



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(11), 911-925(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.11.911

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 항공기 결빙 보호장치의 기술 현황 및 전망

이재원<sup>1</sup>, 조민영<sup>2</sup>, 김용환<sup>3</sup>, 이관중<sup>4</sup>, 명노신<sup>5</sup>

### Current Status and Prospect of Aircraft Ice Protection Systems

Jae-Won Lee<sup>1</sup>, Min-Young Cho<sup>2</sup>, Yong-Hwan Kim<sup>3</sup>, Kwanjung Yee<sup>4</sup> and Rho-Shin Myong<sup>5</sup>

Korea Aerospace Industries, LTD.<sup>1</sup>

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University<sup>1,2,5</sup>

Department of Aerospace Engineering, Seoul National University<sup>3,4</sup>

Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University<sup>4,5</sup>

#### ABSTRACT

Aircraft ice protection systems are applied to the window shield, engine inlet, and wings to protect the aircraft from ice that may form on the surfaces of aircraft and sensors during operation. Icing on the aircraft can cause serious accidents by degrading the flight stability of the aircraft and by malfunctions in sensors such as the air data probe. Various types of ice protection systems have been developed for aircraft in the past. The electro-thermal type ice protection system contributes greatly to improving energy efficiency in a relatively simple structure, and has established itself as one of most popular ice protection systems for modern aircraft. In this review, two representative ice protection systems—hot-air and electro-thermal types—were intensively analyzed, and the prospect of ice protection systems was discussed based on the current status and application cases.

#### 초 록

항공기 결빙 보호장치는 항공기의 Window Shield 및 Engine Inlet, Wing 등에 적용되어 운용 중 발생할 수 있는 항공기와 센서의 표면 결빙으로 부터 항공기를 보호한다. 표면에 증식된 결빙은 항공기의 조종 안정성을 저하시키고 대기자료 프로브의 오작동을 일으킴으로써 심각한 사고의 원인이 되기도 하는데, 이를 방지하기 위하여 다양한 방식의 결빙 보호장치가 개발되었다. Electro-thermal 방식은 비교적 간단한 구조이고 에너지 효율을 높이는 데 유리하여 가장 많이 사용되는 항공기 결빙 보호장치로 자리매김하고 있다. 본 리뷰 논문에서는 대표적인 결빙 보호장치인 Hot-air 및 Electro-thermal 방식을 집중적으로 분석하였고, 기술 현황과 적용 사례를 바탕으로 결빙 보호장치의 전망에 대해 고찰하였다.

**Key Words** : Aircraft Icing(항공기 결빙), Ice Protection System(결빙 보호장치), Ice Detection System(결빙 감지장치), Anti/De-Icing(방빙/제빙), CFD(전산유체역학)

† Received : June 25, 2020 Revised : September 27, 2020 Accepted : October 6, 2020

<sup>1</sup> Researcher, <sup>2,3</sup> Graduate Student, <sup>4,5</sup> Professor

<sup>5</sup> Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-1424-6728

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## I. 서 론

항공기 결빙은 외부 공기의 온도가 빙점 이하이고 수분 함유량이 높은 층운 및 적운 등의 구름대를 비행할 때 항공기의 외부 표면에 물방울이 부착되어 발생한다. 항공기의 결빙 보호장치(Ice Protection System; IPS)는 축적된 얼음으로부터 항공기의 날개 및 엔진 흡입구 등을 보호하기 위해 설계된다. 만일 얼음이 현저히 두꺼워지게 되면 익형과 비행 제어 표면의 모양이 변경되어 항공기의 성능 및 제어 또는 조종 특성이 저하될 수 있다[1-7]. 이에 결빙 보호 장치는 결빙 형성을 방지하거나 결빙이 증식되기 전에 항공기로부터 자연스레 떨어져 나갈 수 있도록 한다. 결빙 보호장치가 제대로 작동되지 않거나 설계 범위를 초과하여 제 기능을 다하지 못하는 경우에는 항공기 사고로 이어질 수 있다. 실제 결빙으로 인한 대표적인 사고 사례로는 1994년 American Eagle 4184편과 1997년 Comair 3272편 추락 사고가 있다. 두 추락사고 모두 날개에 급랭된 물방울이 부딪혀 결빙이 발생하면서 날개에 얼음층이 생기고 저항이 가중되어 양력이 감소해 항공기가 추락한 것이다[8]. 이와 같이 결빙은 항공기에 공기역학적으로 악영향을 미쳐 조종불능 및 동체 요동 현상을 초래할 수 있으므로 결빙 보호장치는 필수적이다.

방제빙과 결빙 탐지를 소상히 이해하기 위해서는 얼음이 부착하는 물리적인 원리와 다양한 변수를 파악할 필요가 있다. 우선 결빙 증식의 원리는 과냉각된 물방울이 유선을 따라 깨끗한 공기의 유동(Clean Air Flow)과 함께 거동하다가 물체와 충돌(Droplet Impingement)하면서 그대로 착빙하는 것이다. 결빙의 매개 변수에는 기상 변수와 비행 변수가 있다. 기상 변수는 물방울의 평균 직경(Median Volume Diameter; MVD)과 물 함유량(Liquid Water Content; LWC), 외부 공기 온도가 있으며 비행 변수에는 비행 속도와 노출 시간, 고도가 있다. 충돌 후 증식된 결빙은 주위 환경과 비행조건에 따라 형태가 유빙(Rime Ice)과 무빙(Glaze Ice) 두 가지로 나뉘며 저온/저속/저-LWC 조건에서는 불투명한 얼음의 유빙이, 고온(빙점에 가까운)/고속/고-LWC 조건에서는 투명한 얼음의 무빙이 나타난다. 열역학 관점에서 방제빙 과정은 열전달 모델 중 복합 열전달(Conjugate Heat Transfer; CHT)이다. 외부 공기에 의한 대류와 결빙 보호장치로부터의 전도가 혼합된 복잡한 열전달로 구성되고 복사에너지는 보통 고려하지 않는다[9-12].

결빙 보호장치는 비행 초기 단계부터 결빙을 방지하는 방빙장치(Anti-icing System)와 결빙증식을 센서를 통해 감지했을 때 제거하는 제빙장치(De-icing System)로 구분할 수 있다[13,14]. 방빙의 경우 주로 전기 열선과 엔진의 뜨거운 공기를 활용하며, 제빙은 일시적인 충격이나 외부 형상을 부풀려 얼음이 떨어

져나가게 하는 등 구조적인 측면을 이용한다. 방빙장치는 가열식 구조 특성상 완전히 증발되지 않은 물이 후방으로 흘러가 방빙장치가 적용되지 않는 부분에서 다시 결빙이 증식(Runback Ice)하는 단점[15]이 있다. 이러한 단점을 보완하기 위해 방빙장치와 제빙장치를 혼합한 하이브리드 결빙 보호장치가 고안되었다. 대표적인 예로는 날개 앞전은 전기열 방식으로 방빙하고 이후 발생한 Runback Ice를 짧은 충격(Impulse)으로 제빙하는 방식이다. 결빙 보호장치는 항공기 이외 풍력발전기 등에도 적용될 수 있다. 결빙이 풍력 블레이드에 양력 감소 및 항력 증가를 발생시켜 발전효율에 부정적인 영향을 미치기 때문에 결빙 보호장치가 필요하다. 풍력발전기는 항공기와 달리 노출시간이 일정하고 저고도에서 운용되는 특징이 있다.

결빙 보호장치는 적절한 실험과정을 거쳐 검증되는데, 현재까지 알려진 검증방법은 세 가지가 있다. 1940년대부터 본격적으로 시작된 결빙 풍동시험과 비행시험이 대표적이며, 1970년대 후반부터 발전한 컴퓨터 시뮬레이션 기법이 있다. 항공기 결빙 증식과 결빙 보호장치의 성능을 검증하기 위해 1970년대 후반부터 약 30년이 넘는 기간 동안 컴퓨터 시뮬레이션을 활용해왔다. 높은 비용과 추락 위험성이 수반되는 결빙 풍동시험 및 비행시험과는 달리 컴퓨터 시뮬레이션은 많은 수정을 거쳐 실제 검증에 활용되는 수준까지 이르렀다. 컴퓨터 시뮬레이션은 항공기에 대한 결빙의 영향성을 분석할 수 있고, 상대적으로 비용과 시간 측면에서 효율적이므로 결빙 풍동시험 및 비행시험을 대체할 수 있는 대안이 된다[16]. 이에 대해 구체적으로 분석한 주요기관으로는 미국의 NASA Lewis Research Center와 영국의 DERA (Defence Evaluation and Research Agency), 1980년대 초 합류한 프랑스 ONERA (Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales) 등이 있다.

본 논문에서는 결빙으로부터 항공기와 풍력 발전기의 안전 및 성능을 보장하기 위한 결빙 보호장치 및 결빙 감지장치의 기술 현황에 대해 분석하고, 이를 바탕으로 항공기 결빙 보호장치의 전망에 대해서 고찰하고자 한다.

