

## 비행체 고도 및 속도계측용 Pitot-Tube 연구

최진철\*, 이기권\*, 박찬우\*\*

### Development of the Pitot-Tube to Measure Flight Altitude and Velocity

Jin-Chul Choi\*, Ki-Gwon Lee\*, and Chan-Woo Park\*\*

#### ABSTRACT

The Pitot-Tube is the device that measures velocity and altitude of high speed vehicle. Accurate measurements of speed and altitude are essential to the safe and efficient operation of aircraft. For the purpose of determining optimal design parameters of Pitot-Tube such as nose inlet configuration, nose shape, static hole configuration, and static hole location, subsonic flow field was calculated numerically and analyzed. A Pitot-Tube was manufactured based on numerical flow field analysis, and pressure and air velocity was measured experimentally in the wind tunnel. As a result manufacturing and design technologies of the Pitot-Tube were acquired to make flight-device .

#### 초 록

대기중에서 움직이는 비행체(항공기, 미사일 등)의 속도 및 고도를 측정하기 위한 장치가 피토관(Pitot-Tube)이다. 고속으로 비행하는 항공기의 안전하고 효율적인 운항을 위해서는 정확한 비행속도 및 고도측정이 요구된다. 피토관 최적 설계인자 결정을 위해 피토관 Nose의 Inlet부, Nose부 외곽형상, 정압홀의 형상 및 정압홀 설치 위치 선정을 위한 유동장 해석을 수행하였다. 또한 해석을 통해 얻은 설계자료를 기본으로 제작한 피토관의 풍동실험을 수행하였다. 본 연구를 통해 속도 및 고도 계측용 피토관의 설계기술을 확보하였고 제작기술을 보유하였으며, 유동해석 및 풍동실험을 함으로써 피토관 국산화에 필요한 기본 자료를 얻었다.

\* 스페이스테크놀로지(주) (Space Technologies Co., Ltd.)

\*\* 경상대학교 항공기계공학부 (Gyeongsang National University Dept. of Aero-Mechanical Engineering)

## 1. 서론

고속으로 비행하는 항공기의 안전하고 효율적인 운항을 위해서는 정확한 비행속도 및 고도측정이 요구된다. 정확한 운항속도를 측정함으로써 저속으로 비행하고 있는 항공기의 실속에 따른 비행제어 불능상태를 예방할 수 있으며, 고속으로 비행하는 항공기의 공기역학적, 구조적 제한능력 이탈을 방지할 수 있다. 또한 고도를 정확히 측정함으로써 지형장애물을 피할 수 있으며, 항로상의 예정된 수직박리 (Vertical Separation) 최소화를 유지할 수 있다. 대기중에서 고속으로 움직이는 비행체(항공기, 미사일 등)의 속도 및 고도를 측정하기 위한 장치가 피토프관(Pitot-Tube)이다.

항공기와 주위 대기와의 상대속도차에 의해 발생하는 동압을 측정하여 항공기의 비행속도를 계산할 수 있으며, 비행하는 대기의 정압을 측정하여 항공기의 비행고도를 얻을 수 있다. 피토프관은 이러한 동압과 정압이 측정되도록 설계되며, 비행방향에 수직하게 튜브단면을 위치시켜 동압을 발생시키고 또한 관 단면을 비행방향에 평행하게 위치시켜 정압을 얻을 수 있다. 일반적으로 동압 및 정압이 동시에 측정될 수 있도록 피토프관이 설계되나, 정압측정을 위한 정압홀을 비행기 동체에 뚫는 경우도 있다.

피토프관은 비행체 형상에 의해 발생하는 경계층의 영향을 받지 않는 위치에 설치되며 또한 Speed Brake, Fire Control Door, Gun Port, Bomb Bay Door, Landing Gear 등의 작동에 따른 기류교란의 영향이 없는 곳에 설치되어야 한다. 따라서 비행기 Nose나 동체 및 날개하단에 부착해야 설치 위치에 따른 측정오차를 최소화할 수 있다.

고도가 높을 수록 대기의 기온은 급강하 하며, 피토프관 내로 유입된 공기내 수증기가 응결하게 된다. 이러한 현상은 기체속도 측정오차를 유발할 뿐만 아니라 피토프관 기능 자체가 상실될 우려가 있으므로 수증기 동결을 막기 위해 피토프관 주위에 열선을 장치시켜 유입한 대기가 얼지

않도록 해야 한다. 또한 유입된 수증기의 응결에 의해 발생한 액체(물)를 방출시킬 수 있도록 방출구를 속도측정계중 가장 낮은 부분에 설치한다.

