

고도 변화에 따른 5공 프로브 보정오차의 특성에 관한 전산해석

정 호 진,¹ 강 민 제,¹ 이 혁 진,¹ 조 현 승,¹ 조 제 현,¹ 명 노 신^{*1,2}

¹경상국립대학교 대학원 기계항공공학부
²경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF CALIBRATION ERROR CHARACTERISTICS OF A FIVE-HOLE PROBE ACCORDING TO ALTITUDE CHANGE

H. Jeong,¹ M.J. Kang,¹ H.J. Lee,¹ H. Jo,¹ J.H. Jo¹ and R.S. Myong^{*1,2}

¹Graduate School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, South Korea

²Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University, South Korea

In this study, calibration error characteristics of a five-hole probe according to altitude change were analyzed by computational analysis. Since the information on atmospheric and flight conditions is critical in the safe operation of an aircraft, accurate measurement through the air data system remains an important technological issue. To fully utilize the values from the five-hole multi-function probe, a calibration technique is needed to establish the relationship between the measured pressure value difference and the flow condition. Using a CFD code, computational calculations were performed at sea-level, 6km, and 12km altitude for various angles of attack and sideslip. The pressure coefficient was then calculated from the computed results, and a calibration method was applied. The results showed that the calibration error increases with increasing altitude, which is related directly to the change in the Reynolds number.

Key Words : 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 5공 다기능 프로브(Five-Hole Multi-Function Probe), 보정 기법(Calibration Method), 대기 자료 시스템(Air Data System), 풍동 시험(Wind Tunnel Test)

1. 서 론

고전적인 피토 프로브는 유체의 속도를 측정하기 위한 목적으로 광범위하게 사용되어 왔다. 유량이 균일하고 프로브가 유동 방향에 거의 일치하는 경우, 피토 프로브는 유속을 정확하게 측정할 수 있다[1]. 하지만, 다양한 방향으로 흐르는 유동 등의 경우, 유속을 정확히 측정할 수 없는 한계가 존재한다. 프로브의 유동 방향에 대한 고전적인 한계를 극복하기 위해 3차원 유동에 대해 측정할 수 있고 신뢰성, 강건성 및 제작상의 이점을 동시에 가지는 다중 홀 프로브가 현재 사용되고 있다[2]. 이러한 이점을 토대로 기계산업 분야에서는 충분한 공간의 확보가 어려운 설비 내에서 발생하는 유동의 속력

과 방향을 측정해야 하는 상황에서 다중 홀 프로브인 5공 프로브는 소형화 및 일체화를 통해 설비 내부에 장착되어 평균 속도 등을 측정할 수 있다[3]. 이처럼 다중 홀 프로브로 대표되는 다기능 통합형 측정 장치는 중량 및 설치 공간 절감, 측정 계통의 복잡성 감소 측면에서 장점과 부품 수의 감소로 신뢰성과 정확도가 증가하는 장점 때문에 많은 산업에서 활용되고 있다[4]. Fig. 1은 다양한 프로브 형상을 나타낸다.

특히 일반적인 산업 분야와는 달리 항공기의 운항에 있어 정확한 대기 자료 측정은 안전하고 효율적인 비행을 가능하게 하므로 대기 자료 계통을 통한 정확한 외기 정보 측정은 중요한 문제이다[5]. 비행 중 결빙 현상 등의 문제로 인해 대기 자료 시스템의 정확한 대기 자료 측정 방해로 인한 사고를 방지하기 위해 방빙 시스템을 설치하여 결빙 현상으로부터 프로브를 보호하기도 한다[6,7]. 전압과 정압을 통해 속도만 측정하는 일반적인 프로브와 달리 5공 프로브는 받음각 및 옆미끄럼각과 같은 유동의 3차원 요소를 추가적으로 측정할 수 있다. 항공기의 공력계수 및 제어계수는 비행 각도 측

Received: June 8, 2022, Revised: June 24, 2022,

Accepted: June 24, 2022.

* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/ksce.2022.27.2.086>

© KSCFE 2022

정을 통해 계산되므로, 정확하고 안전한 비행을 위해서는 정확한 각도 측정이 동반되어야 한다[8]. 일례로 차세대 전투기로 각광받는 F-35의 경우, 대기 자료 컴퓨터에서는 비행 범위를 일반 기동과 고 받음각 기동으로 구분하여 측정한다. 고 받음각 기동 범위에 있을 때에는 일반 기동 시 수집했던 압력 측정값과 추가적인 관성 속도값을 연계하여 비행 자세 제어에 필요한 대기 자료 매개변수를 계산한다[9]. 이처럼 임계 각도 이상으로 비행 각도가 증가할 경우, 항력이 증가하거나 양력이 감소하는 등의 비행 불안정성을 야기하며, 최악의 경우 실속 현상이 발생하여 비행 불능 상태에 빠질 수 있으므로 받음각 유동에 대한 측정은 매우 중요하다.

5공 프로브를 이용한 측정 기법은 크게 Nulling Method(영위법)와 Non-Nulling Method(비영위법)로 구분된다[10]. Nulling Method는 퍼텐셜 유동 이론에 근거해 보정곡선을 찾는 것에 초점을 맞춘 기법이다. 5공 프로브를 사용할 때 프로브를 Yaw각 방향으로 존재하는 2개의 압력공의 측정 압력이 서로 같아질 때까지 정렬시켜 프로브의 유동과 일치시키는 과정을 통해 보정을 진행한다. 본 방법으로 유속을 측정했을 때의 결과는 Non-Nulling Method와 비교했을 때 매우 정확하고 간단하다는 장점을 가지나, 추가적인 회전 장치가 필요하고 긴 측정 시간 등의 단점을 가진다. 반면 Non-Nulling Method는 5공 프로브를 유동장에 일정한 방향으로 고정하고 압력값을 측정하는 방법이다. 본 방법을 사용하여 측정했을 때 추가적인 회전 장치가 필요하지 않고 측정 시간이 짧아 항공기용 대기 자료 계통으로 사용하기 적합하다는 장점이 있다[11].

