

<기술논문>

DOI:10.3795/KSME-B.2008.32.5.392

# CFD 해석 및 최적화 기법을 이용한 피토관 형상설계

김도준\* · 천영성\* · 명노신\*\* · 박찬우\*\* · 조태환† · 박영민\*\*\* · 최인호\*\*\*  
(2007년 7월 19일 접수, 2008년 2월 13일 심사완료)

## Design of Pitot-Tube Configuration Using CFD Analysis and Optimization Techniques

Do-Jun Kim, Young-Seong Cheon, Rho-Shin Myong, Chan-Woo Park,  
Tae-Hwan Cho, Young-Min Park and In-Ho Choi

**Key Words:** Pitot-Tube(피토관), CFD(전산유체역학), RSM(반응면 기법), ADS(Air Data System, 대기자료계통)

### Abstract

Accurate measurement of speed and altitude of flying vehicles in air data system remains a critical technical issue. A highly reliable Pitot-static probe is required to obtain air data such as total pressure and static pressure. In this study, an analysis of the characteristics of flowfield around the Pitot-static probe was performed by using a Navier-Stokes CFD code. In addition, for the purpose of finding an optimal configuration, a technique based on the response surface method is applied to the problem with design parameters including shape of the nose section and cone angle. It is shown that the optimal configuration fulfills the MIL specification in wider range of high angles of attack.

### 1. 서론

#### 기호설명

- $p_t$  : 전압(total pressure)
- $p$  : 정압(static pressure)
- $q_c$  : 압축성 동압(impact pressure)
- $q$  : 비압축성 동압(dynamic pressure)
- $\gamma$  : 비열비(specific heat ratio)
- $\rho$  : 밀도(density)
- $\Delta p_t$  : 전압차(total pressure error)

항공기의 정확한 비행속도 및 고도의 정보는 항공기 운항 및 비행제어에 매우 중요한 자료이다. 정확한 운항속도를 측정하여 저속상태로 비행하고 있는 항공기의 실속에 따른 비행제어 불능상태를 예방할 수 있다. 또한 고속으로 비행하는 항공기의 공기역학적, 구조적 제한응력 이탈을 방지할 수 있다. 그리고 고도를 정확히 측정함으로써 지형 장애물을 피할 수 있으며, 항로상의 예정된 수직분리(vertical separation) 최소화를 유지할 수 있다.<sup>(1)</sup> Pitot-tube의 개념이 최초로 만들어진 것은 2세기 이상 경과하였으나, electronic transducer의 개발 이후에서야 Pitot-tube가 실질적으로 사용되기 시작하였다. 하지만 기본적인 형상에 대한 개발과 연구는 계속적으로 이루어져야 할 필요가 있다. 비행체의 정확한 고도 및 속도

† 책임저자, 회원, 경상대학교 및 항공기부품기술연구소  
E-mail : thcho@gnu.ac.kr

TEL : (055)751-6109 FAX : (055)762-0227

\* 경상대학교 대학원 기계항공공학부

\*\* 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

\*\*\* 한국항공우주연구원

를 측정하기 위한 센서의 개발은 현재 일부 선진국들에 의해 주도적으로 꾸준히 수행되고 있으며, 측정 신뢰도가 높은 Pitot-tube가 군사적으로나 상업적으로 많이 이용되고 있다. 그러나 현재 상용되고 있는 Pitot-tube는 고정익기와 회전익기에 공통으로 사용되고 있는 실정이다. 고정익 항공기의 계측장치가 받음각의 범위 확장보다는 속도 변화 확장에 관심을 가지는 것과는 달리, 최고속도가 마하수 0.3 부근인 헬리콥터의 경우 받음각의 변화가 광범위하고 상대적으로 속도의 변화는 적은 편이다. 이러한 이유로 기존의 Pitot-tube가 헬리콥터에 있어서는 많은 제한이 존재하므로 정확한 측정 장치의 개발이 요구된다. 본 연구에서는 이점에 주안을 두고 연구하였으나 터보기계 및 다양한 분야에도 응용될 수 있다. 효율적이고 신뢰할 수 있는 피토관의 설계를 위하여 기본 형상에 대한 특성과 설계인자를 전산 해석을 통해 도출하고, 이를 바탕으로 최적화 알고리즘에 적용하여 최적형상 설계를 수행하였다.

## 2. 해석방법

### 2.1 기본개념

일반적으로 전압과 정압을 하나의 Pitot-tube로 측정하나 본 연구에서는 각각에 대하여 독립적으로 다루었다. 전압, 정압, 동압의 관계식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$p_t = p + q_c \tag{1}$$

비행하는 물체와 주위 공기의 상대속도는 측정된 동압으로 계산되며 비압축성 기체로 가정한 관계식은 다음과 같다.

