

제트 베인형 추력편향장치의 성능시험

신원순* · 이정민* · 이택상* · 박종호* · 김윤곤** · 이방엽**

Performance Test of a Jet vane type Thrust Vector Control System

W. S. Shin* · J. M. Lee* · T. S. Lee* · J. H. Park* · Y. G. Kim** · B. Y. Lee**

ABSTRACT

Theoretical analysis and performance test of Jet vane type Thrust Vector Control(TVC) were conducted using supersonic cold-flow system. The use of TVC Systems an in particular jet vanes, are currently being researched for use in air launch, ship launch, underwater launch and high altitude maneuvering of tactical missiles and rockets. The necessity to generate control forces to rapidly change the course of the missile is frequently required when traditional, exterior aerodynamic surfaces are unable to produce these forces, when the flow over the control surface is insufficient. This situation can occur at launch, or high angles of attack of the control surfaces. Jet vanes performed well at all altitudes and environmental conditions, and jet vanes are extremely effective at deflection angles up to as high as 30°, make them ideal for the launch and maneuver applications.

In this study, performance test of supersonic cold-flow system and visualization of supersonic jet was conducted, and shape and deflection angle effect of two types of jet vanes are investigated.

초 록

초음속 유동장치를 사용하여 제트 베인형 추력편향장치의 이론적 해석과 성능평가를 수행하였다. 현재 개발되었거나, 개발중인 제트 베인형 추력편향장치는 전술미사일이나 로켓의 공중발사, 함대발사, 수중발사 미사일과 고 고도 자세제어에 사용되고 있다. 저속도, 고 양각의 비행시나 공기가 희박한 고 고도에서는 공력제어의 부족한 제어력을 향상시키기 위해 추력편향장치를 이용하여 추력 방향을 변경하고 제어력을 얻음으로써 방향 제어에 보다 유효한 성능을 발휘하는 것으로 알려져 있다. 제트 베인 방식의 추력편향장치는 고도와 주위환경에 관계없이 작동되며, 제트 베인 편향각 30°까지 효과적인 성능을 발휘하여

* 충남대학교 기계공학과(Chungnam National University, Dept. of Mechanical Eng.)

** 국방과학연구소(Agency for Defense Development)

발사 초기시 그 성능을 이상적으로 나타낸다.

따라서 본 연구에서는 자체 제작한 초음속유동장치의 성능시험 수행 및 노즐에서 발생하는 초음속 제트를 가시화하고, 2종의 제트 베인의 형상과 편향각에 따른 유동특성에 대해 조사하였다.

1. 서 론

미사일 등과 같은 초음속 비행체에서 사용되고 있는 추력 편향장치(Thrust Vector Control)는 기존의 공력에 의한 방향제어방법보다 신속한 제어를 할 수 있어 서방 선진국에서는 이미 개발을 완료하여 실전에 배치하고 있는 실정이다. 그러나, 국내에서는 아직 이론적 연구단계에 있으며 실제 설계자료가 미약한 상태임으로 이에 대한 연구가 시급한 실정이다.

추력 편향장치는 노즐에서 분사되는 제트의 방향을 바꾸어 비행체의 자세를 제어하는 것으로 기존의 공력제어의 단점인 고 고도 비행이나 발사 초기단계의 저속 비행시 제어력의 한계를 극복한 장치이다. 공력제어의 경우 속도의 2승에 비례하는 제어력을 가지고 있으나 양각이 큰 경우 스톨 현상이 발생하여 급격한 제어 불능상태가 발생하며, 방향제어를 위해 큰 비행 회전반경이 요구된다. 그러나, 추력 편향장치는 추력을 직접 제어함으로써 최대 $70^{\circ} \sim 90^{\circ}$ 까지도 회전할 수 있는 방향제어장치로써 원하는 최종 위치에 신속하게 도달할 수 있다.

추력 편향장치로는 여러 방법이 있으나 하나의 노즐로 피치(Pitch), 요(Yaw), 롤(Roll)의 3축 제어 가능하여 소형으로 가격 대 성능비가 우수한 제트 베인형 추력 편향장치가 미사일 시스템에 많이 사용되고 있다. 또한, 이 방식은 베인이 직접 고온, 고속의 가스 흐름 내에서 작용하기 때문에 편향 추력 발생 측면에서 아주 우수한 장점을 가지고 있다.

