

플러쉬형 대기 자료 프로브 주위의 다상유동과 복합 열전달 전산해석

구민아,¹ 조현승,¹ 이학진,^{1,2} 명노신^{*1,2}¹경상국립대학교 대학원 기계항공공학부
²경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터COMPUTATIONAL ANALYSIS OF MULTIPHASE FLOW AND CONJUGATE HEAT TRANSFER
AROUND A FLUSH-TYPE AIR DATA PROBEM. Koo,¹ H. Jo,¹ H. Lee^{1,2} and R.S. Myong^{*1,2}¹Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Graduate School, Gyeongsang National University²Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University

An air data probe is an important apparatus for measuring flight speed and altitude during flight. The tip of the probe could be blocked by ice, thus leading to malfunction and dangerous situations. In this study, multiphase flow and conjugate heat transfer around a flush-type air data probe were analyzed using COMSOL multiphysics software. For the validation, the numerical results of the L-type pitot probe were compared to the experimental data. The comparison between the results obtained by the single-phase and multiphase flow simulations showed that the surface temperature at the inlet region of the flush-type probe decreased in the multiphase flow due to the increased loss of heat. Moreover, the pressure fields around the flush-type probe were found to be slightly different in the single-phase and multiphase flow simulations. This indicates that the conjugate heat transfer analysis of the multiphase flow is required to evaluate the pressure, surface temperature, and power output of the flush-type probe.

Key Words : 다상유동(Multiphase Flow), 복합 열전달(Conjugate Heat Transfer), 다물리 해석(Multiphysics Analysis), 대기 자료 프로브(Air Data Probe), 결빙 보호 장치(Ice Protection System)

1. 서 론

항공기 대기 자료 시스템의 센서는 형상, 목적과 용도, 그리고 장착 위치에 따라서 압력 센서, 받음각 센서, 온도 센서, Multi-function Probe 등으로 분류된다[1-4]. 센서 표면과 입구 주위에 발생한 결빙을 방지하거나 제거하기 위해 내부에 열선을 장착한다. 열선에 의해 용해된 액체가 다시 응고되어 Probe 내부를 막기 전에 Drain Hole을 통해 물을 배출하여 재 결빙 현상을 막는다. Table 1에서 확인할 수 있듯이, L-type Probe는 주로 항공기 동체에 장착되는데, 경계층의 영향으로 벗어나기 위해 Probe 부분은 동체 표면에서 어느 정도 떨어져 있다. 반면 I-type Probe는 항공기 선두부인 Radome 또는 앞진

에 장착된다.

한편 외부에 노출된 Pitot Probe와 달리 Flush 대기 자료 측정 시스템(Flush Air Data Sensing System: FADS)은 비행체 표면 내부에 설치된다. 장착 위치가 L-type, I-type Probe와는 다르기 때문에 상대적으로 결빙 증식의 위험성이 줄어든다. 표면 내부에 설치되는 FADS는 레이더 신호에 대한 저피탐 기능이 필요한 스텔스(Stealth) 비행체에 주로 장착된다. 또한 상대적으로 크기가 작은 FADS은 공력 가열에 영향을 많이 받는 극초음속 비행체에도 장착된다.

최근 무인 항공기가 개발이 증대되어 이를 위한 Pitot Probe 개발도 활발하게 진행되고 있다. Pitot Probe의 결빙 보호 장치는 전압 측정을 위한 Hole의 앞부분에 주로 설치하고, L-type Probe 경우 목 부분에도 설치한다.

대기 자료 시스템의 출력 값들은 압력, 받음각, 옆 미끄럼 각 그리고 온도 등으로 분류할 수 있다. 이외 비행시험을 위한 Pitot Probe는 압력 및 받음각을 포함하여 TAT (Total Air Temperature)를 측정한다[1-3].

Received: February 3, 2022, Revised: March 25, 2022,

Accepted: March 25, 2022.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2022.27.1.063>

© KSCFE 2022

외부 공기가 빙점 이하이고, 습도가 높은 적운 및 층운형 구름대를 비행하는 대기 자료 프로브는 결빙의 영향에 노출된다. 외부로 돌출된 L-type Probe는 비행 중 결빙 현상이 발생하기 쉽다. 결빙이 증식하면 무게가 증가하고 공기 역학적 성능이 감소한다. Probe의 입구와 목 부분에 증식한 결빙은 공기의 유입을 방해하여 정확한 측정이 불가능해진다.

항공기의 Pitot Static System은 조종사에게 대기 속도와 고도 데이터 등을 제공하므로 항공기의 운항에 매우 중요하다. 따라서 결빙으로 인해 정보 습득에 대한 어려움이 발생하면 항공기 조종에 문제가 발생하여 항공기가 위험한 상황에 직면할 수 있다[1,2].

Wecl 등[5]은 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics; CFD)을 활용하여 평균적인 Pitot Probe의 단면을 모방하는 실린더 주위의 유동에 관한 연구를 수행하였다. Pitot Probe의 상류 거리의 함수로써 설치 효과로 인한 유동 계수와 상대적 변화를 얻기 위한 시험도 진행하였다.









Hamad and Hef[6]은 수직 파이프의 단상 및 2상 유동을 ANSYS Fluent CFD 해석자를 이용하여 해석하였다. 물의 속도, 등유 방울 속도와 혼합 속도를 측정하기 위해 Hot-film,

이중 광학 및 Pitot Probe를 사용하였다.

Souza 등[7]은 방빙 시스템이 있는 가열된 항공 Pitot Probe와 날개 부분의 과도 열 거동에 대해 이론과 시험 기법으로 연구하였다. 비압축성, 압축성 유동 모두에 대해 날개 부분과 Pitot Probe의 결빙 형성을 예측하는 모델을 이용하였다. Jäckel 등[8]은 L-type Probe (AN5814)의 단상유동에 대해 복합 열전달 전산해석과 풍동 시험을 진행하였다. L-type Probe의 입구 및 표면 온도 그리고 속도 분포를 중점적으로 분석하였다.

