DBpia

결빙 풍동 시험에서 벽면효과가 에어포일 결빙 증식에 미치는 영향에 관한 전산 해석

오 승 욱,[1] 장 대 익,[1] 배 경 훈,[1] 이 원 태,[1] 이 학 진,[1,2] 명 노 신*[1,2]
[1]경상국립대학교 기계항공우주공학부
[2]경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF WALL INTERFERENCE EFFECT ON ICE ACCRETION ON AIRFOIL IN ICING WIND TUNNEL TEST

S.U. Oh,[1] D.I. Jang,[1] G.H. Bae,[1] W.T. Lee,[1] H. Lee[1,2] and R.S. Myong*[1,2]
[1]School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University
[2]Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University

The icing on aircraft wings negatively impacts the aerodynamic characteristics of the aircraft, posing potential safety hazards. Accordingly, aircraft are equipped with anti-icing devices, the development of which requires accurate prediction of ice accretion and its range. Ice prediction methods are generally divided into two types: icing wind tunnel tests and icing simulations. While icing wind tunnel tests offer higher accuracy, they also incur considerable costs. This has led to the construction of smaller test sections, necessitating the consideration of wall effects. In this study, the Blockage Ratio was increased by reducing the height of the test wind tunnel, which allowed for the investigation of changes in ice accretion rate and shape. Wall-Airfoil interference was considered, leading to areas where water droplets did not collide, thereby impacting the shape of the ice. A three-dimensional airfoil model was designed, comparing a model with and without wall effects to understand differences in ice accretion on the airfoil. These analyses aided in the understanding of the impact of wall effects on ice wind tunnel tests and the accuracy of predictions.

Key Words : 항공기 결빙(Aircraft Icing), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 결빙 증식(Ice Accretion), 소형 결빙 풍동(Small Scale Icing Wind Tunnel), 막힘(Blockage), 벽-에어포일 간섭(Wall-Airfoil interference)

1. 서 론

항공기는 비행 중에 상대 습도가 높고 온도가 빙점 이하인 외부 환경에 노출된다. 이러한 조건에서 공기 중의 액적이 항공기의 날개, 흡입구, 그리고 Wind Shield 등의 고체 표면에 충돌하여 결빙을 일으킬 수 있다. 이러한 조건에서 항공기가 결빙 가능한 지역을 비행하면 항공기 표면에 결빙이 발생할 수 있다. 결빙 증식으로 인해 항공기의 외부 형상이 변형되면 항공기의 최대 양력과 실속각이 감소하고, 항력이 급격하게 증가하게 된다. 이는 항공기의 안전에 직접적으로 위협을 가하며, 이를 해결하기 위해 항공기 결빙에 관한 연구가 필요한 실정이다[1]. 따라서 항공기 날개, Wind Shield, 엔진 유입구 등에는 별도의 결빙 보호 장치(Ice Protection System, IPS)를 설치하여 결빙 현상으로부터 항공기를 보호할 수 있다[2-4]. 효과적인 결빙 보호 장치를 제작하기 위해서는 결빙 증식량, 증식 범위 등을 예측하여 최적의 발열량, 발열 범위 등을 예측해야 한다. 결빙 현상을 예측하는 방법은 이론해석 또는 결빙 풍동 시험, 결빙 시뮬레이션으로 구분할 수 있다[5-7]. 결빙 풍동 시험은 실제 액적을 구현해야 하므로, 일반 풍동 시험에 비해 설치 비용이나 시험 비용이 높다. 또한 시험 시설에 따라 구현할 수 있는 온도, 속도, LWC(Liquid Water Content), MVD(Median Volume Diameter) 등 제한 사항이 존재하고 Federal Aviation Administration(FAA)에서 규정한 비행기

Received: June 12, 2023, Revised: June 27, 2023,
Accepted: June 27, 2023.
* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr
DOI http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2023.28.2.071
Ⓒ KSCFE 2023

www.dbpia.co.kr

감항인증 기준인 FAR Part 25, Appendix C를 충족시키기엔 매우 어렵다[8]. 이러한 문제점을 고려하여 결빙 시험 부의 크기를 축소한 Small Scale의 결빙 풍동이 개발되었다. Small Scale의 결빙 풍동은 시험 조건을 통제하기 쉽기에 시험적 변수를 조절하기 용이하며, 작은 규모로 운영되기 때문에 Large Scale의 결빙 풍동보다 빠른 시간 내에 결과를 얻을 수 있다. 하지만 이러한 Small Scale의 결빙 풍동 시험에서는 시험 부 크기가 작기에 벽면 근처에서 벽면효과가 발생하게 되며, 시험에 영향을 미치게 된다. 벽면효과는 풍동 내에서 실험하는 물체 주변의 공기 흐름이 풍동의 벽에 의해 영향을 받는 현상을 말한다. 물체가 풍동에 가깝게 위치할수록, 벽면효과는 공기 흐름의 속도와 방향, 그리고 압력 분포에 영향을 미칠 수 있다. 벽면효과는 Blockage 효과와 Wall-Airfoil Interference로 나누어 설명할 수 있다. Blockage 효과는 풍동 내에서 시험하는 물체가 차지하는 공간 비율을 의미한다. 이는 풍동의 Cross Section에 대한 물체의 Cross Section의 비율로 표현되며, 일반적으로 Blockage Ratio가 증가할수록 벽면효과는 심화된다[9]. Wall-Airfoil Interference는 풍동의 벽과 시험 대상인 에어포일 간에 발생하는 유동 변화를 의미한다[10].

본 연구에서는 벽면효과로 Blockage 현상과 Wall-Airfoil Interference 현상이 결빙 증식에 미치는 영향을 분석하였다. Zocca 등[11]은 풍동 수직 벽면의 접합부에 유동 흐름이 분리되어 축적률의 불규칙한 분포를 분석하였으며 벽과 에어포일 접합부에 액적이 충돌하지 않는 지역인 그림자 영역이 생김을 확인하였다. Abobaker 등[12]은 전산 해석을 통해 Blockage 현상이 공력 성능에 미치는 영향성을 분석하고, 코드 길이의 24배에 해당하는 풍동 높이에서는 Blockage 효과가 없다는 결과를 도출하였다. Lu 등[13]은 Blockage Ratio가 결빙 형상에 미치는 영향을 전산 해석을 통해 분석하고, 결과적으로 Blockage Ratio가 15% 이하인 경우에만 적절한 결빙 형상이 형성된다는 것을 도출하였다. Son 등[14]의 연구에서는 외부 조건이 변할 때 결빙 형상이 어떻게 변화하는지를 체계적이고 정량적으로 분석하며, 여러 변수가 결빙 형상에 중요한 영향을 미친다는 것을 입증하였다. 위에서 언급한 연구에서는 Blockage 효과와 Wall-Airfoil Interference에 의해 결빙 형상이 영향을 받음을 확인하였다. 그러나 적절한 결빙 형상이 형성되는 Blockage Ratio에서 벽이 있는 상황과 없는 상황, 즉 자유류(Free Stream) 조건을 비교하여 에어포일 결빙 증식에 미치는 영향에 대한 분석은 아직 충분히 이루어지지 않았다.

