

항공기 대기자료 시스템의 방빙 소요전력량 산정을 위한 다물리 전산해석

조현승,¹ 정호진,¹ 구민아,¹ 이혁진,¹ 이학진,^{1,2} 명노신^{*1,2}

¹경상국립대학교 대학원 기계항공공학부
²경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

MULTIPHYSICS COMPUTATIONAL ANALYSIS FOR CALCULATING THE POWER REQUIRED FOR ANTI-ICING OF THE AIRCRAFT AIR DATA SYSTEM

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

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

²Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University

Aircraft air data systems provide important information necessary for the operation and control of aircraft, such as speed, altitude, and temperature. Air data probes are mainly located in front of aircraft or outside such as nose and wing and are directly affected by icing. Therefore, it is important to design an anti-icing system to prevent icing in the air data probe. Compared to costly icing tests, icing and anti-icing simulations using computational fluid dynamics are very effective. In this study, the most critical icing condition was selected by performing ice accretion simulations for various icing conditions experienced by the aircraft air data system. In addition, the amount of power required for anti-icing was calculated under various icing conditions through multiphysics computational simulation, and the tendency of the amount of power required was analyzed.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 대기자료 시스템(Air Data System), 방빙(Anti-Icing), 복합열전달(Conjugate Heat Transfer)

1. 서 론

항공기 대기자료 시스템은 속도와 고도, 온도 등 항공기의 운항과 제어에 필요한 중요한 정보를 제공한다. 대기자료 시스템은 주로 항공기의 전방이나 레이돔, 날개 등에 위치하며, 형상과 출력정보, 적용대상, 장착위치 등에 따라서 구분할 수 있다. 외부 대기 온도가 빙점 이하이고 층운 및 적운 등 습도가 높은 구름대를 통과할 때 항공기의 외부에 돌출된 대기자료 시스템의 특성상 결빙의 영향에 직접적으로 노출된다. 결빙 환경에 따라 많은 변수들을 고려해야 하며, 특히 방-제빙을 위한 히터 설계는 결빙 문제 예방에 있어 매우 중요한 부분이다[1-4].

항공기의 결빙으로 인한 사고가 전 세계적으로 매년 꾸준히 발생하고 있으며, 항공기 결빙 인증 및 결빙보호장치를 통

한 방-제빙 성능이 점점 중요해지고 있다[5-7]. 대표적인 대기자료 시스템의 결빙으로 인한 사고사례는 에어프랑스 447편(AF-447)과 B2 폭격기 추락 사고가 있다. AF-447 사고의 경우 비행 당시 30,000 ft의 높은 고도에 Ice Crystal을 포함하는 구름을 통과하던 도중 Ice Crystal이 프로브의 입구에 흡입되어 발생한 사고이다. 프로브가 비행조건(고도, 온도, 속도 등) 측정 시 Ice Crystal이 완전 제빙이 되지 않고 프로브 튜브 내부에 다량으로 축적될 경우 물리적 장벽이 생성되어 총 압력 측정을 방해하고 측정된 정압에 영향을 줄 수 있다. 그로 인해 AF-447의 조종사에게 전달되는 대기자료 시스템이 측정된 비행조건이 실제 비행조건과 상이 하였고, 조종사는 항공기의 속도를 회복하기 위해 기수(Nose)를 상승시키는 과정에서 실속(Stall)이 발생하면서 추락하여, 탑승자 228명을 전원 사망에 이르게 한 사건이다.

B2 폭격기는 팔에 있는 Andersen 공군 기지에서 이륙 직후에 활주로에 추락하였는데, 인명피해는 없었지만 약 14억 달러(한화 약 2조 원)의 손실을 가져다준 역사상 가장 피해액이 큰 사고이다. B2 폭격기의 대기자료 시스템은 Flush Air Data System을 사용하였고, 결빙이 대기자료 시스템 표면에 발생하

Received: September 9, 2021, Revised: October 12, 2021,

Accepted: October 12, 2021.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2021.26.4.016>

© KSCFE 2021

여 비행 제어 컴퓨터는 부정확한 반응각과 속도를 조종사에게 전송하였다. 조종사는 부정확한 반응각과 속도 정보를 통해 기수를 상승시켰으며, 회복 불가능한 실속과 추락을 초래하였다. 전압 및 정압을 측정하는 대기자료 시스템의 공기 유입구 주변에 결빙이 생성될 경우 공기 유입구가 막히는 Blocking 현상이 발생할 수 있다. 이로 인해 대기의 중요한 정보인 고도와 속도를 잘못된 값으로 측정하여 비행 안정성에 악영향을 미치게 되고, 심한 경우는 막대한 인명피해와 재산손실을 수반하는 항공기 추락 사고로 이어질 수 있다.

대기자료 시스템의 결빙 시험은 1938년부터 본격적으로 진행되었다. 이때 결빙에 대한 영향성 분석은 컴퓨터를 이용한 검증이 아닌 주로 결빙 풍동시험이나 비행시험을 통해 검증되었다. 결빙 풍동시험을 활용하여 결빙 증식을 관찰하고, 결빙 증식 크기를 비교하면서 필요 전력 용량을 산출하는 것이 주요 핵심이었다. 이후 1970년대 후반부터 컴퓨터 시뮬레이션이 활용되기 시작하였고, 대기자료 시스템을 포함하여 날개 및 엔진 흡입구 등에 상용 소프트웨어를 활용한 검증을 진행하였다. 컴퓨터 시뮬레이션은 항공기에 대한 결빙의 영향성을 분석할 수 있고, 상대적으로 비용과 시간 측면에서 효율적이므로 결빙 풍동시험과 비행시험의 역할을 상당 부분 대체할 수 있는 유용한 도구가 된다[8-10].

Chen[8]은 전산 시뮬레이션을 활용하여 회전익기 로터 블레이드의 방빙 시스템의 최적화 연구를 수행하였으며, 실험적 검증을 수행하였다. Roy 등[10]은 탄소섬유 복합재 날개 구조물에 삽입된 Heating Films를 통한 방빙 성능을 분석하는 연구를 수행하였다. 발열 시험을 통해 액적이 없는 조건에서 Heating Films의 발열 성능을 분석하고, 다물리 전산해석을 통해 Glaze Ice 조건에서 소요전력량에 따른 방빙 성능을 분석하였다. 날개에 대한 방빙 해석 연구 이외에도 Ahn 등[11]은 회전익기의 공기흡입구에 대한 결빙 영향성 분석을 위해 결빙 증식 예측 시뮬레이션과 결빙 풍동 실험을 수행하여 비교 분석하였다. 또한, 공기흡입구의 방빙 해석을 통해 방빙 시스템의 소요전력량을 예측하고 결빙 풍동 실험으로 검증하였다.