본 연구에서는 Flush-type Probe 주위 속도, 압력, 온도 분포를 예측하기 위해 다상유동 및 복합열전달 전산해석을 수행하였다. COMSOL Multiphysics[9] 다물리 전산해석자를 이용하여 발열체의 전도 현상을 포함한 다상유동에 대한 유동 해석을 수행하였다. 지금까지 Pitot Probe 관련 연구 중에서 결빙에 근접한 기체-액체 다상유동 조건에서의 전산해석은 시도된 적이 드물다. 본 연구에서는 실제 결빙 환경과 유사한 다상유동을 고려하였으며, 해석에 적용한 다상유동 모델을 Table 2에 정리하였다. 다상유동 성분으로는 질소, 산소, 물 등을 포함하고 상(Phase)은 기체 상태와 액체만을 고려하였다[10]. 추가로 Flush-type Probe의 단상유동과 다상유동에서 복합열전달 해석을 통해 압력과 온도 분포 결과를 비교하였다.

Table 1 Classification of pitot probes [1,4]

| Configuration | Measured values | Use | Location |
|---|---|--|-------------------------------|
|  | Angle of attack Static pressure Total pressure | Military Commercial | Fuselage |
|  | Static pressure Total pressure | Military Commercial Helicopter | Fuselage |
|  | Angle of attack Angle of sideslip Static pressure Total pressure | Military Commercial | Fuselage Wing leading edge |
|  | Air speed | Military UAV Helicopter | Radome Wing leading edge |
|  | Static pressure Total pressure | Military tactical UAV Trainer | Radome Wing leading edge |
|  | Dynamic pressure Static pressure | UAV | Radome |
|  | Static pressure Total pressure Angle of attack Angle of sideslip | Flight test | - |
|  | Angle of attack Angle of sideslip Mach number Static pressure | Military Commercial | Radome Wing leading edge |

2. 수치해석 기법

2.1 지배 방정식

유동 해석을 위해 다음과 같이 표현되는 압축성 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 지배 방정식을 사용하였다 [11].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0, \tag{1}$$

$$\rho \left\{ \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} \right\} = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \mathbf{F}, \tag{2}$$

where $\boldsymbol{\tau} = \mu(\nabla \mathbf{u} + \nabla \mathbf{u}^T) - \frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \mathbf{u})\mathbf{I}$,

Table 2 Classification of multiphase flows [10]

| | Single component | Multicomponent |
|--------------|---|---|
| Single Phase | <ul style="list-style-type: none"> Water flow Nitrogen gas flow | <ul style="list-style-type: none"> Air flow Flow of emulsions |
| Multiphase | <ul style="list-style-type: none"> Stream-water flow Freon-Freon vapor flow | <ul style="list-style-type: none"> Air-water flow Slurry flow |

$$\rho c_p \left\{ \frac{\partial T}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla T \right\} + \nabla \cdot \mathbf{q}$$

$$= \left\{ \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla p \right\} + \Phi + Q \quad (3)$$

where $\mathbf{q} = -k \nabla T$, $\Phi = \sum_n \sum_m \tau_{nm} (\nabla \mathbf{u})_{nm}$.

여기서 ρ 는 유체의 밀도, t 는 시간, \mathbf{u} 는 유체의 평균 속도를 나타낸다. p 는 압력, μ 는 유체 동적 점도를 나타낸다. k 는 열 전도도, T 는 온도, c_p 는 비열, \mathbf{q} 는 전도에 의한 열유속, τ 는 점성 응력 텐서, Φ 는 감쇠함수 (Dissipation Function), Q 는 열원을 나타낸다.

식 (2)의 좌변 항들은 시간 변화에 관련된 모델링과 관성력에 관한 것이고, 우변 항들은 압력, 점성력, 그리고 유체에 가해지는 외력을 나타낸다. 난류 유동 해석을 위해 $k-\epsilon$ 난류 모델을 선택하였다. 이 모델은 수렴성이 좋으며, 메모리 요구 사항이 상대적으로 낮고, 복잡한 형상 주위의 유동 문제를 비교적 잘 해석하는 것으로 알려져 있다[8,12].

식 (3)의 좌변 항들은 열에너지의 시간적 변화, 대류에 의한 변화, 전도를 통한 에너지 변화를 나타내며, 우변 항들은 압력의 시간적 변동에 의한 에너지 변화, 점성에 의한 감쇠 에너지, 그리고 영역에 추가 또는 유출되는 외부 에너지를 나타낸다. 높은 Reynolds 수 유동에서는 고체와 유체의 상호 작용에 의한 유동 가열은 무시할 수 없다. 전도에 의해서만 열 전달이 발생하는 고체영역의 경우, 식 (3)에서 대류 관련 항들을 제외하고 해석을 진행한다[13].

$$\rho(p_{abs}, T_{abs}) = \frac{p_{abs} M}{RT_{abs}}, \quad (4)$$

$$p_{abs} = p + p_{ref}, \quad (5)$$

$$Q = Q_p + Q_{vd} + Q_{gen}, \quad (6)$$

$$Q_{gen} = \frac{\text{Power}(t)}{\text{Volume}}. \quad (7)$$

식 (4)는 압축성 유동에서 밀도 ρ 가 절대 압력과 온도에 관련되는 이상 상태식을 나타낸다. M 은 공기의 몰 질량 0.02897 kg/mol이며, R 은 Universal 기체상수 8.314 J/mol/K이다. 이 식을 통해 유체의 밀도 변화와 온도장과 압력장의 관계를 감안할 수 있다. 절대 압력은 상대 압력식 (5)와 고도에 따른 기준 압력 정보로부터 간접적으로 구한다.