## II. 항공기 결빙 보호장치 기술 현황

### 2.1 항공기 결빙 보호장치의 발전

Figure 1은 항공기 결빙 보호장치의 주요 특허를 연표로 나타낸 것이다. 결빙 보호장치는 1923년 Goodrich사에서 처음 고안되었다. 출원한 특허는 결빙이 증식하는 날개 앞전의 형상을 순간적으로 변형시켜 방빙하는 Pneumatic Boot 방식[17]이다. 이러한 형상 변형은 항공기의 양력 등 공기역학적으로 악영향을 미치게 되어 엔진의 열이나 전기열을 활용한

결빙 보호장치가 발달하게 되었다. 열을 이용한 결빙 보호장치는 외부형상으로부터 자유로우며 비교적 단순한 형상으로 인해 고정익 및 회전익의 날개, 엔진 흡입구 등에 활용된다. 이후 2007년 Cox & Company 사에서는 결빙 증식에 따른 전기열 방식 결빙 보호장치의 에너지 효율을 상승시키는 메커니즘을 특허로 출원하였다. 최적화된 결빙 보호장치는 에너지 소모를 감소시키고 무인기와 같은 보유에너지가 제한된 항공기에 효과적으로 작용한다. 이와 더불어 결빙 보호장치의 효율을 극대화하기 위한 가열 구간(Heater Zone) 선정 및 가열 순서(Cycle Sequence) 등의 연구는 현재까지도 활발히 진행되고 있다[10].

결빙 보호장치가 적용되는 부위는 크게 4가지로 날개(주익 및 미익), 엔진, 윈드실드, 대기자료 시스템(Pitot-static, AoA, TAT 센서 등)으로 구분할 수 있다. 날개는 앞전에 결빙 보호장치를 적용할 뿐만 아니라 1997년 B. F. Goodrich사의 특허와 같이 프로펠러의 구동부분에 결빙 보호장치를 적용하기도 한다. 1951년 Westinghouse Electric에서 출원한 특허는 엔진의 열이 결빙 보호장치에 사용되는 개념을 제시한 중요한 특허 중 하나이다. 이러한 아이디어를 바탕으로 1975년 General Electric사에서는 엔진 Nose에 방빙장치를 적용하였다. 항공기 엔진의 결빙 보호장치는 흡입구를 포함하여 엔진 Nose에 적용된다. 간혹 엔진 블레이드에도 결빙 보호장치를 적용하는 특수한 경우가 있으나, 엔진 블레이드의 원심력으로 인해 결빙 보호장치가 거의 필요하지 않다. 윈드실드의 경우 투명한 전기전도성 재료를 사용하여 결빙을 제거하는 방식으로 1981년 Boeing사에서 출원한 특허가 해당된다. 대기자료 시스템은 외부에 돌출된 형상 특성상 결빙 보호장치가 필수적으로 적용된다.

최근에는 결빙 보호장치의 기존 역할인 방제빙을 포함하여 다른 기술과 융합하는 연구가 진행되고 있

다. 예를 들어, 낙뢰 보호장치(LPS; Lightning Protection System)와 열적인 상호충돌을 보완하는 연구[18]가 있다. 낙뢰 보호장치는 피격 시 피해를 최소화하기 위해 낮은 열전도율이 요구되기 때문이다. 2005년에는 항공기의 스텔스를 위해 결빙 보호장치에 전파투과흡수제를 적용하는 특허를 출원하였다. 최근에는 항공기의 경량화를 위해 중량의 50% 이상을 복합재로 제작하는 경우가 많다. 이에 따라 2017년 Airbus사에서는 CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer Composites)를 고려한 결빙 보호장치와 2018년 Sikorsky Aircraft사에서는 회전익 항공기의 복합재 로터 블레이드에 전기열 방식 결빙 보호장치를 적용하는 특허를 출원하였다. 결과적으로 결빙 보호장치는 항공기의 핵심이 되는 부위에 따라 발전하였으며, 점차적으로 융합 및 고효율 기술로 연구를 진행하는 추세이다.

## 2.2 Hot-air anti-icing system (bleed)

열을 이용한 결빙 보호장치 중 대표적인 모델인 Hot-air (Bleed) 방식 결빙 보호장치는 엔진의 열을 이용한다. 이를 도식화하면 Fig. 2(Top)와 같으며, 엔진에서 발생한 뜨거운 공기를 가져와 날개 내부에서 분사시킨다. 이때 날개 스펠을 따라 뜨거운 공기가 나오는 긴 관을 Piccolo Tube라고 한다. Piccolo Tube에서 나온 공기는 전방에 위치하는 관으로 유입되어 정체점을 시작으로 날개 앞전 전체로 퍼지게 된다. 이를 통해 날개의 표면온도는 상승하고 증식한 결빙은 제거된다. 나아가 Runback Ice를 최소화하고 재결빙을 방지하기 위해 공기의 온도를 조절할 수 있는 제어장치도 장착되어 있다. Hot-air 방식은 뜨거운 공기가 복합재로 구성된 내부표면을 손상시킬 가능성이 있으므로 과열을 방지할 수 있는 센서가 반드시 필요하다[19-29].

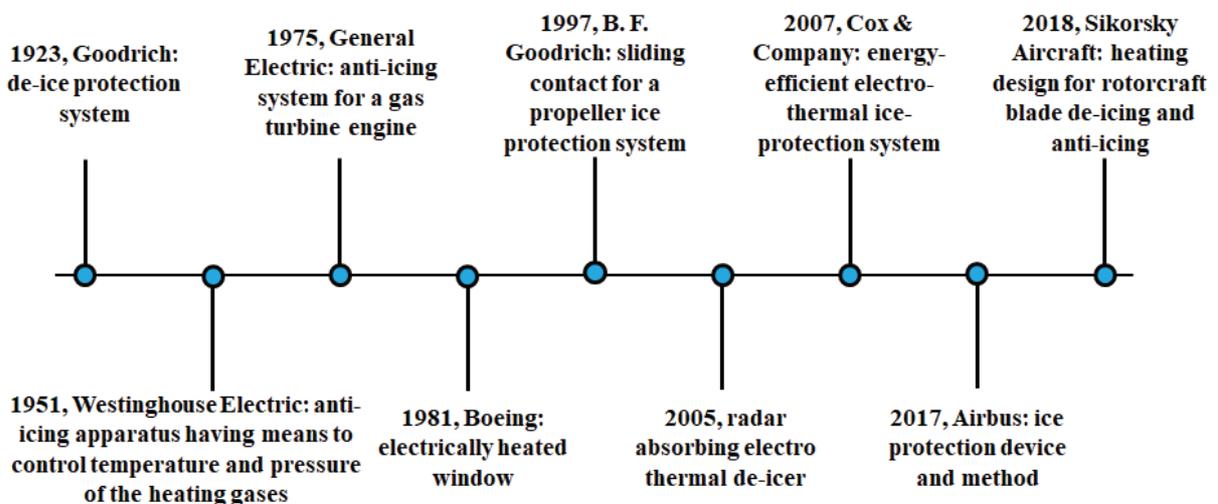


Fig. 1. Time-line of the patents applied to the aircraft ice protection system [16]

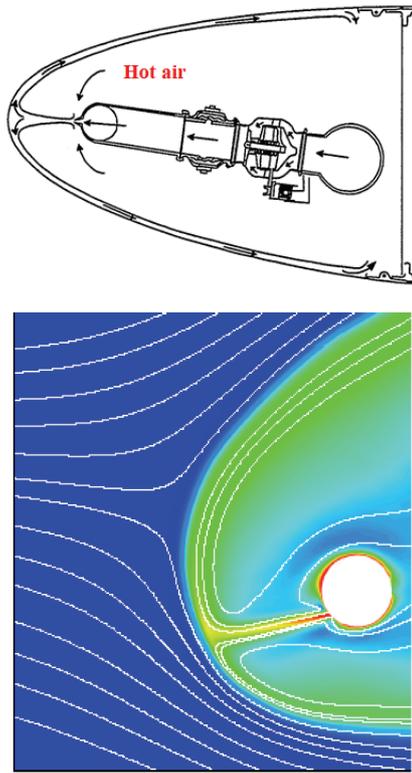


Fig. 2. Hot-air IPS (top) and CFD result (bottom) [30]

Piccolo Tube의 사이즈 및 위치, 공기의 물리량(속도 및 압력) 등 설계파라미터를 최적화하기 위해서는 CFD를 수행할 수 있다. Fig. 2(Bottom)는 상용소프트웨어를 활용한 Hot-air 방식의 해석결과이다[30]. CFD를 통해 두께를 고려한 표면온도 예측 및 복합재 손상 여부 판단 등을 풍동시험 전에 진행할 수 있다.