Lee[1]는 특정 결빙 조건에서 대기자료 시스템의 소요전력량 산출을 위해 Meier[3]의 Handbook Method를 활용하여 필요 발열량을 계산하였다. 또한 전산해석을 통해 계산된 값이 방빙에 필요한 적정 발열량인지 검증하는 연구를 수행하였다. De Souza 등[2]의 경우 대기자료 시스템의 방빙 성능을 분석하기 위해 다물리 전산 해석기법을 활용하여 발열량과 표면 온도 증가 등을 분석하였다. 현재 전산해석을 활용한 대기자료 시스템에 대한 결빙 영향성 분석과 방빙 성능 분석 등의 연구는 항공기 날개, 로터 블레이드 등에 비해 활발히 진행되지 않는 상황이다.

본 연구에서는 다물리 전산해석을 활용하여 결빙 인증 조건의 다양한 대기 결빙 환경에서 대기자료 시스템의 결빙 영

향성과 방빙 소요전력량 산정 연구를 수행하였다. 먼저 액적이 없는 유동장을 계산한 다음, 과냉각된 액적과 대기자료 시스템의 표면 충돌 해석을 수행하였다. 유동장과 액적 충돌 해석 결과를 바탕으로 결빙 증식 해석을 수행하여 대기자료 시스템에 가장 치명적인 결빙조건을 분석하였다. 또한, 다양한 결빙 조건에서의 방빙 소요전력량을 산정하였다.

2. 해석 기법

2.1 유동장 해석 기법

유동장 계산을 위해 사용한 지배 방정식은 대기의 공기 흐름을 정확히 모사하며 점성 및 압축성 효과를 포함하는 3차원 압축성 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식을 사용하였으며, 아래의 수식들로 표현된다.

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

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) + \nabla p = \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{\tau}_t) \tag{2}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho h) + \nabla \cdot (\rho h \mathbf{v}) = \nabla \cdot [(k + k_t) \nabla T] \tag{3}$$

이때, ρ 는 밀도, \mathbf{v} 는 속도, p 는 정압, $\boldsymbol{\tau}$ 는 점성 응력, $\boldsymbol{\tau}_t$ 는 난류 항, h 는 엔탈피, T 는 온도, k 는 열전도도, k_t 는 난류 전송에 의한 열전도도를 나타내며, 속도 및 기타 변수는 시간의 평균값을 나타낸다. 또한, 점성 효과를 고려하고, 경제적이며, 간단한 형태의 문제에 대하여 빠르고 정확한 해석이 가능한 Spalart-Allmaras 난류모델을 사용하였으며, 아래의 수식과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \frac{D\tilde{v}}{Dt} = & cb_1[1 - f_{t2}]\tilde{S}\tilde{v} \\ & + \frac{1}{\sigma Re_\infty} [\nabla \cdot [(v + \tilde{v}) \nabla \tilde{v}] + cb_2(\nabla \tilde{v})^2] \\ & - \frac{1}{Re_\infty} [c_{w1}f_w - \frac{cb_1}{\kappa^2}f_{t2}][\frac{\tilde{v}}{d}]^2 + Re_\infty f_{t1}(\Delta U)^2 \end{aligned} \tag{4}$$

이때, d 는 Wall로부터의 거리, \tilde{S} 는 Vorticity, cb_1 , cb_2 , c_{w1} , κ , σ 는 Closure Coefficients, f_w 는 Closure Function, f_{t1} , f_{t2} 는 Tripping Function을 의미한다.

2.2 액적 충돌 및 축적을 해석 기법

항공기 표면과 액적의 충돌 비율을 정량적으로 제시하기

위해 대기에 존재하는 액적의 특성 분석이 필요하다. 대기 결빙 조건은 물리적으로 공기와 액적이 혼합된 환경으로 간주될 수 있다. 대기 결빙 환경에서의 구름은 다양한 크기의 과냉각된 액적들로 구성되어 있으며, 액적 분포는 흔히 Langmuir D 분포로 알려져 있다. Langmuir D 분포는 구성된 액적들의 평균 크기를 기준으로 가장 큰 액적이 2.2배 크고, 가장 작은 크기의 액적은 3.2배 작게 분포되어 있다. 실제 환경에서는 액적이 크지 않을 경우 고체 표면과의 충돌 지점과 축적율은 Mono-Disperse 분포와 유사한 경향을 나타낸다 [11,12]. 과냉각된 액적장을 계산하기 위해 Mono-Disperse로 가정하여 Eulerian 기반의 액적 운동 방정식을 이용하였다. 이는 공기와 액적이 혼합된 다상 유동 모델로 Bourgalet 등[13]이 액적에 대한 연속 방정식과 운동량 방정식으로 구성하여 제안하였으며 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \mathbf{u}_d) = 0 \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \alpha \mathbf{u}_d}{\partial t} + \alpha \mathbf{u}_d \cdot \nabla \mathbf{u}_d \\ = \frac{\alpha C_D Re_d}{24K} (\mathbf{u}_\alpha - \mathbf{u}_d) + \alpha \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right) \frac{1}{Fr^2} \mathbf{g} \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 α 는 액적의 체적비(Volume Fraction)를 나타내며, \mathbf{u}_d , \mathbf{u}_α 는 액적과 공기의 속도, ρ_a , ρ_w 는 공기와 물의 밀도를 의미한다. C_D 는 구형으로 가정한 액적의 항력 계수를 나타낸다.

$$\begin{aligned} C_D = (24/Re_d)(1 + 0.15Re_d^{0.687}) \text{ for } Re_d \leq 1300 \\ C_D = 0.4 \text{ for } Re_d > 1300 \end{aligned} \quad (7)$$

운동량 방정식을 표현하는 식 (6)의 우변항의 경우 첫 번째 항은 항력 값, 두 번째 항은 중력 및 부력 값을 의미한다. 무차원 공기속도 값인 u_a 의 경우 Navier-Stokes 또는 Euler Solver를 통해 계산한다. 여기서 액적에 관한 레이놀즈 수는 아래와 같이 정의된다.

$$Re_d = \frac{\rho_w d U_{a,\infty} |V_a - V_D|}{\mu} \quad (8)$$

이 식에서 d 는 액적의 지름, μ 는 공기의 동점성(Dynamic Viscosity)을 나타낸다. 식 (6)에서 K 와 액적의 부력과 중력을 의미하는 Froude 무차원수는 다음과 같다.

$$K = \frac{\rho_w d^2 U_{a,\infty}}{18L_\infty \mu_a}, \quad Fr = \frac{\|U_{a,\infty}\|}{\sqrt{L_\infty g}} \quad (9)$$

액적 충돌 방정식을 계산한 후 자유류에 포함된 액적의 양에 대해 물리적으로 액적이 표면에 충돌하는 비율을 나타내는 축적율에 관련된 식은 아래와 같이 표현된다.

$$\beta = \alpha (\mathbf{U}_D) \cdot (\mathbf{n}) \quad (10)$$

여기서 β 는 축적율, \mathbf{n} 는 고체 표면의 수직 단위 벡터를 각각 나타낸다. 축적율은 일반적으로 액적이 실제 물체에 부착되어 결빙이 증식되는 물리적 메커니즘을 설명하는 연속 방정식과 에너지 방정식에 적용된다[14,15].