Non-Nulling Method를 이용해 대기 정보를 측정된 후 측정값을 활용하기 위해서는 측정된 압력값의 차이와 유동 요소 간의 관계를 정립하는 보정 기법이 필요하다. 또한, 보정된 값과 실제 각도에 대한 비교를 통해 보정 기법에 대한 검증이 필요하다[12]. 이때 다양한 보정 기법이 사용되는데, 보정식을 하나의 함수식으로 표현하는 다항식 회귀 보정기법[13], 보정 각도의 범위 확장에 초점을 맞춘 영역 분할법[14], 보정식의 발산을 방지하기 위해 변형식을 사용하는 RSS 보정기법[15]부터, 최신 기술인 기계학습을 사용한 보정 기법[16], 인공 신경망을 활용한 보정 기법[17]까지 다양한 보정 기법이 활용되고 있다.

대부분의 보정 기법 연구는 비행 시험 및 풍동 시험을 통해 이루어졌다. 하지만 비행 시험은 안전상의 문제가 존재하며 준 정상 비행일 때만 각도 측정이 가능하다. 준 정상 비행은 기동 정확성에 크게 의존하며 정확성을 위해 오토파일럿 기능이 내장된 항공기를 이용하면 비용 측면의 문제를 야기할 수 있고, 비행 Envelop 내에서만 시험이 가능하다는 단점이 있다[12]. 풍동 시험을 통해 안전 및 비용 측면의 문제는 해결할 수 있으나, 풍동 고유의 Flow Angularity 특성 등의 영

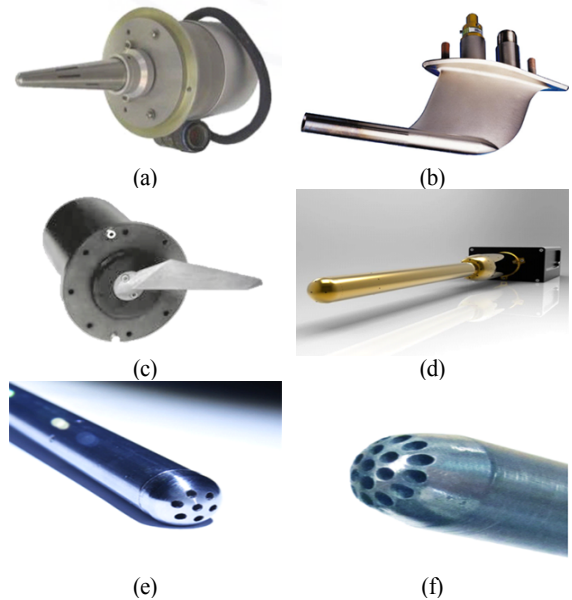


Fig. 1 Various type of air data system: (a) integrated multi function probe; (b) L-type pitot probe; (c) angle of attack vane; (d) five hole probe; (e) seven hole probe; (f) nineteen-hole probe

향을 통해 시험 정확도의 문제가 발생할 수 있다. 그러나 고도 조건 등 유동 변수가 5공 프로브의 보정에 영향을 미치는 영향성을 분석[18]하는 것은 다양한 고도에서 운용되는 항공기 주변의 3차원 유동을 정확히 측정하기 위해 중요한 문제이다. 예시로, 레이놀즈 수가 프로브를 통한 외기 측정에 미치는 영향성을 분석한 사례들이 있다[19,20]. 시험을 통한 보정기법 연구에 비해 전산해석은 매우 다양한 고도 조건과 받음각에서 정확한 계산을 수행할 수 있으므로 경제적으로 효율적이다[21]. 이러한 다양한 이유로 최근 5공 프로브에 대해 전산 해석을 통해 설계 및 해석[22]하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 또한, 항공기뿐 아니라 원전 등의 극한 환경과 같이 실험적으로 불가능한 환경에서의 프로브 유동에 대한 전산 해석 연구가 진행될 바 있다[23].

본 연구에서는 높은 고도를 비행하는 항공기에 장착되는 5공 프로브의 보정 오차에 초점을 두었다. 해면 고도, 중고도, 고고도 조건을 가정하고 각 고도에서 전산 해석을 통해 다양한 각도 조건에 대해 압력값을 측정하였으며, 이를 보정 기법을 통해 보정하여 보정 곡선을 도출하였다. 도출한 값을 비교하며 고도별 보정 기법의 오차 발생 경향성을 분석하였고, 추가적으로 고도가 각도 이외에 전압과 정압 측정에 미치는 영향성 또한 분석하여 고도 효과에 의해 발생하는 오류를 분석하였다.

2. 수치해석 방법

2.1 수치해석 기법 및 모델

본 연구에서는 5공 프로브 주변의 유동장 분석을 위해 상용 소프트웨어인 ANSYS Fluent를 통한 전산해석을 수행하였다. 3차원 압축성 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식을 사용하였으며, 아래 식들과 같이 서술될 수 있다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (1)$$

식 (1)은 비압축성 유동과 압축성 유동 전부에 적용될 수 있는 질량 보존식의 일반적인 형태이다. 다음으로, 운동량 보존 법칙은 식 (2)와 같이 나타난다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) \quad (2)$$

p 는 정압, $\bar{\tau}$ 는 응력 텐서를 나타낸다. 응력 텐서 $\bar{\tau}$ 는 식 (3)으로부터 주어진다.

$$\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (3)$$

μ 는 분자 점성을, I 는 단위 텐서를 나타내며, $\nabla \vec{v}^T$ 는 부피 팽창을 나타낸다.