### 2.3 Electro-thermal anti/de-icing system

Hot-air 방식의 단점을 보완하고 에너지 효율성을 갖춘 결빙 보호장치는 전기적인 열을 활용한 Electro-thermal 방식이다. Electro-thermal 방식은 Fig. 3(Top)과 같이 복합재 위에 열선(Heater)을 적층하고 열선에 전기적인 열을 발생시킨다[31-35]. Electro-thermal 방식은 온도조절이 자유로우므로 방빙 및 제빙 모두 가능하다. Electro-thermal 방식의 최대 장점은 뛰어난 공간 활용성이다. Hot-air 방식과 달리 차지하는 면적이 확연히 작으므로 항공기 무게감소 및 단순화에 기여한다. 그리고 열선을 구역별로 나누어 필요한 부위에 열을 집중시킬 수 있어 효율적인 방제빙이 가능하다. Electro-thermal 방식의 단점은 항공기의 자체 에너지를 소모하기 때문에 보호 면적이 넓거나 가혹한 결빙 환경에 처할 시 높은 전기 에너지를 필요로 하게 된다.

Figure 3 (Bottom)은 ANSYS FENSAP-ICE를 사용하여 Electro-thermal 방식 방제빙 해석결과이다[10].

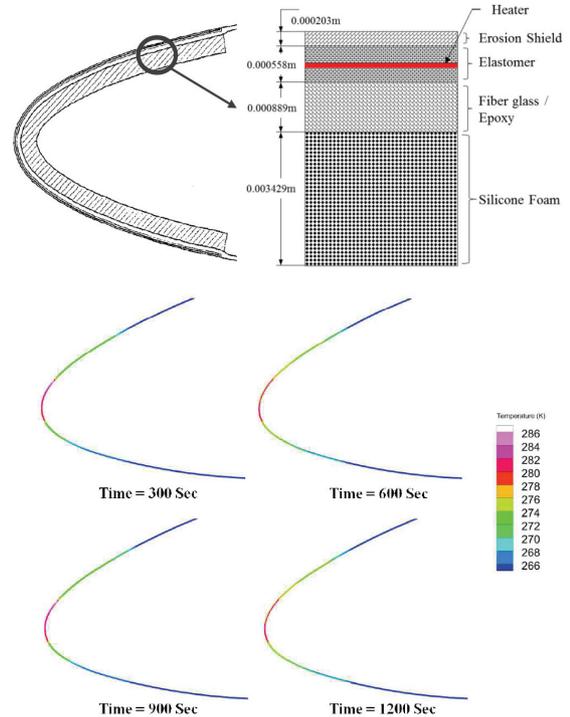


Fig. 3. Electro-thermal IPS (top) and temperature distribution (bottom) [10]

날개 앞전의 온도가 시간에 따라 빙점 이상을 유지하므로 방제빙이 제대로 이루어졌음을 알 수 있다. 소모되는 전기 에너지를 최적화하기 위해서는 다양한 결빙 조건에서 CFD를 진행해볼 필요가 있다.

### 2.4 기타 anti/de-icing system

Hot-air (Bleed) 및 Electro-thermal 방식 이외 개발된 여러 가지 방제빙 장치가 존재한다. 먼저 보편적인 방법으로는 화학 혼합용액인 제빙액을 활용하는 Fluid Protection System이 있다. 제빙액의 내/외부 분사 방식에 따라 두 가지로 구분할 수 있다. 내부 분사 방식은 Fig. 4(Top)와 같이 날개 앞전에 있는 수많은 구멍에서 제빙액을 방출하여 결빙을 바람과 함께 날려 보내는 방식이다. 이러한 모습이 마치 눈물을 흘리는 현상과 비슷하여 통칭 'Weeping Wing', 혹은 개발업체인 TKS (Tecalmit-Kilfroast-Sheepbridge Stokes)의 명칭을 따서 TKS System이라고 한다. 비교적 단순한 구조라는 장점이 있지만, 제빙액에 관련된 무게 및 항력 증가와 Runback Ice 생성이 불가피한 단점이 있다. 1980년대 초에 NASA Lewis Research Center에서 연구가 활발히 진행된 적이 있다[36-39]. 외부 분사 방식은 Fig. 4(Bottom)와 같이 계류 중인 항공기의 표면에 제빙액을 가열된 물과 함께 직접 살포한다. SAE AMS 1428 및 AMS 1424에 상황에 따른 여러 가지 혼합용액 타입이 있으며, 제한시간 이내 이륙해야하는 점과 토양 오염 등이 고려되어야 한다.



Fig. 4. Fluid protection system (top) and de-icing before takeoff (bottom)

Fluid Protection System과 달리 엔진이 발생시키는 전기에너지를 활용하면서, Hot-air (Bleed) 및 Electro-thermal 방식보다 저 소비전력의 결빙 보호장치는 PIIP (Pneumatic Impulse Ice Protection System)가 있다. PIIP는 1990년대에 미국에서 선행 개발된 결빙 보호장치의 한계를 극복하고 고효율 결빙 보호장치를 개발하는데 주안점을 둔다. 작동방식은 Fig. 5와 같이 공기 압축기에서 짧은 시간 내 튜브에 높은 압력을 전달하여 표면의 결빙을 제거하는 방식이다. PIIP는 기존 Pneumatic Boot 방식과 달리 압력이 수십 배 크고 변형률이 작으며, 이를 수치적으로 비교하면 Table 1과 같다[40,41]. 효율이 높지만 관리한계와 수명 등이 설계에 반영되어야 한다.

Coating 방식은 표면 처리를 통해 결빙의 접착력을 약화시킨다. Coating 처리 방식에는 크게 두 가지로 구분할 수 있는데, 매끄러운 재료에 중점을 두는 Icephobic Coating (SHS; Super-hydrophobic Surface, Fig. 6(a))과 Stress-localized 원리 기반[42]의 다공성 물질을 활용한 SLIPS (Slippery Liquid-Infused Porous Surface, Fig. 6(b))가 해당된다. SHS에는 흑연 및 PTFE (Polytetrafluorethylene)[43], PDMS (Polydimethylsiloxane)[44], Elastomer[45], Nanocomposite[46] 등의 재료 및 기술이 연구에 활용되고 있다. 이 중 마찰계수가 극히 낮은 것으로 알려져 있는 PDMS는 결빙의 접착력을 99% 감소시킨다. Fig. 7은 언급한 재료 및 기술에 따른 접착력(전단력)을 나타낸다. 비교 대상인 Baseline은 FRP의 접착력이며, Hard 및 Soft Coating은 시중에서 판매되는 일반 코팅제이다. SHS 및 SLIPS 방식을 활용하여 항공기 엔진에 적용 및 비교를 진행한 사례가 있다[47].

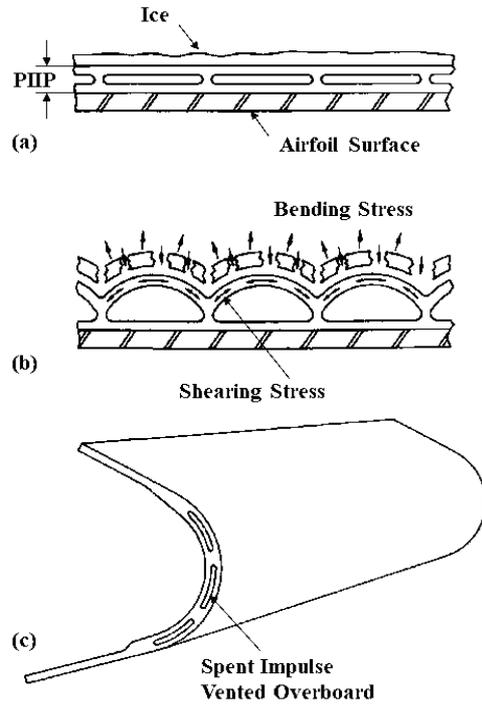


Fig. 5. a) Deflated PIIP, b) inflated pneumatic PIIP and c) PIIP cross-section [40]

Table 1. Comparison of PIIP and pneumatic boot

Description	PIIP	Pneumatic Boot
Displacement, in.	0.030-0.050	0.25 - 0.38
Inflation time, s	0.000050	0.5 - 6
Pressure, psi	400-1500	18

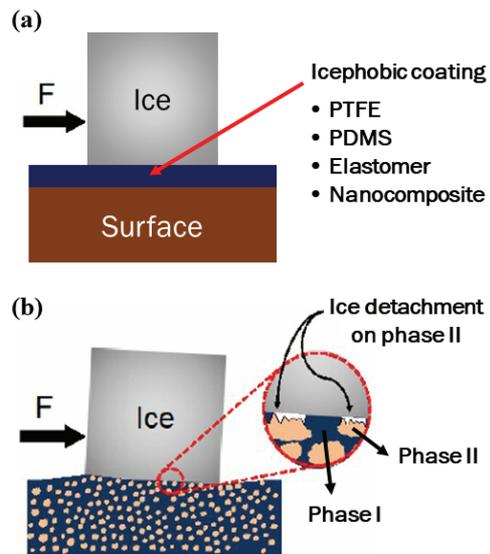


Fig. 6. Schematic of (a) icephobic coating and (b) SLIPS [42]

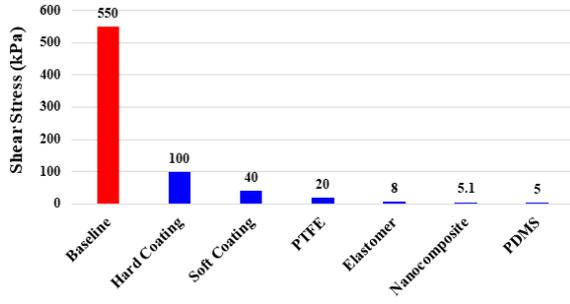


Fig. 7. Ice adhesion shear stress of icephobic coating

높은 압력을 활용하는 Pneumatic 방식이 아닌 전기적인 신호를 활용한 Electro-pulse 방식에는 두 가지가 있다. 먼저 Electro-Expulsive De-Icing System (EEDS)은 두 개의 전도체를 겹치도록 설치한 뒤 상반된 전류를 인가하여 발생된 자기장으로 서로 떨어지게 만드는 구조이다. 이때 발생된 힘(Repulsive Electro-magnetic Force)은 높은 전류로 순식간에 방전되도록 설계된다. 표면에 증식된 결빙은 Fig. 8과 같이 EEDS의 구부러진 형상을 통하여 제거된다.