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$V = \sqrt{\frac{2(p_{(stagnation)} - p_{(static)})}{\rho}} \tag{2}$$

여기서 측정된 정체압(stagnation pressure)이 전압이 된다. 그러나 피토관 내에 유입된 공기는 피스톤 효과가 일어나기 때문에 공기는 압축성 유체의 특성을 보이며 실제 동압보다 더 큰 압력값을 갖는다. 압축성 동압인  $q_c$ 와 비압축성 동압  $q$ 는 보통 저속(마하수 0.3 이하)에서 2~3%의 차이를 보인다. 압축성을 고려한 아음속 압축성 베르누이 방정식은 다음과 같이 표현된다.

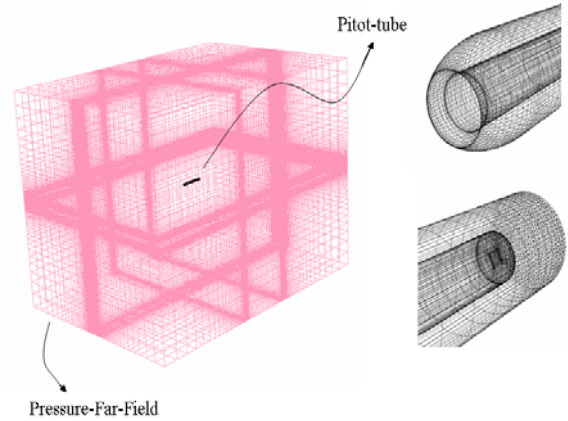


Fig. 1 Grid configurations for CFD analysis

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

식 (1)을 식 (3)에 대입시키면  $q_c$ 를 속도에 관한 식으로 표현할 수 있다.

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

본 논문에 사용된 전압과 정압에 대한 측정 오차는 다음과 표현할 수 있다.

$$\frac{\Delta p_t}{q_c} : \text{Total pressure error}$$

$$\Delta p_t = p_t(\text{measured}) - p_t(\text{free - stream})$$

$$\frac{\Delta p}{q_c} : \text{Static pressure error}$$

$$\Delta p = p(\text{measured}) - p(\text{free - stream})$$

### 2.2 격자생성 및 해석모델

최적화와 연계하여 공력해석을 수행할 때 가장 어려운 부분은 각각의 실험점에 대한 격자를 다시 구성해야 한다는 것이다. 본 연구에서는 모델과 격자 생성을 위해 3차원 CAD 상용프로그램인 CATIA와 GRIDGEN을 사용하였다. Fig. 1은 본 연구에서 해석하고자 하는 모델의 3차원 격자구성을 보여 주고 있다. 다양한 모델의 격자를 재생성하는 반복 작업의 능률을 높이기 위해 Pitot-tube를 감싸는 공간을 만들어 외부 유동장 내부에 해석모델을 넣는 방법을 수행하였다. 내부의 작은 공간은 비정렬격자로 생성하였고, 나머지 부분은 정렬격자를 사용하였다. 외부 유동

장의 크기는 점성에 의한 영향이 피토관의 노즈부에 영향을 미치지 않아야 하므로 충분히 크게 생성하였다.<sup>(2)</sup> 계산에 사용된 격자수는 약 60만개 정도이다. 표면 근처 점성유동을 고려하기 위해 점성격자의 각 표면에서 수직방향으로의 최초 격자점까지의 거리는 평균  $10^{-5}$ 로  $Y^+$ 가 5 이하의 지점에 위치하도록 하였다. 외부유동 경계조건은 Far-field로 지정하였고, 수렴된 해를 구하기 위해 최소 약 2,000회 정도 이상의 반복계산을 수행하였다.

2.3 수치해석 및 검증

기존의 많은 Pitot-tube의 검증이 주로 실험을 통해 이루어져 막대한 시간과 경비가 지출되는 반면, 컴퓨터의 급속한 발전에 힘입어 계산시간을 줄이는 방법으로 전산유체역학 기법이 널리 활용되고 있다. 비교적 높은 받음각 상태의 물체 주변의 유동흐름과 내부의 피스톤 효과에 의한 복잡한 물리적 현상을 비압축성 코드로 해석할 경우, 해의 수렴이 늦고 비정상성(unsteadiness)이 나타날 수 있어 본 연구에서는 압축성 Navier-Stokes 코드를 사용하였다. Pitot-tube 해석에 사용된 범용 CFD 코드는 압축성 Navier-Stokes 지배 방정식을 기본으로 하는 FLUENT V6<sup>(3)</sup>를 사용하였다. 주요 수치기법으로 셀 중심 유한체적법 (cell-centered finite volume), 내재적 시간 적분 (implicit time integration) 및 이차 풍상차분법 (second order upwind scheme)이 사용되었다. 난류모델은 one-equation을 사용하기 때문에  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$ 과 같은 모델에 비하여 계산시간의 효율성이 높은 Spalart-Allmaras 모델<sup>(4,5)</sup>을 사용하였다. 검증모델로 NACA 실험논문<sup>(6)</sup>의 cone angle  $30^\circ$  인 모델에 대하여 받음각 변화에 따른 전압을 계산하였다. Fig. 2와 같이 실험값과 유사한 결과를 확인할 수 있었으며, 전반적으로 실험값에 비하여 적은 전압 손실 경향을 보였다. 또한 아음속 영역에서 속도의 영향은 적은 것을 확인할 수 있다.