미사일을 비롯한 고속으로 움직이는 비행체의 정확한 고도 및 속도를 측정하기 위한 장치의 개발은 미국, 독일, 영국 등에서 지난 반세기전부터 꾸준히 수행되어지고 있으며 계속의 신뢰성이 높은 피토프관이 최근에도 군사용 및 상업용 비행체에 장착되고 있다. 속도 및 고도를 측정하기 위한 기본적인 유동이론 및 해석은 어려운 일이 아니나 피토프관의 수입이 제한적이며, 현재 국내에서 피토프관 설계에 대한 연구가 그다지 이루어지지 못한 실정이다. 따라서 본 연구에서는 속도 및 고도 측정용 피토프관의 설계인자를 도출하고 시제품용 피토프관을 제작하여 유동실험을 함으로써 피토프관 국산화에 필요한 기본 자료를 얻고자 한다.

## 2. 기본이론

임의의 고도에서 비행하고 있는 비행체의 피토프관이 받게 되는 압력은 정압 및 전압이다. 전압(Total Pressure)은 정압(Static Pressure)과 동압(Impact Pressure)의 합이다. 이 동압으로 비행체의 비행속도를 측정할 수 있으며, 이 세 압력의 관계식은 Eq.(1)과 같다.

$$p_t = p + q_c \quad (1)$$

여기에서  $p_t$ 는 전압,  $p$ 는 정압,  $q_c$ 는 동압이다.

정압은 고도계(Altimeter) 및 Rate-of-Climb Indicator와 연결되어 이용되며, 동압은 속도계에 연결된다. 비행하는 물체와 주위 공기의 상대속도는 측정된 동압으로 계산되며 비압축성 기체로 가정한 관계식은 Eq.(2)와 같다.

$$q_c = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2)$$

그러나 피토프관 내에 유입된 공기는 압축성유체 특성을 보이며 실제 동압보다 더 큰 압력값

을 갖는다. 이러한 압축효과에 대한 전압과 상대속도사이의 관계는 상대속도차가 음속이하인 경우 Bernoulli 방정식으로부터 Eq.(3)으로 표현된다.

$$p_t = p \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2\gamma} \frac{\rho}{p} V^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (3)$$

Eq.(1)과 Eq.(3)으로부터 음속이하로 물체가 비행하는 경우 동압과 상대속도와의 관계식은 Eq.(4)와 같이 표현된다

$$q_c = p \left[ \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2\gamma} \frac{\rho}{p} V^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right] \quad (4)$$

### 3. 해석 및 실험 방법

비행체가 상온 및 지면대기압 하에서 비행하는 조건에서 피토폴 주위의 아음속 유동장을 상용코드인 PHENIX로 해석하였으며, 피토폴 최적 설계인자 결정을 위해 피토폴 Nose의 Inlet부, Nose부 외곽형상, 정압홀의 형상 및 정압홀 설치 위치 선정을 위한 유동장 해석을 수행하였다. 또한 해석을 통해 얻은 설계자료를 기본으로 제작한 피토폴의 풍동실험을 수행하였으며, 실험장치는 Fig. 1과 같다.

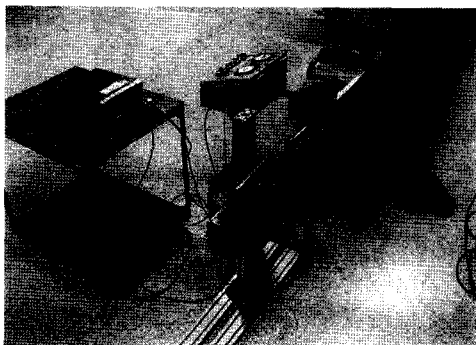


Fig. 1 Experimental kit to measure total pressure and static pressure.

### 4. 해석 및 실험 결과

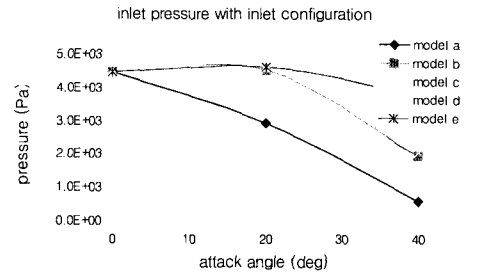


Fig. 2 Total pressure variation with attack angle at nose inlet.