추력 편향장치는 전술미사일이나 로켓의 공중발사, 함대발사, 수중발사 미사일과 고 고도 자세제어에 사용되고 있다. 추력 편향장치에 대한 개념은 1930년경 R. H. Goddard에 의한 것으로 2차 세계대전 중 독일의 V-2에 사용된 이후 Sergeant, Pershing, Corporal, Talos, Honest John, Wagtail, Beckett, Bomber Defence Missile과 같은 수많은 미사일 시스템에서 사용되었다.⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾

이러한 연구는 1970년대부터 활발히 진행되어 Ayre⁽⁴⁾는 제트 베인의 크기를 1/300로 축소 실험하여 그 결과를 실제 시험결과와 비교하였으며 Ripley-Lotte 등⁽²⁾은 제트 베인의 재료 및 설계에 대해 언급하였으며 이를 토대로 계산결과와 실제 연소시험결과를 비교하였다. 최근에는 실험과 병행하여 수치적 계산을 수행하고 있으며 가까운 일본에서도 이러한 연구로써 unno 등⁽¹⁾은 초음속제트중의 제트 베인 간섭특성에 대한 수치적 계산을 수행한바 있다.

본 연구는 초음속유동시험장치에 설계된 여러 형상의 제트 베인을 설치하여 4축 제트 베인의 특성과 모터 성능을 조사하여 최적의 제트 베인에 대한 설계인자를 제시하기 위한 첫 단계로 수행되었다. 따라서 제트 베인형 추력 편향장치 성능시험을 위해 제작한 초음속유동장치의 성능시험을 수행하고, 2종의 제트 베인의 형상과 편향각에 따른 유동특성에 대해 조사하였다. 이를 위해 저장용기 분사압에 따른 저압 챔버 압력, 온도, 추력 및 시험시간 등을 측정하였으며, 노즐에서 발생하는 초음속 제트의 가시화 및 요 방향과 피치 방향의 추력편향 성능평가를 위하여 제트 베인 편향각을 $-25^{\circ} \sim +25^{\circ}$ 구간에서 5° 간격으로 변화시켜 이때 발생하는 추력 및 측력(Side Force)을 측정하여 제트 베인의 형상 및 편향각에 따른 유동 변화 특성 및 모사모터의 성능에 미치는 영향 등을 연구하였다.

2. 이론적 고찰

초음속 제트유동을 모사하기 위한 축소확산형 노즐은 출구 마하수 2.88, 노즐 팽창 반각은 15° , 출구직경을 46.3 mm이다. 시험 유체가 공기이고, 마하수 2.88인 경우에 대해 노즐에서의 팽창과정은 완전가스의 등 엔트로피과정으로 가정하여 계산하면 식 (1)로 부터 노즐목 직경은 23.8 mm이며, 저

압 챔버와 노즐출구에서의 압력비는 식 (2)로부터 구한다.

$$\frac{A_e}{A^*} = \frac{1}{M_e} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2}{\frac{\gamma-1}{2}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

$$\frac{P_c}{P_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

여기서 M은 마하수, A는 면적, P는 압력, γ 는 비열비이고, 첨자 e, c, *는 각각 노즐출구, 저압 챔버, 노즐 목의 상태를 나타낸다.

노즐에서 분사되는 질량유량은 저압 챔버 내에 공급되는 유량을 계산하여 시험시간을 예측할 수 있다.

일반적인 질량유량의 계산에는 식 (3)을 사용한다.

$$\dot{m} = C_d \cdot A^* \cdot P_c \quad (3)$$

여기서

$$C_d = \sqrt{\frac{\gamma}{RT_c} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

$R = 287.04 \text{ J/kgK}$ 이고, T는 저압 챔버 온도를 나타낸다. 저압 챔버내의 온도를 27°C 로 일정하다고 가정하면, 식 (3)으로부터 질량유량과 저압 챔버 압력과의 관계를 알 수 있다.

