

J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 52(11), 883-893(2024) DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2024.52.11.883 ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

Hydrophobic 코팅이 에어포일 결빙에 미치는 효과에 대한 실험적 연구

안 건¹, 장대익², 배경훈³, 이원태⁴, 오승욱⁵, 박재현⁶, 이학진⁷, 명노신⁸

An Experimental Investigation of the Effect of Hydrophobic Coating on Airfoil Icing

Geon An¹, Dae Ik Jang², Gyeong Hun Bae³, Won Tae Lee⁴, Seung Uk Oh⁵, Jae Hyun Park⁶, Hakjin Lee⁷ and Rho Shin Myong⁸

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea

ABSTRACT

Ice protection systems (IPS) are used to prevent aircraft from icing that can cause serious problems during flight. However, IPS using bleed air, which is adopted by many aircraft, is difficult to apply to small-size aircraft or electric propulsion-based aircraft. Electrothermal IPS can replace IPS using bleed air, but its power consumption can negatively affect the missions of electric propulsion-based aircraft and unmanned aerial vehicles. Therefore, it is necessary to develop a passive icing protection system that has no power consumption or can reduce power consumption. As a type of passive IPS, a surface with hydrophobic characteristics can be used. The hydrophobic surfaces has the advantage of consuming no power and minimizing weight penalties. In this study, ice accretion on the surface of a composite material that achieved hydrophobicity through SiO₂ coating was experimentally investigated. In the case of exposure to the icing environment for 10 minutes, the final ice thickness was not significantly affected, but the ice delay for the initial 75 seconds was observed.

초 록

비행 중 심각한 문제를 일으킬 수 있는 항공기 결빙을 방지하기 위해 결빙 보호장치(IPS; Ice Protection Systems)를 사용한다. 그러나 많은 항공기에서 채택하고 있는 Bleed Air를 사용한 IPS는 소형 항공기나 전 기 추진 기반의 항공기에는 적용하기 어렵다. 전기열(Electrothermal) 방식의 IPS는 Bleed Air를 사용한 IPS를 대체할 수 있지만, 전력 소비는 전기 추진 기반의 항공기와 무인기의 임무에 부정적인 영향을 미칠 수 있다. 따라서 전력 소모가 없거나 전력 소모를 줄일 수 있는 수동적 결빙 보호장치의 개발이 필요하다. 수동적 결빙 보호장치의 한 종류로 소수성(Hydrophobic) 특성을 갖는 방식을 고려할 수 있다. 소수성 표면 방식은 그 자체로는 전력을 소모하지 않고 중량이 증가하지 않는 장점이 있다. 본 연구에서는 SiO₂ 코팅을 통해 소수성을 구현한 복합재 표면에서의 결빙 증식을 실험적으로 연구하였다. 10분간 결빙 환경에 노출시 킨 결과, 최종적인 결빙 두께에는 유의미한 영향을 미치지 못하였으나, 초기 75초간 결빙 형성을 지연하는 효과를 확인하였다.

⁺ Received : June 13, 2024 Revised : August 6, 2024 Accepted : September 4, 2024

¹⁻⁶ M.S. Student, ⁷ Assistant Professor, ⁸ Professor

⁸ Corresponding Author, E-mail: myong@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-1424-6728

^{© 2024} The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Key Words : Hydrophobicity(소수성), Ice Accretion(결빙 증식), Icing Delay Time(결빙 지연 시간), Composite(복합재), Icing Wind Tunnel Test(결빙 풍동시험)

1.서 론

항공기에 발생하는 결빙은 항공기가 층운, 적운 등을 지날 때, 과냉각된 액적, 얼어있는 이슬 또는 비와 충돌하 며 형성될 수 있다. 이러한 항공기 결빙은 Engine Intake, Wing Leading Edge 등에 형성되기 쉬우며[1-2], 항공 기 운항에 있어 항력 증가, 양력 감소, 무게 증가에 따른 조종성 감소 등 심각한 문제를 야기할 수 있다[3-10]. 이를 방지하기 위해 결빙 보호장치를 사용하며, 이를 위 한 다양한 연구가 수행되고 있다[11-12]. IPS의 종류로 Pneumatic Boot, Bleed Air를 이용한 IPS, 전기열 (Electrothermal) 방식의 IPS 등 여러 가지 IPS 적용되 고 있다[7]. 그러나 Bleed Air를 사용하는 IPS의 경우 Overheating으로 인해 항공기 내부를 손상시킬 수 있으 며, 최근 항공기에 많은 부분에 사용되는 복합재는 열에 지속적으로 노출되었을 때 구조적인 성능이 저하될 수 있다. 또한, 전기열 방식의 IPS는 극한의 결빙 환경에 노출되거나 장시간 결빙 환경에 노출되면 높은 전력 소 비량을 요구하며, 이는 임무에 부정적인 영향을 미칠 수 있다. 특히, 상대적으로 낮은 비행 속도로 긴 시간 동안 임무를 수행하는 무인 정찰기의 경우 결빙 환경에 장시 간 노출될 확률이 높으며, 이러한 상황에서 전기열 방식 의 IPS를 채택하는 것은 임무 수행에 있어 부정적인 영 향을 끼칠 수 있다. 따라서 기존 IPS의 문제점을 해결할 수 있는 고효율의 결빙 보호장치가 필요하다.