본 연구에서는 ANSYS FLUENT와 FENSAP-ICE를 사용하여 결빙 풍동 시험에서 발생하는 벽면효과인 Blackage 효과와 Wall-Airfoil Interference 현상이 에어포일 결빙 증식에 미치는 영향에 관한 전산 해석을 수행하였다. 또한 IOWA 결빙 풍동의 벽면 유무가 에어포일 결빙 증식에 미치는 영향을 분석하였다. 과냉각된 액적으로 인한 에어포일의 결빙을 분석하기 이전에 액적이 존재하지 않는 상태에서의 유동장 계산을 수행하였다. 그 후 과냉각된 액적이 모델 표면에 충돌하는 영역을 나타내는 축적률을 계산하였다. 마지막으로 계산된 축적률과 유동장 계산 정보를 바탕으로 결빙 증식 형상을 예측하였다. 각 Case 들을 비교 및 분석하여 결빙 풍동의 벽면이 결빙 증식에 미치는 영향성을 연구하였다.

2. 해석 기법 및 전산 해석자 검증

2.1 유동장 해석

유동장 해석을 위해 ANSYS FLUENT 2023 R1을 사용했다. 결빙 계산을 진행하기 이전에 액적이 존재하지 않는 유동장 계산이 진행되어야 한다. 또한 액적 및 결빙 증식 해석을 수행하기 위해선 Heat Flux과 열전달 예측을 정확하게 해야 한다. 따라서 본 연구에서는 압축성 효과와 점성을 고려하는 3차원 압축성 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식을 사용하였다 지배방정식에 대한 수식은 아래의 식 (1)-(3)과 같다.

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

$$\frac{\partial (\rho v_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v_i v_i) + \nabla p = \nabla \cdot (\tau + \tau_t) \tag{2}$$

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

수식에 포함된 ρ, v, p는 밀도, 속도, 압력을 나타내며 τ, τ_t, h, T, k, k_t는 점성 응력, 난류 항, 엔탈피, 온도, 열전도도, 난류 전송에 의한 열전도도를 나타낸다.

수치 기법으로는 정상(Steady) 유동 해석과 밀도 기반(Density-Based), 내재적 시간 전진법(Implicit), 2차 풍상차분법(Second Order Upwind)을 적용하였다. 플럭스 계산 기법으로는 Riemann 근사해법의 Roe FDS (Flux Difference Splitting)를 적용하며 난류 모델은 점성계수 계산을 위해 Two Equation을 사용하는 Model 중 수렴성이 높아 많은 범위로 이용하는 k-ω SST(Shear Stress Transport)를 적용하였다. k-ω SST 모델은 벽면 근처에서 k-ω 모델을 사용하여 벽면 근처의 난류에 대한 표현이 더욱 정확한 결과를 도출하며 벽에서 멀리 떨어져 있는 구역에서는 k-ε 모델과 유사한 특성을 보여 연산 시간을 단축시킬 수 있는 장점이 있다. k-ω SST 모델은 아래의 식 (4), (5)와 같다[15].

www.dbpia.co.kr

$$\frac{Dk}{Dt}=\tau_{ij}\frac{\partial u_i}{\partial x_j}-\beta^*\omega k+\frac{\partial}{\partial x_j}[(\nu+\sigma_k\nu_t)-\frac{\partial}{\partial x_j}] \quad (4)$$

$$\frac{D\omega}{Dt}=\frac{\gamma}{\nu_t}\tau_{ij}\frac{\partial u_i}{\partial x_j}-\beta^*\omega^2+\frac{\partial}{\partial x_j}[(\nu+\sigma_\omega\nu_t)-\frac{\partial\omega}{\partial x_j}] +2(1-F_1)\sigma_{\omega_2}\frac{1}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial\omega}{\partial x_j} \quad (5)$$

2.2 액적 충돌 해석 기법

액적 궤적을 해석하기 위해 ANSYS FENSAP-ICE를 사용하였다. 공기역학적으로 표면에 대한 액적 충돌을 구현한 FENSAP-ICE 패키지의 3차원 액적 충돌 모듈인 DROP3D를 사용하였다[16]. Supercooled Large Droplets(SLD)로 분류되지 않은 액적의 경우, 액적이 유동 흐름에 영향을 미치기에는 너무 작고 분산되어 있기에 공기와 액적은 단방향 결합(One-way Coupled Method)으로 이루어져 있다[17]. Eulerian 액적 충돌 기법은 Euler(비점성) 또는 Navier-Stokes(점성) 방정식으로 구현된 Two-Fluid Model이다. 아래의 식 (6), (7)은 액적에 대한 연속 방정식과 운동량 방정식이다[18].

$$\frac{\partial\alpha}{\partial t}+\nabla\cdot(\alpha\boldsymbol{u_d})=0 \quad (6)$$

$$\frac{D\boldsymbol{u_d}}{Dt}=\frac{C_D Re_d}{24K}(\boldsymbol{u_a}-\boldsymbol{u_d}) +(1-\frac{\rho_a}{\rho_w})\frac{1}{Fr^2}\boldsymbol{g}+\frac{\rho_a}{\rho_w}\frac{D_a\boldsymbol{u_a}}{Dt} \quad (7)$$

여기서 α와 $\boldsymbol{u_d}$는 액적의 체적비(Volume Fraction)를 나타내며, $\boldsymbol{u_d}$, $\boldsymbol{u_a}$는 액적과 공기의 속도 평균값, ρ_a, ρ_w는 공기와 물의 밀도, C_D, K, Fr는 항력계수, 액적 관성 매개변수, Froude Number을 의미한다. 운동량 방정식을 나타내는 식 (7)의 우변에 있는 첫 번째 항은 액적에 대한 항력이며 두, 세 번째 항은 중력에 의한 부력과 물방울의 부피를 차지하는 공기 입자에 가해지는 힘이다. 대부분의 경우 공기와 밀도 비율이 낮기에 세 번째 항은 무시할 수 있다.

항력계수(C_D)는 경험적 상관관계를 가진다. 구형 물방울의 근사치는 레이놀즈수가 500 미만일 때 유효하며 다음 경험식은 레이놀즈 수의 함수로 구 주위의 항력계수를 나타낸다.

$$C_D=(24/Re_d)(1+0.15Re_d^{0.687}) \quad \text{for } Re_d\le 1300 \quad (8)$$

$$C_D=0.4 \quad \text{for } Re_d>1300 \quad (9)$$

항력계수의 경험적 상관관계 식은 레이놀즈 수를 제한하지 않지만 레이놀즈 수가 500을 넘으면 액적의 형태가 변형되다. 따라서 최종 수렴된 해석값은 500 이상 레이놀즈 수가 존재하지 않아야 한다. 위 식에서 레이놀즈 수는 아래와 같은 식으로 정의된다.

$$Re_d=\frac{\rho_w d|\boldsymbol{u_a}-\boldsymbol{u_d}|}{\mu} \quad (10)$$

위 식에서 d는 액적의 지름, μ는 공기의 동점성(Dynamic Viscosity)이다.