본 연구의 전산 해석에 적용된 에너지 방정식은 다음 식 (4)로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{v}) \right) + S_h \quad (4)$$

위 식에서 k_{eff} 는 유효열전달계수를 나타낸다. 유효열전달계수는 대류열전달계수 k 와 난류열전달계수 k_t 를 더한 값이며, 난류열전달계수 k_t 는 선택하는 난류 모델에 따라 정의되는 값이다. \vec{J}_j 는 수치해석에 사용되는 화학종 j 에 따른 확산 유속을 나타낸다. 본 연구에서는 유체를 이상기체로 가정하였으며, 별도 화학종을 적용하지 않았다. 식 (4)의 우변의 첫 번째 항은 각각 전도에 의한 에너지 전달, 화학종 확산에 의한 에너지 전달, 점성 소실에 의한 에너지 전달을 나타낸다. S_h

는 수치해석 내 화학 반응에 의한 열전달과 기타 사용자가 정의한 체적 열원에 의한 열전달을 포함한다.

수치해석 시 이상기체를 가정하고 해석을 진행하였으므로, 해당 과정에 적용된 상태방정식은 아래와 같다.

$$P = \rho RT \quad (5)$$

다양한 조건에서 전산해석이 수행되고, 형상이 단순한 본 연구의 특성상 One-equation 기반의 Spalart-Almaras 난류모델을 적용하였다. Spalart-Almaras 난류 모델의 이송 방정식은 다음 식 (6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) u_i \\ & = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] \\ & - Y_\nu + S_\nu \end{aligned} \quad (6)$$

G_ν 는 난류 점성, Y_ν 는 벽면 차단 및 점성 감소로 인해 벽면 근처 영역에서 발생하는 난류 점성 감소를 나타낸다. σ_ν 와 C_{b2} 는 상수이고, ν 는 분자 동점성을 의미한다. S_ν 는 사용자가 정의하는 Source Term을 나타낸다.

2.2 격자 구성 및 유동 조건

다양한 각도 및 고도 효과를 분석하기 위해 5공 프로브에 대한 전산 해석을 수행하였다. 전산 해석을 통해 측정하고자 하는 압력 등 주요 물리량을 획득할 수 있으며, 보정기법 적용을 위한 기반이 된다. 5공 프로브에 대한 전산해석을 수행하고 보정기법을 적용하기에 앞서, 5공 프로브를 모델링하고 이를 바탕으로 격자를 생성하였다. 5공 프로브는 2008년 진행된 형상 최적화 연구 결과[5]를 바탕으로 제작되었으며, 자세한 사양은 Table 1과 같다.

설계한 형상을 바탕으로 구성한 격자계는 Fig. 2와 같다. 외부 유동장의 크기는 5공 프로브 끝단으로부터 상하 및 앞쪽 경계면까지 5공 프로브 길이의 7.5배, 뒤쪽 경계면까지 10배의 거리를 두도록 설정해 압력 측정값이 난류의 영향을 받지 않도록 격자를 생성하였다. 경계조건으로 유동장에는 Pressure Far-Field, 5공 프로브 벽면에는 Wall을 적용하여 비행

Table 1 Detailed geometry of five-hole probe

Length [mm]	300
Outer Diameter [mm]	30
Inner Diameter [mm]	2

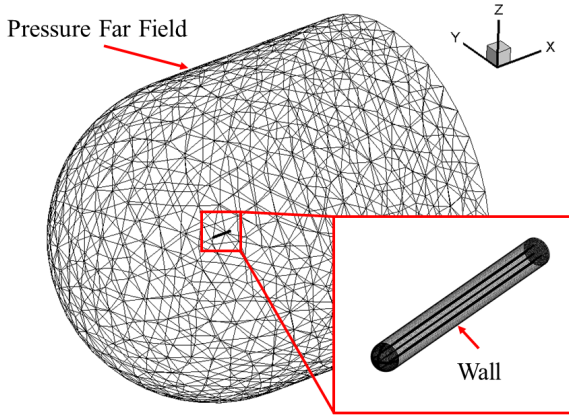


Fig. 2 Grid configuration and Boundary Condition

상태의 5공 프로브를 모사하였다. 여러 각도에서 내부의 압력 값만을 측정하는 해석을 수행하므로, 빠른 해석 수행을 위해 격자의 개수는 약 60만 개로 설정하였으며, 상용 소프트웨어인 Pointwise를 사용하였다. 전산 해석을 위해 ANSYS Fluent를 사용하여 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 기반으로 한 정상 상태의 Density-based 해석자를 활용하였다. 난류 모델은 Spalart-Almaras 모델을 사용하였으며, 대기 및 고도 조건을 모사하기 위해 에너지 방정식 및 이상기체 방정식을 적용하였다. 일반적인 헬리콥터의 최대 속도인 마하 수 0.3을 적용하였으며, 고도는 해면고도, 6 km, 12 km 조건을 적용하였다. 고도에 따른 압력, 밀도와 온도 등 자세한 조건은 Table 2에서 확인할 수 있다.

측정되는 압력의 수렴 후 평균값을 도출하기 위해 정상 상태 해석을 진행하였다. 압력값 측정을 위해 압력공 내부에 압력 데이터를 저장하기 위한 데이터 획득 지점을 설정하였으며, 정상 해석 수행 시 250번의 Iteration마다 한 번씩 압력값을 저장할 수 있도록 하였다. 총 Iteration은 2만 번을 수행하였으며, 수렴 이후에도 Iteration을 수행하여 수렴된 상태에서 측정된 압력 데이터의 평균 값을 계산하여 보정기법 연구에 사용하였다.