고효율의 결빙 보호장치로 새로운 재료를 사용하여 전 기열 방식 IPS의 효율을 높일 수 있으며[13-14], 표면 처리를 통한 수동적 결빙 보호장치 등을 사용할 수 있다 [15-22]. 소수성/초소수성(Hydrophobic/Superhydrophobic) 표면을 통한 IPS는 표면 처리를 통한 수동적 결빙 보 호장치 중 하나이며, 코팅 자체로 항공기가 비행 중 전 력 또는 동력을 소모하지 않는다. 이때 소수성이란 물 분 자와 쉽게 결합하지 않는 성질을 말하며, 접촉각(θ)이 90°< ↔ <150°일 때 소수성, 150°< ↔일 때 초소수성이라 한다. 이때, 접촉각이란 액체가 고체 표면 위에서 열역학 적으로 평형을 이룰 때 이루는 각을 말한다. 소수성/초소 수성 표면은 나노/마이크로미터 크기의 작은 요철들로 이루어져 있어 액적이 표면에서 높은 접촉각을 유지할 수 있도록 한다. 이에 따라 소수성/초소수성 표면을 수동 적 결빙 보호장치로 사용할 때, 높은 접촉각으로 인한 효과를 기대할 수 있다. 소수성/초소수성 표면에 과냉각 된 액적이 충돌할 때, 반발을 통해 과냉각된 액적에 충 격을 줄 수 있으며, 결빙의 핵 생성 온도를 낮추고 결빙 형성 시간을 지연시킬 수 있다. 또한, 낮은 Capillary Force 로 인해 표면에 붙은 액적이 비교적 쉽게 떨어질 수 있 으며, 결빙 접착력이 낮아 결빙 제거를 용이하게 하는 효과를 기대할 수 있다[16]. 이러한 효과를 통해 소수성 /초소수성 표면을 적용하여 방/제빙 시스템에 활용하고 자 하는 많은 연구가 진행되고 있다.

Lee 등의 연구[13]에서는 PEEK-MWCNT의 농도가 증가함에 따라 액적의 접촉각이 커지며, PEEK-MWCNT 의 농도가 10%가 되었을 때 접촉각 151.1°를 보이며 초 소수성을 나타냄을 확인하였다. 또한 발열 시험을 통해 발열 성능 역시 증가함을 보이며, 발열 성능 향상과 초 소수성을 동시에 구현하는 방법을 제시하였다. De Pauw D. 등[15]은 알루미늄 에어포일과 초소수성 코팅을 한 알루 미늄 에어포일에서 Heat Flux와 초소수성 코팅 범위에 따른 결빙 형성을 실험적으로 연구한 바 있으며, 알루미 늄 표면에서 초소수성 코팅한 표면에서보다 더 긴 Runback Ice가 발생함을 관찰하였다. 또한, 알루미늄 표면에서 강 착된 결빙의 질량이 최대 92% 더 많음을 실험적으로 확인 하였다. 또한, Hu, H 등[16]은 친수성(Enamel), 방빙성 (Nanosonic Hybrdshield[®]), 초소수성(Rust-Oleum Neverwet[®]) 표면에서 결빙 풍동시험을 진행하였으며, 수행 결과 친수 성, 방빙성 표면에서 더 많은 Runback Ice가 형성된 것에 반해 초소수성 표면에서는 Runback Ice가 거의 형성되지 않음을 확인하였다. Zeng D. 등[17]은 알루미늄 표면에서 약 10초 내에 Leading Edge에 결빙이 형성되었으며, 초 소수성 표면에서는 초기 20초 동안 결빙이 형성되지 않 는 것을 확인하였다. 이를 통해 초소수성 표면이 초기 결 빙 지연에 효과가 있음을 확인하였다. Fortin. G 등[18] 은 두 가지의 소수성 코팅제(StaClean[™], Wearlon[®] Super F1-Ice)와 한 가지의 초소수성 코팅제(HIREC 1450)를 사용한 소수성 표면과 초소수성 표면을 구현하여 결빙 풍동시험을 수행하였다. 시험 결과 -5℃에서 친수성 표면 에 비해 소수성 표면과 초소수성 표면에서 각각 약 1%, 2% 더 넓은 영역에 결빙이 형성되었다. 또한 -15℃에서 는 친수성, 소수성, 초소수성 표면에서 모두 동일한 면적 에 결빙이 형성되었지만, 초소수성 표면에서 더 적은 Ice Feather가 형성됨을 확인하였다.

앞선 연구에서는 알루미늄 표면에 상용 코팅제를 사용 하여 결빙 풍동시험을 진행하였다. 본 연구에서는 소수 성 표면이 충분한 방·제빙 효과를 낼 수 있는지 확인하 고, 다양한 접촉각에 대한 결빙 증식 결과를 얻기 위해 소수성 표면에서 결빙 풍동시험을 수행하였다. 또한, 사 용 비율이 늘어나고 있는 복합재를 사용하여 시험 모델 의 Airfoil Leading Edge를 제작하고, SiO₂ 분말 코팅을 통해 소수성 표면을 구현하였다. 제작한 시험 모델을 사 용하여 IOWA State University Icing Research Tunnel (ISU-IRT)에서 결빙 풍동실험을 수행하였다. 수행한 복 합재 표면과 소수성 표면에서 결빙 풍동시험에 대해 결 빙 두께, Runback Ice, 결빙 면적, 결빙 지연 시간에 대 해 분석하였다.

Ⅱ. 본 론

2.1 결빙 풍동시험 모델

2.1.1 결빙 풍동시험 모델 제작

결빙 풍동시험에 앞서 시험에서 사용할 모델 제작이 선행되었다. 시험 모델은 Leading Edge와 Airfoil Frame 으로 나누어 제작하였다. 시험 모델은 Symmetry 형상의 NACA 0012를 채택했으며, 결빙 풍동의 Test Section 크기에 맞춰 Chord Length는 200 mm, Span은 400 mm로 제작하였다. 이때 복합재 Leading Edge는 25% Chord까지 차지하도록 하여 제작하였다. Leading Edge 는 GFRP(Glass Fiber Reinforced Plastic; 유리섬유 강화 플라스틱)와 CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic; 탄소섬유강화플라스틱)으로 제작하였으며, Frame은 알루 미늄을 사용하여 제작하였다. 이때, Airfoil Frame의 제 작 용이성을 위해 Trailing Edge 부분을 약 4 mm의 두 께를 갖도록 하였다. 또한, 결빙 풍동에 결합하기 위한 Rod가 들어갈 크기가 다른 구멍 4개를 포함하여 모델링 하였다. Leading Edge와 Airfoil Frame의 3D 모델링 형 상은 Fig. 1에 제시하였다.