충분한 시험시간을 확보할 수 있는 저장용기의 용량과 압력을 결정해야 하며, 식 (4)로부터 시험시간을 결정한다.

$$t_t = 0.0353 \frac{V}{A^*} \cdot \frac{\sqrt{T_t}}{T_c} \cdot \frac{P_c}{P_t} \left\{ 1 - \left(\frac{P_f}{P_c} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \right\} \quad (4)$$

여기서 첨자 t는 탱크(tank)를 가리키며, V는 탱크 체적, P_f 는 관손실을 고려한 저압 챔버내의 압력

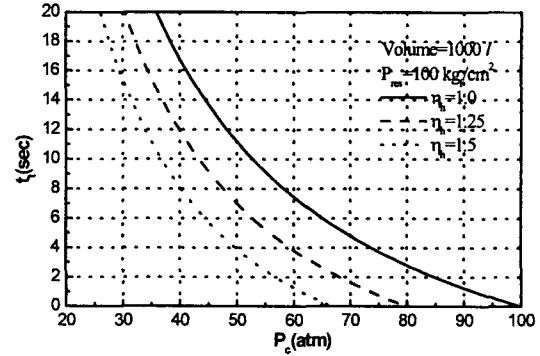


Fig. 1 Test time according to low pressure chamber pressure

을 나타낸다.⁽⁵⁾

Fig. 1은 1000 l 인 저장용기의 압력을 100 kgf/cm^2 로 하였을 때 관 손실이 없는 경우와 25%, 50%로 가정한 경우 시험시간을 보이고 있다. 그리고 저압 챔버 추력은 식 (5)로부터 계산된다.

$$F = C_F P_c A_t \quad (5)$$

여기서, C_F 는 추력계수를 나타낸다.⁽⁶⁾⁽⁷⁾

3. 실험장치 및 방법

초음속 유동장치는 공기를 가압, 저장하였다가 순간적으로 일정 압력의 유동을 분출시켜 시험부 주위에서 발생하는 압력, 온도 등을 측정하는데 사용된다. 본 연구에 사용된 초음속유동장치는 Fig. 2와 같이 공기압축기, 공기건조기, 저장용기, 압력조절기, 저압 챔버와 노즐, 제트 베인 고정부, 그리고 제어패널로 구성되어 있다.

저장용기는 용량 1170 l 로 허용압력 120 kgf/cm^2 인 68 l 고압용기 16개와 허용압력 200 kgf/cm^2 인 76 l 메니폴드(Manifold)로 구성되어 있다. 고압으로 압축된 공기가 팽창하여 응축될 때 형성되는 습분을 제거하기 위해 건조기를 설치하였으며 건조기의 습분제거율은 1%이내이다. 유동의 일시적인 분사를 위한 ON/OFF 밸브 및 유량을 조

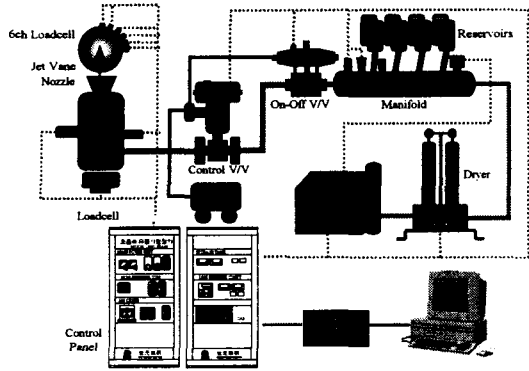


Fig. 2 Schematic diagram of experimental setup



Fig. 3 Photograph of low pressure chamber and nozzle

절할 수 있는 유량제어밸브를 설치하였으며, 저압 챔버의 내경과 길이는 각각 331 mm, 106 mm이다. 노즐은 축소 확산형으로 노즐 출구 마하수 2.88, 목 지름 23.8 mm, 출구지름 46.3 mm 인 초음속 노즐로 Fig. 3과 같이 저압 챔버와 일체로 설치하였다. 제트 베인의 형상은 사다리꼴 형상으로 Fig. 4와 같으며 2종의 설계치는 Table.1에 나타내었다. 여기서 α 는 베인 선단부(Leading edge)의 경사각을 나타낸다. Fig. 5는 제트 베인이 설치된 사진으로 노즐 출구와 제트 베인 사이의 거리를 조정할 수 있도록 되어있다.