2.3 결빙 증식 해석 기법

결빙 증식 해석을 위해 FENSAP-ICE의 ICE3D를 사용하였다. 3차원 편미분 방정식 기반의 결빙 증식 코드는 Messinger[19]의 열역학 모델을 기반으로 만들어졌다. 이는 액적이 물체 표면에 부착되어 착빙되는 과정을 묘사하기 위해 만들어진 결빙 증식 코드이다. 액적의 속도인 $\boldsymbol{u_f}$는 표면에서 $\boldsymbol{x}=(x_1,x_2)$와 수직 방향으로 y 좌표로 정의하였다. $\boldsymbol{u_f}(\boldsymbol{x},y)$는 벽에서는 속도가 0인 선형 프로파일로 구성된다.

$$\boldsymbol{u_f}(\boldsymbol{x},y)=\frac{y}{\mu_w}\tau_{wall}(\boldsymbol{x}) \quad (11)$$

여기서 τ_{wall}는 공기의 전단응력이며 μ_w는 물의 동적 점도이다. 이후 막의 두께를 평균화하여 평균 수막 속도를 구한다.

$$\overline{\boldsymbol{u}}_{\boldsymbol{f}}(\boldsymbol{x})=\frac{1}{h_f}\int_0^{h_f}\boldsymbol{u}_f(\boldsymbol{x},y)dy=\frac{h_f}{2\mu_w}\tau_{wall}(\boldsymbol{x}) \quad (12)$$

위 식의 h_f는 Water Film의 두께이다. 편미분 방정식의 결과 시스템은 다음과 같은 질량 보존 및 에너지 보존 방정식이다[17].

$$\rho_w[\frac{\partial h_f}{\partial t}+\nabla\cdot(\overline{\boldsymbol{u}_{\boldsymbol{f}}}h_f)]=U_\infty LWC\beta-\dot{m}_{evap}-\dot{m}_{ice} \quad (13)$$

$$\rho_w[\frac{\partial(h_f C_w T)}{\partial t}+\nabla\cdot(\overline{\boldsymbol{u}}_{\boldsymbol{f}}h_f C_w T)] =[c_f T_\infty+\frac{|\overline{u}_d|^2}{2}]\times U_\infty LWC\beta -0.5(L_{evap}+L_{subl})\dot{m}_{evap} +(L_{fusion}-c_{ice}T)\dot{m}_{ice} +\varepsilon\sigma\left((T_\infty+273.15)^4-(T+273.15)^4\right)+\dot{Q}_h \quad (14)$$

www.dbpia.co.kr

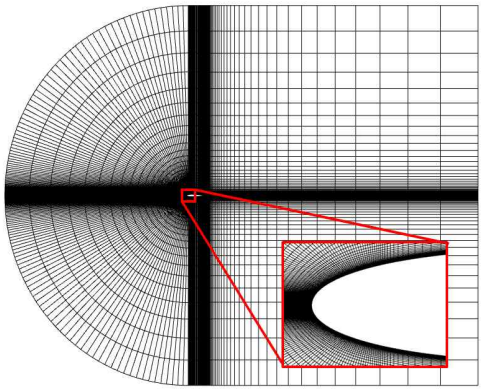


Fig. 1 C-type mesh for NACA 0012 airfoil

AIRFLOW SOLVER에서 공기의 전단응력 τ_{wall}과 대류 Heat Flux $\dot{Q}_h$를 얻었으며 DROP3D에서는 액적 축적률 β와 액적 충돌 속도 u_d를 제공되었다. ρ_w, C_w, C_{ice}, L_{evap}, L_{subl}, L_{fusion}는 물의 밀도, 물의 비열, 얼음의 비열, 증발 잠열, 0도에서의 융해 잠열, 승화 잠열로 물의 물리적 성질을 나타내며, 온도는 T, 고체 방사율은 ε, 볼츠만 상수는 σ ($\sigma = 0.138064852 \times 10^{-23} m^2 kg\, s^{-2} K^{-1}$), 자유류의 속도는 U_∞, 증발 Mass Flux는 $\dot{m}_{evap}$, 착빙 Mass Flux는 $\dot{m}_{ice}$이다. 식 (13)에서 우변의 3항은 각각 물방울 충돌에 의한 질량 이동, 증발 및 착빙에 의한 물질 전달을 의미하며 식 (14)에서 우변의 처음 세 항은 각각 과냉각된 물방울로 인한 열전달과 증발로 인한 열전달, 착빙으로 인한 열전달이며 마지막 두 항은 복사 열전달, 대류 열전달에 해당한다. 대류 Heat Flux $\dot{Q}_h$는 결빙 보호 장치(Ice Protection System)와 같은 Heat Source에 의한 열전달이기에 0으로 적용하였다.

2.4 전산 해석자 검증

결빙 해석에 앞서 사용된 상용 소프트웨어인 FENSAP-ICE

Table 1 Icing condition for a NACA 0012 airfoil

	Rime Ice	Glaze Ice
Airfoil	NACA 0012	
Chord	0.5334 m	
Angle of Attack	4 deg	
MVD	20 μm	
Angle of Attack	4 deg	
Pressure	101,325 Pa	
Velocity	67.056 m/s	102.8 m/s
Temperature	-26.11°C	-9.45°C
LWC	1.0 g/m^3	0.55 g/m^3
Exposure Time	6 min	7 min

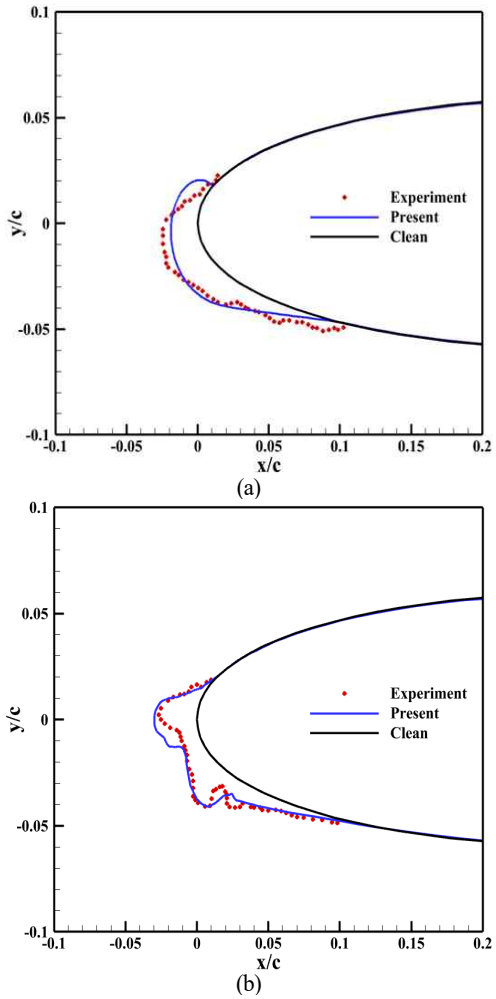


Fig. 2 Comparison of icing wind tunnel test result and simulation result of ice accretion (a) Rime ice case, (b) Glaze ice case