복합재 Leading Edge를 제작하기 위해 NACA 0012 Leading Edge 형상의 몰드를 사용하였다. 복합재로 제 작된 Leading Edge를 알루미늄 Air Frame에 결합하여 사용하는 방식을 채택하였기 때문에, Leading Edge와 Airfoil Frame 사이의 간격과 단차를 최소화하기 위해 GFRP Prepreg 1층과 CFRP Prepreg 12층을 사용하여 약 2.58 mm 두께의 Leading Edge를 제작하였다. CFRP 12층 위로 GFRP 1층을 적층하여 GFRP가 최외각에 위 치하게 하였다. 적층한 복합재는 처리된 몰드에 넣기 전, 헤어 드라이기를 사용하여 몰드를 약 60℃까지 가열하고 이형액을 5회 도포하여 이형처리하였다. 이형처리된 몰 드에 적층한 복합재를 넣어 몰드와 복합재 사이 공간이 생기지 않도록 압력을 가하여 밀착시켰다. 이후 몰드 밖



Fig. 1. Schematic of NACA 0012 test model



Fig. 2. Curing cycle of composite airfoil leading edge

으로 나온 복합재를 정리하고 Peel Ply, Breather Film, Breeder, Bagging Film 순으로 포장 후 진공 커넥터를 이용하여 진공을 형성하였다. 이때, 각 층과 복합재 사이 에 공간이 생기지 않도록 Peel Ply와 Breather Film을 밀착시켜 압력을 고르게 받도록 하는 동시에 레진이 잘 빠져나갈 수 있도록 하였다. 포장된 복합재는 Autoclave 에서 6 atm, 120℃까지 경화하였다. Fig. 2에 Airfoil Leading Edge 제작 전 주기를 제시하였다.

2.1.2 소수성 표면 구현

본 연구에서는 소수성 표면을 구현하기 위해 SiO2 분말 을 사용하였다. SiO₂ 분말과 DMF(Dimethylformamide) 용액을 1:10 비율로 하여 소수성 코팅 용액을 제작하였다. SiO₂ 코팅을 위해 한 Airfoil Leading Edge 당 SiO₂ 분 말을 10 g 사용하였으며, 이에 따라 DMF 용액 100 g을 사용하였다. SiO₂ 분말의 균일한 분포를 위해 SiO₂-DMF 혼합 용액을 초음파 분쇄기에서 Pulse on 1초, Pulse off 1초 Cycle을 20분간 반복하여 SiO₂-DMF 용액을 분쇄 하였다. 코팅 방법을 선정하기 위해 곡률이 있는 Airfoil Leading Edge의 특성 및 1 um 이하의 크기의 SiO₂ 분말 을 고려하였으며, 코팅의 범위가 Airfoil Leading Edge 의 중앙인 것을 고려하여 Spray Coating을 통해 소수성 표면을 구현하였다. 분쇄된 용액을 앞서 제작한 복합재 Leading Edge의 Span 방향으로 중심으로부터 좌우 100 mm에 분사하였다. 이는 Test Section의 크기에 따라 Leading Edge의 가장자리는 벽면과 가깝기 때문으로, 벽면효과를 최소화하기 위해 코팅 위치를 중앙 200 mm 로 선정하였다[10]. 코팅 범위를 제한하기 위해 목표한 범위를 제외한 바깥 영역은 테이핑을 통해 코팅액에 노 출되지 않도록 하였다. SiO2-DMF 용액은 복합재 표면 으로부터 150 mm 떨어진 위치에서 0.2 MPa의 압력으 로 분사하였으며[13], 분사를 마친 뒤 상온에서 약 10분 간 건조하였다. 분사 및 상온 건조 과정을 5회 반복하였다. 분사와 건조를 마친 Airfoil Leading Edge는 Autoclave 에서 6 atm, 120℃까지 2차 경화하였다. 소수성 표면 구 현 과정은 Fig. 3에 제시하였다.

소수성 표면 상태를 확인하기 위해 가열로 전계방사 주사 전자현미경(FE-SEM; Field-Emission Scanning Electron



Fig. 3. Implementation cycle of hydrophobic surfaces

Microscope with Heating Stage, Thermo (Apreo S)) 를 사용하여 표면 촬영을 진행하였다. 넓은 표면 상태를 확인할 수 있는 100 µm 배율부터 점차 확대하여 2 µm 배율까지 촬영을 진행하였다. 소수성 코팅이 없는 복합 재 표면 촬영 결과 복합재 표면의 유리섬유가 드러나 있 음을 확인하였으며, 일정한 방향으로 섬유가 배열되어 있음을 확인하였다. 소수성 코팅을 한 복합재 표면 촬영 결과 100 µm 배율에서 코팅이 불균일하게 분포한 것을 확인하였으며, 이는 코팅이 Hand Spray 방식으로 뿌려 졌기 때문에 모든 표면에 균일한 코팅이 형성되지 않은 것으로 판단된다. 소수성 표면을 2 µm 배율까지 확대한 결과 SiO₂ 분말이 다공성 표면을 형성함을 확인하였다. 표면의 FE-SEM 사진은 Figs. 4, 5에 제시하였다.