2.3 결빙증식 및 복합 열전달 해석 기법

결빙증식의 형태는 대표적으로 Glaze Ice와 Rime Ice로 나타낼 수 있다. Glaze Ice는 대기온도 0°C 부근의 적운형 구름에서 생성되며, MVD(Mean Volume Diameter)가 크고, 고속과 높은 LWC(Liquid Water Content)에서 발생한다. 고체 표면과 충돌 이후 결빙 강도가 낮아 Runback Water가 발생한 후 결빙으로 증식된다. 반면, Rime Ice는 층운형 구름의 MVD가 작고, 저온, 저속, 낮은 LWC 조건에서 주로 발생되며, 낮은 온도로 인해 액적이 고체 표면과 충돌 즉시 결빙이 증식되며, 최초의 결빙층과 지속적으로 축적되는 결빙층 사이에 공기가 유입되어 우윳빛을 띤다[16]. Glaze Ice를 해석하기 위해선 전단력과 Heat Flux가 고려되는 반면, Rime Ice는 물체와 충돌하는 동시에 결빙되어 전단력과 Heat Flux가 고려되지 않는다. Glaze Ice의 결빙 증식 형상은 매우 불규칙한 형태를 나타내는 반면, Rime Ice는 항공기 표면을 따라 유선형으로 생성된다. 위와 같은 이유로 Glaze Ice가 Rime Ice 보다 더 심각한 공기역학적 영향을 미친다. 일반적으로 액적이 물체에 부착되어 결빙이 증식되는 과정을 묘사하는 Film 두께에 관한 연속 방정식과 온도에 관한 에너지 방정식은 수식 (11)과 (12)로 표현된다.

$$\begin{aligned} \rho_w \left[\frac{\partial h_f}{\partial t} + \nabla \cdot (\overline{\mathbf{U}}_f h_f) \right] \\ = U_\infty \cdot LWC \cdot \beta - \dot{m}_{evap} - \dot{m}_{ice} \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \rho_w \left[\frac{\partial (h_f c_f T_f)}{\partial t} + \nabla \cdot (\overline{\mathbf{U}}_f h_f c_f T_f) \right] \\ = [c_f T_\infty + \frac{|\overline{\mathbf{U}}_d|^2}{2}] U_\infty LWC \beta \\ - 0.5(L_{evap} + L_{subl}) \dot{m}_{evap} + (L_{fusion} - c_{ice} T) \dot{m}_{ice} \\ + \sigma \epsilon (T_\infty^4 - T_f^4) + c_h (T_f - T_{ice,rec}) + Q_{anti-icing} \end{aligned} \quad (12)$$

식 (11)과 (12)의 ρ_i 는 물의 밀도, c_f, c_{ice} 는 물과 얼음의 비열을 의미한다. \bar{U}_f 과 h_f 는 Water Film의 속도와 두께를 의미하며, T_f 는 열평형 온도, \bar{U}_d 는 액적의 속도, σ 는 고체의 방사율, ϵ 는 볼츠만 상수를 의미한다. L_{evap} 과 L_{subl} , L_{fusion} 은 액적 증발, 승화, 용해에 의한 잠열을 의미한다. β 는 액적 축적율, \dot{m}_{evap} 과 \dot{m}_{ice} 은 증발과 결빙 시의 Mass Flux, c_h 는 대류열전달 계수를 의미한다. 여기서 식 (12)의 우변 첫 번째 항은 액적과 표면 충돌 시 발생한 열전달을 의미하며, 우변 두 번째 항은 액적 증발 시 열전달을 의미하고, 우변 세 번째 항은 결빙 부착으로 인한 열전달을 의미한다. 우변의 나머지 항들은 복사과 대류 열전달, 방빙 장치에 의한 발열을 의미한다. 이때, 방빙 장치에 의한 발열을 의미하는 항인 $Q_{anti-icing}$ 은 복합 열전달 해석에서 결빙보호장치를 포함한 구조와 과냉각 액적 및 공기 사이의 열 상호 작용을 포함한 중요한 역할을 한다. 결빙 증식 해석에서 방빙 장치가 없는 경우 $Q_{anti-icing}$ 은 0으로 적용되며, 방빙 장치가 있는 경우는 다음의 편미분 방정식에 의해 제어되는 열전도를 포함한다.

$$\frac{\partial H_M(T)}{\partial t} = \nabla \cdot (k_{(M)}(T)\nabla T) + S_M(t) \quad (13)$$

식 (13)의 하첨자 M은 고체 물질의 종류를 의미하며, H_M 과 k_M 은 물질의 엔탈피와 열전도율이다. S_M 은 발열체에 의해 생성되는 체적 발열량을 의미하며, 종속변수인 T 는 고체 물질의 온도를 나타낸다. 원칙적으로 전기열 방빙 해석은 모든 Solver가 상호 작용하는 비정상 계산이 필요하며, 고체 표면에서의 결빙 증식 해석은 정확한 시간 변화에 따른 계산이 요구된다. 하지만, 전체 결빙 환경을 고려하기 위해 Fully Coupled된 비정상 시뮬레이션을 사용하는 것은 복잡한 3차원 형상 등에서 비현실적이다. 이러한 이유로 실제 계산 시간의 대부분을 소비하는 공기와 액적 유동 해석은 정상 상태에서 변경되지 않은 상태를 유지되는 것을 가정한다. 복합 열전달이 있는 결빙 증식 과정에서만 비정상 상태로 가정하여 해석이 수행되고, 공기 및 액적 해석 결과로 얻은 정상 상태 해석 결과를 복합 열전달 해석의 입력 값으로 결빙 증식해석에 사용된다[17]. 유동장 해석에서 획득한 열유속은 결빙 계산 전에 열전달 계수로 변화한다. 유동과 액적의 매개 변수인 T_∞ , U_∞ , LWC 는 사용자의 입력값으로 사용된다. Rime Ice의 경우, 액적이 표면에 충돌과 동시에 결빙되므로 에너지 방정식을 필요로 하지 않으며, 연속 방정식은 아래와 같이 간단해진다[18]. (여기서 ρ_{ice} , Δh_{ice} , Δt 는 얼음 밀도, 제어 체적 내