에 대한 검증을 수행하였다. 검증을 위해 많은 연구자가 활용하는 형상인 NACA 0012 모델을 이용하였다. 비행기 결빙에 대한 증식 전산 해석의 검증을 위해, NASA Lewis Research Center에서 실시한 결빙 풍동 시험의 데이터와 분석 결과를 상호 비교하였다[20]. 전산 해석을 위해 Fig. 1과 같이 C-Type 형태의 정렬 격자계를 구성하였고, 총 격자 개수는 30만 개로 설정하였다. 난류 모델로는 Spalart-Allmaras 모델을 활용하였고, 표면 거칠기는 0.0005 m로 적용하였다. 본 논문에서는 Rime Ice와 Glaze Ice에 대해 평가를 했기에 Rime Ice와 Glaze Ice의 검증을 각각 수행하였다. 자세한 해석 조건은 Table 1에 요약하였다.

결빙 풍동 시험 데이터와 해석 결과를 비교한 결과, Fig. 2(a) Rime Ice의 경우 최대 Ice Thickness의 오차는 약 8% 미

www.dbpia.co.kr

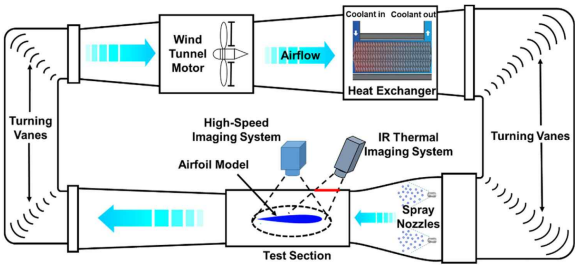


Fig. 3 Schematic of the ISU-IRT and experimental setup used in the present study

만으로 결빙 증식 형상이 유사한 경향을 나타냄을 확인하였으며, Fig. 2(b) Glaze Ice의 경우 Ice Horn의 높이 측면에서 실험 데이터와 일치함을 보였다. 이를 통해 본 연구에 사용된 해석 기법의 유효성을 입증하였다.

3. 전산 해석 모델

3.1 결빙 풍동 시험

본 연구는 Iowa State University의 Icing Research Tunnel (ISU-IRT)의 Test Section을 구현하였다[21]. ISU-IRT는 항공기 결빙, 풍력 터빈 결빙 및 다양한 Anti-icing과 De-icing 전략 개발을 진행하며 결빙 물리학 연구를 위해 다양한 조건에 걸쳐 대기 착빙 현상을 시뮬레이션할 수 있다. ISU-IRT의 제원은 Table 2, Fig. 3와 같다. 풍동 시험의 경우 엔진에서 유동을 가속시킨 후 열 교환기를 통해 유동의 온도를 낮출 수 있다. 이후 ISU-IRT의 수축구간 입구에 설치되어 있는 9개의 노즐을 통해 마이크로 크기의 액적을 Test Section 내부에 분사하게 된다. 노즐을 변경시키면 LWC와 MVD를 조절할 수 있어 시험에 원하는 액적 축적률을 구현이 가능하다.

3.2 해석 모델 및 조건

본 연구에서는 ISU-IRT의 Test Section 내부에 부착하기 위한 NACA 0012 에어포일의 형상을 모델링하였다. Fig. 4는 NACA 0012 에어포일의 단순화된 모델이며 에어포일은

Table 2 ISU-IRT Specification

Item	Specification
Test Section Size	0.4 m(H) x 0.4 m(W) x 2.0 m(L)
Tunnel Type	Closed Circuit
Temperature	-25 ~ 20°C
Velocity	5 ~ 60 m/s
MVD	10 ~ 100 μm
LWC	0.1 ~ 5.0 g/m^3

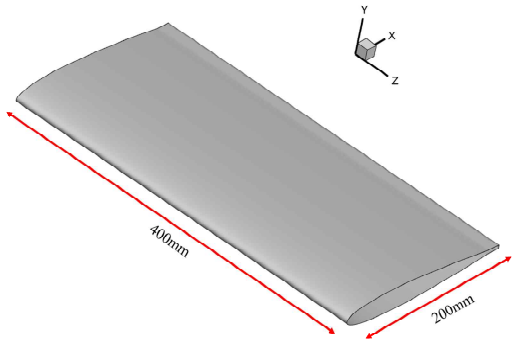


Fig. 4 Geometry of NACA0012

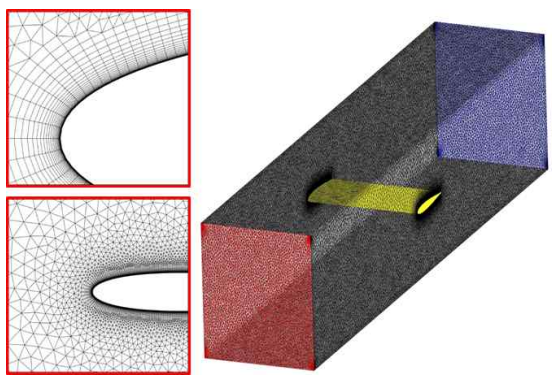


Fig. 5 Meshing of a wind tunnel

Spanwise 방향으로 일정한 크기를 유지한 형상이다. Fig. 5는 NACA 0012 와 Test Section의 격자 형태를 보여주는데, 이는 ISU-IRT의 Test Section의 실제 크기에 기반하여 구성되었다. 격자 생성에는 Pointwise를 활용하였고 비정렬 형태의 격자계를 구성하였다. 각 격자의 간격(Spacing, Δs)은 y+ ~ 1을 만족하도록 0.0008 mm로 설정하였으며, 격자의 최대 Layer는 30층으로 한정하였다. 또한 Growth Rate는 1.18로 설정하여 전체적으로 격자 수는 약 1,000만 개이다. 격자에서 빨간 부분은 Velocity Inlet을, 파란 부분은 Pressure Outlet을 나타내며, 노란 부분은 에어포일로서 Wall 조건이 주었다. 검은 부분은 벽면이 있는 경우 Wall 조건이 적용되었고, 벽면이 없는 경우 상단과 하단 벽은 Velocity Inlet 조건, 측면 벽은 Symmetric 조건이 적용되었다.