SiO₂ 코팅된 표면의 소수성을 평가하기 위해 정적인 상태에서 접촉각 측정을 진행하였다. 접촉각 측정을 하기



Fig. 4. Composite surfaces captured by FE-SEM: 100 µm (left) and 2 µm (right)



Fig. 5. SiO₂ coated surfaces captured by FE-SEM: 100 μm (left) and 2 μm (right)



Fig. 6. Water contact angle on surfaces without coating



Fig. 7. Water contact angle on surfaces with SiO₂ coating

위해 5 mm * 10 mm 크기의 복합재 시편을 제작하여 SiO2 코팅 후 접촉각을 측정하였다. 접촉각 측정기(DSA100) 를 사용하여 SiO₂ 표면에서 접촉각을 측정하였으며, 측 정은 표면에 증류수를 떨어뜨린 후. 액적이 표면에 닿는 순간을 고성능 카메라로 포착하여 액적의 접촉각을 측정 하였다. 측정에 사용된 액적의 크기는 20 m이며, 이는 실제 결빙 풍동실험에서 사용된 액적의 크기와 동일 한 크기를 사용하였다. 접촉각은 소수성 코팅이 없는 Composites 모델의 표면과 소수성 표면의 서로 다른 세 부분에 액적을 떨어뜨린 후 측정되었다. 소수성 코팅이 없는 Composites Model의 경우 접촉각이 좌우 평균 접 촉각이 106.8°, 106.6°, 98.4°로 측정되었다. 소수성 코팅 을 한 Hydrophobic Model은 좌우 평균 접촉각이 각각 131.2°, 130.8°, 124.8°로 측정되었다. 복합재 표면에서 액적의 평균 접촉각은 약 104.0°, 소수성 표면에서 액적 의 평균 접촉각은 128.9°로 나타났으며, 두 표면에서 모 두 소수성을 판단하는 기준인 90°보다 큰 수치로 나타났 다. 그러나 SiO₂ 코팅을 한 복합재 표면에서는 소수성을 분류하는 세부 기준인 120°보다 큰 접촉각을 나타냈다. 본 연구에서는 120°보다 큰 접촉각을 SiO₂ 코팅이 있는 표면을 소수성 표면(Hydrophobic Model)이라고 하였다. 각 측정에서 생긴 오차는 코팅은 균일도 및 복합재 표면 의 요철에 따라 발생한 것으로 판단된다. 각 표면에서 액적의 접촉각은 Figs. 6, 7에 제시하였다.

2.2 결빙 풍동시험 장비 및 시험 조건

2.2.1 결빙 풍동시험 장비

본 연구에서는 IOWA State University 소재의 Icing Research Tunnel(ISU-IRT)에서 결빙 풍동시험을 진행 하였다. ISU-IRT에서는 다양한 형상의 항공기/풍력터빈 등의 결빙 현상 분석, Anti/De-icing 시험 등 다양한 결 빙 풍동시험을 진행할 수 있다[19-24]. ISU-IRT는 30 마력의 모터(Baldor[™])를 사용하여 유속을 가속시키며,

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 to 20°C
Velocity	5 to 60 m/s
MVD	10 to 100 µm
LWC	0.1 to 5.0 g/m ³

Table 1. ISU-IRT specification

가속된 공기는 열 교환기를 통해 온도 범위 -25~20°C 로 냉각된다. 또한, Test Section에서 열선풍속계를 사용 하여 Recirculating Air의 Turbulence Intensity를 측정 할 수 있으며, Turbulence Intensity 오차는 약 2.0% 이내 로 일정한 유속이 흐름을 확인하였다. 이후 8개의 공압 스프레이 노즐(IKEUCHI BIMV 8002)을 사용하여 Test Section 내에 10~100 µm 크기의 액적을 분사한다. 이때, 공기와 물의 압력을 조절하여 LWC를 0.1~5.0 g/m³로 조절 할 수 있다. ISU-IRT의 제원과 개략도는 각각 Table 1 과 Fig. 8에 제시하였으며, 실제 Test Section은 Fig. 9 에 나타냈다.

Test Section에서 시험 모델에 결빙 형성 특성을 확인 하기 위해 High-speed Imaging System (PCO Tech, Dimax Camera of 2,048 pixels x 2,048 pixels in Resolution) 을 사용하였다. 카메라는 Nikkor 2.8D Optical Lens를 사용하였으며, 시험 모델로부터 수직으로 약 1 m 떨어진 위치에서 최대 25,000 Hz의 속도로 촬영하였다.



Fig. 8. Schematic of the ISU-IRT and experimental setup



Fig. 9. Facility of ISU-IRT

Liquid Water Content Vs. Mean Effective Drop Diameter Pressure altitude range, S.L. - 22,000 ft. Maximum vertical extent, 6,500 ft. Horizontal extent, standard distance of 17.4 Nautical Miles Meter 0.8 Cubic SOURCE OF DATA 0.7 NACA TN No. 1855 CLASS 111-M CONTINUOUS MAXIMUM Per 0.6 AIR TEMPERATURE +32 F Case 1.2 Grams 0.5 +14 F -4 F Content -0.4 -22 F 3.4 lase 0.3 Water 0.2

Continuous Maximum (stratiform Clouds)

Atmospheric Icing Conditions

Mean Effective Drop Diameter - Microns

Fig. 10. Icing condition for FAR Appendix C [25]

Table 2. Ice wind tunnel test conditions

Case	V (m/s)	T (°C)	MVD (µm)	LWC (g/㎡)	t (min)	Surface	AoA (°)
1	40	-5	20	0.5	10	Composites	0
2	40	-5	20	0.5	10	Hydrophobic	0
3	40	-10	20	0.4	10	Composites	0
4	40	-10	20	0.4	10	Hydrophobic	0

2.2.2 결빙 풍동시험 조건

Liquid

결빙 풍동시험은 FAR Appendix C의 결빙 형성 조건에 따라 두 가지 조건에서 진행되었다. 첫 번째 조건은 Glaze Ice Condition이며, T = -5℃, LWC = 0.5 µm이다. 두 번째 조건은 Mixed Ice Condition으로 선정하였으며, T = -10℃, LWC = 0.4 µm이다. 그 외의 조건은 V = 40 m/s, MVD = 20 µm, t = 10 min, AoA = 0°로 동일하게 설정하였다. 이때, T, LWC, V, MVD, t, AoA 는 각각 온도, 단위부피당 액적량, 유동의 속도, 평균 액 적 크기, 결빙 지속 시간, 받음각을 나타낸다. 각 조건에 서 비교를 위해 코팅이 없는 모델(Composites Model)과 표면에 소수성 코팅을 한 모델(Hydrophobic Model)을 사용하여 두 가지 Case에 대해 결빙 풍동시험을 진행하 였다. 시험 조건이 속하는 FAR Appendix C의 결빙 형 성 영역을 Fig. 10에 나타냈으며, 모든 시험 Case는 Table 2에 제시하였다.