Table 2 Atmospheric conditions for computational analysis

Atmospheric Parameter	Value		
Altitude [km]	0	6	12
Pressure [Pa]	101,325	47,181	19,330
Temperature [K]	288.15	249.15	216.65
Velocity [m/s]	102.1	94.9	88.5
Mach Number	0.3	0.3	0.3
Reynolds Number	2,070,429	1,166,298	576,323
Angle of Attack	-30° ~ 30°, 10° interval		
Angle of Sidesleep	-30° ~ 30°, 10° interval		

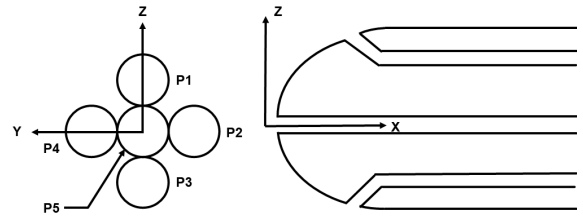


Fig. 3 Configuration of five-hole probe

3. 5공 프로브의 보정 기법

3.1 5공 프로브 보정기법 정의

보정 기법을 5공 프로브에 적용하기 위해서는 속도 및 각도가 알려진 유동장에서 각 압력공의 압력을 측정하는 절차가 필요하다. 일반적으로 비영위법을 통한 보정계수 계산은 아래와 같이 정의된다.

$$C_{P_{yaw}} = (P_4 - P_2) / (P_5 - \bar{P}) \tag{7}$$

$$C_{P_{pitch}} = (P_3 - P_1) / (P_5 - \bar{P}) \tag{8}$$

$$C_{P_{total}} = (P_5 - P_T) / (P_5 - \bar{P}) \tag{9}$$

$$C_{P_{static}} = (\bar{P} - P_S) / (P_5 - \bar{P}) \tag{10}$$

여기서, $C_{P_{yaw}}$, $C_{P_{pitch}}$, $C_{P_{total}}$, $C_{P_{static}}$ 은 각각 옆미끄럼각 계수, 받음각계수, 정압계수, 전압계수를 나타낸다. P_1 , P_2 , P_3 , P_4 , P_5 는 Fig 3에서 확인할 수 있는 5공 프로브의 다섯 개 압력공으로부터 측정된 압력값을 나타내며, 평균압력 \bar{P} 는 아래 식 (11)로 계산할 수 있다.

$$\bar{P} = (P_1 + P_2 + P_3 + P_4) / 4 \tag{11}$$

3.2 측정 물리량

Fig. 4는 5공 프로브의 보정 절차를 통해 획득할 수 있는 주요 물리량이다. 5공 프로브는 입력값으로 다섯 개의 압력공에서 측정하는 압력값 P_1 , P_2 , P_3 , P_4 , P_5 가 있으며, 외부에서 측정되는 값인 정압 P_S 와 전압 P_T 가 있다. 풍동 시험에서는 정압과 전압을 5공 프로브 이외에 별도의 프로브를 설치하여 측정하게 되며, 전산 해석에서는 시험 상황을 모사하여 정압과 전압을 프로브 외부에 데이터 측정 지점을 가정하여 그 지점에서의 값을 측정하였다. 전압과 정압 측정 지점

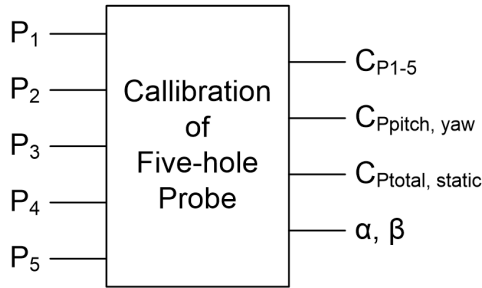


Fig. 4 Major input and output of calibration process

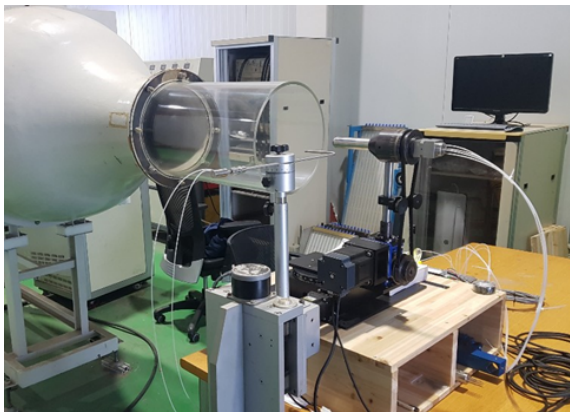


Fig. 5 5-Hole probe test configuration

은 5공 프로브의 후류에 영향을 받지 않는 지점으로 선정하기 위해 유동해석 이후 유동장 분석을 통해 도출한 위치인 Z 방향으로 0.3 m만큼 위쪽의 지점을 데이터 측정 지점으로 지정하였다. 이 지점에서 자유류의 전압과 정압을 측정하여 압력계수 계산에 활용한다. 프로브 끝단으로부터 Z방향으로 주요 출력값으로는 각 압력공으로부터 측정된 압력값에 대한 압력 계수 C_{P1} , C_{P2} , C_{P3} , C_{P4} , C_{P5} 와 피치각계수 C_{Ppitch} 및 요각계수 C_{Pyaw} , 전압계수 C_{Ptotal} , 정압계수 $C_{Pstatic}$ 이 있다. 또한, 이러한 값들에 보정기법을 적용하여 보정곡선을 산출하고, 실제 받음각과 옆미끄럼각인 α , β 를 측정하게 된다.

3.3 전산 해석 및 보정 기법 검증

전산 해석 및 보정 기법에 대한 검증을 위해 실험 결과와 전산 해석 결과를 비교 및 검증하였다. 본 연구에 사용된 5공 프로브와 동일한 형상의 프로브에 대해 Open-type 풍동 시험 설비를 통해 시험을 진행하였다. 시험 구성은 Fig. 5와 같으며, 5공 프로브와 압력 스캐너를 연결하여 압력을 측정하였다. 측정된 압력값은 실시간 데이터 처리 코드를 통해 자동적으로 저장된다. 5공 프로브의 자세 제어는 자동이송장치에 대

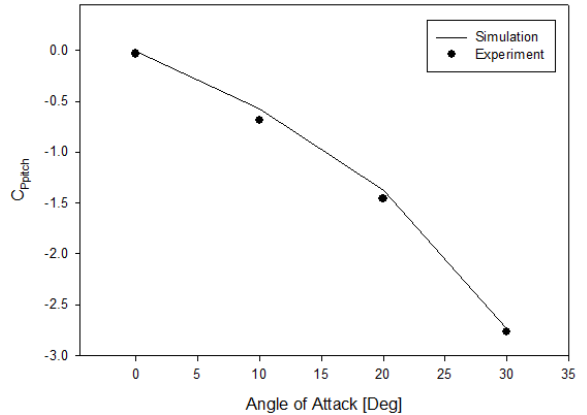


Fig. 6 Pitch angle coefficient by angle of attack

한 컴퓨터 제어식 각도 입력을 통해 이루어진다. 일반적으로 세 가지 자세각(Pitch각, Roll각, Yaw각)을 구현할 수 있으며, 시험에서는 본 연구의 검증을 위해 피치각을 변화하며 압력 측정을 수행하였다.