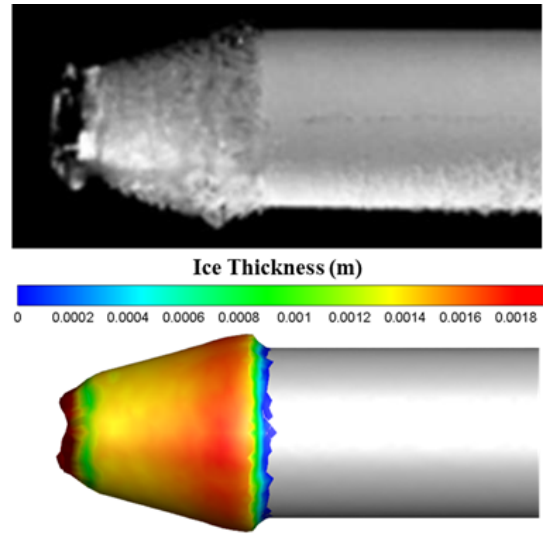


Fig. 1 Comparison of icing wind tunnel test result and icing simulation result of ice thickness

부의 얼음 층의 두께, 노출시간을 나타낸다.)

$$\rho_{ice} \frac{\Delta h_{ice}}{\Delta t} = U_\infty LWC \beta \text{ or } \Delta h_{ice} = \frac{U_\infty LWC \beta}{\rho_{ice}} \Delta t \quad (14)$$

본 연구에서는 액적 충돌 및 결빙 증식, 복합열전달에 관한 식 (1)-(14)를 유한요소법과 유한체적법으로 구현한 결빙 시뮬레이션 코드인 FENSAP-ICE 패키지의 하부 모듈 DROP-3D와 ICE-3D, CHT-3D 모듈을 사용하였다[6,19].

3. 전산해석 기법 검증 및 조건

3.1 해석 기법 검증

본 연구에서 사용한 상용 소프트웨어인 FENSAP-ICE의 결빙 증식 및 복합열전달 해석 기법을 검증하기 위해 IOWA 주립 대학교에서 수행된 대기자료 시스템의 결빙 풍동시험 데이터와 시뮬레이션 결과를 비교하였다[20]. 결빙 풍동에서는 L-type Probe 중 PH-510 모델에 대하여 시험을 수행하였으며, 풍동의 속도는 40 m/s, MVD는 20 ~ 30 μm , LWC는 2.0 g/m^3 , 대기 온도는 -5°C 로 제어되어 비행 속도에 비해 느리지만 실제 비행 환경에서 대기자료 시스템이 결빙 환경에 노출되는 것을 모사한 실험을 수행하였다. 해당 실험과 속도, LWC, 대기 온도는 동일한 값을 인가하고, MVD의 경우 실험의 평균값이 25 μm 를 인가하여 Mono-Disperse의 분포도로 가정하여 결빙 증식 시뮬레이션을 수행하였다. Surface Roughness는

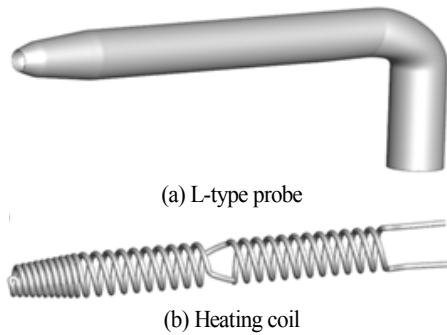


Fig. 2 Configuration of air data system

0.0005 m로 가정하였으며, 높은 LWC와 대기 온도를 고려하여 Glaze Ice에 대하여 해석을 수행하였다. 결빙 풍동시험의 결빙 증식 형상과 결빙 시뮬레이션의 결빙 두께 예측 결과를 Fig. 1에 나타내었다. 프로브의 입구 근처에서 집중적으로 결빙이 증식하였으며, 입구의 대각선 끝 지점과 입구의 Leading Edge에서 가장 두껍게 결빙이 증식된 것을 확인할 수 있다. 이는 결빙 풍동시험의 결빙 증식 형상의 두께가 두껍게 쌓이는 위치와 유사한 경향성을 보인다.

결빙 풍동시험에서 결빙 보호 장치의 방빙 성능을 시험하였으며, PH-510의 입구 근처의 결빙이 Fully Evaporation 되는 데 소요되는 전력량은 48W로 산출되었다. De Souza 등은 PH-510 프로브의 구리 재질인 외부형상과 내부 발열체의 열적 물성치를 측정하였으며, 대표적으로 열전달 계수가 380 J/m·k로 나타났대[21]. 해당 측정 값은 복합열전달 해석을 위한 재질의 물성치로 사용되었으며, 결빙 풍동시험에서 산출된 소요전력량인 48W를 기준으로 전력량을 2W씩 증감시키며 복합 열전달 해석을 수행하였다. 입구 부근의 결빙이 Fully Evaporation 되는 전력량을 기준으로 소요전력량을 산정하였다. 50W의 전력량에서 입구 부근에서 결빙이 생성되지 않고, Runback Ice도 생성되지 않았다. 따라서 다물리 전산해석을 통해 소요전력량은 50W로 산출되었다. 이는 계산 효율을 위해 히터를 원기둥 형상으로 단순화하여 발생한 오차로 예상되며, 미미한 전력량 차이를 통해 소요전력량을 잘 예측한 것으로 판단된다.

3.2 형상 및 경계조건

본 연구에서는 항공기에서 자주 사용되는 대기자료 시스템 중 하나인 L-type Probe의 형상에 대하여 모델링을 진행했으며, Fig. 2는 CATIA 프로그램을 이용하여 모델링한 L-type Probe의 형상이다. 프로브의 입구 크기는 5 mm, 프로브 전체 길이는 160 mm이다. 프로브 내부에는 길이 120 mm, 두께 1.8 mm를 지닌 Heating Coil을 모델링하였다. 유동장은 C-type 형

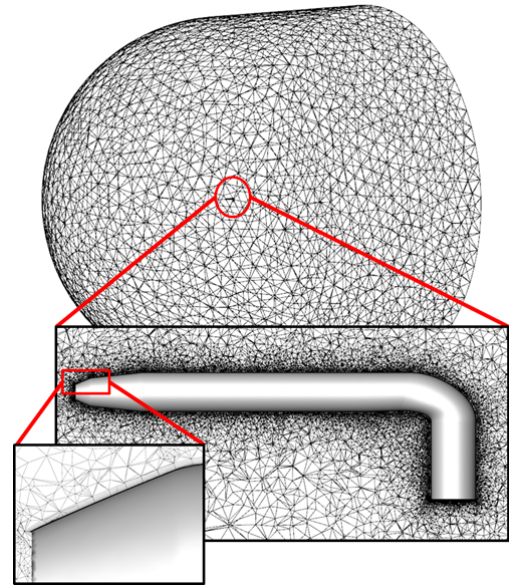


Fig. 3 Mesh configuration of flow field

상이며, 프로브 전체 길이의 40배만큼의 크기로 구성하였으며 Fig. 3를 통해 확인할 수 있다. 경계조건으로 유동장에는 Pressure Far Field, L-type Probe에는 Wall, Heating Coil에는 Heater를 부여하였다. 유동장은 y^+ 가 1이 되도록 Boundary Layer를 20층 쌓아 올려 총 5,176,983개의 격자로 구성되어 있으며, Probe와 Heating Coil의 Solid 격자는 각각 600,425개와 2,326,598개로 구성하였다.