Ⅲ. 결빙 풍동시험 결과

결빙 풍동시험은 알루미늄으로 제작된 Airfoil Frame 에 복합재로 제작된 Airfoil Leading Edge를 끼워 수행 하였으며, 한 Case가 끝나면 다른 Airfoil Leading Edge 로 바꿔 끼워 수행하였다. Glaze Ice Condition (T = -5℃)에서 Case 1(코팅이 없는 복합재 표면, Composites Model)과 Case 2(SiO₂ 코팅을 한 복합재 표면, Hydrophobic Model)의 시험 결과를 비교하였으며, Mixed Ice Condition (T = -10℃)에서 Case 3과 Case 4의 시험 결과를 결 빙 두께, Runback Ice, 결빙 면적, 결빙 형상, 결빙 지연 시간에 대해 각각 비교하였다. 마지막으로 Glaze Ice Condition과 Mixed Ice Condition에서의 결과를 서로 비 교하였다. 모든 결과는 High-speed Imaging System을 통 해 촬영된 영상을 통해 분석했으며, 영상 분석을 위해 PFV4 (x64) 프로그램을 사용하였다. High-speed Imaging System으로 촬영된 영상에서 형성된 결빙의 두께를 비 교하기 위해 1 pixel의 크기를 측정하였다. 카메라와 시 험 모델의 거리에 따라 1 pixel 당 크기는 다르게 측정 되었으며, Case 1과 Case 2에서는 1 pixel 당 0.139 mm 로 측정되었다. Case 3과 Case 4에서는 각각 0.120 mm, 0.119 mm로 측정되었다. 또한, 측정의 신뢰도를 확보하 기 위해 Span 방향으로 32.5%, 50%, 67.5% 위치에서 측정을 진행하고 평균값을 도출하였다.

3.1 이론적 배경

결빙 풍동시험 결과는 열역학적 평형 방정식에 기반하 여 분석하였으며, 결빙 증식의 열역학적 평형 방정식은 아래의 식 (1)과 같다.

$$\dot{Q}_{run-in} + \dot{Q}_{latent} = \dot{Q}_{convection} + \dot{Q}_{conduction} + \dot{Q}_{runback}$$
(1)

여기서 Q_{rum-in} , Q_{latent} , $Q_{convection}$, $Q_{conduction}$, $Q_{rumback}$ 은 각각 제어 체적으로 들어오는 물의 열량, 형 변화에 의 한 잠열, 대류에 의한 열량, 전도에 의한 열량, 제어 체 적에서 나가는 열량이다. 식 (1)에서 복사에 의한 열량 은 대류, 전도, 형 변화로 인한 열전달보다 매우 작으므 로 무시할 수 있다.

$$\begin{split} \dot{Q}_{run-in} &= \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_{run-in} \cdot V^2 \\ \dot{Q}_{runback} &= \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_{runback} \cdot V^2 \end{split} \tag{2}$$

$$\dot{Q}_{latent} = \dot{m}_{ice} L_s \tag{3}$$

$$\dot{Q}_{convection} = h_{cv} \cdot (T_{surface} - T_{\infty}) \cdot A_{convection}$$
(4)

$$\dot{Q}_{conduction} = \frac{(T_{surface} - T_{airframe}) \cdot A_{conduction}}{R_{conduction}}$$
(5)

$$\dot{m}_{run-in} = \dot{m}_{ice} + \dot{m}_{runback} \tag{6}$$

식 (1)의 각 항은 식 (2)~(5)의 항들로 나타낼 수 있 으며, 이때 식 (2)의 m_{run-in} , V, $m_{runback}$, m_{ice} 은 각각 제어 체적으로 들어오는 물의 질량 유량, 속도, 제어 체 적에서 나가는 물의 질량 유량, 결빙 증식량을 의미한다. 식 (3)의 L_s 은 단위 질량 당 잠열 방출량, 식 (4)의 h_{cu} , $T_{surface}$, T_{∞} , $A_{convection}$ 은 각각 대류 열전달 계수, 증식된 결 빙 층의 표면 온도, 자유류의 온도, 제어 체적 내의 공기 와 물/얼음의 경계 영역을 의미하며, 식 (5)의 $T_{airframe}$, $A_{conduction}$, $R_{conduction}$ 은 Airframe의 표면 온도, 제어 체적 내의 공기/물과 Airframe의 경계 영역, 열저항이다. 식 (2)~(5)와 질량 보존에 대한 식 (6)을 식 (1)에 대입하 여 m_{ice} 에 대하여 정리하면 식 (7)을 얻을 수 있다.

$$\begin{split} \vec{m_{ice}} &= \frac{h_{cv} \cdot A_{convection}}{L_s + 0.5 \cdot V_{runback}^2} \\ &+ \frac{\left[(T_{surface} - T_{airframe}) \cdot A_{conduction} / R_{conduction} \right]}{L_s + 0.5 \cdot V_{runback}^2} \end{split}$$
(7)

식 (7)에서 전도에 의한 열전달의 관점에서 열저항이 커질수록 결빙 증식량은 작아지며, 열저항 $R_{condcution}$ 은 아래의 식 (8)과 같이 표현된다.

$$R_{conduction} = \frac{H_{ice}}{k_{ice}} + \frac{H_{airframe}}{k_{airframe}}$$
(8)

여기서 H_{ice} , k_{ice} , $H_{airframe}$, $k_{airframe}$ 은 각각 결빙층의 두께, 결빙 층의 열전도도, Airframe의 두께, Airframe 의 열전도도를 나타낸다. 위와 같이 에어포일에 형성되는 결빙은 Airframe의 두께, 재료에 영향을 받으며, 이에 기 반하여 결빙 풍동시험 결과 분석을 진행하였다.