2.4 Ogive 설계 방식 및 최적화 기법

본 연구에서는 ogive 형태를 기준으로 선두부의 형상과 내부의 cone angle을 변수로 설정하여 최적화를 시도하였다. Fig. 3과 같이 nose의 길이 L 과 cone 형태 시작점에서의 cone angle  $\alpha$ 를 변수로 갖는 형태이다.

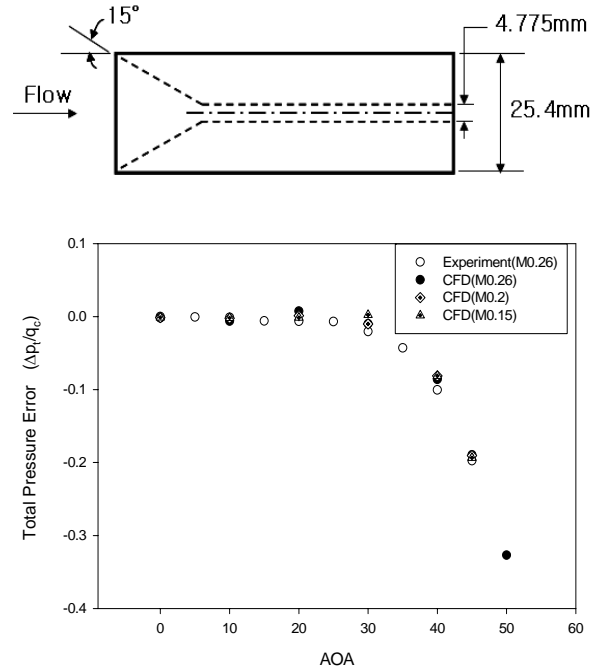


Fig. 2 Comparison of CFD results with experimental data in total pressure error

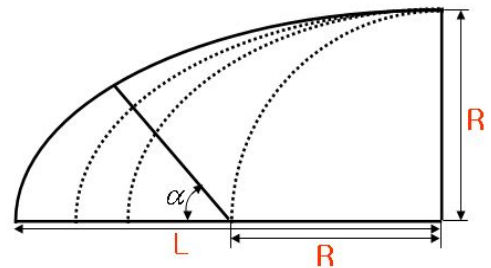


Fig. 3 Geometry of ogive configuration

반응면 기법(RSM)<sup>(7)</sup>은 물리적 또는 수치적 실험을 통해서 도출한 결과를 실험에 영향을 주는 요소들에 대해 모델링하고, 이를 분석하는 일련의 수리 통계적 과정으로 정의할 수 있다. 이때 실험 결과들을 반응값이라 정의하며 실험에 영향을 미치는 요소들을 독립변수라 한다. 반응면의 모델링을 위한 수리 통계적 기법으로는 실험점 계획이론과 회귀분석, ANOVA 등의 기법들이 존재한다. 반응면 기법은 일련의 경사도에 근거한 optimizer의 성능을 떨어뜨릴 수 있는 수치해석 잡음 데이터를 부드럽게 완화시켜 표현할 수 있고 해석시간이 빠른 장점을 갖고 있다. 실험계획법으로는 full factorial design을 사용하여 9개의 실험점을 선정하였다. Full factorial design은 특정

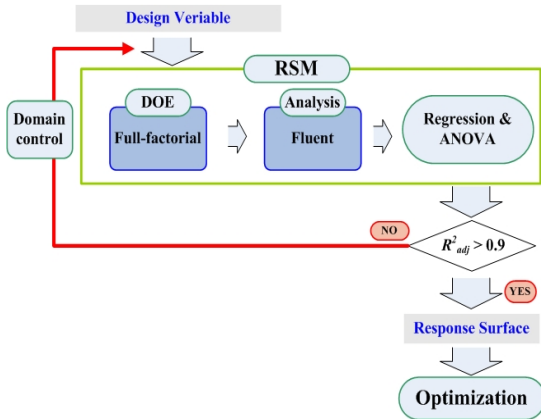


Fig. 4 Optimization procedure

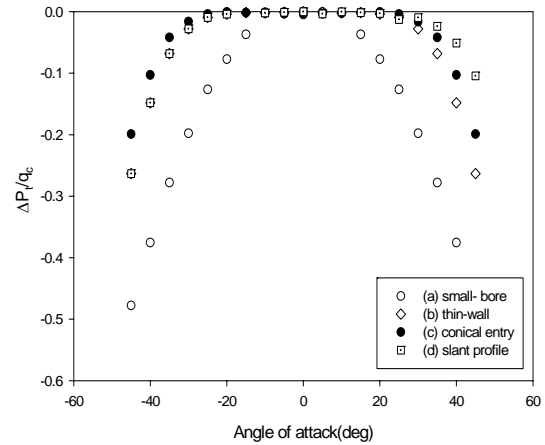


Fig. 6 Variation of total pressure error with angle of attack ( $M=0.26$ )