검증 조건은 21 m/s의 속도, 해면 고도 조건의 압력, 15°C의 온도에서 받음각을 0도부터 30도까지 10도 간격으로 측정하였으며, 이 때의 피치각 계수를 검증 변수로 사용하였다. 실제 유동 해석에서는 약 100 m/s에 가까운 속도를 입력 값으로 사용했으나 검증을 위한 속도 조건은 21 m/s인데, 이는 활용한 시험 설비가 고속 유동을 구현할 수 없는 사항이었기 때문이다. 피치각 계수에 대한 시험 데이터와 시뮬레이션 데이터를 Fig. 6를 통해 비교하였다. 비교 결과 경향성뿐 아니라 시험 데이터와 시뮬레이션 데이터의 값이 거의 일치함을 확인할 수 있다. 시험을 여러 번 수행한 결과 받음각 10도에서 오차가 약 15%로 가장 큰 차이를 보였지만 실험 데이터는 -0.676이고 시뮬레이션 데이터는 -0.575로 근소한 차이를 보이기 때문에 오차 범위 내에 있음을 확인하였다.

4. 결과 및 분석

전산 해석을 통해 5공 프로브 주변의 유동장에 대해 분석하였다. Table 2와 같이 3가지 고도 조건에 대해 전산해석을 수행하였으며, 프로브 주변의 유동 양상 및 표면의 압력 분포 양상을 분석하기 위해 해면 고도 조건에서의 해석 결과를 그림으로 나타내었다. Fig. 7은 5공 프로브 주변의 압력 등고선, Fig. 8은 5공 프로브 주변의 속도 등고선을 나타내었다. 압력의 해석 결과는 관성력으로 인해 프로브의 전방 부분에서 높게 나타나며 정체점을 형성하며, 압력이 낮아지는 영역인 박리 영역이 압력공의 후방에 형성된다. 이는 Fig. 8의 속도 해

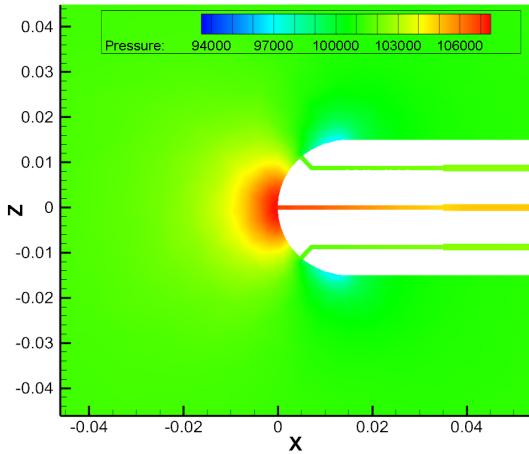


Fig. 7 Pressure contour around five-hole probe

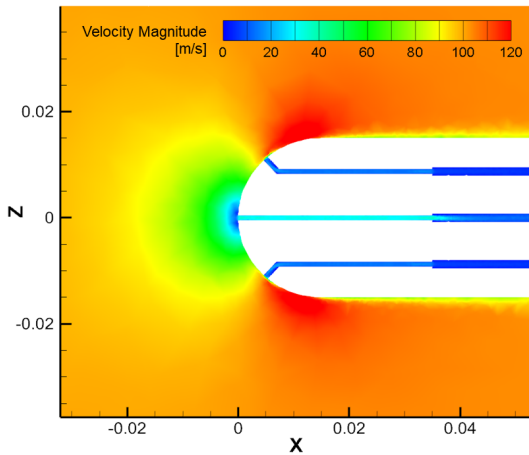


Fig. 8 Velocity contour around five-hole probe

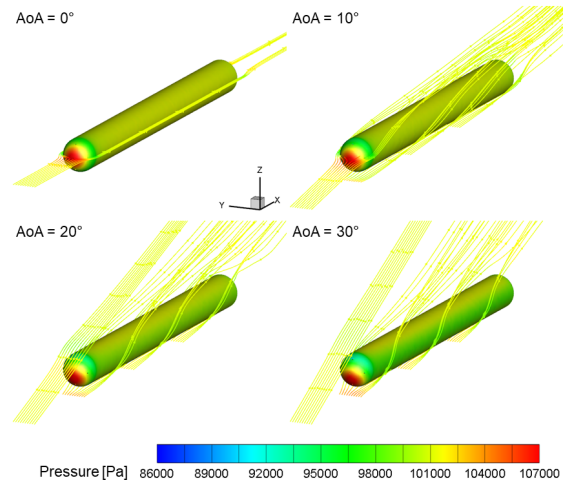


Fig. 9 Streamline around 5-hole probe with respect to angle of attack

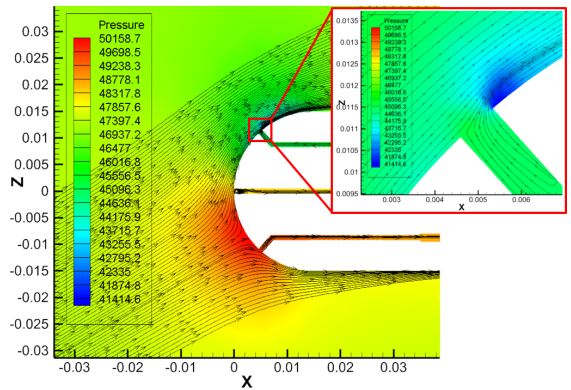


Fig. 10 Streamlines around pressure holes

석 결과에서도 유사한 현상을 나타내며, 유동이 정방향인 x축으로 흐르기 때문에 프로브 전방 입구 주변에서 정체점으로 속도가 0이 되고 일부 유동은 프로브를 타고 내부로 유입되는 것을 확인할 수 있다. 받음각이 0°일 때 정체점에 위치한 중앙 압력공은 정체점으로 인해 형성된 높은 압력 분포가 5공 프로브 내부로 전파되며 높은 압력이 측정된다.