3.2 결빙 두께

먼저, 결빙 환경에 노출된 지 10분 후의 결빙 두께를 비교하였다. 각 Case에서 10분 후 결빙 풍동시험 결과는 Figs. 11~14에 나타냈다. 결빙 두께는 Airfoil Leading Edge의 Stagnation Line으로부터 축적된 결빙의 두께를 측정하였다. Glaze Ice Condition에서 Case 1의 평균 결 빙 두께는 6.070 mm로 코드 길이의 3.035%이고, Case 2의 경우 평균 결빙 두께가 6.209 mm로 코드 길이의 3.1045%로 나타났다. Mixed Ice Condition에서 Case 3 은 평균 결빙 두께 6.880 mm, Case 4는 평균 결빙 두 께 7.000 mm로 각각 코드 길이의 3.440%, 3.500%로 나타났다. 결빙 두께는 Table 3에 나타냈다. Glaze Ice Condition에서 Composite Model과 Hydrophobic Model 에서의 최종 결빙의 평균 두께 차는 약 0.139 mm였으 며, Mixed Ice Condition에서 두 Case의 최종 결빙의



Fig. 11. Ice thickness on composite surfaces (T = -5° C)



Fig. 12. Ice thickness on hydrophobic surfaces (T = -5° C)



Fig. 13. Ice thickness on composite surfaces (T = -10°C)



Fig. 14. Ice thickness on hydrophobic surfaces (T = -10° C)

Case	Mean Ice Thickness	Mean Ice Thickness Per Chord
1	6.070 mm	3.035%
2	6.209 mm	3.105%
3	6.880 mm	3.440%
4	7.000 mm	3,500%

Table 3. Mean ice thickness

평균 두께 차는 약 0.120 mm으로 나타났다. 이는 코드 길이의 약 0.071%, 0.060% 차이로 유의미한 결과를 나 타내지 않았다. 이는 Airfoil 표면에 얇은 결빙 층이 생 성된 이후부터는 액적이 충돌하는 표면이 소수성 표면이 아닌 결빙 층에 액적이 충돌하기 때문으로, 유의미한 차 이가 나타나지 않은 것으로 판단된다.

3.3 결빙 면적 및 Runback Ice

다음으로는 결빙 면적, Runback Ice에 대해 함께 비교 하였다. 두 결빙 조건에서 모두 Composites Model은 Leading Edge 근처에 결빙이 집중되어 형성된 데에 비 해, Hydrophobic Model에서는 더 넓은 범위에 결빙 분 포가 나타났다. 이는 Hydrophobic Model에서의 비교적 높은 접촉각 때문에 액적의 표면 접착력이 약해 결빙이 생성되기 전, Trailing Edge 방향으로 Runback Water가 형성되며 더 넓은 범위에 결빙이 형성된 것으로 보인다. 또한, 소수성 코팅에 의해 식 (8)의 열저항이 증가하여 Composite Model보다 더 느리게 결빙이 형성되었으며 [24], 이는 Runback Water와 넓은 결빙 면적에 영향을 미친 것으로 판단된다. 온도가 더 낮은 Mixed Ice Condition 에서도 유사한 결과가 나타났다.

3.4 결빙 지연 시간

각 조건에서 소수성 표면의 결빙 지연 시간을 확인하 기 위해 초기 75초 동안의 결빙 형성을 비교하였다. 본 연구에서는 결빙 지연 시간을 비교하기 위해 액적이 Leading Edge의 Stagnation Line에서 0.5 mm 두께의 결빙을 형성될 때까지의 시간을 기준으로 분석하였다. 측정 오차를 줄이기 위해 Span 방향으로 32.5%, 50%, 67.5% 위치에서 결빙 지연 시간을 측정하고 평균값을 측정하였으며, 결과는 Table 4에 정리하였다. Figs. 15, 16 은 Glaze Ice Condition에서 초기 75초간 결빙 증식을 나타내며, Figs. 17~18은 Mixed Ice Condition에서 초기 75초간 결빙 증식을 나타낸다. 두 조건에서 Composite Surface가 더 빠른 결빙 증식이 나타나는 것을 확인하였으며, 특히, 온도가 상대적으로 낮은 Glaze Ice Condition에서 두 표면 간 결빙 지연 시간의 차이가 큰 것을 확인하였 다. 상대적으로 온도가 낮은 Mixed Ice Condition에서는 액적이 표면에 충돌하는 즉시 결빙이 생성되는 Rime Ice가 일부 형성됨을 관찰하였다. Glaze Ice Condition에 서 Case 1의 결빙 지연 시간은 약 57.333초였으며, Case 2의 결빙 지연 시간은 약 83.667초로 Case 1에서 보다 약 26.334초 더 긴 결빙 지연 시간을 보였다. Mixed Ice Condition의 경우 Case 3과 Case 4 각각 47 초와 61.667초의 결빙 지연 시간을 보이며 Case 4에서 약 12초 더 긴 결빙 지연 시간을 갖는 효과를 확인하였 다. 각 Section에서 결빙 지연 시간의 차이는 있었지만, 소수성 표면에서 더 큰 결빙 지연 시간이 나타났다. 이 는 소수성 표면에서의 더 큰 액적 접촉각에 의한 효과로 판단된다. 또한, 열저항은 표면을 구성하는 재료들의 두 께와 열전도도에 의해 정해지며, 식(8)의 등가 열저항은 Airframe을 구성하는 각 재료의 열저항의 합으로 표현할 수 있다[24]. 본 시험에서는 소수성 코팅에 의한 추가적 인 열저항도 또한 영향을 미친 것으로 판단된다. 또한,



Fig. 15. Time lapse of ice accretion delay on composite surfaces for glaze ice condition (case 1)



Fig. 16. Time lapse of ice accretion delay on hydrophobic surfaces for glaze ice condition (case 2)



Fig. 17. Time lapse of ice accretion delay on composite surfaces for mixed ice condition (case 3)



Fig. 18. Time lapse of ice accretion delay on hydrophobic surfaces for mixed ice condition (case 4)

Mixed Ice Condition에서 두 모델의 결빙 지연 시간의 차가 Glaze Ice Condition의 결빙 지연 시간의 차보다 더 작은 것으로 보아 온도가 낮을수록 소수성 표면의 결 빙 지연 효과가 감소하는 것으로 판단된다.