식 (6)에서 Q_p 는 압력 일, Q_{vd} 는 점성소산 가열, Q_{gen} 은 고체 영역에 있는 전기 발열체(Electrical Heating Element: EHE)의 체적 Joule 가열을 나타낸다[8]. 식 (7)의 Q_{gen} 은 시간

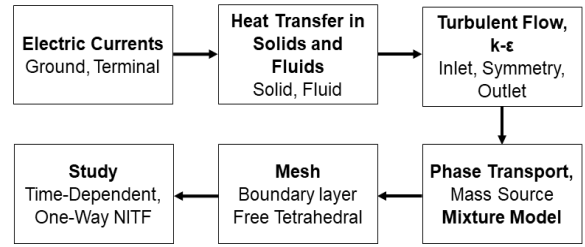


Fig. 1 Sequence of analysis using COMSOL multiphysics

에 따른 발열체의 단위 체적당 Power로서 전산해석을 통해 계산하였다.

Fig. 1은 상용 소프트웨어 COMSOL Multiphysics를 사용하여 다상유동에서 전기 열 유동 해석을 진행한 순서를 나타낸다. 다상유동 해석에는 Mixture Model, 압축성 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 지배방정식의 시간 차분에는 Implicit Backward Differentiation Formula (BDF), 공간 차분에는 유한요소법(Finite Element Method)이 적용되었다. 그리고 다상유동은 다른 상이 추가되기 때문에 더 많은 해석 시간과 메모리가 필요하여 비교적 간단한 $k-\epsilon$ 난류 모델을 사용하였다. COMSOL Multiphysics는 통합 유한요소해석 프로그램의 장점을 살린 소프트웨어로 전, 후처리와 해석 기능을 일관성 있게 처리할 수 있다.

2.2 복합 열전달

복합 열전달은 고체와 유체에서 발생하는 2개 이상의 열전달 현상을 의미하며, 일반적으로 고체에서는 전도 현상, 유체에서는 대류 현상에 의한 열전달이 지배적이다. 회전기관의 엔진 공기 흡입구와 대기 자료 프로브와 같은 항공기 결빙 문제에서 복합 열전달은 결빙과 결빙 보호 장치 사이의 서로 다른 경계조건에서 발생하는 열 교환 현상이다[14-18]. 아래 식은 온도장에 관한 에너지 방정식으로 T 는 절대 온도, \mathbf{q}_r 는 복사에 의한 열유속, α_p 는 열팽창 계수를 의미한다[11,19,20].

$$\rho c_p \left\{ \frac{\partial T}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla T \right\} + \nabla \cdot (\mathbf{q} + \mathbf{q}_r)$$

$$= \alpha_p T \left\{ \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla p \right\} + \Phi + Q. \quad (8)$$

이 전도 모델은 서로 다른 물리적인 특성이 있는 다상 재료와 전기 열 방식 결빙 보호 장치와 같이 전도층이 있는 결빙 보호 장치에 적용한다[14]. 전기열 방식의 결빙 보호 장치 해석에서 Probe 외부의 열전달이 고려된 유동 해석이 요구되고, 이를 위해 복합열전달(Conjugate Heat Transfer) 기법으로

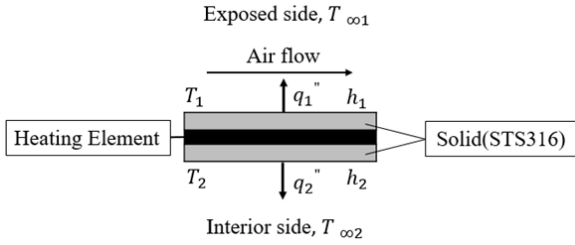


Fig. 2 Schematic of conjugate heat transfer

외부 유동장을 계산하였다. 외부 유동에서 항공기 내부에 인접한 지점에서 각각 대류와 전도 열전달이 발생하며, Fig. 2와 같이 영역 간의 서로 이웃한 면을 통해 열이 교환된다. 이 과정에서 유체(외부 유동)와 고체(내부 열전도) 두 영역에 대해 이웃한 면에서는 온도가 같고, 열유속이 같아야 한다.

일반적으로 복합 열전달에서는 해석 과정에서 각 물질 영역의 해석에 대한 결합 여부에 따라 기법을 구분한다. 복합 열전달 해석은 열전달에 대한 계산 과정에서 각 영역을 따로 계산한다. 경계조건에서 열적 평형을 통해 열전달을 해석하는지, 또는 전체 영역을 동시에 계산하여 열전달을 해석하는지에 따라 각각 연성 결합(Loose-coupling)과 강성 결합(Tight-coupling)으로 분류한다. 본 연구에서는 연성 결합을 기반의 복합 열전달 해석을 이용하였다.

전기열 방식의 결빙 보호 장치 해석에 사용되는 복합 열전달은 위의 복합 열전달 경계조건 식을 만족하는 각 영역의 열전달 수치해석 계산을 수행하고, 경계조건을 맞추어 반복 계산으로 이를 수렴시키는 방법을 이용한다. 먼저 물체 표면 위에 수막이 생성되지 않는 건조 공기 조건 내에서 결빙 보호 장치가 작동하는 경우, 열전달 해석은 유동장 영역에서 온도를 고정하고 대류 열을 계산하는 것으로 시작한다. 다음으로 대류 열에 의한 열유속 경계조건으로 하여 내부 고체의 전도 열 계산을 진행한다. 이 계산을 통해 온도가 결정되면 유동장의 대류 열을 다시 계산하는 반복 연산 과정을 거친다. 이 과정을 통해 경계면에서의 온도와 열유속을 수렴시켜 각 영역에서의 열전달 계산이 최종적으로 수렴된다[21].