Electro-Impulse De-Icing System (EIDI)는 높은 전류를 원주모양의 코일에 인가하여 표면에 증식된 결빙을 제거하는 방식이다. Fig. 9의 코일에 전류가 흐르면 자기장이 유도되어 Doubler에 작은 변위(Displacement)가 발생하게 된다. 이는 표면의 결빙에 순간적으로 높은 가속력이 부과되어 크랙 및 분리를 일으킨다. 코일은 날개 Leading edge의 위아래 두 군데에 장착되어 결빙으로부터 보호한다[48].

앞서 설명한 Electro-pulse 방식은 결빙을 제거할 수 있는 충분한 성능을 가지고 있지만 날개 앞전 영역을 충분히 제거하지 못할 수도 있다. 이를 보완하기 위해 결빙 보호장치를 Hybrid로 구성한 Electro-Mechanical Expulsive De-Icing System(EMEDS)가 개발되었다. Fig. 10과 같이 날개 앞전 영역은 열선으로 보완하고 이외 영역은 Electro-Expulsive를 설치

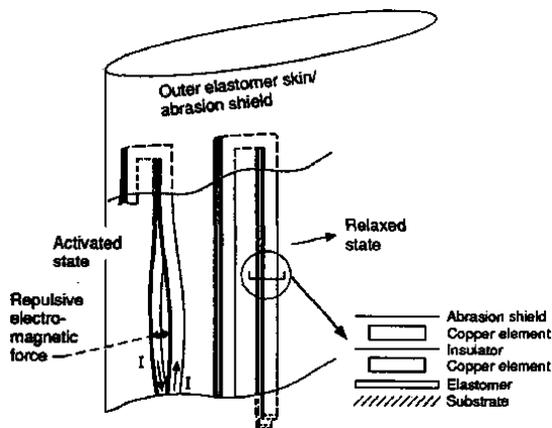


Fig. 8. Schematic of electro-expulsive de-icing system (EEDS) [48]

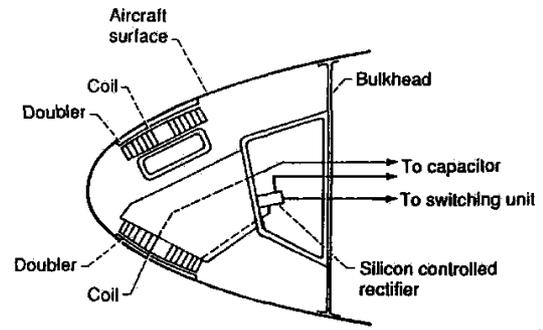


Fig. 9. Schematic of electro-impulse de-icing (EIDI) system [48]

하여 날개 앞전의 대부분을 보호하도록 설계되었다 [49,50]. 이러한 방식은 날개 앞전 형상을 매끄럽게 설계할 수 있도록 기여하였으며 Thermal/Mechanical의 혼합으로 결빙을 효과적으로 제거할 수 있지만 과도한 에너지 소모로 효율이 떨어지는 단점이 있다.

방제빙을 위한 일반적인 방법은 열을 가하여 녹이거나 표면을 팽창시켜 제거하는 방식이다. 이러한 방식은 에너지 소모 측면에서 매우 민감하고 날개 앞전 이외 후반부의 얇은 층까지 제거하지 못한다. 반면에 Shape Memory Alloy (SMA) 방식은 높은 제빙 수준을 초과하지 않는 한 형상을 주기적으로 변형시켜 효율적인 방빙을 수행한다. Fig. 11을 보면 SMA의 표면이 좌우로 팽창하면서 결빙을 분리시키고 있다. 고작 0.2% 미만의 표면 변형률로 방제빙 성능 요구도를 충분히 만족하는 것으로 보고된다[51-53]. 응력 및 변형률 등 최적화된 SMA는 로터 블레이드 및 프로펠러에 적용될 수 있다.

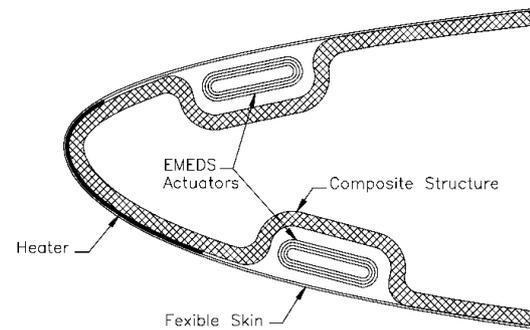


Fig. 10. Schematic of electro-mechanical expulsive de-icing system (EMEDS) [50]

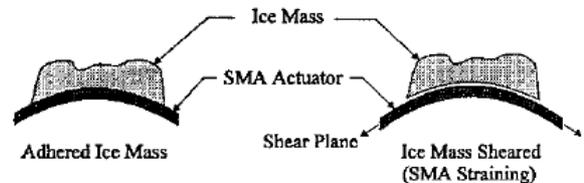


Fig. 11. Schematic of shape memory alloy (SMA) ice shearing de-bonding [51]

## 2.5 항공기 결빙 감지장치

결빙 감지장치는 결빙의 증식을 감지하고 적시에 신속한 대응을 위한 장치이다. 효율적이면서도 안전한 방제빙을 수행하기 위해서는 결빙 감지장치의 설치가 수반된다. 항공기 결빙 감지장치는 일반적으로 광학 장비이며, 빛을 사용하여 Probe에 있는 물질의 불투명도와 광학 굴절률을 실시간으로 측정한다. 불투명도의 변화는 유빙(Rime Ice)으로, 굴절률의 변화는 무빙(Glaze Ice)으로 식별하여 조종사에게 결빙 증식률을 전송한다. 이외 기타 결빙 감지장치는 아래와 같다.

- Visual Observe: Wind Shield를 통해 결빙 생성 여부를 판단하고 야간에는 조명을 활용
- Knife Edge Cutter: 표면에 결빙이 증식한 경우 필요한 회전 토크의 증가를 감지하는 방식
- Orifice: 앞면의 작은 구멍에 결빙이 증식하여 압력 신호가 차단되는 것을 감지
- Vibration: 진동 신호를 부과하여 결빙으로 인해 주파수가 낮아지는 경우 결빙을 감지

Vibration 방식의 경우 1960년대 말에 Rosemount Aerospace사에서 처음으로 개발되었다. Fig. 12는 Vibration 방식의 대표적인 형상을 나타내고 있으며, 진동을 위한 Probe 부위와 Probe의 진동제어 및 방빙을 위한 Strut 부위로 나누어져 있다. Strut은 항력을 최소화하기 위해 공기역학적으로 디자인된다. Fig. 13의 세부 구성을 살펴보면 진동 신호를 부과 및 측정을 위한 Coil과 Magnet이 있다. Drive Coil에 교류 전류가 흐르면 자기장이 발생하고 결빙으로 인해 특정 주파수(40,000 Hz)에 도달하게 되면 공진을 발생시키도록 설계되었다. 이후 Feedback Coil을 통해 진동 신호(결빙 증식)를 전달한다[54-56].

항공기는 한정된 공간 내 다양한 구성품이 설치되어 구조적으로 복잡하다. 이러한 점을 보완하기 위해 결빙 감지장치를 무선 통신으로 작동시켜 불필요한 전기적 요소를 제거하였다. 무선 통신 결빙 감지장치는 Fig. 14와 같이 통신을 위한 안테나와 작동을 위



Fig. 12. Configuration of vibrating probe ice detector (Rosemount Aerospace Inc.)