Fig. 2는 5가지의 Nose Inlet부 형상별 유동방향에 따른 전압력 분포를 보여주고 있다. Nose Inlet 선정을 위한 모델은 입구부가 가는형(모델 a), 넓은 사각모양형(모델b), 넓은 삼각 모양형(모델c), 넓은 사각형후 곡선수축부 모양(모델d), 곡선 수축부모양(모델e)이다. 결과에서 볼 수 있듯이 모델a의 경우 유입각(Attack Angle)이 클수록 전압력값이 상당히 감소되어 나타나고 있다. 이는 공기의 유입이 원활치 못해 유동의 동압력이 피토폴에 전부 들어오지 못하고 있기 때문이며 갑작스런 비행체의 선회시에는 실제속도(Real Velocity)를 계측할 수 없다. 모델b와 d는 유입각이 작은 부분에서는 전압이 일정하게 나오고 있으나 큰 유입각에서는 공기의 유입이 원활치 못하게 나타난다. 반면 모델 c와 e는 전반적인 유입각에서 상당히 균일한 전압력을 보이고 있다.

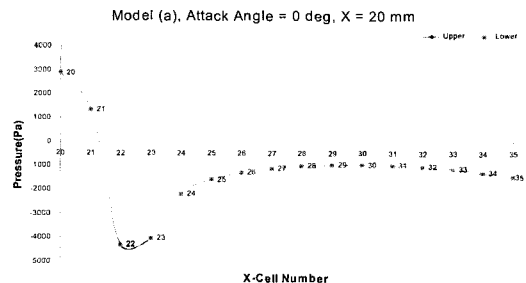


Fig. 3 Pressure distribution on the pitot-tube surface (streamline shape, x = 20 mm).

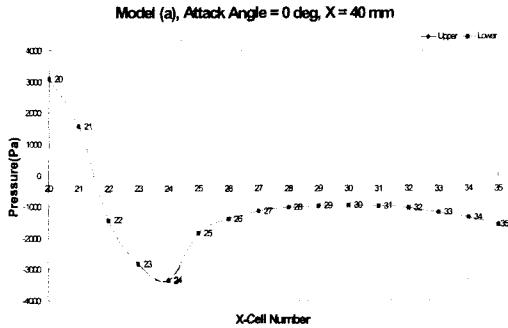


Fig. 4 Pressure distribution on the pitot-tube surface (streamline shape, x = 40 mm).

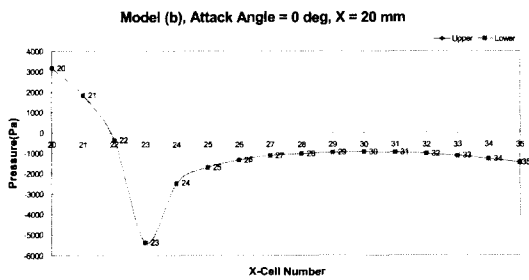


Fig. 5 Pressure distribution on the pitot-tube surface (straight line).

Fig. 3과 Fig. 4는 Nose의 외곽부 형상이 유선형(접선각일정)일때의 피토관 표면 유동압력 분포이다. 이때 피토관 몸통직경은 15 mm이고, 노즈부 곡선상 거리인 X는 20 mm, 40 mm 인 경우이며, 유입각은 0° 이다. 셀번호 20이 노즈부 입구이며 셀번호 35가 피토관 후단부이고 피토관 총길이는 100 mm이다. 위의 해석결과에서 볼 수 있드시 Fig. 3과 Fig. 4 모두의 경우 피토관 표면을 따라 유동압력은 입구에서 최대값을 보인후 표면저항에 의해 점점 감소하다가 박리점을 통과후 다시 회복해 가고 있다. 또한 X가 작은 쪽에서 최소 압력값은 전단부에서 나타나고 있으며 유동압도 빨리 안정화되고 있다. 3가지 경우 모두 셀번호 29,30에서 안정된 유동압력을 보이고 있다.

Fig. 5는 Nose 외곽부 형상이 직선인 경우에

서 계산된 표면유동압력 분포이다. Fig. 3과 Fig. 4에서 나타난 결과와 유사하게 입구에서 최대압력을 보인후 점점 감소하다가 박리점 통과후 회복하여 셀번호 27이후에서 안정된 압력분포를 보이고 있다. 외곽부 형상에 따른 압력분포 비교에서 볼 수 있드시 피토관 길이방향의 유동압력분포는 유사하나 최대압력감소(셀 23번 위치)가 직선형상에서 더 크게 나타나고 있다. 따라서 아음속 유동의 경우 외곽부 표면이 유선형으로 되어야만 표면박리에 의한 압력감소가 작아짐을 알 수 있다. 또한 박리점이 직선형보다 유선형에서 더 앞부분에서 나타나고 있다.