2.3 모델링 및 격자

Fig. 3(a)는 전산해석을 진행할 Flush-type Probe 형상을 나타내며, 특성 길이는 0.1215 m 이다. Fig. 3(b)는 Flush-type Probe 내부에 있는 결빙 보호 장치의 파이프형 발열체이며, 길이는 0.0305 m 이다. Flush-type Probe는 대칭 형상이므로 Axisymmetric 2D 조건을 적용하여 해석을 진행하였다. Fig. 4는 Flush-type Probe의 유동장 해석을 위한 비정렬 격자를 이용한 계산 격자 계이며, 총 격자의 개수는 16,062개이다.

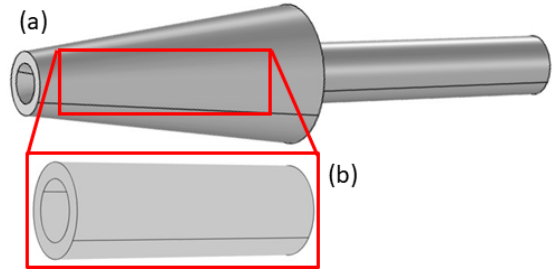


Fig. 3 Configuration of air data system: (a) flush-type probe; (b) heating element

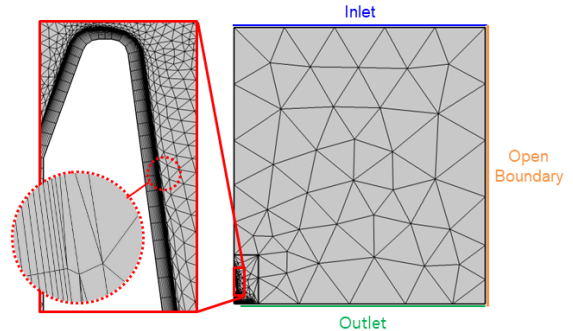


Fig. 4 Mesh configuration of flow field

Flush-type Probe 표면에서 발달하는 경계층 효과를 감안하기 위해 사각형의 경계층의 격자를 20층으로 쌓았으며, 벽면에는 No-Slip 경계조건을 적용하였다. 해의 정확도는 경계층의 두께의 크기에 따라 민감하다. 또한 복합 열전달 문제에서 열적 고체-액체 상호 작용은 경계층의 속도 구배에 크게 의존한다. 따라서 Flush-type Probe의 경계층 격자는 Y+ 기준으로 1을 만족할 수 있도록 첫 번째 경계층의 격자 두께를 0.0003m로 설정하였다[22,23].

3. 단상유동 및 다상유동의 다물리 해석

3.1 L-type Probe 단상유동 및 복합 열전달 해석 검증

COMSOL Multiphysics 소프트웨어를 이용한 복합 열전달 해석의 정확성을 검증하기 위해 Jäckel 등[8]에서 진행한 대기 자료 시스템의 풍동 시험 데이터 및 전산해석 결과와 비교하였다. 풍동 시험에서는 L-type Probe 중에서 Fig. 5와 같이 AN5814 Pitot Probe를 사용하였다. Fig. 5(b)는 코일형 발열체의 형상을 가진 결빙 보호 장치로써 Probe 표면과 내부에 결빙 생성을 방지하는 역할을 한다. L-type Probe의 단상유동과 복합 열전달 해석에 초점을 맞추기 위해 AN5814의 목 부분을 제외한 형상을 Axisymmetric 2D 조건에 적용하여 해석을

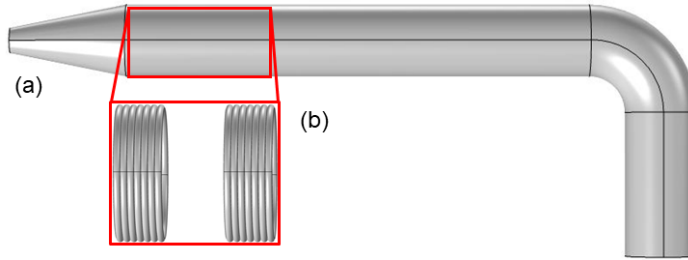


Fig. 5 Configuration of air data system: (a) L-type probe; (b) heating coil

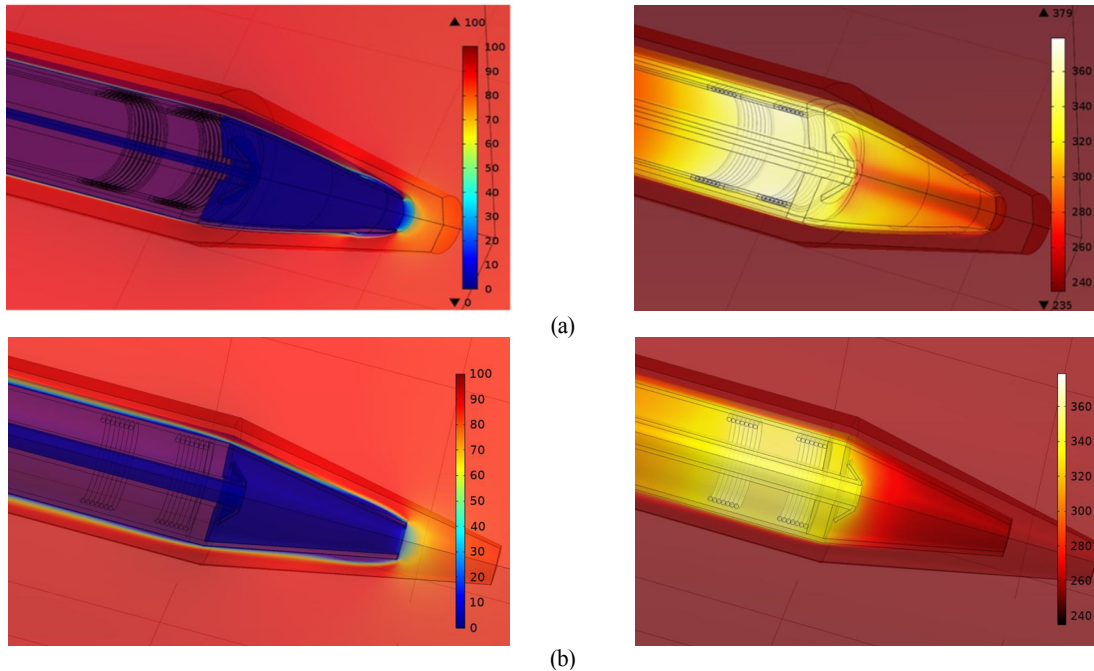


Fig. 6 Velocity (m/s) and temperature (K) contours of the L-type probe : (a) Jäckel's simulation [8]; (b) present results