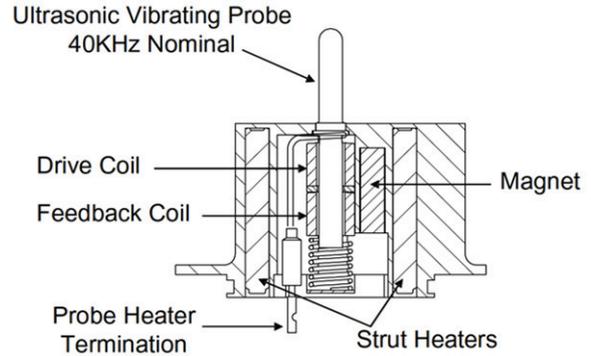


Fig. 13. Cross-section of vibrating probe ice detector [54]

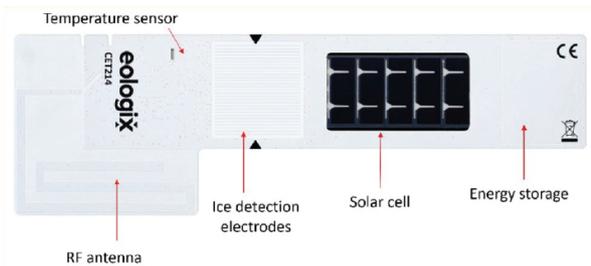


Fig. 14. Wireless ice detector [57]

한 Solar Cell, 배터리 등으로 구성된다. 결빙 감지는 전기적인 성질인 전도와 유전율을 통해 이루어지고 현재 비행시험이 완료된 상태이다[57]. Solar Cell로 자가 유지가 가능한 무선 통신 결빙 감지장치는 항공기에 고효율 에너지와 구조를 단순화하는데 기여할 수 있다. 특히 결빙 감지장치가 적용되지 않은 소형항공기 등에 비상 신호로 적용하여 최소한의 안전 요구도를 제공할 수 있을 것이다.

공기 중에 부유하는 얼음 결정(Ice Crystal)의 농도로만 결빙 감지를 할 수 있다면 결빙 감지장치를 비돌출형 즉, 매립형으로 설계할 수 있다. PDP (Particle Detection Probe)는 Fig. 15와 같이 항공기 표면에 매립되어 얼음 결정의 개수를 실시간으로 탐지하여 조종사에게 해당 정보를 전달한다[58]. 매립형 결빙 감지장치는 해당 비행시험을 통해 신뢰성이 검증되었고 추후 TWC (Total Water Content)의 정확도 향상 연구에 따라 결빙 감지 수준 및 범위를 확장시킬 수 있을 것으로 판단된다. 특히 얼음 결정 중 SLD (Supercooled Large Droplets)는 항공기 결빙 현상 중 가장 치명적인 요소이므로 Laser Beam (LIDAR)을 활용한 얼음 결정의 체적 식별에 관한 연구도 병행되고 있다[59].

항공기 결빙 감지장치의 정상적인 작동을 위해서는 설치 위치가 중요하다. 설치위치는 항공기 운용영역의 전 비행조건에서 모든 크기의 액적(Appendix C & Ideally Appendix O)을 탐지할 수 있는 장소이어야 한다. 설치위치의 주요 요소는 액적의 거동이



Fig. 15. PDP installed on Convair 580 [58]

없는 빈 공간(Shadow Distance)이며, 이 공간의 높이는 항공기의 형상과 속도, AoA, Angle of Side Slip, 액적의 크기 등에 따라 결정된다. 액적의 크기의 경우 항공기마다 주어진 비행환경에 따라 Shadow Distance가 최대가 되는 결정적인 크기가 존재한다. 결빙 감지장치의 Strut은 모든 크기의 액적을 포착하기 위해 충분히 길어야 한다. 길게 설계된 Strut은 높은 LWC의 액적을 포착할 수 있으나 방빙에 필요한 에너지가 추가적으로 소모되고 결빙 감지에 있어 너무 민감하게 설계되지 않도록 유의하여야 한다. 위 사항들을 포함한 Shadow Distance는 CFD 해석을 통해 결정된다.

결빙 감지 장치는 항공기 이외에 풍력 발전기에도 적용된다. 풍력 발전기에 발생한 결빙은 전력 생산에 악영향을 미치게 되므로 결빙 증식에 대한 즉각적인 대응이 필요하다. 풍력 발전기는 항공기와 달리 결빙 감지장치를 설치할 수 있는 부분이 한정적이고 결빙이 주로 블레이드에 생성되는 특징이 있다. 따라서 나셀에 설치되는 일반적인 형태의 Probe는 풍력 발전기의 실시간 결빙탐지에 충분하지 않다. 그럼에도 불구하고 현재는 일반 항공기와 유사하게 Visual Observe 및 Vibration 방식이 채택되고 있다[60]. 추후에는 1~2 mm 두께의 결빙에도 성능이 급격히 감소하는 풍력 발전기를 위해 정밀하고 민감한 결빙 감지장치의 개발이 필요할 것으로 판단된다. 최근에는 풍력 발전기의 블레이드에 직접 부착하도록 무선 통신 결빙 감지장치가 적용되었다.

### 2.6 결빙 보호장치의 적용 사례

항공기 결빙 보호장치는 고정익 및 회전익 항공기에 모두 적용된다. 일반적으로 서로 결빙 보호장치가 적용되는 부위와 개념은 같으나 외형과 운용특성에 따라 약간의 차이를 보인다.

고정익 항공기의 제작업체인 보잉과 에어버스 등은 비슷한 형태의 결빙 보호장치를 적용한다. 대표적으로는 중형 여객기인 B-787이 있으며, 결빙 보호장치의 적용 부위는 Fig. 16과 같다. 정면으로 보았을 때 얼음 알갱이가 직접 부딪힐 수 있는 Wind Shield, Probe, Engine Inlet Cowl[61], Wing 등에 결빙 보호



Fig. 16. Ice protection system (fixed wing) for B-787 Dreamliner

장치를 적용한다. Engine과 Wing에는 엔진에서 발생되는 열로 상시 방빙이 가능하다. 특히 Hot-air (Bleed) 방식 결빙 보호장치는 엔진출력의 일부를 차지하는데, 일반적인 Turbofan 항공기는 엔진의 약 13%의 에너지를 소모하고, Ultrahigh-bypass 항공기는 Core Flow가 낮아 약 30%의 에너지를 소모한다. 터보프롭 엔진을 사용하는 록히드마틴의 C-130 항공기는 프로펠러에 결빙 보호장치를 Fig. 17과 같이 적용하였다. 효과적인 방제빙을 위하여 프로펠러에 방빙 및 제빙을 혼용하였는데, 먼저 열로 결빙의 접착력을 약화시키면 공력 및 원심력으로 프로펠러의 결빙을 제거하는 방식이다[62].

회전익 항공기의 대표 제조사인 Sikorsky는 70년이 넘는 오랜 시간 동안 헬리콥터의 결빙 보호장치에 대한 연구를 수행해왔다. Sikorsky사의 다목적 쌍발 엔진 헬리콥터인 UH-60은 로터에 Fig. 18과 같이 전기열 방식 결빙 보호장치를 적용하였다. Main 로터 앞전 영역을 4개의 Zone으로 분리하여 각 Zone에는 시간에 따라 전압을 주기적으로 인가하였다[63-65]. Zone 1과 3에서 일차적으로 생성된 결빙을 제거한 뒤 Zone 2와 4에서 남은 잠재적인 혹은 Runback Ice를 제거한다. 모든 Zone에 대해 일정한 전력으로

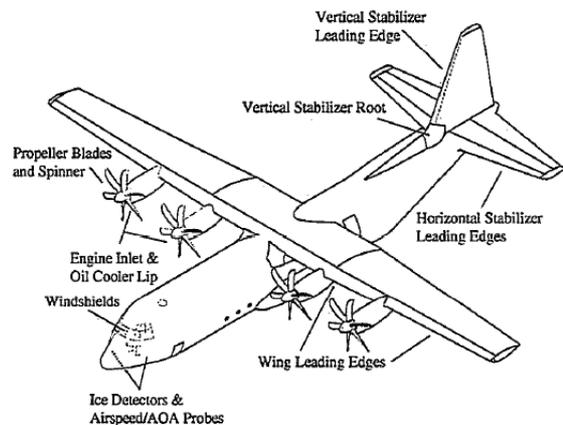


Fig. 17. Ice protection system (fixed wing) for C-130J [62]

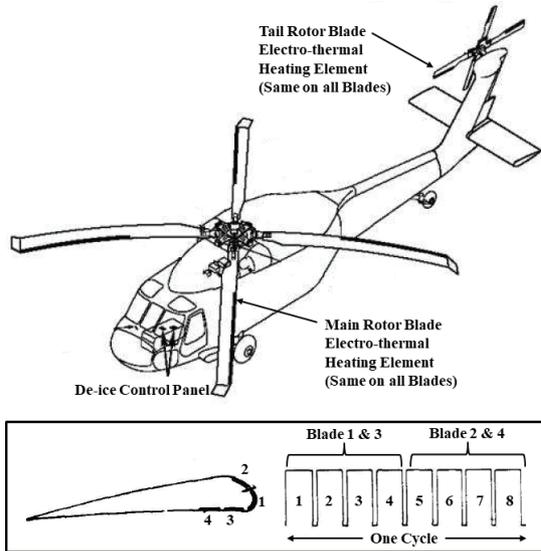


Fig. 18. Ice protection system (rotorcraft) for UH-60M [63,64]

방제빙하는 방식에 비해 더 효과적이다. 반면 Tail 로터 앞전은 Zone을 따로 구분하지 않고 전력인가 주기만 적용하였다. 이외 기종 S-92A 및 S-76D에 대해서는 비보호 결빙 영역에 대한 고찰을 수행하였다 [66,67].