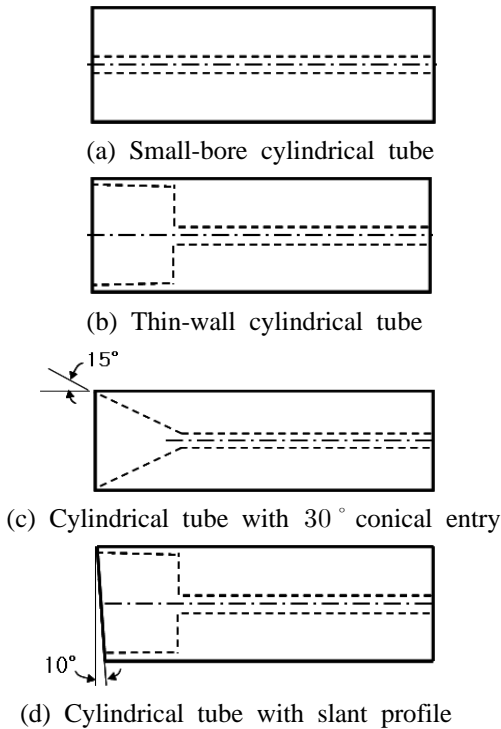


Fig. 5 Type of Pitot-tube

요소의 오차가 다른 요소에 미치는 영향을 줄여 주는 장점이 있어 공력해석 수행 시 생기는 오차를 최소화할 수 있다. 최적화 수행 중 ANOVA를 통해 얻은 적합도가 0.9 미만이면 설계공간의 표현에 오차가 존재하는 경우이므로 변수의 범위를 줄여 해의 정확도를 향상시키는 과정을 Fig. 4와 같이 반복적으로 수행하였다. 본 연구에서 RSM을 진행하는 과정은 상용프로그램인 Design Expert 6.0<sup>(8)</sup>을 사용하였다.

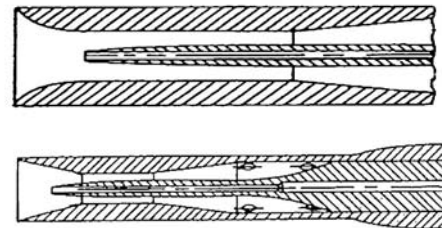


Fig. 7 Shield type of Pitot-tube

### 3. 기존의 연구 분석

Pitot-tube가 전압을 효과적으로 측정한다는 것은 실제 free-stream의 전압을 손실 없이 측정하는 것을 의미한다. 또한 받음각의 변화에 대해서도 그 측정오차가 일정하게 유지될 경우 우수한 Pitot-tube라 할 수 있다. 하지만 이것은 장착위치<sup>(9)</sup>에 관한 문제이므로 본 연구에서는 free-stream의 전압을 손실 없이 측정하는 것만을 다루었다. 전압측정에 영향을 주는 요소<sup>(10,11)</sup>로 여러 가지가 있으나, 크게 압력을 측정하는 노즈 입구(nose inlet)의 면적과 형태, 노즈의 외곽형상으로 나누어 볼 수 있다. 노즈의 외곽형상의 경우 정압의 측정에도 영향을 줄 수 있다. 전압측정만을 위한 Pitot-tube를 고려해 보면, 단순한 Pitot-tube type과 Pitot-tube의 외부를 감싸는 cylindrical shield type으로 나눌 수 있다. 단순한 Pitot-tube type은 Fig. 5와 같이 네 가지 형태로 나누어 볼 수 있다. Fig. 6은 타입별 받음각 변화에 대한 전압의 손실

을 나타낸 것이다. 소형 구멍만 존재하는 기본형인 (a)타입은  $\pm 11^\circ$ , 전압측정 입구부분에 thin-wall을 준 (b)타입은  $\pm 23^\circ$ , conical type인 (c)타입은  $\pm 27^\circ$  받음각 영역에서 정확하다고 할 수 있다. 한편 (d)와 같이 경사도가 있는 타입은 양의 받음각에서는 우수한 성능을 보여 주지만 음의 받음각에서의 성능저하와 진동문제를 수반한다. 이와 같이 노즈 입구부의 형상에 따라서 다양한 insensitivity(둔감도)를 보여준다. 여기서 측정 유효 받음각의 기준은 동압 대비 1% 이내의 ( $0.01q_c$ ) 손실로 정하였다. Fig. 7과 같이 Pitot-tube의 외부를 감싸는 shield type의 경우, 단순한 형상의 tube에 비하여 월등히 넓은 범위의 성능( $\pm 41^\circ$ )을 보여준다.<sup>(6)</sup> 하지만 이것은 단순히 공기역학적인 측면에서의 성능만을 보여주는 것이다. 실제 제작과 사용 측면에 있어서 고도가 높아지면 대기의 기온이 급강하하여 Pitot-tube 내로 유입된 공기의 냉각을 막기 위한 열선과 액체를 방출시키기 위한 방출구의 설치가 필요하게 되는 단점이 존재한다.