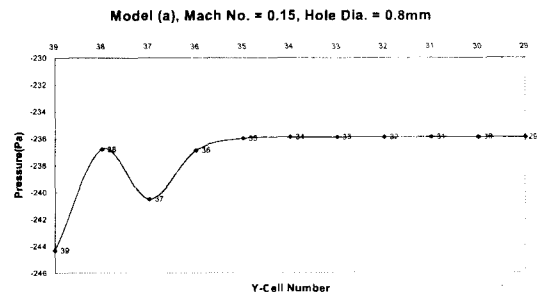


Fig. 6 Pressure distribution along the static hole distance (Mach = 0.15, hole diameter = 0.8 mm)

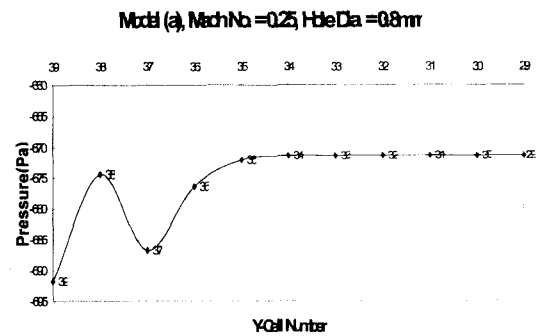


Fig. 7 Pressure distribution along the static hole distance (Mach = 0.25, hole diameter = 0.8 mm)

Fig. 6, 7 및 8은 정압홀내의 유동압력 해석결과이다. 셀번호 39가 피토관 표면이고 셀번호 29는 피토관 중심부이다. 정압홀 형상에 따른

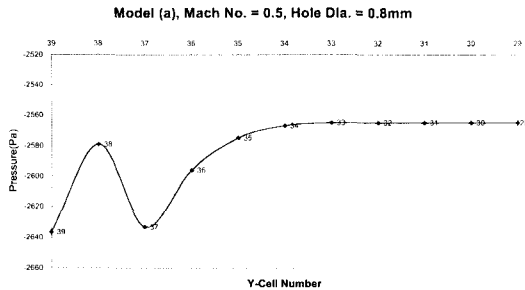


Fig. 8 Pressure distribution along the static hole distance (Mach = 0.50, hole diameter = 0.8 mm)

유입 유동압의 분포를 계산하기 위해 정압홀은 한곳만 구멍을 냈으며, 상하 관통한 모델은 아니다. 일반적으로 정압홀은 피토관의 +/- 피치 방향으로 수개를 내어 모든방향에서 들어온 압력이 합산되어 고도계측에 이용된다. 해석결과에서 볼 수 있듯이 유동속도가 빠를 수록 유입부의 압력분포가 안정화되지 않게 나타나고 있으며 정압홀 깊숙히 불안정한 유동압력이 분포되고 있다. 해석결과 3가지 속도에서 셀번호 33 이후에서 안정화된 압력값을 보이고 있다.

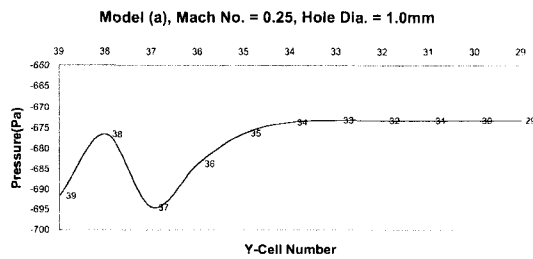


Fig. 9 Pressure distribution along the static hole distance (Mach = 0.25, hole diameter = 1.0 mm)

Fig. 9는 정압홀 직경이 1mm이고 유동속도가 Mach = 0.25인 경우의 정압홀내 압력분포이다. Fig. 8에서인 경우(홀직경이 0.8mm)와 비교할 때 유사한 압력분포를 보이고 있다. 따라서 홀의 직경 변화에는 민감하지 않은 압력 분포를 보이고 있으므로 정압홀 가공성을 고려하여 직경을 결정하면 된다.