진행하였다. Fig. 6(a)는 풍동 시험 전에 소프트웨어의 정성적인 분석을 위해 자유류 속도와 온도는 시험 시간의 평균값을 적용하여 전산해석을 우선으로 진행하였다. Jäckel 등[8]에서 해석 조건은 자유류 온도는 결빙이 발생하기 쉬운 253.15 K, 속도는 85 m/s를 적용하였다. Fig. 6(b)는 Jäckel 등[8]의 형상을 그대로 구현하고 해석 조건을 동일하게 적용한 후 COMSOL Multiphysics 소프트웨어로 복합 열전달 해석을 수행한 결과이다.

Fig. 6(a)와 Fig. 6(b) 두 경우 모두 비행 중 L-type Probe의 결빙 보호 장치가 작동 중이라는 가정에서 진행한 해석 결과이다. Fig. 6(a)의 왼쪽 그림과 Fig. 6(b) 왼쪽 그림 둘 다 대기 속도 분포로 외부의 최대 속도는 100 m/s이며 Probe 내부의 속도는 0 m/s의 값으로 나타난다. 유동의 정체점이 L-type

Probe의 입구에서 형성되었고, L-type Probe의 입구 주변과 표면의 유동 속도의 미세한 변화를 확인하였다. 또한, Fig. 6(a)의 오른쪽 그림과 Fig. 6(b)의 오른쪽 그림 둘 다 Probe의 표면 온도 분포로 L-type Probe의 표면 온도는 360 K까지 상승하였고 250 W의 전력량이 소요되었다.

Fig. 7은 Fig. 6(a)와 다르게 복합 열전달 해석의 유효성을 평가하기 위해 Jäckel 등[8]의 연구진이 직접 진행한 환경 풍동 (Climatic Wind Tunnel; CWT) 시험과 풍동 시험조건1을 적용한 전산해석 결과 그리고 본 전산해석 결과를 수치적으로 비교한 것이다. Fig. 7은 L-type Probe에서 공기가 들어오는 입구의 표면 온도를 시간에 따라 나타낸 그래프이며 검증에 사용된 시험조건1의 조건은 평균 온도 264.55 K, 평균 속도 26.27 m/s이다. Fig. 7에서는 600 s부터 결빙 보호 장치의 전

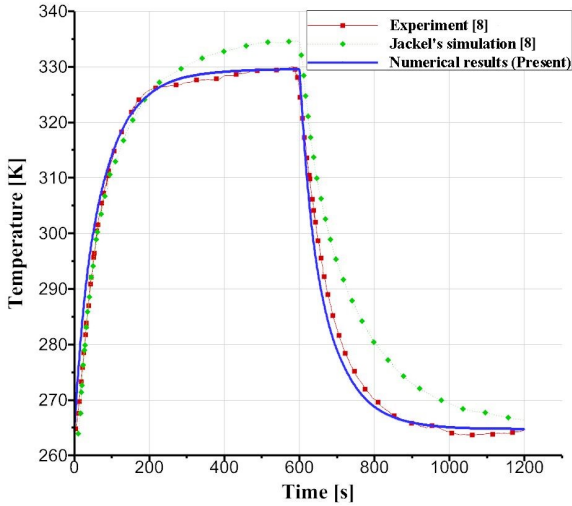


Fig. 7 Variation of temperature with respect to time

원을 차단하였고 1200 s에 평균 온도 264.55 K으로 돌아오는 환경 풍동 시험을 진행하였다. 이를 전산해석에서는 소프트웨어의 ON/OFF 기능으로 대체하였다. 환경 풍동 시험 결과 소오 전력량이 250 W일 때 L-type Probe의 입구 표면의 최고 온도는 328.15 K이었다. Jäckel의 전산해석에서 L-type Probe의 입구 표면의 최고 온도는 335 K로 6.85 K의 차이가 발생하였다. 그러나 본 전산해석 결과 입구 표면의 최고 온도는 330 K으로 환경 풍동 시험에 더 근접함을 알 수 있다.

3.2 Flush-type Probe의 단상유동과 복합 열전달 해석

Jäckel 등[8]의 AN5814 Probe 풍동 시험을 통해 검증된 COMSOL Multiphysics 기반의 전산해석기법을 Flush-type Probe에 관한 전기-열-단상유동 해석에 먼저 적용하였다. 단상 유동에서 대기 자료 프로브의 열전달 해석에 앞서 발열체 길이, 발열체의 범위, 표면 온도가 빙점 이하로 떨어지는 것을 막기 위해 소오 전력과 같은 매개 변수를 미리 고려하였다. Flush-type Probe의 중간 부분에 넓게 결빙이 증식하므로 이 부근에 발열체를 배치시켰다[24]. 복합 열전달 해석 조건으로 소오 전력량 247.98 W에 해당하는 전류를 인가시켰다. 받음 각 0°, 평균 속도 50 m/s, 대기 온도 241.15 K, 대기압 기준 압력 0을 적용하였다. 공기의 동점성 계수 $10.62 \times 10^{-6} \text{m}^2/\text{s}$, 유동의 Reynolds 수 2,492,863로 설정하였다.