#### 4. 연구결과 및 토의

##### 4.1 기본형상에 대한 비교 분석

Pitot-tube를 노즈의 외곽형상에 따라 분류해보면, 크게 conical, hemispheric, ogival의 형태로 구분해 볼 수 있다. 각각의 형상별 특성을 확인하기 위

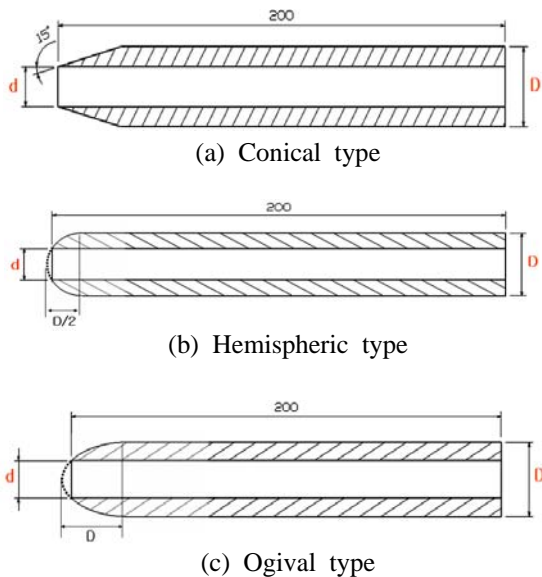
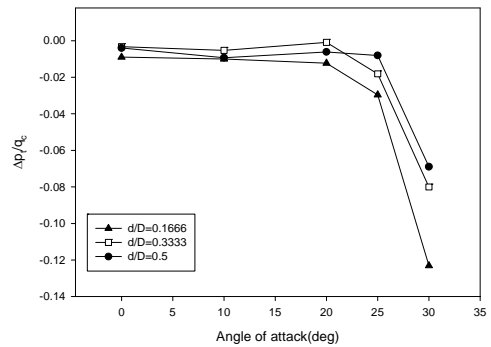
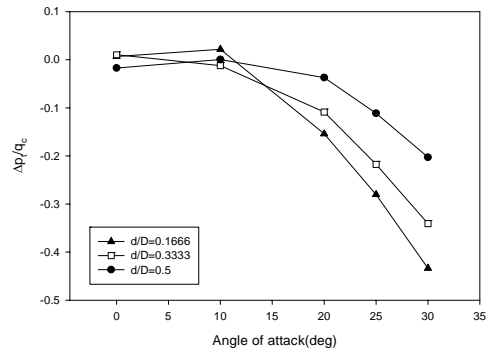


Fig. 8 Type of nose shape

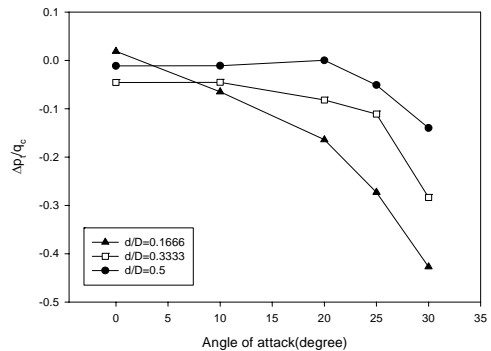
해 해석에 사용된 형태는 Fig. 8과 같다. 프로브의 전체길이는 200mm로 고정되어 있고, D는 프로브 바깥지름, d는 측정부의 지름을 나타낸다. Fig. 9는 외부지름 대비 측정부 지름의 비(d/D)와 받음각 변화에 대한 손실을 나타내고 있다. 단순히 전압 손실의 차원에서는 hemisphere이나 ogive보다는 conical type이 더 넓은 범위에서 측정오차가 작은 편이다.



(a) Conical type



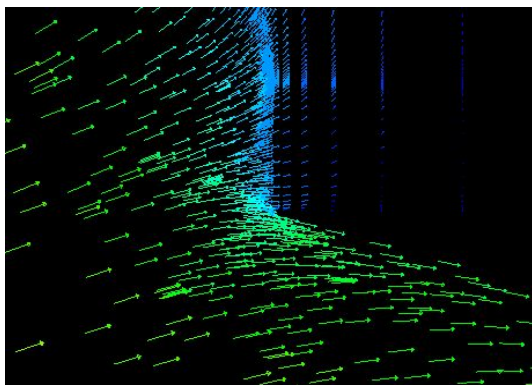
(b) Hemispheric type



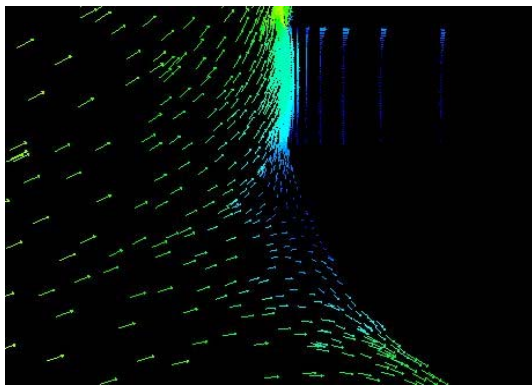
(c) Ogival type

Fig. 9 Variation of total pressure error with angle of attack (M=0.26)