제트 베인의 편향에 의한 추력 및 측력의 측정은 노즐 앞에 설치된 제트 베인 시험부에 연결된 6분력 로드셀과 챔버 선단부에 1축 로드셀을 이용하여 측정할 수 있도록 되어 있으며 저장용기와 저압 챔버

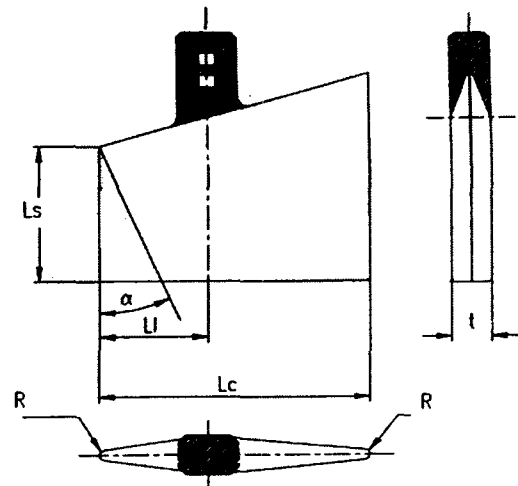


Fig. 4 Diagram of Jet Vane

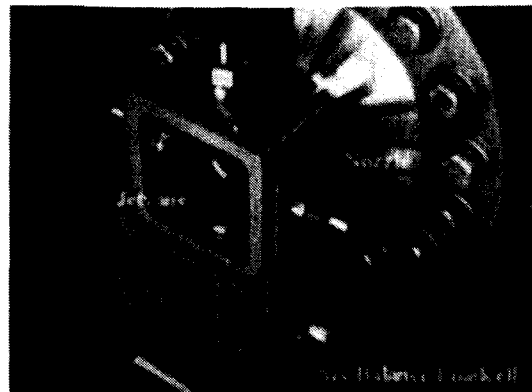


Fig. 5 Photograph of installed jet vane

Table 1 Specification of jet vane

No.	R	Ls	Lc	L1	α	t
1	R0.5	12.3	24.7	10.7	0°	3.0
2	R0.5	12.3	26.7	11.5	10°	3.3

의 온도 및 압력을 측정하기 위해 K-Type 열전대와 200 kgf/cm² 및 100 kgf/cm²의 압력센서를 각각 설치하였다.

저장용기에 공기를 가압하기 위한 압축기는 최대 압 350 kgf/cm², 작동압력 200 kgf/cm²이며, 송출량

은 475 l/min, 압축방식은 왕복형이다.

유동가시화 장치로는 쉬리렌 시스템을 사용하였으며 카메라는 Nikon F-801s를 이용하였다.

본 실험 장치는 저장용기에 100 kg/cm²로 공기를 압축하여 일시적으로 저압 챔버에 충전하고 노즐을 통하여 마하수 2.88인 초음속 유동으로 5초 동안 분사하여 식 (4)로 부터 계산된 이론 시험시간 1초 동안 시험을 수행하였다.

일시적인 공기의 공급은 볼 밸브형의 ON/OFF 밸브를, 공기의 유량을 제어하기 위해서 글로브 밸브형의 유량제어밸브를 이용한다. 제트 베인의 편향각은 -25° ~ +25° 구간에서 5° 간격으로 시험하였으며 각각 피치 방향과 요 방향에 대해서만 고려하여 실험을 수행하였다. 시험동안 형성되는 온도, 압력 및 추력 데이터는 제어 패널과 A/D 보드를 통해 컴퓨터로 저장하였다.

4. 실험 결과 및 고찰

Fig. 6은 본 논문에서 사용된 좌표계를 나타내며, 유동방향을 y축, 유동방향의 수직방향을 z축, 그리고 수평방향을 x축, 그리고 제트 베인의 선단부가 반 시계방향으로 이동할 때의 각도를 '+'로 정의하였다.

Fig. 7은 유동시간에 측정된 각 부위에서의 온도, 압력 및 추력을 나타낸 것이다. 초기 저장용기의 압력은 100 kg/cm²로, 시험시간동안 저장용기의 평균 압력과 온도는 93.2 kg/cm², 16.2°C이다. 이때 저압 챔버 내부의 압력과 온도는 83.7 kg/cm², 15.9°C일 때 축추력은 432.1 kg로 시험시간동안 저장용기 및 저압 챔버의 압력은 0.3초 동안 일정하게 유지되고, 서서히 감소하나 온도 변화는 일정하여 온도에 인한 영향은 배제할 수 있었다.