본 논문에서는 FAA에서 규정한 비행기 감항인증 기준인 FAR Part 25, Appendix C를 충족시키면서 ISU-IRT의 제원 내에서 해석 조건을 설정하였다. 벽면의 존재가 결빙 형상에 어떠한 영향을 미치는지 확인하기 위해 벽면이 있는 조건과 벽면이 없는 조건으로 나누어 해석을 진행하였다. Case 1, 3은 벽면이 존재하는 조건이며 Case 2, 4는 벽면이 존재하지 않는

www.dbpia.co.kr

조건이다. 또한 Case 1, 2는 Glaze Ice Condition과 Case 3, 4는 Rime Ice Condition으로 구현하기 위해 각각 다른 속도와 온도를 설정하였다. 모든 Case의 MVD는 20 μm로 설정하였으며, 액적 충돌 해석의 경우 Mono-Disperse를 적용하였다. 에어포일 표면에 결빙이 생길 때 결빙 형태를 변화시킬 수 있는 중요한 변수인 Surface Roughness는 0.0005 m로 설정하여 해석을 수행하였다. 요약된 결 빙 해석 조건은 Table 3에 제시하였다. 실제 풍동 시험을 하는 상황을 가정하였으며 압력은 101,325 Pa, 고도는 Sea Level, 밀도는 1.225 kg/m^{3}를 적용하여 해석을 수행하였다.

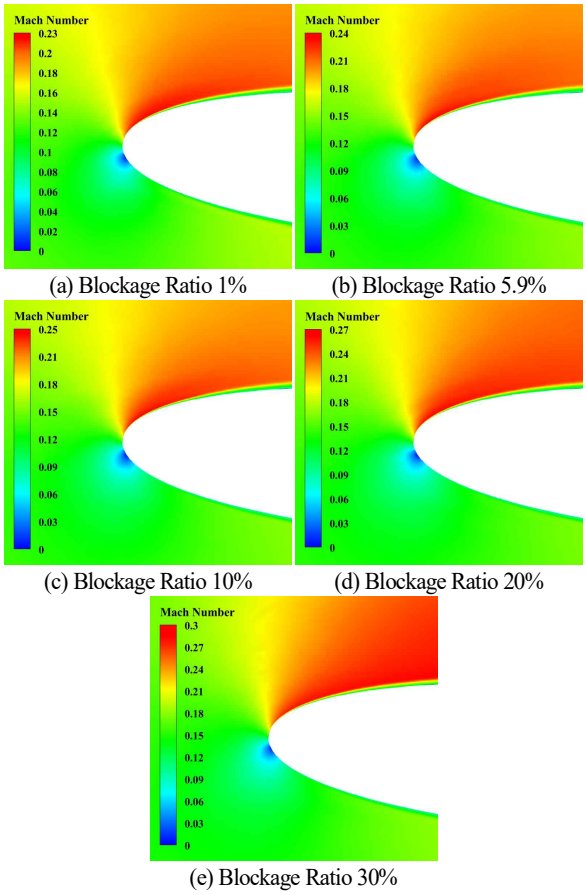
4. 전산 해석 결과

4.1 Blockage Ratio에 따른 결빙 영향성 분석

본 연구에서는 결빙 풍동의 높이를 조절함으로써 Blockage Ratio를 증가시키는 방법을 적용하였다. 상단과 하단 벽을 에어포일과 가까이 배치함으로써, 에어포일 두께 대비 풍동 높이를 변화시키고 다양한 Blockage Ratio를 구현하였다. 초기 설정값인 Blockage Ratio 5.9%는 ISU-IRT의 Test Section 구현을 위한 것이었으며 Table 2에 자세한 정보를 나타내었다. 이 기준에 따라, 에어포일 두께 대비 풍동 높이를 추가로 조절하여 Blockage Ratio 1.0%, 10%, 20%, 그리고 30%에 해당하는 Case 들을 생성하였다. 각각의 높이는 2,394 mm, 240 mm, 120 mm, 80 mm로, 격자수는 각각 3,328만 개, 1,094만 개, 1,022만 개, 9,960만 개로 설계하였다. 모든 Case에 대한 해석 조건은 일관성을 유지하기 위해 Glaze Ice 조건으로 통일하였다. Fig. 6는 각각의 경우에 에어포일 중심부의 Mach Number Contour를 나타내고 있다. Blockage Ratio 1.0%, 5.9%, 10%, 20%, 30%의 최대 마하수는 0.22, 0.23, 0.24, 0.26, 0.29로 Blockage Ratio가 증가함에 따라 풍동 내부의 속도가 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 Blockage Ratio의 증가는 유동이 통과하는 면적을 줄여, 유동 에너지가 증가하면서 유속이 증가

Table 3 Icing analysis condition

	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
Type	Wall	No wall	Wall	No wall
Velocity(m/s)	50	50	30	30
Temperature(°C)	-5	-5	-15	-15
Wall Temperature(°C)	6.2	6.2	-4.5	-4.5
LWC(g/m^3)	0.5	0.5	0.3	0.3
MVD(μm)	20			
Roughness(m)	0.0005			
AoA(°)	4			
Simulation Time(min)	10			

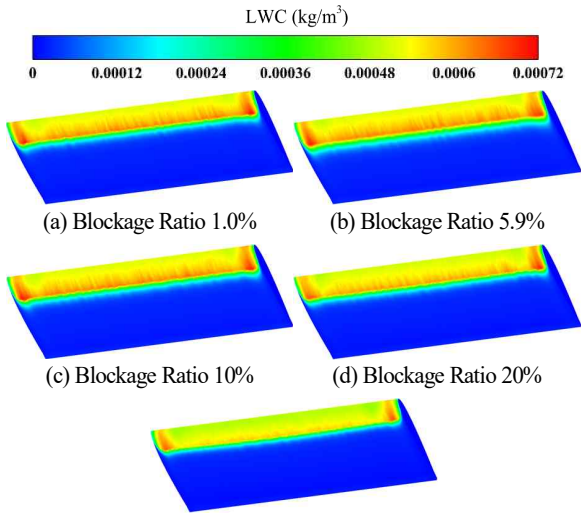


(a) Blockage Ratio 1% (b) Blockage Ratio 5.9%

(c) Blockage Ratio 10% (d) Blockage Ratio 20%

(e) Blockage Ratio 30%

Fig. 6 Mach number at different cases



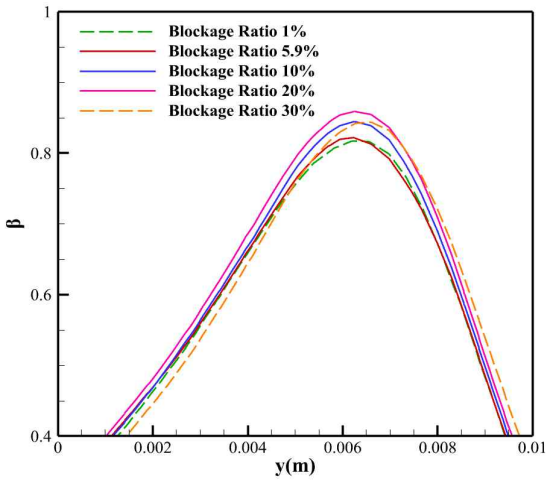
(a) Blockage Ratio 1.0% (b) Blockage Ratio 5.9%