받음각에 따른 표면압력 분포 및 유선은 Fig. 9과 같다. 받음각이 증가함에 따라 5공 프로브 주변의 유선이 달라짐을 확인할 수 있으며, 정체점이 받음각에 따라 변함을 확인할 수 있다. 동시에, 받음각이 증가함에 따라 5공 프로브 윗면에 존재하는 압력공 근처의 표면 압력은 상대적으로 낮아짐을 확인할 수 있다. 받음각에 따라 형성되는 유선을 분석했을 때, 공통적으로 5공 프로브 뒤에서는 후류가 발생함을 확인할 수 있다. 고 받음각일수록 프로브 윗면에서의 표면 압력이 프로

브 옆면에 비해 크게 나타남을 확인할 수 있는데, 이는 5공 프로브를 지나며 Y 방향으로 분리된 유동이 프로브의 윗면에서 다시 합쳐지며 발생하는 현상임을 확인할 수 있다. 일반적으로 프로브의 측면에는 정압을 측정하기 위한 압력공이 추가로 장착되어 있으며, 측면의 위치에 따른 표면 압력 분포의 차이는 정압 측정에 있어 심각한 오류를 야기할 수 있다. 이러한 현상은 고 받음각 조건인 경우 정압 측정값을 보정해야 하는 원인이 될 수 있다.

고 받음각 조건인 30°에서의 5공 프로브 압력공 주변의 압력 분포와 유선을 Fig. 10과 같이 나타내었다. 정체점이 중앙 압력공(P5)과 아래 압력공(P3)의 사이에 위치하였으며, 이로 인해 중앙 압력공과 아래 압력공에서 측정되는 압력이 비교적 높게 나타나며, 위쪽 압력공(P1)에서 측정되는 압력은 낮게 나타나게 된다. 또한, 받음각 0°에서는 압력공의 후방에

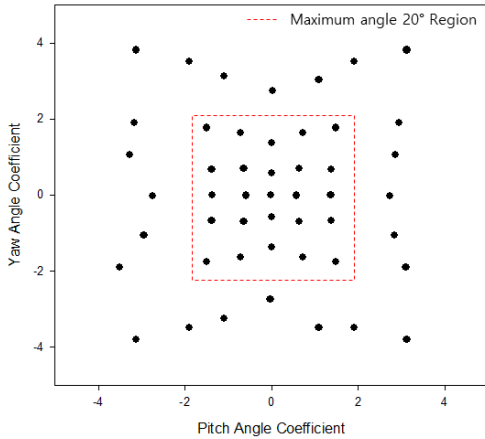


Fig. 11 $C_{P_{yaw}}-C_{P_{pitch}}$ curve at H = 0 km

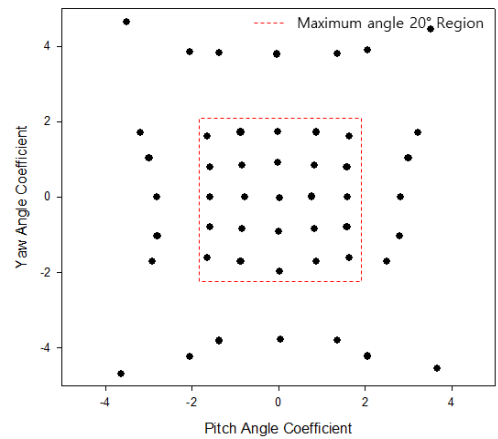


Fig. 13 $C_{P_{yaw}}-C_{P_{pitch}}$ curve at H = 12 km

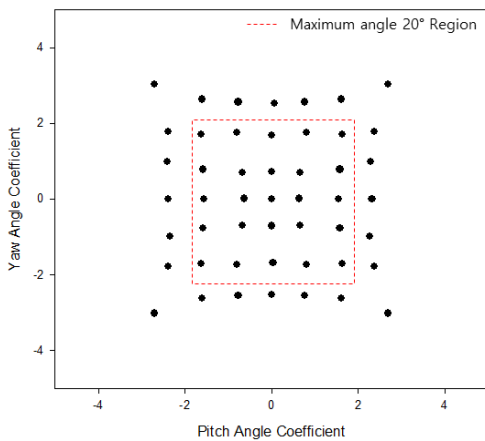


Fig. 12 $C_{P_{yaw}}-C_{P_{pitch}}$ curve at H = 6 km

형성되던 박리 영역이 받음각이 증가함에 따라 압력공 근처에 형성되며 P1에서 측정되는 압력값에 영향을 미치게 된다. 이로 인해 식 (8)의 피치각계수를 계산하기 위해 사용되는 압력 측정값인 P_1 (P1에서의 압력값)과 P_3 (P3에서의 압력값)의 변화가 발생하며 피치각계수가 받음각에 따라 변하게 된다. 옆미끄럼각이 변할 경우 요각계수도 P2에서 측정하는 압력값과 P4에서 측정하는 압력값에 대해 동일한 원리로 변화가 발생하게 된다.

전산 해석 결과로 $C_{P_{yaw}}-C_{P_{pitch}}$ 곡선을 도출하기 위해 5공 프로브 내에 별도로 설정한 데이터 저장 지점을 통해 압력값을 획득하였다. 각도별 시뮬레이션을 통해 획득한 압력값에 대해 $C_{P_{yaw}}$ 와 $C_{P_{pitch}}$ 를 아래 식 (7)과 식 (8)을 통해 계산하였으며, 고도별 결과를 Fig. 11-13을 통해 나타내었다.

Fig. 11은 고도 0 km 조건에서의 $C_{P_{yaw}}-C_{P_{pitch}}$ 곡선이다.