Fig. 8은 유량제어밸브의 개도에 따른 압력 및 축방향 추력의 변동을 나타낸 것으로 밸브의 개도에 따라 저압 챔버 압력과 축 추력이 유사한 경향을 보이고 있다. 개도 100%인 경우 저압 챔버에서 형성되는 압력은 저장용기 압력의 83.7%로 비교적 작은 손실을 나타내며, 이러한 압력손실은 각종 배관의

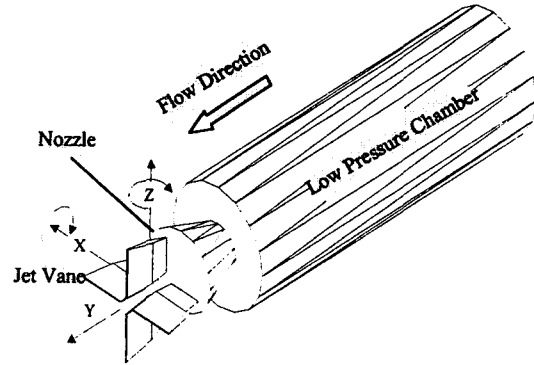


Fig. 6 x-y-z coordinate system

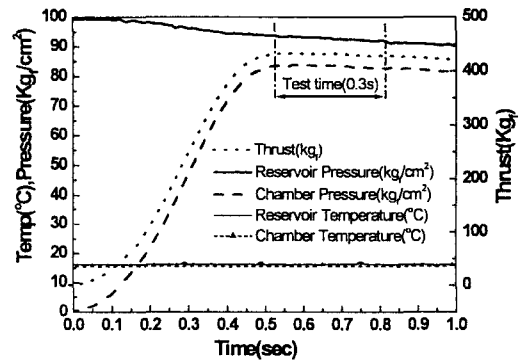


Fig. 7 Properties according to time

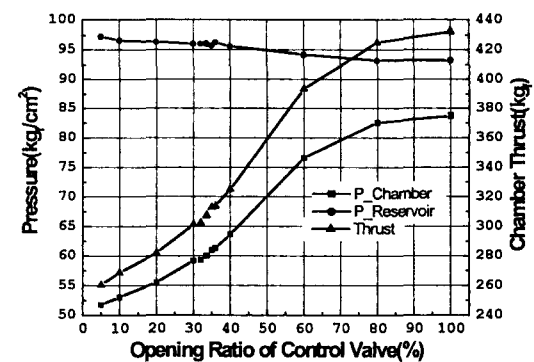


Fig. 8 Pressure and thrust distribution according to valve opening ratio

연결부위에서 관면적의 축소확대에 기인한다.

Fig. 9는 저압 챔버 압력에 따른 추력의 변화를 나타낸 것으로서 이론 계산값과 같이 도시하였다.