국내의 경우 전기열 방식 결빙 보호장치를 적용한 KUH-1(수리온)의 체계결빙 운용능력에 대한 감항성을 입증받았다. '15~'16 1차 결빙시험을 시작으로 '17~'18 2차 비행시험을 통해 요구도를 충족하였다. 이를 통해 헬기 중 결빙 운용능력이 가장 뛰어난 UH-60과 동급으로 -30°C의 결빙지역에서도 수리온을 운용할 수 있게 되었다[68].

### III. 결빙 보호장치의 전망

앞서 설명한 결빙 보호장치들을 구현하기 위한 형태는 구조적으로 추가적인 장치를 설치하거나 결빙을 방지하는 물체를 보유하는 방식이다. 이는 자연스럽게 항공기의 무게를 증가시키게 되는데, 최근 항공기에 복합재가 다양하게 접목되는 만큼 복합재 자체를 발열시켜 방제빙하는 연구가 진행되고 있다. 먼저 발열온도를 예측하기 위해 유한요소해석을 수행하고 탄소섬유 시편에 DC 전류를 Fig. 19와 같이 인가하여 표면온도 변화를 적외선 카메라를 이용하여 측정하였다. 탄소섬유의 우수한 열적 및 전기적 성질을 발열체로 활용한 것으로 탄소섬유-에폭시 이외에 산화 구리(CuO) 및 산화 아연(ZnO) 계열 WCF(Woven Carbon Fiber) 등 나노 고분자에도 적용되고 있다. Fig. 20은 이를 열화상 카메라로 촬영하고 시간에 따른 발열 온도를 기록한 결과이다. 산화 아연 계열 나노고분자의 경우 최대 110°C의 표면온도가 관찰되었

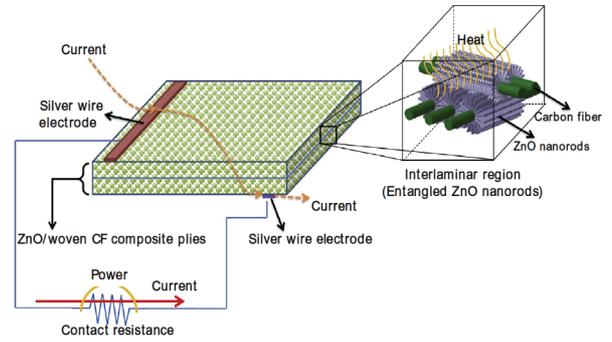


Fig. 19. A schematic of electrical resistive heating of ZnO/woven CF composite [71]

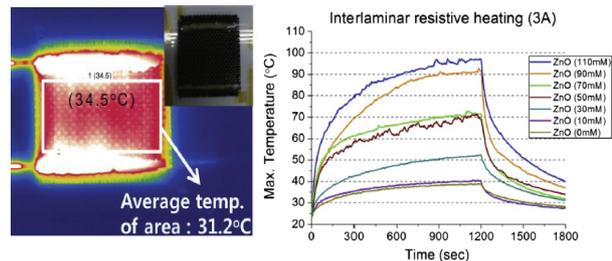


Fig. 20. Infrared thermographic analysis (left) and temperature during resistive heating (right) of ZnO/woven CF composite [71]

으며 발열시간 및 전류, 고분자 농도 등에 따라 다양한 온도 분포를 나타낸다[69-72]. 자체발열이 가능한 섬유강화 복합재는 기존의 복잡한 구조의 결빙 보호장치의 상당한 대안이 될 수 있지만, 코팅 및 Life Cycle 등에 대한 고찰이 필요하다.

기존의 결빙 보호장치는 많은 전력을 소모하는 단점이 있어 이를 보완하기 위해 초음파(Ultrasonic)을 활용한 연구가 진행되었다. 금속판에 약 27 KHz에서 32 KHz의 초음파를 가하면 표면의 결빙이 즉시 균열 및 표면으로부터 분리된다[73]. Fig. 21은 금속판에 2.28mm에서 3.81mm 두께의 결빙을 생성하고 초음파로 실험하는 장면이다. 이때 수평면의 전단력을

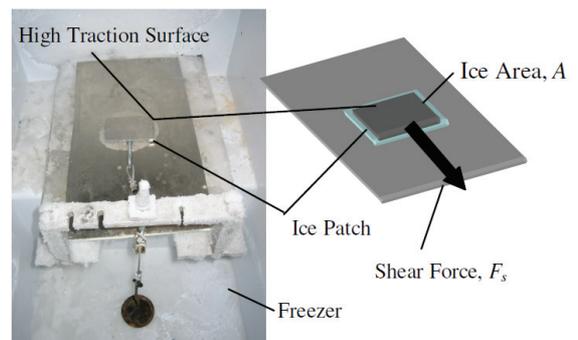


Fig. 21. Ice adhesion measurement rig via ultrasonic [73]

모사하기 위해 결빙 위에 얇은 철판(High Traction Surface)이 활용되었다. Table 2의 초음파 구동에 필요한 전력량은 Electro-thermal 방식 대비 약 6%로 측정되었고, airfoil 형태는 FEM 해석결과 25% 전력량이 필요한 것으로 예측된다. 이러한 초음파 결빙 보호장치는 열에 취약한 구조에 비교적 낮은 전력으로 운용이 가능할 것으로 판단된다.

과학기술이 발전함에 따라 UAV(Unmanned Aerial Vehicle)는 인간이 수행하기 힘든 일을 대신 수행한다. 전투 및 정찰, 통신 등과 같은 다양한 현대전 임무에 사용되는 UAV는 크기에 따라 운용영역이 제한되는데, 이때 결빙은 운용영역에 영향을 미치는 요소 중 하나이다. UAV 날개에 증식된 결빙은 일반 항공기에 미치는 영향과 유사하게 양력을 감소시키고 항력을 증가시켜 UAV 생존에 위협이 된다. 일반적으로 UAV는 크기가 작으므로 결빙 보호장치 설계 시 무게와 형상에 제약이 크게 받는 특징이 있다. 따라서 UAV의 결빙 보호장치는 고효율이면서 동시에 크기가 작은 소형의 결빙 보호장치(주로 전기열 방식)가 요구된다.

Figure 22는 MQ-4C Triton UAV의 결빙 보호장치 적용부위를 나타내며[74], 주로 날개 앞전에 결빙 보호장치를 설치하거나 엔진이 장착되는 경우에는 흡입구에도 적용한다. 앞서 설명했다시피 UAV는 공간 문제로 높은 효율의 결빙 보호장치가 필요한데, 결빙이 증식했을 때 결빙 보호장치에 전원을 공급하는 등의 제어 알고리즘이 활용될 수 있다.

Table 2. Comparison of power required

Type of IPS	Power required (W/m <sup>2</sup> )
Ultrasonic (plate)	500
Ultrasonic (airfoil)	2,000
Electro-thermal (airfoil)	Higher than 7,750
Electro-thermal (wind turbine)	Higher than 4,313

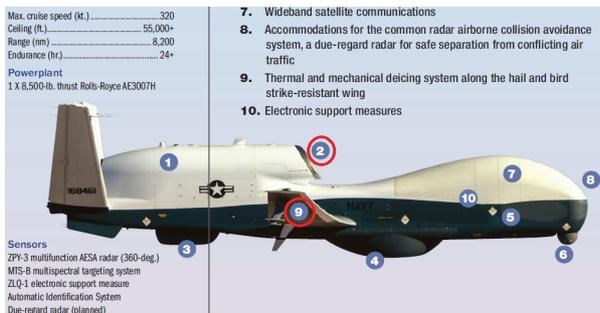


Fig. 22. Ice protection system for UAV [74]

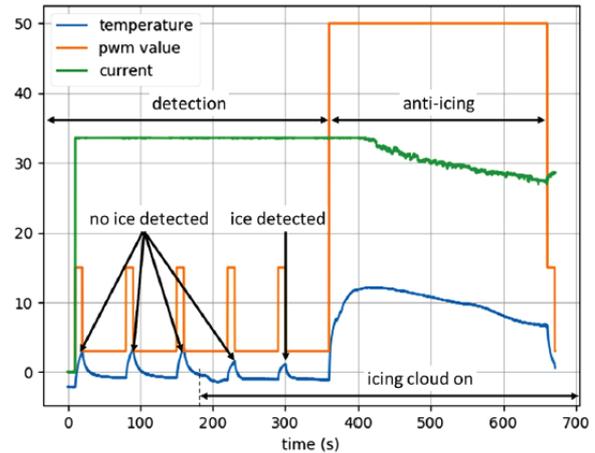


Fig. 23. Measurements of temperature, power setting (PWM) and current for UAV [76]

Figure 23은 전기열 방식 결빙 보호장치에 주기 제어방법인 PWM (Pulse Width Modulation)을 적용하여 효율을 증가시킨 사례이다[75-77]. 미 공군의 경우, MQ-1 Predator 초기 모델이 공간부족 및 중량문제로 결빙 보호장치를 장착할 수 없었고, 이로 인해 실제 전투에서 결빙으로 3대 이상이 추락하였다. 이후 MQ-4 Triton 및 MQ-9 Reaper를 크게 개조시켜 날개에는 전기열 및 기계적 제빙장치를, 엔진에는 전기열 방빙장치 등을 적용함으로써 결빙 환경에서의 운용능력을 개선시켰다[78]. 미 공군의 사례와 같이 단순 공간의 확장으로 문제를 해결할 수 있지만 효율에 관련된 연구는 지속적으로 필요하다.