3.3 해석 조건

항공기는 미국 Federal Aviation Administration(FAA)의 Federal Aviation Regulations(FAR) part 25의 Appendix C에 의거하여 결빙 영역에 노출 시 최대 45분간 비행이 가능함을 이론적 해석 및 시험 등을 통해 비행 중 결빙에 의한 항공기 안전성을 입증할 필요가 있다[22-24]. Appendix C에서 고려하는 결빙에 관련된 기상 조건은 MVD, LWC, 온도 등이 있고, Appendix C의 결빙 발생 범위는 일반적으로 LWC는 0.2 ~ 3.0 g/m³, 온도는 -30 ~ 0°C 범위이다. MVD는 구름 형태에 따라 범위가 달라지며, 층운형 및 적운형 구름의 경우 각각 15 ~ 40 μ m, 15 ~ 50 μ m 범위의 크기를 갖는다.

결빙 해석 조건을 선정하기 위해 Fossati 등[25]과 Zhan 등 [26]이 항공기 날개에 대하여 Reduced Order Modeling(ROM) 기법으로 Appendix C 조건에서 결빙 영향성을 분석한 결과를 참고하였다. Appendix C의 Intermittent Maximum(IM) 조건에서 가장 결빙이 많이 생성되는 지점과 양력과 항력이 가장 많은 영향을 미치는 결빙이 생성되는 지점을 포함하여 총 12가지

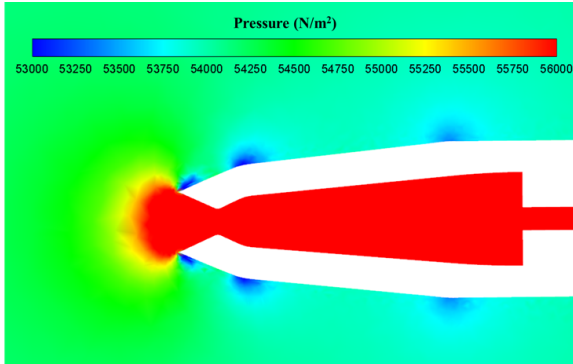


Fig. 4 Pressure distribution of L-type probe

의 결빙 조건을 선정하였다. 양력과 항력에 가장 많은 영향을 미치는 결빙은 Glaze Ice 등의 복잡한 형상을 지닌 경우가 많으며, Glaze Ice의 특성상 높은 LWC에 의해 방·제빙에 소요되는 전력량이 높기 때문에 결빙 조건에 포함하였다.

IM 조건은 Continuous Maximum(CM) 조건에 비해 높은 LWC 조건을 지니고 있지만 층층이 쌓여있는 구름 형상에 의해 짧은 노출을 지니고 있다. 하지만 대기자료 시스템은 항공기에 비해 크기가 매우 작아 짧은 노출 시간에도 결빙 증식의 영향을 많이 받을 확률이 높기 때문에 CM 조건이 아닌 IM 조건에서 결빙조건을 선정하였다. 선정된 결빙조건 중 온도과 LWC, MVD는 Table 1을 통해 나타내었으며, 속도는 마하수 0.3, 고도는 5 km 지점에서 항공기가 홀딩 상태의 비행을 유지하는 것을 가정하였다.

4. 다물리 전산해석 결과

4.1 유동장 및 액적장 계산

액적이 없는 상태에서의 유동장에 대하여 계산을 수행하였을 때, Fig. 4는 L-type Probe 주변 유동의 압력 분포를 나타낸

Table 1 Icing conditions for multiphysics simulation

Case	T (°C)	LWC (g/m ³)	MVD (µm)
1	-6	1.0	32.5
2	-6	0.6	40
3	-15	2.0	18.75
4	-15	1.125	27.5
5	-15	0.55	37.5
6	-15	0.25	50
7	-23	1.5	20
8	-23	1.0	25
9	-23	0.5	35
10	-20	0.25	46.25
11	-35	0.45	20.25
12	-35	0.25	30

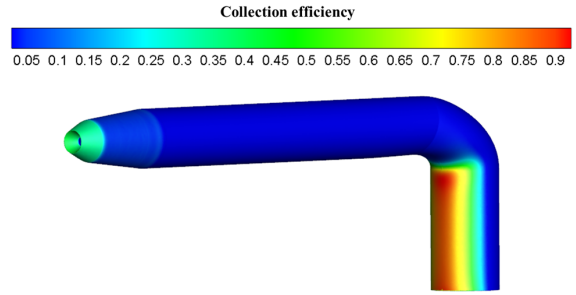


Fig. 5 Collection efficiency of L-type probe

다. 압력 분포는 Probe의 입구 부근에 정체점이 위치하여 다른 위치의 압력보다 높게 분포하는 것을 확인할 수 있다. 유동의 정체점 주위에서는 액적이 표면과 충돌할 가능성이 증가하게 된다. 이는 액적의 크기가 작을수록 액적의 관성력이 작으므로 액적은 유동의 영향을 많이 받아 유선과 유사한 경향을 나타내기 때문이다. 따라서 압력 분포를 통해 대략적인 액적의 충돌 영역을 예측할 수 있다.

동일한 마하수와 고도에서 선정된 12개의 결빙조건에 대하여 액적장을 계산하였다. Fig. 5는 Case 3의 결빙조건에서 L-type Probe의 액적 축적율을 나타냈으며 앞서 언급한 바와 같이 정체점이 발생한 입구 근처와 L자로 꺾인 목 부근에서 유동과 맞부딪히는 지점에서 높은 액적 축적율을 보인다. 이를 통해 결빙보호장치로 발생시키는 열이 프로브 입구 부근 뿐만 아니라 목 부근까지 충분히 양이 전달되어야 한다는 것으로 판단된다. 본 연구의 Heating Coil이 프로브 입구에 집중되어 발열할 뿐만 아니라 충분한 길이를 통해 목 부근까지 위치해있다. 이는 결빙이 발생할 가능성이 높은 영역까지 충분한 열이 전달될 수 있도록 방빙 장치가 위치해 있는 것으로 판단된다.