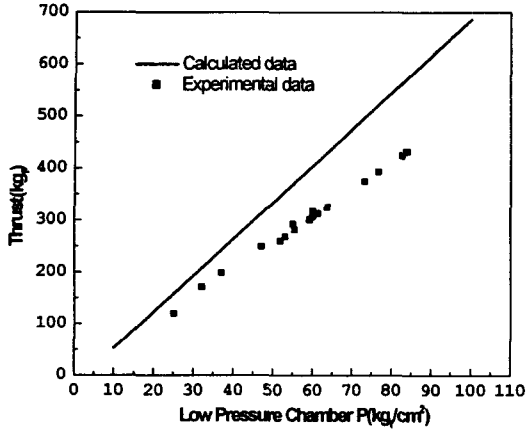


Fig. 9 Comparison of theoretical and experimental thrust

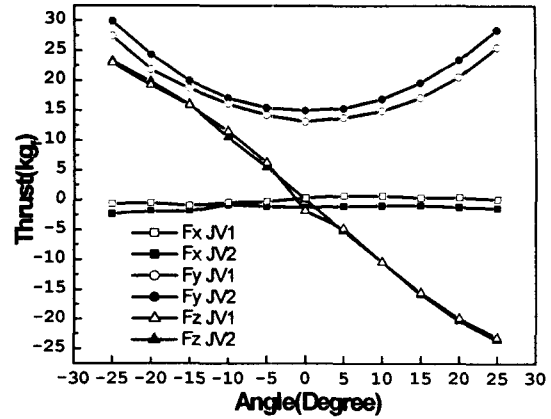


Fig. 11 Thrust of Jetvane No.1 & 2

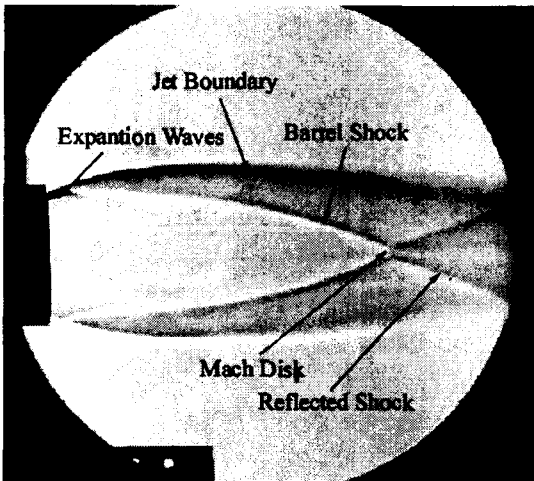


Fig. 10 Schlieren photograph of Supersonic jet

추력은 이론 계산값과 유사한 경향으로 저압 챔버의 압력과 비례하여 나타나며 저압 챔버 압력이 60kg/cm^2 일 때 계산값의 80%에 해당하는 값을 나타낸다. 추력손실은 저압 챔버내에서의 불 균일한 유동과 유동의 균일성을 얻기 위해 저압 챔버내에 설치된 허니컴(Honeycomb)에 의한 압력손실 및 저압 챔버의 상부에 연결된 지름 40mm 의 고압 고무배관의 영향으로 생각된다.

Fig. 10은 노즐 후류에서 형성되는 초음속제트의 유동형상을 슈리렌시스템으로 유동가시화한 사진이다. 노즐로부터 초음속 제트가과소 팽창하고 있으며

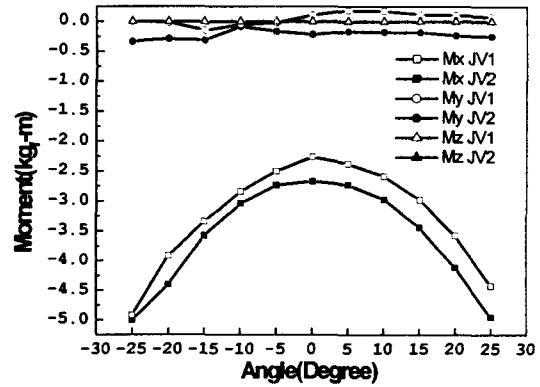


Fig. 12 Moment of Jetvane No.1 & 2

내부에서 발생하는 배럴 충격파(Barrel Shock), 마하디스크(Mach Disk) 및 제트경계면 등을 분명히 나타내고 있어 유동모사가 잘 이루어지고 있음을 알 수 있다.

Fig. 11은 피치 방향의 추력편향을 측정하기 위해 제트 베인 모델 JV1과 JV2의 편향각에 따라 노즐중심 150mm 하단에 설치한 로드셀을 이용해서 x, y, z방향의 추력을 측정된 것으로 $-25^\circ \sim 25^\circ$ 의 범위에서 두제트 베인의 편향각을 동일한 각으로 변화시키면 따라 x 방향의 추력은 JV1과 JV2 모두 0에 근접해서 나타나며, 제트의 유동방향인 y방향으로 편향각이 커짐에 따라 0° 를 중심으로 15kg/cm^2 에서 30kg/cm^2 로 증가하며 대칭적으로 분포한다. 그러나, JV1보다 JV2가 전체적으로 2~3

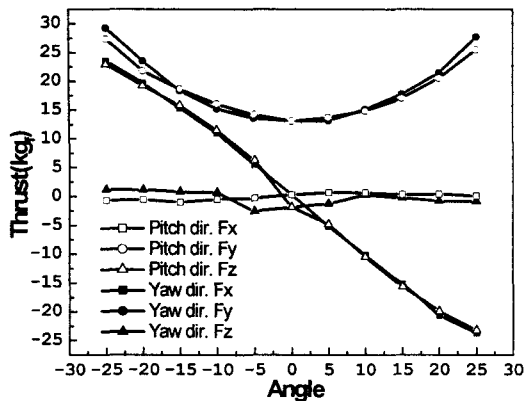


Fig. 13 Pitch and Yaw thrust of Jetvane No.1

kg/cm^2 큰 추력을 보이고 있는 것은 JV2의 두께 및 전장의 길이가 JV1에 비해 상대적으로 크기 때문에 나타난다. 또한, z방향으로는 JV1과 JV2가 거의 일치하는 결과를 보이고 있으며, 편향각에 따라 $-25 \sim +25 kg/cm^2$ 로 선형적으로 나타난다.