(c) Blockage Ratio 10% (d) Blockage Ratio 20%

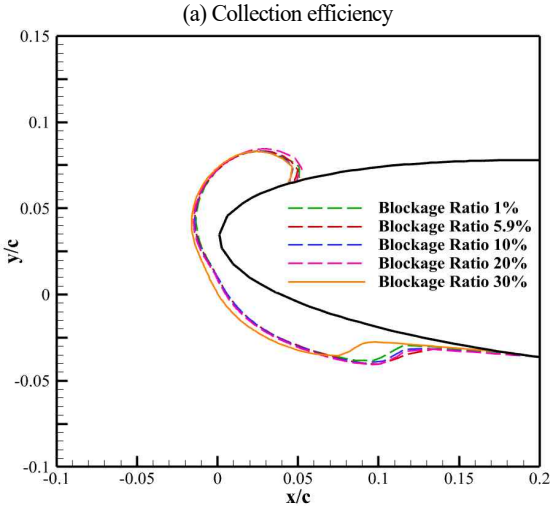
(e) Blockage Ratio 30%

Fig. 7 LWC contour at different cases

www.dbpia.co.kr



(a) Collection efficiency



(b) Ice shape

Fig. 8 Collection efficiency and ice shape at different cases

하게 된다. 이렇게 유동 에너지의 증가는 압력 에너지의 감소로 이어지며, 그 결과 압력도 감소하게 된다. Fig. 7은 Blockage Ratio의 증가에 따른 에어포일 표면의 LWC 분포를 분석한 것으로, 그래프는 에어포일 표면에서 가장 가까운 첫 번째 셀의 액적의 양을 나타내는 LWC Contour를 보여준다. Blockage Ratio 1.0%, 5.9%, 10%는 비슷한 경향성을 보이며 20%와 30%는 에어포일의 중심 부근의 LWC가 감소함을 확인할 수 있다. 이 현상은 Blockage Ratio가 증가함에 따라 풍동 내부의 속도가 상승하면서, 액적의 속도가 빨라진다. 이 결과로 에어포일 표면의 첫 번째 셀에 측정되는 액적의 양이 감소하게 되며, 이는 Blockage Ratio 20%와 30%일 때 LWC가 감소하는 원인으로 나타났다. Fig. 8(a)에서 Blockage Ratio와 축적률 간의 관계를 조사하였다. 초기에 Blockage Ratio 1.0%

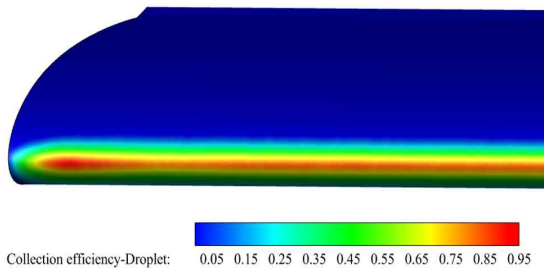


Fig. 9 3D collection efficiency on the surface

와 5.9%에서 축적률 변화가 상대적으로 작게 나타났는데, 이는 ISU-IRT의 Test Section에서 Blockage 효과가 미미하게 발생함을 나타낸다. 또한, Upper Surface의 축적률 변화량보다 Lower Surface의 축적률 변화량이 증가하는 것을 확인하였다. 이는 에어포일의 받음각이 4도인 상황에서 유동이 들어오는 면적이 Lower Surface 부분이 넓기에 상대적으로 더 많은 액적이 들어오기 때문이다. 또한 Blockage Ratio가 증가함에 따라 축적률도 증가하는 경향을 보였다. 이는 유동 속도의 증가가 축적률 증가를 유발한다는 것을 보여준다. 그러나 Blockage Ratio가 30%에 도달했을 때, 축적률은 감소하는 경향을 보였고, 이때 축적률의 경향성은 Upper Surface 방향으로 이동하였다. Blockage Ratio가 30%인 경우, 최대 마하수는 0.29로 압축성 효과가 크게 나타나는 마하수 0.3에 가까워지게 된다. 결빙 풍동실험을 진행할 때, 마하수가 0.3보다 조금 작아도 압축성 효과가 나타날 수 있음이 확인되었다[22]. 이러한 결과는 약간의 압축성 효과가 액적장 및 결빙 형상에 영향을 끼치는 것으로 해석된다. 이러한 현상은 유동이 지나가는 면적이 크게 줄어들어 에어포일 주변의 축적률에 영향을 주었을 것으로 판단된다. Fig. 8(b)은 각 case의 결빙 형상을 나타낸 그래프이다. Blockage Ratio 30%를 제외한 Case에선 비슷한 형태의 결빙 형상을 볼 수 있다. Blockage Ratio 30%는 Leading Edge 부근의 결빙 두께가 두꺼워지고 Lower Surface의 Ice Limits는 상대적으로 작게 형성됨을 알 수 있다.

4.2 Wall-Airfoil interference에 따른 액적 축적률과 결빙 형상 영향성 분석

결빙 풍동 시험에서 측면 벽과 에어포일 사이의 상호 작용은 최대 양력과 스팬 방향 실속에 영향을 미친다. 이런 현상은 실제 비행 조건에서도 비슷하게 관찰되며, 특히 날개와 동체가 접합되는 부분에서 명확하게 나타난다. 따라서 벽면과 날개 접합부에서 흐름의 거동을 시뮬레이션하고 그에 따른 착빙은 착빙으로 인한 최대 양력 페널티를 평가할 때 가장 중요하다. Fig. 9은 에어포일의 Leading Edge 부근 액적 축적률을 가시적으로 나타낸 그래프이다. 에어포일과 측면 벽 사