4.2 결빙조건 영향성 분석

대기자료 시스템의 축적율 결과를 바탕으로 방빙 장치가 없을 경우에 대한 결빙 증식해석을 수행하였다. IM 조건의 혹독한 결빙조건과 대기자료 시스템의 크기를 고려하여 각 Case에서 60초라는 짧은 노출 시간에 대하여 결빙 영향성을

Table 2 Blocking time on L-type probe

Case	Blocking	Time (s)	Case	Blocking	Time (s)
1	X	X	7	O	40
2	X	X	8	O	50
3	O	45	9	X	X
4	O	60	10	X	X
5	X	X	11	X	X
6	X	X	12	X	X

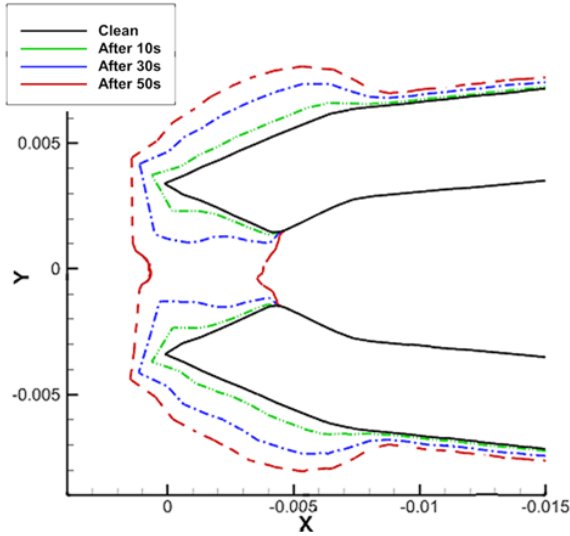


Fig. 6 Ice accretion configurations at different exposure time

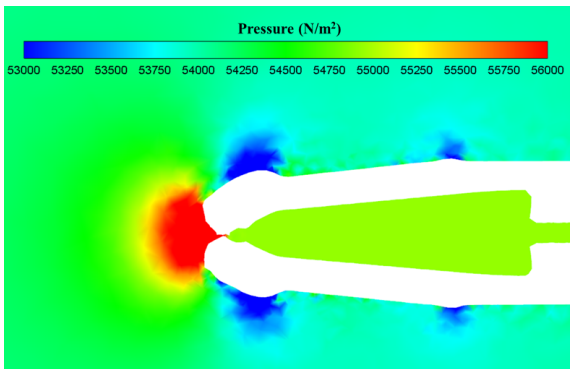


Fig. 7 Pressure distribution of iced L-type probe

분석하였다. 대기자료 시스템의 입구에서 결빙 증식 때문에 압력이 잘못 측정되어 조종사에게 혼란을 줄 수 있지만, Blocking 현상은 압력 측정 자체가 되지 않아 비행 제어에 큰 영향을 주기 때문에 더 위험하다고 판단된다. 따라서 대기자료 시스템의 입구에서 Blocking 현상까지 걸리는 시간을 기준으로 가장 치명적인 결빙조건을 선정하였으며, 각 Case에서 Blocking 현상의 발생 여부와 도달 시간을 Table 2에 나타내었다. -15°C 와 -23°C 의 낮은 온도와 LWC가 1.0 g/m^3 이상인 조건들은 60초 이내에 Blocking 현상이 발생하였다.

Fig. 6에 Case 3의 조건에서 노출 시간에 따른 결빙 증식 형상을 나타내었으며, 50초의 경우 결빙 증식 때문에 공기 유입구가 완전히 막혀 압력 측정이 불가능하였다. Fig. 7에 Blocking이 발생하기 전인 40초에서의 결빙 증식 형상을 포함한 L-type Probe에 대하여 유동해석을 수행한 결과를 나타내

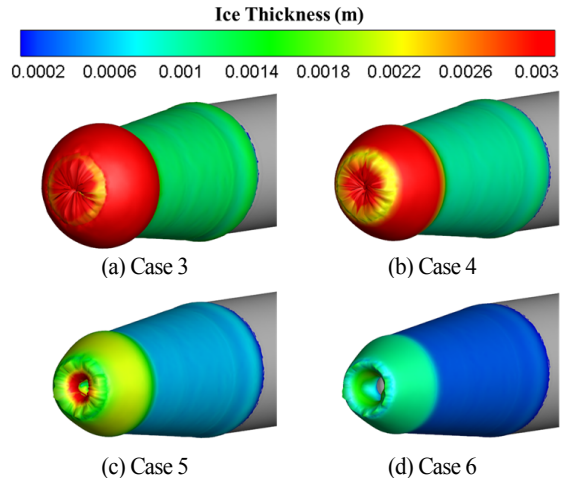


Fig. 8 Ice thickness contour at different cases

었으며, 결빙이 없는 Clean 상태와 비교하면 프로브 내부 측정 압력이 3000 Pa이 낮게 측정되었다.

Appendix C의 결빙 조건은 온도, LWC, MVD 3가지 중 2가지 인자의 값이 정해지면 나머지 인자의 값도 정해진다. 동일한 온도를 기준으로 LWC가 높은 조건과 MVD가 높은 조건들을 결빙 증식 영향성을 비교하였다. Fig. 8은 대기온도가 -15°C 인 4가지 조건들에 대하여 결빙 두께를 나타낸다. 위 그림을 통해 일정한 온도에서 LWC가 낮아질수록 결빙 증식의 두께가 감소하는 경향성을 보였다. 이러한 결과는 Son 등 [27]이 연구한 에어포일에 대한 결빙 조건의 영향성 분석 연구의 결과 중 LWC가 높을수록 결빙 증식의 두께에 주된 영향을 미치는 경향성과 유사하였다.

4.3 결빙보호장치의 소요전력량 산출

결빙보호장치의 유무에 따른 대기자료 시스템 주위 결빙 증식 영향성을 분석하였다. 앞서 선정한 대기자료 시스템에 가장 치명적인 결빙조건인 Case 7의 조건에서 60초 동안 노출될 경우에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 9은 결빙보호장치의 유무에 따른 대기자료 시스템 표면 결빙 두께를 비교하였다. Fig. 9(b)는 Heater Coil에 90W 전력을 일정하게 인가하였을 때 다물리 전산해석 결과를 나타내었으며, 대기자료 시스템의 입구 근처에서는 결빙 두께가 0인 완전 방빙을 달성하였다. 하지만 목 부근에서는 충분한 열이 전달되지 않아 결빙이 완전히 제거되지 않고 결빙이 있는 것을 확인하였다.