최근에는 능동 유동제어를 위해 개발된 높은 AC 또는 Nanosecond 펄스 전압으로 이온 가스를 방출시키는 Dielectric Barrier Discharge 플라즈마 작동기를 항공기 방빙에 적용하는 연구가 수행되고 있다[79].

한편 결빙 보호장치는 항공기뿐만 아니라 풍력발전기의 블레이드에도 동일하게 적용된다. 풍력발전기의 주변 대기온도가 낮고 습도가 높으면 블레이드 표면에 결빙이 발생하게 된다. 이러한 현상은 결빙 무게로 인한 진동 및 결빙과편으로 인한 안정성 등에 영향을 미친다. 특히, 풍력블레이드의 날개 앞전에 증식하여 효율을 최대 30% 감소시킨다[80,81]. 풍력발전기 결빙의 경우 항공기와 달리 원심력(Centrifugal Force)을 방빙에 활용할 수 있는 차이가 있다. 풍력발전기의 결빙 보호장치는 항공기와 유사하게 Hot-air 및 Pneumatic Boot, Electro-thermal 방식 등을 채택하고 있다[82,83].

Table 3은 항공기 결빙과 풍력발전기의 결빙 간 특성을 비교하였다. 항공기 결빙은 12km 고도 사이에서 비행 중 갑작스럽고 치명적이면서 관성력으로 인해 짧은 시간 내 발생한다. 반면 풍력발전기의 결빙은 레이더를 사용하는 항공기와 다르게 지상 250m

**Table 3. Comparison of icing characteristics between aircraft and wind turbine [82]**

Section	Aircraft	Wind turbine
General	Sudden, fatal, short, expensive	Unavoidable, gradual, long, remote
Cloud	0~12km Supercooled large droplet, ice crystal	0~250m from the ground Freezing rain, etc
Iced area	Leading edge	Leading edge and other areas
Ice sensor	Non-shadow region	Tip of blade (not nacelle or tower)
Exposed time	45, 30, 45/2 mins.	Hours, days
Anti/de-ice	Boot, hot-air Retrofittable	Hot-air, boot (due to centrifugal force)
Surface ice	Instability due to asymmetric roughness	Fatigue
Instrument	Pitot tube malfunction	Anemometer/wind vane malfunction
Lifetime	30 years	15~20 years

부근에서의 결빙을 회피할 수 없고 점진적으로 긴 시간에 걸쳐 일어난다. 또한 항공기 결빙에서 가장 취약한 부위는 날개의 앞전이지만 풍력발전기는 블레이드의 앞전을 포함하여 운영모드에 따라 달라진다.

#### IV. 결 론

1920년대부터 결빙 보호장치 개발을 시작하여 수많은 풍동시험 및 전산 시뮬레이션, 비행시험 등을 통해 성능이 향상되었다. 초기에는 결빙을 수시로 제거(De-icing)하는데 초점을 두었다면 현재는 고효율 및 실시간 방빙(Anti-icing)에 주안점을 두었다. 결빙 보호장치 개발에 있어 물리적인 방식 이외 전기 및 화학, 재료 등의 다양한 분야가 활용되었고 항공기뿐만 아니라 풍력발전기 및 UAV 등에도 적용되었다.

항공기 결빙 보호장치의 가장 보편적인 결빙 보호장치는 Hot-air (Bleed) 방식과 Electro-thermal 방식, Fluid Protection 방식이다. 특히, Electro-thermal 방식은 우수한 공간 활용성과 높은 효율성을 바탕으로 현재까지도 연구가 활발히 진행되고 있다. 이는 유명 항공기 제조사의 고정익 및 회전익 항공기 날개

와 엔진 Inlet에 적용된 사례를 통해서도 관찰할 수 있다. 전기와 물리적인 방식을 혼합한 Hybrid 결빙 보호장치는 방제빙에 우수한 성능을 발휘했으나 무게 및 복잡성, 정비성 등의 이유로 퇴보하게 되었다.

결빙 보호장치의 효율을 극대화하기 위해서는 결빙 감지장치의 설계가 수반된다. 현재 광학 및 진동을 활용한 결빙 감지장치가 존재하지만, 결빙 증식에 즉각적이면서도 정확한 방제빙 수준을 제공할 수 있는 LIDAR, TWC, Particle 분석 등에 관한 연구가 확대되고 있다. 그리고 결빙 감지장치는 비행영역에서 당면할 수 있는 모든 결빙조건(Appendix C&O)에 대해 정상적으로 작동할 수 있는 장소에 설치되어야 하며 설계단계에서 CFD를 통한 검증이 이루어져야 한다.

초음파 및 자체발열 결빙 보호장치 등은 고효율과 단순화에 큰 기여를 할 수 있다. 무게에 민감한 항공기 특성상 다양한 분야를 접목한 경량화 및 효율에 대한 연구는 지속될 것으로 전망된다. 또한, UAV의 발전에 따라 PAV 및 UAM 등은 결빙 보호장치의 새로운 패러다임을 불러올 수 있다. 저고도 대류권의 고온다습한 환경에서도 문제없이 운용할 수 있는 소형항공기용 결빙 보호장치와 기준이 필요하다.

#### 후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다. (NRF-2017R1A5A1015311)

#### References

- 1) Jung, S. K., Lee, C. H., Shin, S. M., Myong, R. S., Cho, T. H., Jeong, H. H. and Jung, J. H., "An Investigation of Icing Effects on the Aerodynamic Characteristics of KC-100 Aircraft," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 6, 2010, pp. 530~536.
- 2) 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.
- 3) Mikkelsen, K., Mcknight, R., Ranaudo, R. and Perkins, JR. P., "Icing Flight Research-Aerodynamic Effects of Ice and Ice Shape Documentation with Stereo Photography," *AIAA Paper 85-0468*, 1985.
- 4) Potapczuk, M. G., Al-Khalil, K. M. and Velazquez, M. T., "Ice Accretion and Performance Degradation Calculations with LEWICE/NS," *AIAA Paper 93-0173*, 1993.