Fig. 8은 단상유동에서의 Flush-type Probe 주변의 유선을 나타낸다. Fig. 8(a)로 부터 Probe 앞쪽에 정체점(Stagnation Point)이 형성되는 것을 확인할 수 있다. Fig. 8(b)로 부터 Flush-type Probe의 갑작스런 형상 변화로 인해 유체의 흐름이 Probe의 표면으로부터 이탈되어 유동 박리가 발생함을 확인

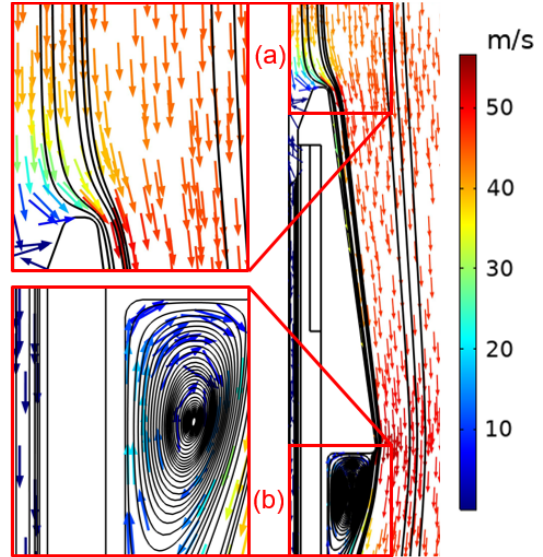


Fig. 8 Streamlines: (a) stagnation point; (b) separated flow region

할 수 있다. 유체가 Probe로부터 박리될 때 Probe와 유동 사이에는 재순환 영역이 형성되고, Probe의 박리점과 박리 유동 영역이 유선 선도에서 두드러지게 나타났다.

Fig. 9은 Flush-type Probe의 속도장과 압력장을 나타낸다. 낮은 압력 영역인 박리 영역(Separated Region)이 Flush-type Probe의 후방에서 형성됨을 확인할 수 있다. 유동 박리는 Probe의 먼 하류에도 영향을 미쳐 유동 박리의 영향을 받은 영역의 속도는 상류 속도와 비교해 대폭 감소하게 된다[25]. 또한, Flush-type Probe가 속도에 영향을 끼쳐 Flush-type Probe 후방에 후류(Wake)가 나타난다.

Fig. 10은 Flush-type Probe 주위 단상유동에서의 Probe의 표면 온도 분포를 나타낸다. 발열체로 인해 Flush-type Probe의 입구와 Probe 표면에서 온도 상승이 두드러졌다. 특히 발열체 주위 열대류로 인해 Probe의 입구는 280 K 이상 상승하였다.

3.3 Flush-type Probe의 다상유동과 복합 열전달 해석

Flush-type Probe의 대기-액적 다상유동과 복합 열전달을 해석하기 위해 단상유동 경우와 동일한 받음각, 주변 대기 온도, 전류를 적용하였다. 다상유동 해석을 위해 액적의 Mass Source $10^6 \text{kg/m}^2/\text{s}$ 를 추가적으로 적용하였다.

해석 결과 단상유동에서의 소오 전력량과 같은 값이 도출되었다. 그리고 Fig. 11(a)는 대기와 액적으로 이루어진 다상 유동으로 속도 분포의 결과가 단상유동의 결과와 거의 일치하였고, 정체점과 유동 박리 형태도 비슷하였다. 한편 같은