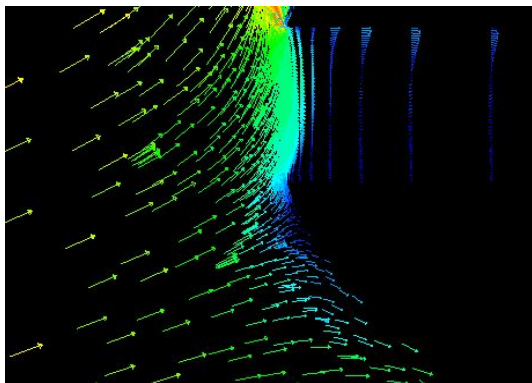
또한 피토관 지름( $d/D$ )이 클수록 측정오차가 감소하는 경향을 보이며, conical 형태가 가장 적은 영향을 받는 것을 알 수 있다. conical type과 비교하여 hemispheric, ogival type의 경우, 받음각이 있을 때 stagnation point의 위치가 노즈의 아랫부분의 표면에 위치하게 되고 유동의 흐름이 표면을 거쳐서 관으로 유입된다. 따라서 노즈 표면의 마찰력에 의한 손실이 발생한 것으로 판단된다.



(a) Conical type



(b) Hemispheric type

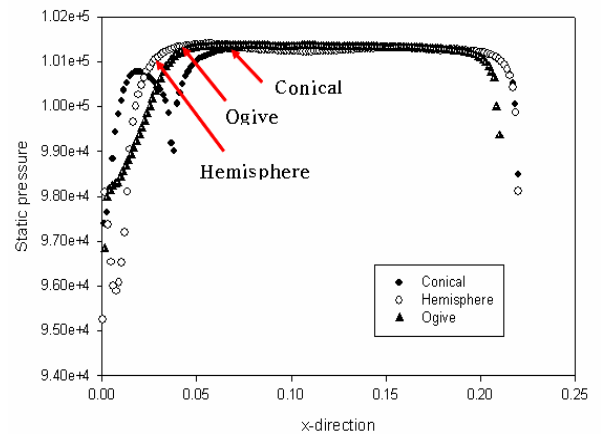


(c) Ogival type

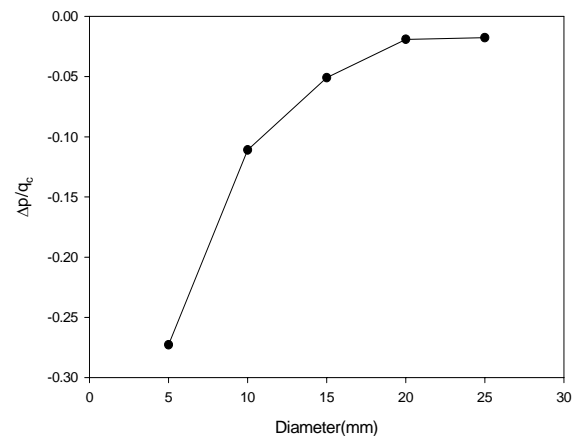
**Fig. 10** Total pressure contour ( $M=0.26$ ,  $AOA=20^\circ$ )

Fig. 10과 같이 점성력에 의한 영향으로 실제 받음각 손실도 확인할 수 있었다. 받음각이 동일한 상태지만, Fig. 10 (a)를 제외한 (b), (c)의 경우, 관의 입구에서 받음각의 변화가 커진 것을 확인할 수 있다.

Fig. 11은 피토관표면의 정압분포를 나타낸 것이다. Conical type의 경우 표면 박리점이 다른 모델에 비하여 후방에서 일어나고 있음을 확인할 수 있다. 이것은 피토관 표면의 유동압력 안정화가 늦게 일어나는 것을 의미하여 따라서 정압측정에 있어서는 conical type이 좋지 않다. Fig. 12는 ogive 형태의 측정부 지름변화에 대한 손실을 나타내는데,  $d/D$ 가 0.5를 넘어서면 손실의 감소 정도가 줄어드는 것을 확인할 수 있다.