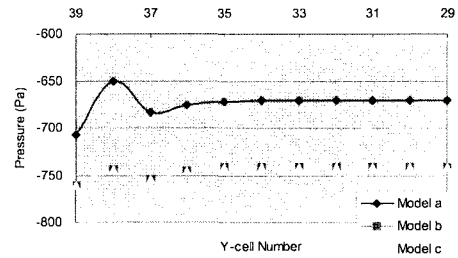


Fig. 10 Pressure distribution with static hole configuration.

Fig. 10은 정압홀 입구 형상에 따른 홀내 압력분포를 계산한 그림이다. 이때 유동속도는 Mach = 0.25이다. 유동압이 안정된 위치에서의 (셀36에서 셀29) 압력값은 등근모따기(모델b)와 직선모따기(모델c)가 모따기 없음(모델a)보다 더 큰 값을 보이고 있다. 이는 입구부의 형상이 내부의 유동압력에 영향을 미치고 있음이며 피토관의 정압홀 가공시 끝단에 Edge가 없도록 제작기법을 선택해야 한다.

위 분석을 토대로 아음속 L자형 피토관을 Table 1과 같이 설계하였다.

Table 1 Design Value of Pitot-Tube.

Design Parameter	Design Value
Nose Inlet	삼각형 수축부
Nose Configuration	Streamline Shape
Pitot-Tube Outer Diameter	150 mm
Static Hole Size	1 mm
Hole Inlet Configuration	Straight
Hole Distance	90 mm from Nose Inlet

단, 비행체가 임의의 피치각으로 선회할 경우 피토관 윗면에서는 정압이 발생하고 아랫면에서는 부압이 발생하므로 정압홀은 위/아래면에 대칭으로 5개씩 가공하였다. 이때 가공홀당 사이각은 15° 이다.

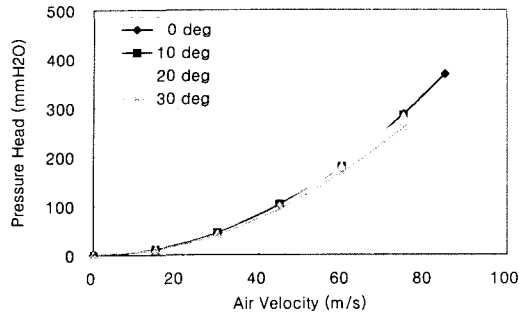


Fig. 11 Total pressure v.s. measured air velocity.

Fig. 11은 유동속도 변화에 따른 피토관 동압관에서 측정한 압력수두의 실험결과이다. 유동속도변화에 대해 비례적인 값을 보이고 있으며 피치각 변화에 대해서도 일관적인 분포성향을 보이고 있다. 특히 유입각이 20° 이하에서는 압력수두가 거의 일치하여 우수한 피토관 성능을 보이고 있다. 또한 유입각이 30° 로 크더라도 최대 10%이내의 압력수두변화를 보이고 있다.

## 5. 결론

속도 및 고도계측용 피토관의 설계에 영향을 미치는 여러인자를 고려하여 해석을 수행하고 시제품 제작 및 유동실험을 함으로써 비행용 피토관 개발을 위한 기본 설계자료 및 제작기술을 확보하였다. 본 연구를 통해 개발된 피토관은 열선이 없는 시제품이며, 실제 비행체 장착에 따른 설치 오차 및 비행조건에 따른 측정오차를 고찰할 수 없었으며, 고도계측을 위한 정압측정

이 이루어지지 못하였다. 하지만 유동속도에 따른 전압을 작은 오차범위 내에서 계측될 수 있는 피토관의 설계 및 제작을 완료하였다.

## 후기

본 연구는 과학기술부·한국과학재단 지정 지역협력연구센터인 항공기부품기술연구센터 및 스페이스테크놀로지(주)의 지원에 의해 연구되었으며 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

1. William Gracey, "Measurement of Aircraft Speed and Altitude", John Wiley & Sons, 1981.
2. "Tubes, Pitot Static, Electrically Headed, Aircraft", MIL-T-5420B, 1986.
3. F. L. Thompson, "The Measurement of Air Speed of Airplanes", 1937.
4. William Letko, "Investigation of Fuselage Interference on a Pitot-Static Tube Extending Forward from the Nose Fuselage", 1947.
5. Louis S. Stivers, Jr., and Charles N. Adams, Jr., "High-Speed Wind Tunnel Investigation of the Effects of Compressibility on a Pitot-Static Tube", 1947.
6. Lowell E. Hasel and Donald E. Coletti, "Investigation of Two Pitot-Static Tubes at Supersonic Speeds", 1948.