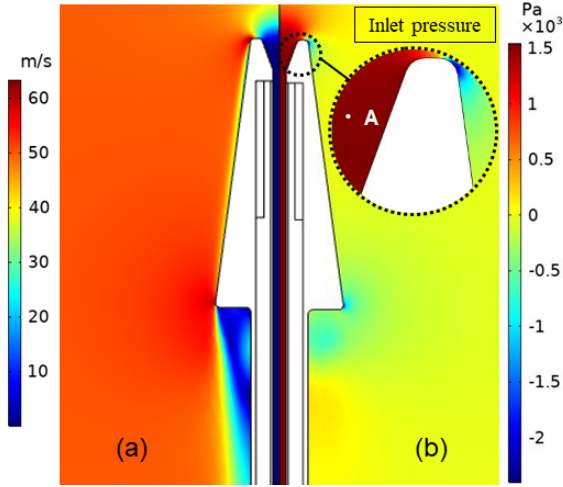


Fig. 9 Single-phase flow: (a) velocity; (b) pressure distribution

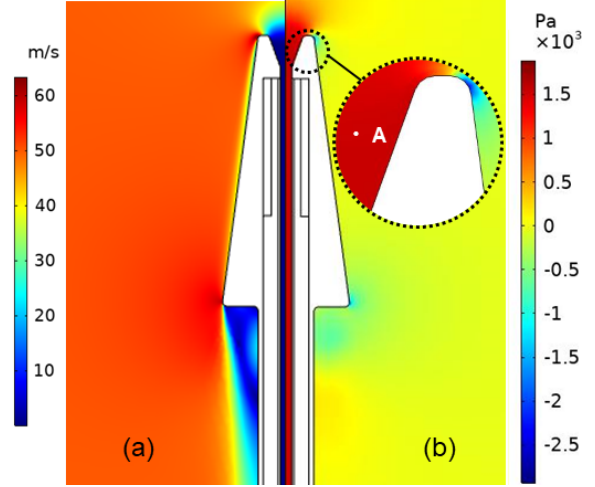


Fig. 11 Multiphase flow: (a) velocity; (b) pressure distribution

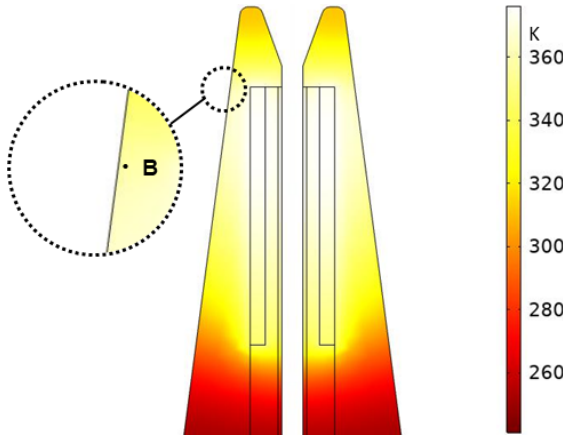


Fig. 10 Surface temperature distribution in single-phase flow

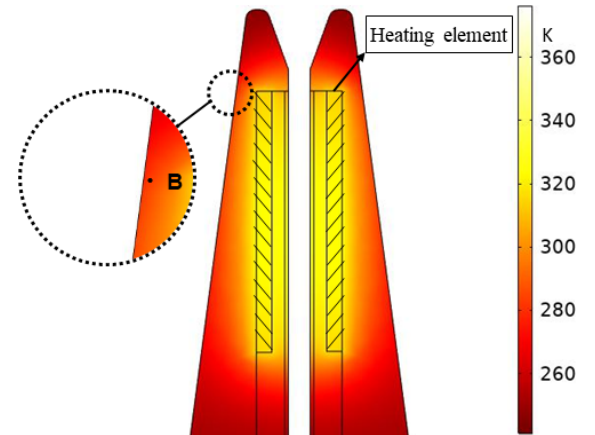


Fig. 12 Surface temperature distribution in multiphase flow

위치 A에서 Fig. 9(b)와 Fig. 11(b)를 비교했을 때, 다상유동에서 Flush-type Probe의 입구 압력이 단상유동에 비해 300 Pa 정도 낮게 나타났다.

Fig. 12는 다상유동에서의 Probe의 표면 온도 분포를 나타낸다. Fig. 10의 결과와 Fig. 12의 결과를 비교하였을 때 위치 B에서 Probe의 표면 온도가 70 K 낮게 나타났다. 이는 Fig. 10과 Fig. 12에서 온도가 가장 높은 부분인 직사각형 단면의 발열체에서 발생하는 열에너지의 일부가 주변 액적을 기체로 기화시킬 때 소모되기 때문이다. 그리고 이러한 온도 감소는 Fig. 11(b)의 입구 압력 감소를 설명해준다.

한편 발열이 완료되는 20 s를 기준으로 Fig. 10과 Fig. 12를 비교하였을 때, Fig. 10의 단상유동에서는 Probe의 입구까지 발열이 되었지만, Fig. 12의 다상유동에서는 Probe의 입구

에서 그렇지 못하여 저온 구역이 존재한다. 긴 시간 동안 다상유동에서는 Probe의 표면 온도 상승이 두드러지지 않는 상태로 지속될 경우 Probe의 표면과 입구에 결빙이 증식하게 된다. 이처럼 Flush-type Probe의 내부와 표면의 온도 차이가 커서 다상유동에서 발열체는 외부 표면으로의 열전달 성능이 대폭으로 떨어지는 것을 확인할 수 있다[26]. 발열 시간을 20 초 이상으로 늘이고 Mass Source 값을 더 증가시키면 단상유동과 다상유동의 표면 온도의 차이가 더 커질 것으로 예상된다.

본 결과로부터 Flush-type Probe를 돌출 형태로 사용할 경우 대기에서 열에너지의 손실이 커서 방빙을 위해 더 많은 전력이 소요됨을 알 수 있다. Flush-type Probe가 Radome 또는 앞전 내부에 삽입형으로 장착될 경우 열에너지 손실을 줄일

수 있다. 삽입형 Flush-type Probe는 결빙 환경에 직접적인 영향을 덜 받아 표면 온도 차이를 줄일 수 있다. Flush-type Probe의 다상유동에서 온도는 발열체 주변과 바로 윗부분의 표면에서만 온도가 상승하였다. 열전달이 제대로 이루어지지 않은 Probe 입구의 표면 온도를 높이기 위해 발열체를 추가할 필요가 있다. Flush-type Probe 전체의 표면 온도를 상승시키기 위해 Fig. 6에서 확인할 수 있듯이 Probe 전체에 열전달이 잘 되는 코일형 발열체가 더 적합하다고 할 수 있다.

4. 결 론

결빙 방지 발열체가 삽입된 Flush-type Probe 주위의 대기-액적 다상유동과 복합 열전달에 관한 전산해석을 수행하였다. 본격적인 해석에 앞서 해석기법 검증에 위해 L-type Probe를 고려하였다. AN5814 Probe의 환경 풍동 시험 결과와 전산해석 결과를 비교하여 COMSOL 전산 소프트웨어의 복합 열전달 해석기법의 정확성을 검증하였다.

단상유동 해석 후에는 액적의 효과를 추가적으로 고려하여 Flush-type Probe 다상유동과 복합 열전달을 해석하였다. 액적 추가되어 유동이 다상으로 바뀌었을 때 주변 압력과 표면 온도의 차이가 발생하였다. 다상유동의 경우 단상유동에 비해 Probe 입구 압력은 다소 감소하였고 표면 온도는 70 K 낮게 나타났다. 이는 다상유동에서 표면 온도의 열 손실이 크며, 발열체에서 발생하는 열에너지의 일부가 주변 액적을 기체로 기화시킬 때 소모되기 때문이다

다상유동에서 247.98 W 가량의 전력량이 공급되더라도 Probe의 입구와 표면 온도가 빙점보다 낮게 나타났다. 본 해석에서 수행한 돌출된 Flush-type Probe는 전력량에 비해 열전달 효율이 낮아 대기 자료 프로브의 방빙 효과에 미약하다. 효율 향상을 위해 Flush-type Probe는 앞전 내부에 삽입하고 Probe의 입구에 발열체를 배치시킬 필요가 있다. 또한 Flush-type Probe의 전체 열전달 효율을 높이기 위해 파이프형 발열체를 표면적이 큰 L-type Probe의 코일형 발열체로 교체가 요구된다. 코일형 발열체는 파이프형 발열체보다 단위 면적당 열전달 계수가 더 작지만, 열전달 효율이 더 크기 때문에 결빙 보호 장치의 성능을 높일 수 있다. 향후 추가 연구를 통해 Flush-type Probe의 발열체 형상과 설치 위치에 따른 방빙 효과를 심층적으로 분석할 필요가 있다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2017RIA51015311). 연구에 도움을 주신 Federal University of Rio de Janeiro의 Robert

Jäckel께 감사를 드립니다.