www.dbpia.co.kr

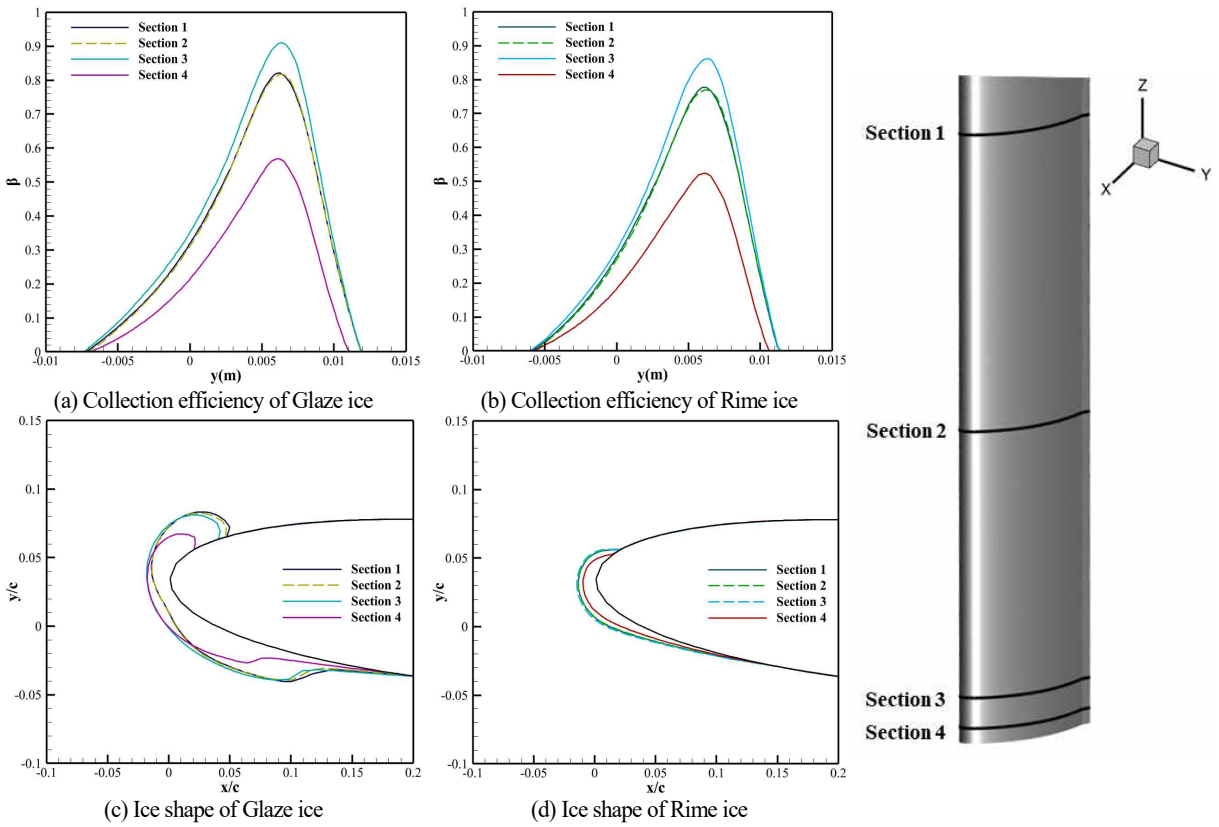


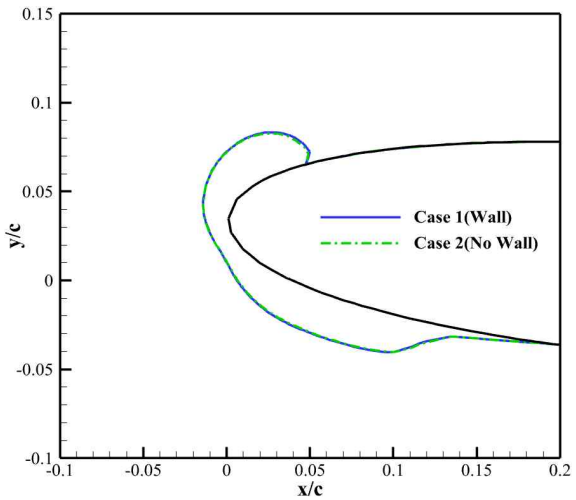
Fig. 10 Collection efficiency and ice shape on section 1, 2, 3, 4

이의 접합 부근은 축적률이 상대적으로 낮지만, 벽에서 15 mm 떨어진 지점에서는 축적률이 최대가 되며, 이 지점 이후로는 대체로 일정한 축적률을 보인다. Fig. 10(a), (b)는 Case 1과 Case 3 조건에서 에어포일의 Spanwise 방향으로 나눈 Section 별 축적률을 나타낸 그래프이다. Section 1은 에어포일 중앙, Section 2는 1/4지점을 나타내며, Section 3은 벽면에서 15mm 떨어진 지점이고 Section 4는 벽면으로부터 5 mm 떨어진 지점이다. 이 그래프에선 Glaze Ice와 Rime Ice 모두 Section 1과 2는 비슷한 양상을 보이며 Section 3에선 최대치를, Section 4에서는 상대적으로 낮은 값을 보인다. 이 결과는 벽면 근처에서 발생하는 Boundary Layer로 인해 유동이 집중되는 과정에서 Section 3은 유동이 최대치로 모이는 지점이며, 이에 따라 축적률이 최대치가 됨을 보여준다. 한편 Section 4는 Boundary Layer로 인해 상대적으로 적은 축적률을 보이는 것을 확인하여 벽면과 에어포일이 접한 부분에 그림자 영역이 생김을 확인하였다. Fig. 10(c)는 Case 1인 Glaze Ice 조건에서 Section 별 결빙 형상을 나타낸 그래프이다. 축적률 그래프와 같이 Section 1, 2는 비슷한 형상을 보이지만 Section 3, 4에서는 Leading Edge 부근의 결빙 두께가 두꺼워지는 모습을 보인다. 또한 Upper Surface와 Lower surface 모두 Ice Limits가 줄어듦을 볼 수 있다. 이러한 결과는 Wall-Airfoil Interference 효과가 Ice Thickness보다 Ice Limits에 더 큰 영향을 미친다는 것을 보여준다. Fig. 10(d)는 Case 3인 Rime Ice 조건에서 Section 별 결빙 형상이며 Section 1, 2, 3은 모두 비슷한 결빙 형상을 보였으며 Section 4는 비슷한 형태를 보이지만 적은 양의 결빙이 생기는 것을 확인하였다.

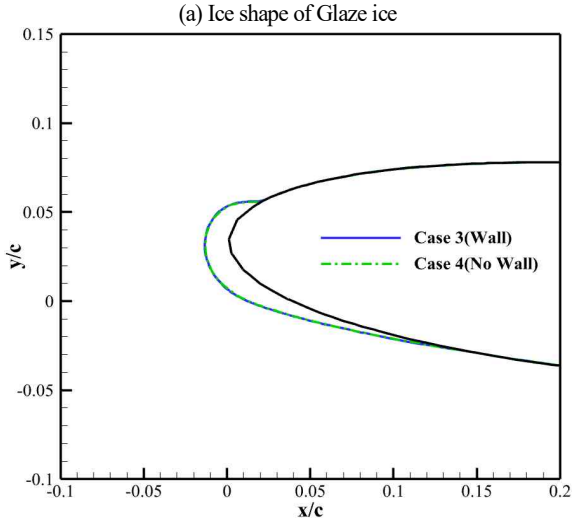
4.3 벽면 유무에 따른 Glaze Ice 및 Rime Ice 결빙 형상 분석

