5$ 일 때 수직충격파는 초음속 노즐 출구로부터 약 30 ~ 33 mm 위치에서 발생한 반면,  $PR=1.25$ 인 경우 수직충격파는  $PR=1.5$ 보다 먼저 발생하였다.

#### 4.3 유동의 마하수

Fig. 10은 초음속 노즐에서 분사된 유동의 마하수와 충격파 구조를 보여주고 있다. 초음속 노즐 출구로부터 발생된 경사충격파는 압축되며, 경사충격파를 통과한 유동의 방향은 중심선으로 향한다. 중심선으로 흐른 유동은 중심선을 통과할 수

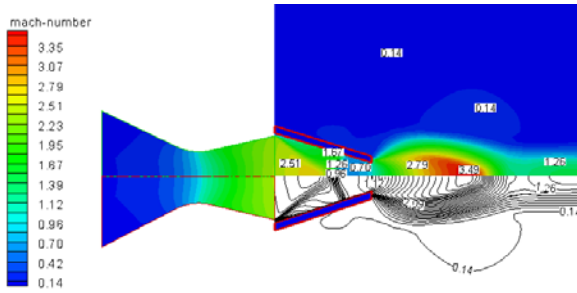


Fig. 10 Mach contour around ramp tab

없으므로 반사되어 반사충격파를 형성시키며, 반사충격파를 통과한 마하수는 약 0.7이다. 이 유동은 램 탭 끝단에서 질식되어 과소팽창되어 하류 방향으로 흘러가며, 과소팽창된 유체는 마하수 약 3.5까지 증가한다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 비행체의 방향을 제어하는 추력 방향제어장치인 램 탭의 개념설계와 성능연구를 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 고속, 고압의 노즐유동에 노출된 램 탭은 다양한 실험을 통해 구조적 건전성을 확인할 수 있었다.
- 2) 과소팽창비가 1.5인 경우에는 비연소 시험으로 최대 8초 동안 시험을 수행할 수 있다.
- 3) 초음속 노즐로부터 분사된 유동은 램 탭의 장애물에 가로막혀 경사충격파, 수직충격파 및 반사충격파가 발생하였다.
- 4) 수직충격파의 위치는 다공성비가 증가함에 따라 선형적으로 증가하였으며, 다공성비가 0.62 일 경우에는 수직충격파가 초음속 노즐 출구로부터 약 46 mm 떨어진 위치에서 발생했다.
- 5) 램 탭 내부에 분포된 정압은 과소팽창비 변화에 따라 큰 차이가 없었다.

## 후 기

본 논문은 2006년도 충남대학교 자체 연구비의 지원에 의하여 연구되었으며 관계자 여러분에게 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) 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.
- (2) Christopher M. Gourlay., 1988, "The Flow-Field Generated By Inclined Ramp Tabs In a Rocket Nozzle Exhaust", *Univ. of Queensland*, PhD Thesis.
- (3) 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.
- (4) 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.
- (5) 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*.
- (6) John M. Seiner., and Thomas D. Norum., 1980, "Aerodynamic aspects of shock containing jet plumes", *AIAA Paper* 80-0965.
- (7) Runyan, R. B., Rynd, J. P., and Seely, J. F., 1992, "Thrust stand design principles", *AIAA 17th Aerospace ground testing conference*, *AIAA-92-3976*.
- (8) Buckley Jr., F. I. 1968, "Mach disc location in Jets in Co-Flowing Airstreams", Technical Note. *AIAA Journal* 13. pp. 105~106.
- (9) Kumar, A., 1986, "Mach Reflection and Aerodynamic Choking in Two Dimensional Ducted Flow", Technical Note. *AIAA Journal* 24. pp. 695~697.