일부 점을 제외하고는 일반적인 $C_{P_{yaw}}-C_{P_{pitch}}$ 곡선의 양상을 보임을 확인할 수 있다. 받음각과 옆미끄럼각의 절댓값이 20°와 같거나 작을 때에는 보정 점들이 이루는 사각형이 정사각형의 형태를 보이나, 받음각과 옆미끄럼각의 절댓값이 30°일 때는 보정 점들이 형성하는 격자가 다이아몬드 형태로 왜곡됨을 확인하였다. 그러나 Fig. 11의 붉은 점선으로 표시된 영역과 같이 피치각과 요각이 20° 이내인 영역에서는 일정한 피치각과 요각에 대한 계수들의 변화가 점진적으로 커짐을 확인하였다. 일부 점에서 발생하는 오차는 전산해석 후 수렴된 값을 평균화하는 과정에서 발생한 오차로 판단된다.

고도 6 km 조건에서는 $C_{P_{yaw}}-C_{P_{pitch}}$ 곡선의 모든 실험점들이 이루는 사각형이 균일함을 Fig. 12로부터 확인할 수 있다. 고 받음각 영역에서도 큰 왜곡 없이 비교적 균일한 점의 분포를 나타낸다. 일반적으로 $C_{P_{yaw}}$ 가 일정할 때 $C_{P_{pitch}}$ 가 이루는 곡선과 $C_{P_{pitch}}$ 값이 일정할 때 $C_{P_{yaw}}$ 가 이루는 곡선이 수직으로 교차하고 점들이 이루는 격자의 간격이 균일할 경우 적절한 보간 방법을 사용하면 피치각과 요각이 이상적으로 결정된다. 그러나, 붉은 점선으로 표시된 영역 내에서는 고도 0 km 조건과 비교했을 때 각 격자점들이 이루는 사각형이 비교적 정사각형과 유사한 형태를 구성한다.

Fig. 13을 통해 나타낸 고도 12 km 조건에서는 보정곡선이 외곽 부분에서 0 km 및 6 km 곡선에 비해 왜곡된 경향을 보이고 있다. 이는 고도 12 km에서의 대기 압력이 약 20,000Pa로 각도 변화에 따른 압력의 상대적인 변화가 고도 0 km 및 6 km일 때에 비해 커져 발생하는 오차가 반영되어 발생하는 왜곡임을 알 수 있다. 따라서, 고고도 조건에서는 압력 변화에 매우 민감한 경향을 보이므로 이러한 특성을 고려한 보정이 필요함을 알 수 있다. 또한, 붉은 점선으로 표시된 영역 이내의 격자점이 형성하는 사각형은 고도 0 km, 6 km에 비해

면적이 비교적 균일함을 확인할 수 있다.

일반적으로 피치각계수-요각계수 보정 곡선에서 동일한 피치각에서 요각의 변화가 클 때, 또는 동일한 요각에서 피치각의 변화가 클 때, 다른 보정 파라미터의 영향이 없다고 가정했을 때 실제 보간 과정에서 피치각과 요각을 더욱 정확하게 결정할 수 있게 한다[25]. Fig. 11, 12, 13의 붉은 점선으로 표시된 영역을 비교하였을 때, 고도가 증가할수록 각 격자점들이 구성하는 사각형은 점점 정사각형에 가까워짐을 확인할 수 있다. 이는 동일한 피치각에서 요각의 변화가 작음을 의미하며, 동시에 동일한 요각에서 피치각의 변화가 작음을 의미한다. 전산 해석 결과를 통해 고도가 증가할수록 고 받음각 영역을 제외한 영역에서의 보간을 통한 피치각과 요각의 도출이 부정확해지는 경향성을 확인할 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 5공 다기능 프로브의 보정 기법에 대해 고도별, 속도별 보정 기법의 오차 발생의 경향성을 분석하였다. 5공 프로브에 대해 다양한 고도 및 각도 조건에 대해 전산 해석을 수행하고, 풍동 시험을 통해 검증 절차를 수행하였다. 고도 조건은 0, 6, 12 km일 때의 대기 조건을 모사하였으며, 옆미끄럼각과 받음각은 $-30^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 범위 내에서 10° 간격으로 변화시키며 해석을 수행하였다.

전산 해석을 통해 5공 프로브 주변에서의 압력, 속도, 유선에 대해 분석하여 압력공에서 측정하는 압력의 차이가 발생하는 이유를 분석하였으며, 해석 수행 이후 각 압력공 별 측정된 압력값을 통해 압력계수를 계산하고, 계산한 파라미터들을 통해 보정기법을 적용하고 Pitch Coefficient-Yaw Coefficient 그래프를 도출하였다. 그래프의 한 점은 받음각, 옆미끄럼각, Pitch Coefficient, Yaw Coefficient의 4가지 정보를 포함한다.

전산해석 결과로 측정된 압력 값에 보정 기법을 적용했을 때, 고 받음각 범위 내에서 고도별 보정오차의 경향성이 발생하는 것을 확인하였다. 받음각 20° 내에서는 고도가 증가할수록 보정곡선의 격자점이 이루는 사각형의 넓이 변화가 감소하는 결과를 도출하였다. 넓이 변화가 클수록 보간 과정에서 정확한 보정을 수행할 수 있으므로, 넓이 변화가 작을수록 부정확한 보정 결과를 도출함을 알 수 있다. 비행각도 계수와 압력계수에 대해 전산해석을 수행 후 고도 효과를 분석하였을 때, 고도 변화에 따른 압력 변화로 인한 효과를 적절히 고려할 수 있는 보정기법의 개발이 요구된다.