References

- [1] 2019, Lee, J.W., *Performance Analysis of Ice Protection System of an Aircraft Air Data System*, M.S. Thesis, Gyeongsang National University.
- [2] 2015, Srivastava, A. and Meade, A.J., "A comprehensive probabilistic framework to learn air data from surface pressure measurements," *International Journal of Aerospace Engineering*, pp.1-19.
- [3] 2019, Lee, C.H., "Study of the flush air data sensing system for subsonic and supersonic flows," *Safety Advisor Weather*, Vol.47, No.12, pp.831-840.
- [4] 2012, Long, K., Porter, B., Garbeff, T., Schery, S. and Chen, L., "Development, testing and validation of an anemometer employing a flush air data system (FADS)," *AIAA Paper 2012-0696*.
- [5] 2008, Węcel, D., Chmielniak, T. and Kotowicz, J., "Experimental and numerical investigation of the averaging Pitot tube and analysis of installation effects on the flow coefficient," *Flow Measurement and Instrumentation*, Vol.19, No.5, pp.301-306.
- [6] 2010, Hamad, F.A. and He, S., "Evaluation of hot-film, dual optical and Pitot tube probes for liquid-liquid two-phase flow measurements," *Flow Measurement and Instrumentation*, Vol.21, No.3, pp.302-311.
- [7] 2016, de Souza, J.R.B., Lisboa, K.M., Allahyarzadeh, A.B., de Andrade, G.J.A., Loureiro, J.B.R., Naveira-Cotta, C.P. and Cotta, R.M., "Thermal analysis of anti-icing systems in aeronautical velocity sensors and structures," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol.38, No.5, pp.1489-1509.
- [8] 2019, Jäckel, R., Urueta, G.L.G., Rodriguez, F.T. and Jimenez, C.M., "Numerical and experimental characterisation of an aeronautic pitot probe," *The Aeronautical Journal*, Vol.123, No.1264, pp.890-911.
- [9] 2022, COMSOL MULTIPHYSICS®V. 5.2, COMSOL AB, Stockholm, Sweden, <https://www.comsol.com/>.
- [10] 2021, Crowe, C.T., Sommerfeld, M. and Tsuji, Y., *Multiphase Flows with Droplets and Particles*, CRC Press.
- [11] 2021, *The CFD Module User's Guide*, <https://doc.comsol.com/5.6/doc/com.comsol.help.cfd/CFDModuleUsersGuide.pdf>.
- [12] 2017, Walter, F., *Which Turbulence Model Should I Choose*

- for My CFD Application?, <https://www.comsol.com/blog/s/which-turbulence-model-should-choose-cfd-application/>.
- [13] 2018, Jäckel, R., Urueta, G.L.G. and Rodriguez, F.T., *Design of an Aeronautic Pitot Probe with a Redundant Heating System Incorporating Phase Change Materials*, M.S. Thesis, Autonomous University of San Luis Potosí.
- [14] 2021, Roy, R., Prince Raj, L., Jo, J.H., Cho, M.Y., Kweon, J.H. and Myong, R.S., "Multiphysics anti-icing simulation of a CFRP composite wing structure embedded with thin etched-foil electrothermal heating films in glaze ice conditions," *Composite Structures*, Vol.276, 114441.
- [15] 2012, Jung, K.Y., Ahn, G.B., Myong, R.S., Cho, T.H., Jung, S.K. and Shin, H.B., "Computational prediction of ice accretion around a rotorcraft air intake," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.17, No.2, pp.100-106.
- [16] 2015, Ahn, G.B., Jung, K.Y., Myong, R.S., Shin, H.B. and Habashi, W.G., "Numerical and experimental investigation of ice accretion on a rotorcraft engine air intake," *Journal of Aircraft*, Vol.52, No.3, pp.903-909.
- [17] 2020, Jung, S., Prince Raj, L., Rahimi, A., Jeong, H. and Myong, R.S., "Performance evaluation of electrothermal anti-icing systems for a rotorcraft engine air intake using a meta model," *Aerospace Science and Technology*, Vol.106, 106174.
- [18] 2021, Jo, H., Jeong, H., Koo, M., Lee, H.J., Lee, H. 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.
- [19] 2014, Huc, N., *Conjugate Heat Transfer*, <https://www.comsol.com/blogs/conjugate-heat-transfer/>.
- [20] 2021, *The Heat Transfer Module User's Guide*, <https://doc.comsol.com/5.6/doc/com.comsol.help.heat/HeatTransferModuleUsersGuide.pdf>.
- [21] 2020, Kim, Y.H., *CHT Method for Thermal Analysis of Aircraft Ice Protection System*, M.S. Thesis, Seoul National University.
- [22] 2017, *Navier-Stokes Equations*, <https://www.comsol.com/multiphysics/navier-stokes-equations>.
- [23] 2021, *COMSOL Multiphysics Guide Book*.
- [24] 2016, Raj, L.P. and Myong, R.S., "Computational analysis of an electro-thermal ice protection system in atmospheric icing conditions," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.21, No.1, pp.1-9.
- [25] 2021, Cengel, Y.A. and Cimbala, J.M., *Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications*, McGraw Hill Education.
- [26] 2016, Park, S.W., Kim, M.S., Jeon, B.J. and Choi, H.G., "Numerical analysis of conjugate heat transfer for various ice-ball shapes," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers B*, Vol.40, No.9, pp.605-612.