본 연구에서는 ISU-IRT의 Test Section을 구현하고 전산 해석을 진행하여 벽이 존재하는 조건과 그렇지 않은 조건 간의 결빙 형상의 차이를 비교 분석하였다. 먼저 각 Case 들의 최고 속도를 분석하였다. Case 1, Case 2, Case 3, Case 4의 최고 속도는 78.7, 78.1, 47.2, 46.8 m/s이다. 벽면 유무에 따른 속도 오차는 1.0% 미만으로 속도 변화가 적음을 알 수 있다. Fig. 11은 벽면 유무에 따른 Glaze Ice와 Rime Ice 조건의 결빙 형상을 에어포일 중앙 기준으로 나타낸 그래프이다. 분석 결과, 두 조건에서 Glaze Ice와 Rime Ice의 결빙 형상은 유의미한

www.dbpia.co.kr



(a) Ice shape of Glaze ice



(b) Ice shape of Rime ice

Fig. 11 Collection efficiency and ice shape in wall and no wall

차이를 보이지 않았다. 이는 속도 변화가 적기에 축적률의 벽화가 적어 결빙 형상의 변화가 없음을 확인했다. 따라서 벽면의 유무가 결빙 형상에 미치는 영향은 미비함을 관찰하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 결빙 풍동 시험에서 벽면효과가 에어포일 결빙 증식에 미치는 영향에 관한 전산 해석을 통해 고찰하였다. 결빙 증식을 해석하기 위해 IOWA State University의 Icing Research Tunnel을 모델링하고 NACA 0012 모델을 사용하여 결빙 풍동 시험을 시뮬레이션하였다. 먼저 풍동의 상단 벽면과 하단 벽면의 높이를 조정함으로써 Blockage Ratio에 따른 벽면효과를 분석하였다. Blockage Ratio가 증가할수록 풍동 내부의 유동 속도는 상승했으며, 이러한 속도 상승은 축적률의 증가로 이어졌다. 그러나 이러한 변화가 결빙 형상에는 크게 영향을 미치지 않았다는 것이 확인되었다. Glaze Ice와 Rime Ice에 대한 결빙 조건을 선정하여 Wall-Airfoil Interference 영향성을 분석하였다. 벽과 가까운 지역에는 액적이 충돌하지 않고 결빙이 부착되지 않는 영역인 그림자 영역이 발생하는 것을 확인하였다. 또한 벽면에서 15 mm 떨어진 지역에서 Boundary Layer로 인해 유동이 집중되어 축적률이 증가하고 결빙의 두께가 증가하는 현상을 관찰하였으며, Wall-Airfoil Interference 효과가 Ice Thickness보다 Ice Limits에 더 큰 영향을 미친다는 것을 확인하였다. ISU-IRT의 Test Section의 벽면의 유무가 결빙 형상에 미치는 영향이 적음을 관찰하였다.

본 연구에서는 에어포일에 결빙이 부착될 때 벽면효과가 미치는 영향성을 Blockage 효과와 Wall-Airfoil Interference, 벽면의 유무에 따라 분석하였다. 향후 연구에서는 IOWA State University의 Icing Research Tunnel에서 시험을 수행한 후 전산해석 검증할 예정이며, 방빙장치를 풍동 내부에 구현하여 결빙 증식 해석, 방·제빙 소요 전력량 산정을 위한 복합 열전달(Conjugate Heat Transfer) 해석에 관한 연구로 확장할 수 있다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소가 지원하는 초소수 특성 결빙 예측 전산모사 및 결빙 풍동시험 연구사업(UI2100141D)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

[1] 2005, Bragg, M.B., Broeren, A.P. and Blumenthal, L.A., "Iced-Airfoil Aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences,* Vol.41, No.5, pp.323-362.

[2] 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.

[3] 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 Rotorcraft Engine Air Intake," *Journal of Aircraft*, Vol.52, No.3, pp.903-909.

[4] 2022, Esmaeilifar, E., Raj, L.P. and Myong, R.S., "Computational Simulation of Aircraft Electrothermal

www.dbpia.co.kr

De-icing Using an Unsteady Formulation of Phase Change and Runback Water in a Unified Framework," *Aerospace Science and Technology*, Vol.130, 107936.

[5] 2012, An, Y.G. and Myong, R.S., "Scaling Methods for Icing Wind Tunnel Test," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.40, No.2, pp.146-156.

[6] 2016, Raj, L.P. and Myong, R.S., "Computational Analysis of an Electro-Thermal Ice Protection System in Atmospheric Icing Conditions," *Korean Society for Computational Fluids Engineering*, Vol.21, No.1, pp.1-9.

[7] 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.

[8] 1970, Regulations., Federal Aviation., "Part 25-Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes," *Federal Aviation Administration(FAA)*.

[9] 2011, Chen, T.Y. and Liou, L.R., "Blockage Corrections in Wind Tunnel Tests of Small Horizontal-axis Wind Turbines," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol.35, No.3, pp.565-569.

[10] 1949, Allen, H.J. and Vincenti, W.G., "Wall Interference in a Two-Dimensional-Flow Wind Tunnel, WITH," *Annual Report of the National Advisory Committee for Aeronautics*, Vol.268, No.155.

[11] 2017, Zocca, M., Gori, G. and Guardone, A., "Blockage and Three-Dimensional Effects in Wind-Tunnel Testing of Ice Accretion over Wings," *Journal of Aircraft*, Vol.54, No.2, pp.759-767.

[12] 2020, Abobaker, M., Elfaghi, A.M. and Addeep, S., "Numerical Study of Wind-Tunnel Wall Effects on Lift and Drag Characteristics of NACA 0012 Airfoil," *CFD Letters*, Vol.12, No.11, pp.72-82.

[13] 2022, Lu, D., Lu, Z., Han, Z., Xu, X. and Huang, Y., "Numerical Investigation on the Effect of Blockage on the Icing of Airfoils," *Aerospace*, Vol.9, No.10, p.587.

[14] 2010, Son, C.K., Oh, S.J. and Yee, K.J., "Part2: Quantitative Analyses of Accumulated Ice Shapes with Various Icing Conditions," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.38, No.11, pp.1105-1114.

[15] 1997, Hellsten, A., Laine, S., Hellsten, A. and Laine, S., "Extension of the k-omega-SST Turbulence Model for Flows over Rough Surfaces," *In 22nd atmospheric flight mechanics conference* p.3577.

[16] 2000, Bourgault, Y., Boutanios, Z. and Habashi, W.G., "Three-Dimensional Eulerian Approach to Droplet Impingement Simulation Using FENSAP-ICE, Part 1: Model, Algorithm, and Validation," *Journal of aircraft,* Vol.37, No.1, pp.95-103.

[17] 2003, Habashi, W.G., Beaugendre, H.L.S. and Morency, F.O., "Development of a Second Generation In-Flight Icing Simulation Code," *In Fluids Engineering Division Summer Meeting*, pp.378-387.

[18] 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.

[19] 1953, Messinger, B.L., "Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Air Speed," *Journal of the aeronautical sciences*, Vol.20, No.1, pp.29-42.

[20] 1992, Shin, J. and Bond, T.H., "Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil," *The Fifth Symposium on Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows,* 105743.

[21] 2019, Gao, L., Veerakumar, R., Liu, Y. and Hu, H., "Quantification of the 3D Shapes of the Ice Structures Accreted on a Wind Turbine Airfoil Model," *Journal of visualization*, Vol.22, pp.661-667.

[22] 2003, Addy, H., Broeren, A., Zoeckler, J. and Lee, S., "A Wind Tunnel Study of Icing Effects on A Business Jet Airfoil," *Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Vol.41, p.727.

www.dbpia.co.kr