본 논문에서는 5공 프로브의 다양한 각도에 대한 보정만 다루었으나, 추후 속도 등 다양한 파라미터를 포함하여 압력공 5개에서 측정되는 값들의 복잡한 상관 관계에 대해 분석하는 연구로 확장할 수 있다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 기초연구사업(NRF-2017R1A5A1015311)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- [1] 1981, Gracey, W., "Measurement of Aircraft Speed and Altitude," *John Wiley & Son*.
- [2] 2017, Daniels, R.K., Babu, N., Jacob, B., Issac, J.M. and Mathew, E.M., "Design, Fabrication and Calibration of a Five Hole Pressure Probe for Measurement of Three Dimensional Flows," *Global Journal and Development Journal for Engineering*, Vol.2, No.5, pp.102-114.
- [3] 2013, Benay, R., "A Global Method of Data Reduction Applied to Seven-Hole Probes," *Experiments in Fluids*, Vol.54, No.6, pp.1535-1550.
- [4] 2010, Park, Y.M., Choi, I.H., Lee, Y.G., Kwon, K.J., Kim, S.C. and Hwang, I.H., "Aerodynamic Design of a Multi-Function Air Data System by Using CFD and Wind Tunnel Test," *Journal of Computational Fluid Engineering*, Vol.15, No.3, pp.32-38.
- [5] 2008, Kim, D.J., Cheon, Y.S., Myong, R.S., Park, C.W., Cho, T.H., Park, Y.M. and Choi, I.H., "Design of Pitot-Tube Configuration Using CFD Analysis and Optimization Techniques," *Journal of Korean Society of Mechanical Engineers (B)*, Vol.32, No.5, pp.392-399.
- [6] 2021, Jo, H.S., Jeong, H.J., Koo, M.A., Lee, H.J. and Myong, R.S., "Multiphysics Computational Analysis for Calculating the Power Required for Anti-Icing of the Aircraft Air Data System," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.26, No.4, pp.16-25.
- [7] 2022, Koo, M.A., Jo, H.S., Lee, H.J. and Myong, R.S., "Computational Analysis of Multiphase Flow and Conjugate Heat Transfer around a Flush-Type Air Data Probe," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.27, No.1, pp.63-71.
- [8] 2020, Sankaralingam, L. and Ramprasad, C., "A Comprehensive Survey on the Methods of Angle of Attack Measurement and Estimation in UAVs," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol.33, No.3, pp.749-770.

- [9] 2019, Hamstra, J.W., "The F-35 Lightning II: From Concept to Cockpit," American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [10] 2016, Majumdar, R., Chowdhury, D., Sinha, P.K. and Majumdar, B., "Calibration of a Five-Hole Probe in Null and Non-Null Technique," *International Journal of Engineering Research and Application*, Vol.6, No.5, pp.27-32.
- [11] 2009, Kim, S.H., Kang, Y.J., Myong, R.S., Cho, T.H., Park, Y.M. and Choi, I.H., "Calibration of a Five-Multi-Function Probe for Helicopter Air Data Sensors," *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol.10, No.2, pp.43-51.
- [12] 2017, Schettini, F. and Di Rito, G., "Novel Approach for Angles Calibration of Air-Data Systems with Inertial Measurements," *Journal of Aircraft*, Vol.54, No.5, pp.1640-1648.
- [13] 1985, Wickens, R.H. and Williams, C.D., "Calibration and Use of Five-Hole Flow Direction Probes for Low Speed Wind Tunnel Application," *National Aeronautical Establishment*, NAE-AN-29, No.24468.
- [14] 1997, Kim, J.K. and Kang, S.H., "Development of Five-Hole Probe Nulling Method Reliable in Complex Flow Field," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers-B*, Vol.21, No.11, pp.1449-1457.
- [15] 1975, Judd, A.M., "Calibration of a Five Tube Probe for Measuring Wind Speed and Direction," *Journal of Physics E: Scientific Instruments*, Vol.8, No.2, pp.115-116.
- [16] 2020, Heckmeier, F.M. and Breitsamter, C., "Aerodynamic Probe Calibration Using Gaussian Process Regression," *Measurement Science and Technology*, Vol.31, No.12, 125301.
- [17] 2020, Somehsaraei, H.N., Hölle, M., Hönen, H. and Assadi, M., "A Novel Approach based on Artificial Neural Network for Calibration of Multi-Hole Pressure Probes," *Flow Measurement and Instrumentation*, Vol.73, 101739.
- [18] 1993, Dominy, R.G. and Hodson, H.P., "An Investigation of Factors Influencing the Calibration of Five-Hole Probes for Three-Dimensional Flow Measurements," *The American Society of Mechanical Engineers*, pp.513-519.
- [19] 2015, Spelay, R.B., Adane, K.F., Sanders, R.S., Sumner, R.J. and Gillies, R.G., "The Effect of Low Reynolds Number Flows on Pitot Tube Measurements," *Flow Measurement and Instrumentation*, Vol.45, pp.247-254.
- [20] 1991, Chebbi, B. and Tavoularis, S., "Pitot-Static Tube Response at Very Low Reynolds Numbers," *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, Vol.3, No.3, pp.481-483.
- [21] 2007, Malviya, V., Mishra, R., Palmer, E. and Majumdar, B., "CFD Based Analysis of the Effect of Multi-Hole Pressure Probe Geometry on Flow Field Interference," *Birla Institute of Technology*, pp.113-122.
- [22] 2019, Song, Y.W., Lee, S., Ahn, K.H. and Kim, S.S., "Aerodynamic Analysis of Atmospheric Measuring Instrument L-Type Pitot Probe," *Journal of Computational Fluid Engineering*, Vol.24, No.1, pp.79-87.
- [23] 2017, Kim, J.H., Lee, S.H. and Lee, J.H., "A Study on High Pressure Flow Characteristics of Averaging Pitot Tube in Nuclear Power Plant Using a Numerical Analysis," *Journal of Computational Fluid Engineering*, Vol.22, No.4, pp.74-80.
- [24] 2005, Lee, S.W. and Jun, S.B., "Reynolds Number Effects on the Non-Nulling Calibration of a Cone-Type Five-Hole Probe for Turbomachinery Applications," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol.19, No.8, pp.1632-1648.
- [25] 1997, Lee, S.W. and Yoon, T.J., "Experimental Investigation of Flow Parameters Influencing the Calibration of Five-Hole Probes," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers-B*, Vol.21, No.5, pp.637-649.