Fig. 12는 제트 베인의 피치방향 편향에 따른 모멘트를 나타낸 것으로 x방향의 모멘트가 지배적으로 나타나며, x 모멘트의 차이는 형상에 따른 차이로 y 방향의 추력의 차이에서 기인한다.

Fig. 13은 제트 베인 JV1의 피치방향의 편향과 요(Yaw)방향의 편향을 통해 얻어진 결과를 도시한 것으로 같은 크기를 보이며, 이러한 결과는 제트 베인이 서로 기하학적 대칭관계로 형성되어 있기 때문이며, 대칭되는 제트 베인의 동일한 각을 편향시켰을 때 한 방향만의 실험만으로도 다른 쪽의 결과를 예측할 수 있음을 나타낸다.

5. 결 론

제트 베인 성능실험을 위해 제작한 초음속유동장치의 성능평가 및 2종의 제트 베인의 피치 및 요 방향의 편향특성에 대한 연구를 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 저압 챔버에서 형성되는 압력은 관면적의 축소 확대시 발생하는 것으로 추정 되는 손실로 인해

저장용기 압력의 83.7%를 나타내며, 시험시간은 이론시간의 30%인 0.3초로 측정되었다.

2. 제트 베인의 편향에 따른 피치 및 요 방향의 추력편향특성은 비례적으로 나타나며 편향각이 동일한 경우 그 값은 각각 동일한 값을 얻을 수 있었다. 이 결과는 서로 대칭인 경우 한 방향의 값으로도 다른 방향의 값을 추정할 수 있음을 나타낸다.
3. 제트 베인의 선단부에서의 경사각은 피치와 요 방향의 공기역학적 특성에 큰 영향을 미치지 못하는 것으로 나타났다.

참 고 문 헌

1. Masaru Unno, A. Koichi Hayashi, Toshi Fujiwara, Masaru Kodama, and Kazuo Arashi, "超音速噴流中のジェットベーンにより生じた衝撃波の干渉", 平成 5年度 衝撃波シンポジウム講演會文集 pp. 523~526.
2. Micheal J, Ripley-Lotee, Scott M. O'Neil, "Jet Vane Thrust Vector Control-Neglected Technology With New Horizons", Naval Weapons Center, Code 2433, China Lake, CA 93555, 1979.
3. Christopher P. Rahaim, Dr. Robert J. Cavalleri and John G. McCarthy, Dr. Alain J. Kassab, "Jet Vane Thrust Vector Control : A Design Effort", AIAA 96-2904, 1996.
4. V. H. Ayre, "Analysis and Experiments on Jet Vane Thrust Vector Control", Technical Report No. RG-73-4, Feb. 1973.
5. Alan Pope and Kenneth L. Goins, "High-Speed Wind Tunnel" Chapter 2, John Wiley & Sons, New York, 1965.
6. Michel A. Saad, "Compressible Fluid Flow", Prentice-Hall, 1985.
7. Kyle L. Nash et. al., "Predicting Exhaust Plume Boundaries with Supersonic External Flows", J. Spacecraft and Rocket

- vol.31(5), pp773-777, sept. -Oct. 1994.
8. George P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements 6th Edit", Chapter 2&3, John Wiley & Sons, New York, 1992.
 9. R. H. Nunn and M. D. Kelleher, "Jet Vane Heat Transfer Modeling", Naval Postgraduate School, AD-A 175340, 1986.
 10. Pakrad A. Giragosian, "Experimental simulation of a Rocket Exhaust Control System", AIAA 89-2328
 11. B. L. Berrir and M. L. Mason, "Static Investigation of Post-Exit Vanes for Multiaxis Thrust Vectoring", AIAA-87-1834, 1987.
 12. J. Branislav, M. Momcilo, S. Zoran and D. Blagojevic, "Pressure Distribution in Rocket Nozzle with Mechanical System for TVC", AIAA-87-1824, 1987.
 13. Bobby L. Berrier and Mary L. Mason, "Static Performance of an Axisymmetric Nozzle With Post-Exit Vanes for Multiaxis Thrust Vectoring", NASA Technical Paper 2800.