결빙보호장치가 없는 대기자료 시스템은 60초의 노출 시간 이후 총 6.52g이 증식되었으나 결빙보호장치가 작동할 때는 총 0.66g으로 89.88%가 감소하여 증식되었다. 나머지 10.12%의 결빙은 입구 부근이 아닌 목 쪽에 집중되어 있기 때문에

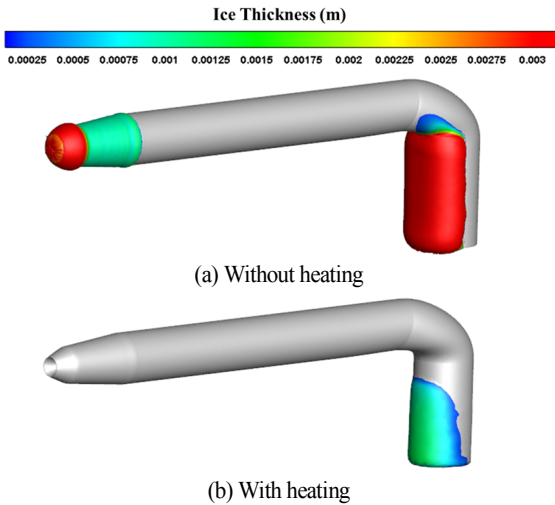


Fig. 9 Comparison of ice thickness result

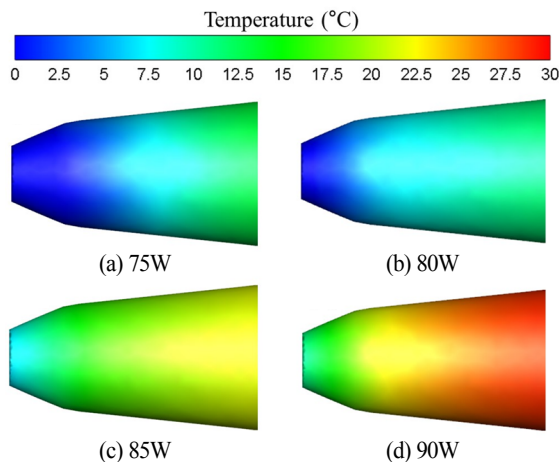


Fig. 10 Surface temperature distribution of L-type probe equipped with anti icing system

대기자료 시스템의 압력 측정 성능에 미치는 영향성은 없을 것으로 판단된다. Fig. 10은 결빙 보호 장치의 전력량에 따른 표면온도 분포를 나타내었으며, 결빙 집중 생성 영역인 입구 부근에서의 온도를 분석하였다. Fig. 10(a)와 (b)의 75W, 80W 전력량에서는 0°C의 온도 분포 위치에서는 잔여 결빙이 발생하였으며, 결빙이 없는 영역에서는 약 10°C를 유지하였다. Fig. 10(c)의 85W 전력량에서는 잔여 결빙은 발생하지 않았으며, 입구 Leading Edge 근처의 표면온도가 7.5°C가 유지되었다. Fig. 10(d)의 90W 전력량에서는 입구 표면온도가 15°C 이상 유지되었다.

다물리 전산해석을 통해 낮은 인가 전력량에서부터 5W 단

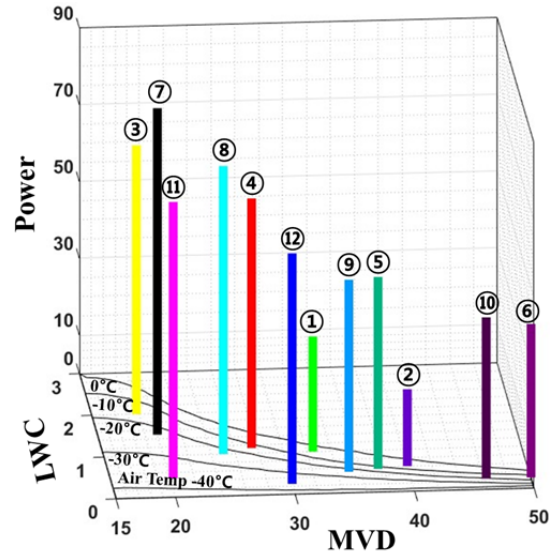


Fig. 11 Required power for different MVD and LWC conditions defined by the IM condition of Appendix C

위로 증가시키며 결빙 보호 장치의 방빙 성능을 분석하였다. 대기자료 시스템의 입구 부근의 완전 방빙에 소요되는 전력량을 기준으로 소요전력량을 산정하였다. Case 7의 조건에서는 85W 전력량에서 입구 부근의 결빙이 발생하지 않았으며, 빙점 이상의 온도를 유지하는 등 완전 방빙에 도달하여 적정 소요전력량으로 판단하였다.

마지막으로 Fig. 11은 각 결빙조건별로 방빙에 필요한 소요전력량을 산정하여 FAR 25의 Appendix C IM 조건의 MVD, LWC 선도 위에 표시한 그래프이다. 다양한 결빙조건 중 Case 7에서 가장 높은 소요전력량인 85W가 산출되었으며, 전체적으로 LWC가 높고, 낮은 온도 영역에서 높은 소요전력량이 산출되었다. 하지만 Case 1의 경우 Case 8과 같은 LWC 조건임에도 불구하고 낮은 소요전력량으로도 방빙이 되는 것을 확인하였다. 이는 다른 조건에 비해 높은 -6°C의 대기 조건에 의해 결빙 증식량이 감소하고, 표면 온도 상승을 위한 필요 발열량이 감소한다. 따라서, 낮은 전력량으로도 입구 부근의 완전 방빙이 되는 것으로 판단된다. 이와 반대로 Case 11의 경우 낮은 LWC 임에도 불구하고 높은 소요전력량이 산정되었다. 이는 -35°C의 극도로 낮은 온도의 액적이 대기자료 시스템의 표면과 부딪히는 순간 결빙이 되는 것을 방지가 필요하여, 충분히 높은 표면 온도 유지를 위해 많은 양의 발열이 필요하기 때문이다.

본 연구에서 수행한 다양한 결빙 조건 내에서 대기자료 시스템의 결빙 증식을 방지하기 위해서는 가장 치명적인 결빙 조건으로 선정된 Case 7의 조건에서도 입구 부근의 완전 방

빙이 되어야 한다. 따라서, 대기자료 시스템의 방빙 장치에는 최소 85W 이상의 소요전력량이 필요하다고 판단된다. 결빙 인증 조건 중 특정 지점을 고려하여 소요전력량을 분석하였으며, 항공기의 안전한 운항을 위한 소요전력량 산정을 위해서는 전체 결빙 환경을 고려한 추가 연구가 필요하다.

5. 결 론

본 연구에서는 다양한 대기 결빙조건에서 대기자료 시스템의 방빙 소요전력량 산정을 위한 다물리 전산해석을 수행하였다. 우선 액적이 없는 상태에서의 유동장 계산을 수행한 다음, 계산된 유동장 결과를 바탕으로 축적율을 산출하고 축적율과 유동장 계산 결과를 활용하여 최종적으로 결빙 증식해석을 수행하고, 내부 결빙보호장치의 방빙 성능을 분석하여 소요전력량을 산출하였다.