결빙 지연 시간만으로는 항공기의 완전한 방빙이 힘들 것으로 예측된다. 그러나 결빙으로 인한 사고는 찰나의 순간에 일어날 수 있으며, 소수성 코팅을 통한 결빙 지 연은 추가적인 방·제빙 장치를 가동할 수 있는 시간을 확보할 수 있을 것이라 기대된다. 또한, 결빙 지연은 항 공기 표면에서의 얼음층 형성을 지연시킬 수 있는 효과 로, 열을 사용하는 방·제빙 장치의 효율을 증가시킬 수 있을 것으로 판단된다. 따라서 SiO₂ 표면에서 전기열 방 식의 IPS 효율에 관한 추가적인 연구가 필요하다.

3.5 온도에 따른 결빙 형성 양상

마지막으로 결빙 형성 조건에 따른 결빙 형성 양상을 비교하였다. 결빙 지연 시간의 경우 온도가 더 낮은 Mixed Ice Condition에서 더 짧은 결빙 지연 시간을 나 타냈다. Mixed Ice Condition의 경우 액적이 충돌함과 동시에 결빙이 형성되는 Rime Ice와 액적이 충돌 후 흐 르면서 서서히 결빙이 형성되는 Glaze Ice가 섞여 형성 되기 때문에, 표면에 더 빠르게 결빙이 형성된 것으로 판단된다. 결빙 지연 시간의 관점에서, 온도에 따라 결빙 지연 시간 감소의 폭은 Hydrophobic Model에서 22초로 Composite Model의 10.333초보다 더 크게 나타났다. 이 러한 결빙 지연 시간 감소의 폭이 Hydrophobic Model에 서 더 큰 것으로 보아 온도가 낮아짐에 따라 소수성 표 면의 효과가 감소하는 것으로 판단할 수 있다. 이는 온 도가 낮을수록 표면에 결빙이 빠르게 형성되며, 표면에 결빙 층이 형성된 이후부터는 소수성 표면에서 벽-액적 상호작용이 일어나지 않고 결빙 층과 액적 간의 상호작 용이 일어나기 때문으로 판단된다.

Table 4. Ice delay time on each section

	Ice delay time					
Case	Sect	Averaged				
	32,5%	50%	67.5%	Averaged		
1	53 s	50 s	69 s	57.333 s		
2	75 s	73 s	103 s	83.667 s		
3	42 s	45 s	54 s	47.000 s		
4	56 s	57 s	72 s	61.667 s		

Table 5. Differences in results with temperature

Surface	Reduction of Ice Delay Time (t _{@T=-5} c - t _{@T=-10} c)	
Composite	10.333 s	
Hydrophobic	22.000 s	

Ⅳ. 결 론

본 연구에서는 ISU-IRT에서의 결빙 풍동시험을 통해 SiO2 코팅이 없는 복합재 표면과 SiO2 분말을 코팅한 소 수성 표면에서의 결빙 형성 양상을 연구하였다. 풍동시험 결과 소수성 표면에서 초기 75초 동안 Glaze Ice Condition 에서 약 46%, Mixed Ice Condition에서 약 27%의 결빙 지연이 관찰되어 45초 대인 Delayed Turn-on Ice 방지 효과를 확인하였으나, 결빙이 생긴 후 최종 10분 후 결 빙 두께 감소에는 영향을 미치지 못한 것으로 나타났다. 초기 결빙 형성 지연은 SiO2 표면에서 복합재 표면보다 액적의 접촉각이 크기 때문에 결빙의 핵 생성 지연에 영 향을 미친 것으로 판단된다. 그러나 결빙이 복합재 또는 SiO₂ 표면을 덮은 이후부터 원래의 표면 특성을 잃고 얼 음 표면의 특성이 나타난다. 이로 인해 표면에 결빙이 형성된 이후부터는 액적이 복합재 표면이나 SiO2 표면이 아닌 얼음 표면 위에 충돌하기 때문에 접촉각에 의한 효 과가 나타나지 않아 10분 후에는 두 모델에 형성된 결빙 의 두께가 큰 차이를 보이지 않은 것을 확인하였다. 결빙 형성 면적과 Runback Ice 측면에서는 소수성 표면에서 더 넓은 결빙 형성 면적과 더 많은 Runback Ice를 확인 하였으며, 이는 소수성 표면에서 액적의 높은 접촉각과 코팅으로 인한 추가 열저항 때문으로 판단된다.

본 연구는 SiO₂ 분말을 사용하여 소수성 표면을 구현 했기 때문에, 모든 소수성 표면에서 본 연구와 유사한 결빙 형성 양상을 나타낸다고 보기 어렵다. 또한, 결빙 풍동시험 결과가 시험에서 사용한 표면의 액적 접촉각 (128.9°)에서의 연구 결과를 대표할 수 없다. 따라서 다 양한 재료와 액적 접촉각을 갖는 소수성 표면에서의 추 가적인 결빙 형성 연구가 필요하며, 사용된 SiO₂ 분말은 μ 단위 크기이므로 m 단위 크기의 SiO₂ 분말을 사용했 을 때와 액적의 접촉각이 150° 이상일 때의 결빙 형성 양상을 연구가 필요하다. 본 연구 결과는 다양한 액적 접촉각을 가지는 표면에서의 결빙 증식을 전산모사하기 위한 코드 개발에 사용될 예정이며, 향후 다른 물질을 사용하여 구현한 소수성/초소수성 표면과 SiO₂를 사용한 초소수성 표면에서 결빙 형성을 연구할 계획이다.

후 기

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

References

1) Raj, L. P., Lee, J. W. and Myong, R. S., "Ice Accretion and Aerodynamic Effects on a Multi-element Airfoil under SLD Icing Conditions," Aerospace Science and Technology, Vol. 85, 2019, pp. 320~333.