**Fig. 11** Pressure distribution on the Pitot-tube surface ( $M=0.26$ ,  $AOA=25^\circ$ )



**Fig. 12** Variation of total pressure error with tube diameter ( $M=0.26$ ,  $AOA=25^\circ$ )

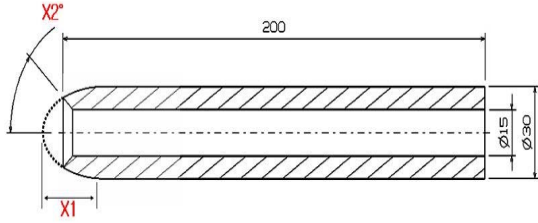


Fig. 13 Geometry of ogive-type total pressure tube

4.2 Ogive 형태의 Pitot-tube 최적화

Ogive 형태에 대한 정의는 다양하게 표현되어 질 수 있으나, 크게 노즈부의 길이(L)와 노즈 기저의 반지름(R)로 정의할 수 있다. 최적화와 연계하기 위해서는 설계변수는 그 수가 적으며 다양한 형태에 적용할 수 있는 것이 좋다. 따라서 본 연구에서는 Fig. 3과 같은 방식의 ogive 형태를 기반으로 노즈 부분 설계를 시도하였다. 기본적인 반구형과 노즈 길이가 반지름의 2배가 되는 ogive 형태를 비교하였다. Fig. 13는 설계에 이용된 ogive 형상에 대한 정보와 설계변수에 대해서 나타낸다. 프로브의 전체지름(D)과 길이는 30mm, 200mm로 고정되어 있다. tube 내부의 지름(d)은 Fig. 12에 의해서 직경 15mm로 고정하였다. 설계변수  $X_1$ 은 선두부의 길이,  $X_2$ 는 노즈 입구부의 cone angle을 나타낸다. 설계변수의 범위는  $X_1$ 의 경우,  $R \sim 2R$ 이고  $X_2$ 의 경우,  $0^\circ \sim 90^\circ$ 이다. 실험계획법 중 full-factorial<sup>(7)</sup>을 사용하여 선정된 총 9개의 실험점에 대한 결과는 Table 1과 같다. Fig. 14는 설계변수  $X_1, X_2$ 에 의해 생성된 반응면을 나타내며 설계변수의 범위 내에서 최소값을 가지는 것을 확인할 수 있다. 이때 적용된 조건은 받음각  $25^\circ$ , 마하수 0.26이다. 반응면 기법을 이용하여 도출해 낸 최적화의 결과는 노즈 길이( $X_1$ ) 27.28mm, cone angle( $X_2$ )  $29.6^\circ$ 이며, 이때의 적합도는 0.925였다. 앞서 확인한 바와 같이 전압 측면에서 노즈 길이가 길어질수록 좋으나<sup>(1)</sup> 내부의 cone angle과의 상호영향으로 위와 같은 결과가 나온 것으로 보인다. 피토관의 성능에 영향을 줄 수 있는 두 가지의 변수가 있을 때, 어떠한 변수가 더 큰 영향을 미칠 수 있는지를 판별하기 위해서 최적화를 이용하고 그 결과를 얻을 수 있었다. Fig. 15는 최적화된 형상의 성능을 MIL 규정<sup>(12)</sup>과 비교한 그래프이다.

Table 1 Design of experiments and results

Points	$X_1$	$X_2$	$\Delta p_t/q_c$
1	22.5	40	-0.02774
2	30	20	-0.02631
3	22.5	20	-0.03102
4	26.25	20	-0.02056
5	22.5	0	-0.08967
6	30	0	-0.04538
7	30	40	-0.02426
8	26.25	0	-0.0624
9	26.25	40	-0.01769