먼저 PH-510 프로브에 대한 결빙 풍동시험과 전산해석 결과를 비교하여 결빙 증식 예측 기법의 정확성과 다물리 전산해석을 통한 소요전력량 예측 기법을 검증하였다. 해석 기법에 대한 검증을 완료한 이후 항공기 대기자료 시스템의 표면 결빙 증식에 의해 입구가 막히는 Blocking 현상이 발생하는데 걸리는 시간을 기준으로 가장 취약한 결빙 환경 조건을 선정하기 위한 결빙 증식해석을 수행하였다. Appendix C의 결빙 인증 조건을 기준으로 다양한 해석 조건을 선정하였으며, 그 중 Case 7과 Case 3이 각각 40초와 45초로 가장 빠르게 Blocking이 발생하였다. 이는 -23°C 와 -15°C 의 낮은 온도와 높은 LWC에 의해 빠르게 Blocking이 발생하는 결과가 나온 것으로 예측된다.

선정한 대기자료 시스템이 가장 취약한 결빙조건에서 다물리 전산해석을 수행하여 결빙보호장치의 발열 성능을 분석하였다. 정확한 압력 측정에 영향을 미치지 않도록 입구 부근의 완전 방빙을 달성하는데 필요한 소요전력량은 85W로 산출되었다. 또한 다양한 결빙조건에서의 소요전력량을 분석하여 결빙조건에 따라 방빙에 소요되는 전력량을 분석하였다. 방빙 소요전력량은 주로 높은 LWC 조건 중 온도가 낮은 조건일 때 많은 전력량이 필요한 것으로 나타났다.

향후 대기자료 시스템의 구역별 소요전력량 최적화, 대기자료 시스템의 발열 Sequence 등의 연구를 통해 효율적인 발열 체계를 통한 소요전력량의 감소 및 최적화 연구가 필요하다. 또한, 본 연구에서 사용한 방빙 소요전력량 산정 기법과 결빙 증식 영향성 분석은 기존 항공기의 대기자료 시스템뿐만 아니라 차세대 비행체인 UAM 용 대기자료 프로브의 최소 방빙 소요전력량 산출 연구 등의 기초 연구 자료로 활용될 수 있다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2017R1A5A1015311). 본 논문의 익명의 심사위원들의 귀중한 유용한 논평과 제안에 깊이 감사드립니다.

References

- [1] 2019, Lee, L.W., *Performance Analysis of Ice Protection System of an Aircraft Air Data System*, Gyeongsang National University, M.S. Thesis.
- [2] 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., Silva Freire, A.P., Orlando, H.R.B., Silva, G.A.L. 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, pp.1489-1509.
- [3] 2010, Meier, O., *A Handbook Method for the Estimation of Power Requirements for Electrical De-icing Systems*, Hamburg University of Applied Sciences.
- [4] 2004, Gern, F.H., "Aerodynamic, Thermal, and Anti-Icing Analysis of the IMFP® Integrated Air Data Sensor," *34th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*.
- [5] 2015, Park, M.S., *Aircraft De-Icing System Using Thermal Conductive Fibers*, Embry-Riddle Aeronautical University, Ph.D. Thesis.
- [6] 2011, Choi, I.H., Park, Y.M., Kim, S.C. and Song, J., "Research on Pitot-static Probe Heater Design for Aircraft," *Proceedings of the KSAS Fall Conference*, The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, pp.488-491.
- [7] 2009, Choi, J. and Lee, C.H., "Development of Anti/de-icing Heater for Flush Type Pitot Tube," *Proceedings of the KSAS Fall Conference*, The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, pp.281-285.
- [8] 2017, Chen, L., "Heat Transfer Optimization and Experimental Validation of Anti-icing Component for Helicopter Rotor," *Applied Thermal Engineering*, Vol.127, pp.662-670.
- [9] 2006, Ghenai, C. and Lin, C.X., "Verification and Validation of NASA LEWICE 2.2 Icing Software Code," *Journal of Aircraft*, Vol.43, No.5, pp.253-258.

- [10] 2021. Roy, R., Raj, L.P., 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 1999, Bourgault, Y., Habashi, W.G., Dompierre, J. and Baruzzi, G.S., "A Finite Element Method Study of Eulerian Droplets Impingement Models," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol.29, No.4, pp.429-449.
- [14] 2020, Lawrence Raj, P., Yee, K. and Myong, R.S., "Sensitivity of Ice Accretion and Aerodynamic Performance Degradation to Critical Physical and Modeling Parameters Affecting Airfoil Icing," *Aerospace Science and Technology*, Vol.98, 105659.
- [15] 2016, Lawrence Raj, 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.
- [16] 2018, Cao, Y., Tan, W. and Wu, Z., "Aircraft Icing: An Ongoing Threat to Aviation Safety," *Aerospace Science and Technology*, Vol.75, No.4, pp.353-385.
- [17] 2020, Jung, S.K., Lawren Raj, P., 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] 2008, Cao, Y., Zhang, Q. and Sheridan, J., "Numerical Simulation of Rime Ice Accretions on an Aerofoil Using an Eulerian Method," *The Aeronautical Journal*, Vol.112, No.1131, pp.243-249.
- [19] 2012, Pourbagian, M. and Habashi, W.G., "Power and Design Optimization of Electro-thermal Anti-icing Systems via FENSAP-ICE," *4th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*.
- [20] 2020, Al-Masri, F., *Experimental Investigation on the Icing Physics and Anti-/de-icing Technology of an Aircraft Pitot Probe*, IOWA State University, M.S. Thesis.
- [21] 2011, De Souza, J.R.B., Zoutin, J.L., Loureiro, J.B., Naveira-Cotta, C.P., Ferire, A.P.S. and Cotta, R.M., "Conjugated Heat Transfer Analysis of Heated Pitot Tubes: Wind Tunnel Experiments, Infrared Thermography and Lumped-Differential Modeling," *21st Brazilian Congress of Mechanical Engineering*.
- [22] 2019, *14 CFR 25 - Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes (Appendix C, O) Code of Federal Regulations*, United States Federal Aviation Administration.
- [23] 1996, Scott, K.T. and Robert, P.C., "Aircraft Anti-icing and De-icing Techniques and Modeling," *Journal of Aircraft*, Vol.33, No.5, pp.841-854.
- [24] 2020, Lee, J.W., Cho, M.Y., Kim, Y.H., Yee, K. and Myong, R.S., "Current Status and Prospect of Aircraft Ice Protection Systems," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.48, No.11, pp.911-925.
- [25] 2013, Fossati, M. and Habashi, W.G., "Multiparameter Analysis of Aero-icing Problems using Proper Orthogonal Decomposition and Multidimensional Interpolation," *AIAA Journal*, Vol.51, No.4, pp.946-960.
- [26] 2015, Zhan, Z., Habashi, W.G. and Fossati, M., "Local Reduced-Order Modeling and Iterative Sampling for Parametric Analyses of Aero-icing Problems," *AIAA Journal*, Vol.53, No.8, pp.2174-2185.
- [27] 2013, Son, C., Yee, K. and Oh, S., "Numerical Correlation Between Meteorological Parameters and Aerodynamic Performance Degradation of Iced Airfoils," *SAE 2013 AeroTech Congress & Exhibition*.