2) 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, 2015, pp. 903~909.

3) Raj, L. P., Yee, K. J. 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, 2020, 105659.

4) Jung, S. K., Myong, R. S. and Cho, T. H., "An Eulerian-based Droplet Impingement and Ice Accretion Code for Aircraft Icing Prediction," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 15, No. 2, 2010, pp. 71~78.

5) Potapczuk, M., Al-Khalil, K. A. M. E. L., and Velazquez, M., "Ice Accretion and Performance Degradation Calculations with LEWICE/NS," 31st Aerospace Sciences Meeting, 1993, p. 137.

6) Bragg, M., Hutchison, T. and Merret, J., "Effect of Ice Accretion on Aircraft Flight Dynamics," 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000, p. 360.

7) Lee, J. W., Jo, M. Y., Kim, Y. H., Yee, K. J. 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, 2020, pp. 911~925.

8) Jang, D. I., Lee, H. J., Jeong, H. J., Lee, H. and Myong, R. S., "Computational Analysis of The Aerodynamic Effects of Icing on Medium-sized Transport Aircraft," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 27, No. 3, 2022, pp. 68~78.

9) Lee, W. T., Jang, D. I., Bae, G. H., Oh, S. U., Lee, H. and Myong, R. S., "Computational Analysis of Ice Accretion Effects on Aerodynamics of Surveillance UAV," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 28, No. 2, 2023, pp. 62~70.

10) Oh, S. U., Jang, D. I., Bae, G. H., Lee, W. T., Lee, H. and Myong, R. S., "Computational Investigation of Wall Interference Effect on Ice Accretion on Airfoil in Icing Wind Tunnel Test," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 28, No. 2, 2023, pp. 71~80.

11) Esmaeilifar, E., Raj, L. P. and Myong, R. S., "Computational Simulation of Aircraft Electrothermal De-Icing Using an Unsteady Formulation of Phase Change and Runback Water in a Unified Framework," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 130, 2022, 107936.

12) Esmaeilifar, E., Sengupta, B., Raj, L. P. and Myong, R. S., "In-flight Anti-icing Simulation of Electrothermal Ice Protection Systems with Inhomogeneous Thermal Boundary Condition," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 150, 2024, 109210.

13) Lee, J. S., Hoang, V. T., Kweon, J. H. and Nam, Y. W., "Multifunctional Ni-plated Carbon Fiber Reinforced Thermoplastic Composite with Excellent Superhydrophobic Electrothermal and Properties Using **MWCNTs** and SiO₂/Ag Microspheres," Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol. 171, 2023, 107585.

14) Lee, J. S., Jo, H., Choe, H. S., Lee, D. S., Jeong, H., Lee, H. R., Kweon, J. H., Lee, H., Myong, R. S. and Nam, Y. W., "Electro-thermal Heating Element with a Nickel-plated Carbon Fabric for the Leading Edge of a Wing-shaped Composite Application," *Composite Structures*, Vol. 289, 2022, 115510.

15) De Pauw, D., and A. Dolatabadi. "Effect of Superhydrophobic Coating on the Anti-icing and Deicing of an Airfoil," *Journal of Aircraft*, Vol. 54, No. 2, 2017, pp. 490~499.

16) Hu, H., Tian, L., Eluchie, C., Sista, H. and Hu, H. "Comparative Study of Using Superhydrophobic and Icephobic Surface Coatings for Aircraft Icing Mitigation," *AIAA Journal*, Vol. 62, No. 4, 2024, pp. 1588~1600.

17) Zeng, D., Li, Y., Liu, H., Yang, Y., Peng, L., Zhu, C. and Zhao, N., "Superhydrophobic Coating Induced Anti-icing and Deicing Characteristics of an Airfoil," *Colloids and Surfaces A: Physicochemical and Engineering Aspects*, Vol. 660, 2023, 130824.

18) Fortin, G., Adomou, M. and Perron, J., "Experimental Study of Hybrid Anti-icing Systems Combining Thermoelectric and Hydrophobic Coatings," SAE Technical Paper, No. 2011-38-0003, 2011.

19) Ma, L., Zhang, Z., Gao, L., Liu, Y. and Hu, H., "Bio-inspired Icephobic Coatings for Aircraft Icing Mitigation: A Critical Review," *Progress in Adhesion and Adhesives*, Vol. 6, 2021, pp. 171~201.

20) Zhang, Z., Ma, L., Liu, Y., Ren, J. and Hu, H., "An Experimental Study of Rain Erosion Effects on a Hydro-/ice-phobic Coating Pertinent to Unmanned-Arial-System (UAS) Inflight Icing Mitigation," *Cold Regions Science and Technology*, Vol. 181, 2021, 103196.

21) Zhang, Z., Lusi, A., Hu, H., Bai, X. and Hu, H., "An Experimental Study on the Detrimental Effects of Deicing Fluids on the Performance of Icephobic Coatings for Aircraft Icing Mitigation," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 119, 2021, 107090.

22) Peng, Y., Veerakumar, R., Zhang, Z., Hu, H., Liu, Y., He, X. and Hu, H., "An Experimental Study on Mitigating Dynamic Ice Accretion Process on Bridge Cables with a Superhydrophobic Coating," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 132, 2022, 110573.

23) Liu, Y. and Hu, H, "An Experimental

Investigation on the Unsteady Heat Transfer Process over an Ice Accreting Airfoil Surface," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 122, 2018, pp. 707~718.

24) Li, L., Liu, Y., Zhang, Z. and Hu, H., "Effects of Thermal Conductivity of Airframe Substrate on the Dynamic Ice Accretion Process Pertinent to UAS Inflight Icing Phenomena," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 131, 2019, pp. 1184~1195.

25) Jeck, R. K., "Icing Design Envelopes (14 CFR Parts 25 and 29, Appendix C) Converted to a Distance-Based," Federal Aviation Administration, US Department of Transportation: Washington, DC, USA, 2002.