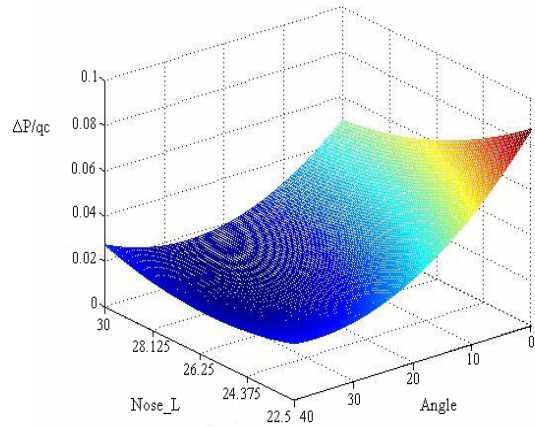


Fig. 14 Response surface of total pressure error

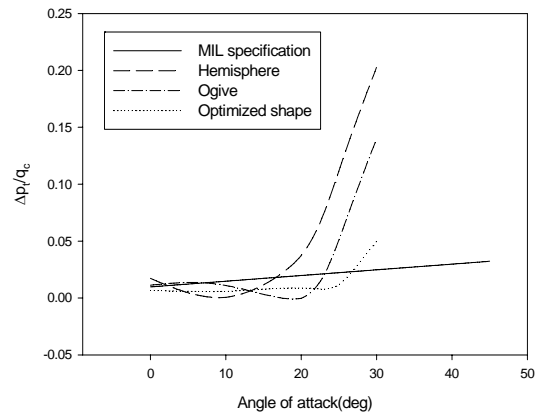
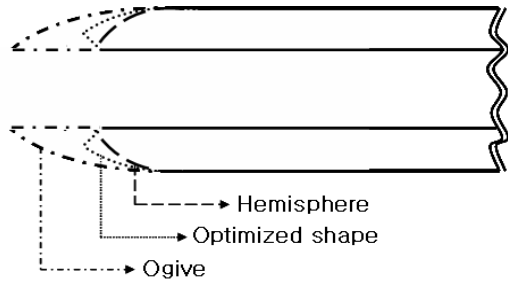


Fig. 15 Comparison of total pressure error (M=0.26)



**Fig. 16** Optimized configuration of total pressure tube

hemisphere, ogive 형태와 비교하여  $5 \sim 10^\circ$  정도의 유효 받음각의 범위가 확장되었음을 알 수 있다. 헬리콥터의 운용각인  $25^\circ$  내에서 아주 우수한 성능을 보여 주어 헬리콥터 장착용으로 적합한 것으로 판단된다. Fig. 16은 최적화된 형상을 ogive, hemisphere 형태와 비교하여 나타낸 것이다.

## 5. 결론

신뢰성 높은 피토관의 형상을 설계하기 위한 설계인자로는 외부형상을 결정하는 nose shape과 hole size, 공기가 유입되는 입구의 면적, 노즈 입구부의 형태, cone angle 등을 고려할 수 있다. 전압 측정의 측면에서는 노즈의 길이가 긴 원추형이나 실린더형의 프로브가 좋으나, 정압측정에서는 받음각이 존재할 경우 수직박리가 정압측정에 영향을 미치므로 좋지 않은 것으로 나타났다. 또한 ogive 형태의 기본 프로브를 이용하여 CFD 해석과 최적화 기법을 적용하여 최적설계를 수행하였다. 최적화의 결과는 노즈 길이( $X_1$ ) 27.28mm, cone angle( $X_2$ )  $29.6^\circ$  이었으며, 최적화 과정을 통해 상대적으로 높은 받음각 구역까지 MIL 규정에 적합한 형상을 설계할 수 있었다. 일반적인 반구와 오자이브 형태에 비해 최대  $10^\circ$  까지 유효 받음각이 확장된 프로브를 설계할 수 있었다. 전압과 정압을 동시에 최적화 목적함수로 고려하는 다기능 프로브 설계와 연계하는 것이 향후 중요한 연구주제가 될 것으로 판단된다.

## 후 기

본 연구는 산업자원부 한국형헬기 민군겸용 구

성품 개발사업(KARI주관)과 한국학술진흥재단 중점연구소사업(KRF-2005-05-J09901)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) Gracey, W., 1981, "Measurement of Aircraft Speed and Altitude," John Wiley & Sons.
- (2) Boetcher, S. K. S. and Sparrow, E. M., 2007, "Limitations of the Standard Bernoulli Equation Method for Evaluating Pitot/Impact Tube Data," *Int. J. of Heat and Mass Transfer*, Vol. 50, pp. 782~788.
- (3) "FLUENT User's Guide," FLUENT Inc, 1998.
- (4) Baldwin, B. S. and Barth, T. J., "A One-Equation Turbulence Transport Model for High Reynolds Number Wall-Bounded Flows," AIAA Paper 91-0610.
- (5) Klaus, A. Hoffmann, 2000, "Computational Fluid Dynamics Volume III," 4th Edition, EESbooks.
- (6) Gracey, W., Letko, W. and Russel, W. R., 1951, "Wind-Tunnel Investigation of a Number of Total Pressure Tubes at High Angle of Attack - Subsonic Speed," NACA TN 2261.
- (7) Myers, R. H., 1995, "Response Surface Methodology," John Wiley & Sons Inc.
- (8) "Design Expert 6.0 User's Guide," Response Surface Method (RSM) Tutorials, 2003.
- (9) Gracey, W., Elwood, S., 1951, "Flight Investigation of the Variation of Static-Pressure Error of a Static-Pressure Tube with Distance Ahead of a Wing and a Fuselage," NACA TN 2311.
- (10) Lee, S. W. and Yoon, T. J. 1997, "Experimental Investigation of Flow Parameters Influencing the Calibration of Five-Hole Prebes," *J. of KSME(B)*, Vol. 21, No. 5, pp. 637~649.
- (11) Lee, S. W. and Yoon, T. J. 1996, "Effect of Wall Proximity on the Calibration of a Miniature Cone-Type Five-Hole Probe," *J. of KSME(B)*, Vol. 20, No. 8, pp. 2693~2706.
- (12) "Pitot-Static Tube, L-Shaped, Compensated General Specification for Military Specification," MIL-P-83206B, 31 1978.