- 5) Bragg, M. B., Hutchison, T., Merret, J., Oltman, R. and Pokhariyal, D., "Effect of Ice Accretion on Aircraft Flight Dynamics," *AIAA Paper 2000-0360*, 2000.
- 6) Son, C., Oh, S. and Yee, K., "Ice Accretion on Helicopter Fuselage Considering Rotor-Wake Effects," *Journal of Aircraft*, Vol. 54, No. 2, 2017, pp. 500~518.
- 7) Son, C. and Yee, K., "Procedure for Determining Operation Limits of High-Altitude Long-Endurance Aircraft Under Icing Conditions," *Journal of Aircraft*, Vol. 55, No. 1, 2018, pp. 294~309.
- 8) Weener, E., *Lessons from Icing Accidents and Incidents*, NTSB Experimental Aircraft Association, 2011.
- 9) Gent, R. W., Dart, N. P. and Cansdale, J. T., "Aircraft Icing," *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, Vol. 358, No. 1776, 2000, pp. 2873~2911.
- 10) 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, 2016, pp. 1~9.
- 11) Raj, L. 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, 2020, 105659.
- 12) Gent, R. W., "Ice Detection and Protection," *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, 2010.
- 13) Landsberg, B., *Safety Advisor: Aircraft Icing*, AOPA Air Safety Foundation, 2008.
- 14) Landsberg, B., *Safety Advisor: Aircraft Deicing and Anti-icing Equipment*, AOPA Air Safety Foundation, 2004.
- 15) Calay, R. K., Holdø, A. E. and Mayman, P., "Experimental Simulation of Runback Ice," *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No. 2, 1997, pp. 206~212.
- 16) Filho, A. F., "Aircraft Ice Protection System Certification Plan Development," *Engineering Research: Technical Reports*, Vol. 5, No. 6, 2015, Article 5.
- 17) Albright, A. E., Kohlman, D. L., Schweikhard, W. G. and Evanich, P., "Evaluation of a Pneumatic Boot Deicing System on a General Aviation Wing Model," *NASA-TM- 82363*, 1981.
- 18) English, P., "Resolving the Conflicting Requirements of Aircraft Lightning Protection and In-Flight Ice Protection," *2015 International Conference on Lightning and Static Electricity (ICOLSE 2015)*, 2015.
- 19) Pellissier, M. P. C., Habashi, W. G. and Pueyo, A., "Design Optimization of Hot-air Anti-icing Systems," *AIAA Paper 2010-1238*, 2010.
- 20) Addy, H. E., Oleskiw, M., Broeren, A. P. and Orchard, D., "A Study of the Effects of Altitude on Thermal Ice Protection System Performance," *AIAA Paper 2013-2934*, 2013.
- 21) Bu, X., Lin, G., Yu, J., Shen, X. and Hou, P., "Numerical Analysis of a Swept Wing Hot Air Ice Protection System," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, 2013, pp. 1507~1518.
- 22) Domingos, R., Papadakis, M. and Zamora, A., "Computational Methodology for Bleed Air Ice Protection System Parametric Analysis," *AIAA Paper 2010-7834*, 2012.
- 23) Lee, J., Rigby, D., Wright, W. and Choo, Y., "Analysis of Thermal Ice Protection System (TIPS) with Piccolo Tube Using State-of-the-Art Software," *AIAA Paper 2006-1011*, 2012.
- 24) Morency, F., Brahimi, M., Tezok, F. and Paraschivoiu, I., "Hot Air Anti-icing System Modelization in the Ice Prediction Code CANICE," *AIAA Paper 98-0192*, 2013.
- 25) Papadakis, M. and Wong, S. H., "Parametric Investigation of a Bleed Air Ice Protection System," *AIAA Paper 2006-1013*, 2012.
- 26) Papadakis, M., Wong, S. H., Yeong, H. W. and Wong, S. C., Vu, G. T., "Experimental Investigation of a Bleed Air Ice Protection System," *SAE Technical Paper 2007-01-3313*, 2007.
- 27) Papadakis, M., Wong, S. H., Yeong, H. W. and Wong, S. C., "Icing Tests of a Wing Model with a Hot-Air Ice Protection System," *AIAA Paper 2010-7833*, 2012.
- 28) Wang, H., Tran, P. and Habashi, W. G., "Anti-Icing Simulation in Wet Air of a Piccolo System using FENSAP-ICE," *SAE Technical Paper 2007-01-3357*, 2007.
- 29) Wong, S. H., Papadakis, M. and Zamora, A., "Computational Investigation of a Bleed Air Ice Protection System," *AIAA Paper 2009-3966*, 2009.
- 30) Habashi, W. G., "Recent Progress In Unifying CFD and In-Flight Icing Simulation," *Proceedings of ICFD 2010 ICFD10-EG-30I11*, 2010.
- 31) Al-Khalil, K. M., Horvath, C., Miller, D. R. and Wright, W. B., "Validation of NASA thermal ice protection computer codes. III - The

validation of ANTICE," *AIAA Paper 97-0051*, 1997.

32) 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, 2012, pp. 100~106.

33) Ahn, G. B., Jung, K. Y., Jung, S. K., Shin, H. B. and Myong, R. S., "Investigation of the Performance of Anti-Icing System of a Rotorcraft Engine Air Intake," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 3, 2013, 1225~1348.

34) Ahn, G. B., Jung, K. Y. and Myong, R. S., "Numerical and Experimental Investigation of Ice Accretion on Rotorcraft Engine Air Intake," *Journal of Aircraft*, Vol. 52, No. 3, 2015, pp. 903~909.

35) Jung, S., Raj, L. 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, 2020, 106174.

36) Kohlman, D. L., Schweikhard, W. G. and Evanich, P., "Icing-Tunnel Tests of a Glycol-Exuding, Porous Leading-Edge Ice Protection System on a General Aviation Airfoil," *AIAA Paper 81-0405*, 1981.

37) Kohlman, D. L. and Schweikhard, W. G., "Icing-Tunnel Tests of a Glycol-Exuding, Porous Leading-Edge Ice Protection System," *Journal of Aircraft*, Vol. 19, No. 8, 1982, pp. 647~654.

38) Albright, A. E. and Kohlman, D. L., "An Improved Method of Predicting Anti-icing Flow Rates for a Fluid Ice Protection System," *AIAA Paper 84-0023*, 1984.

39) Albright, A. E., "A Summary of NASA's Research on the Fluid Ice Protection System," *AIAA Paper 85-0467*, 1985.

40) Martin, C. A. and Putt, J. C., "Advanced Pneumatic Impulse Ice Protection System (PIIP) for Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 29, No. 4, 1992, pp. 714~716.

41) Shin, J. and Bond, T. H., "Results of a Low Power Ice Protection System Test and a New Method of Imaging Data Analysis," *NASA Technical Memorandum*, 1992.

42) Irajizad, P., Al-Bayati, A., Eslami, B., Shafquat, T., Nazari, M., Jafari, P., Kashyap, V., Masouidi, A., Araya, D. and Ghasemi, H., "Stress-Localized Durable Icephobic Surfaces," *Materials Horizons*, 2019.

43) Gonzales, J. and Sakaue, H., "Creation of an Icephobic Coating using Graphite Powder and PTFE Nanoparticles," *SAE Technical Paper 2019-01-1979*, 2019.

44) Ma, L., Zhang, Z., Liu, Y. and Hu, H., "An Experimental Study to Evaluate the Droplet Impinging Erosion Characteristics of an Icephobic, Elastic Soft Surface," *SAE Technical Paper 2019-01-1997*, 2019.

45) Orchard, D., Chevrette, G., Maillard, D. and Khoun, L., "Testing of Elastomer Icephobic Coatings in the AIWT: Lessons Learned," *SAE Technical Paper 2019-01-1994*, 2019.

46) Veedu, V., Thapa, S. and Arumugam, G.K., "Advanced Nanocomposite Low Adhesion Icephobic Coating for Aerospace Applications," *SAE Technical Paper 2019-01-1996*, 2019.

47) Tian, L., Liu, Y., Li, L. and Hu, H., "An Experimental Study to Evaluate Hydro-/Ice-Phobic Coatings for Icing Mitigation over Rotating Aero-engine Fan Blades," *SAE Technical Paper 2019-01-1980*, 2019.

48) Bond, T. H., Shin, J. and Mesander, G. A., "Advanced Ice Protection Systems Test in the NASA Lewis Icing Research Tunnel," *NASA Technical Memorandum*, 1991.

49) Al-Khalil, K. M., Ferguson, T. W. and Phillips, D. M., "A Hybrid Anti-Icing Ice Protection System," *AIAA Paper 97-0302*, 1997.

50) Al-Khalil, K., Ferguson, T. and Phillips, D., "A Hybrid Anti-icing Ice Protection System," *AIAA Paper 97-0302*, 1997.

51) Gerardi, J. J., Ingram, R. B. and Catarella, R. A., "A Shape Memory Alloy Based De-Icing System for Aircraft," *AIAA Paper 95-0454*, 1995.

52) Myose, R. Y., Horn, W. J., Hwang, Y., Herrero, J., Huynh, C. and Boudraa, T., "Composite Laminates with Shape Memory Alloys for Leading Edge Deicing," *SAE Technical Paper 1999-01-1585*, 1999.

53) Gerardi, J. J., Ingram, R. B. and Caterella, R., "Wind-tunnel Test Results for a Shape Memory Alloy Based De-icing System for Aircraft," *American Helicopter Society International Icing Symposium Proceedings*, Montreal, 1995.

54) Jackson, D. G. and Goldberg, J. I., "Ice Detection Systems: A Historical Perspective," *SAE 2007-01-3325*, 2007.

55) SAE International, "Minimum Operational Performance Specification for In-Flight Icing Detection Systems," *EUROCAE ED-103 & SAE*

- AS5498, 2009.
- 56) *Primary and Advisory Ice Detection Systems*, Goodrich Sensor Systems Brochure, 2002.
- 57) Schlegl, T., Moser, M., Loss, T. and Unger, T., "A Smart Icing Detection System for Any Location on the Outer Aircraft Surface," *SAE Technical Paper 2019-01-1931*, 2019.
- 58) Davison, C., Chalmers, J. and Fuleki, D., "NRC Particle Detection Probe: Results and Analysis from Ground and Flight Tests," *SAE Technical Paper 2019-01-1933*, 2019.
- 59) Anderson, K. J. and Ray, M. D., "SLD and Ice Crystal Discrimination with the Optical Ice Detector," *SAE Technical Paper 2019-01-1934*, 2019.
- 60) Homola, M. C., Nicklasson, P. J. and Sundsbø, P. A., "Ice Sensors for Wind Turbines," *Cold Regions Science and Technology*, Vol. 46, No. 2, 2006, pp. 125~131.
- 61) Kazula, S. and Hoschler, K., "Ice Detection and Protection Systems for Circular Variable Nacelle Inlet Concepts," *CEAS Aeronautical Journal*, Vol. 11, 2020, pp. 229~248.
- 62) Burick, R. A. and Ryan, R. J., "FAA Certification of the Lockheed Martin C-130J Transport Ice Protection System," *AIAA Paper 99-4016*, 1999.
- 63) Flemming, R. J., "A History of Ice Protection System Development at Sikorsky Aircraft," *SAE Technical Paper 2003-01-2092*, 2003.
- 64) Flemming, R. J., "US Army UH-60M Helicopter Main Rotor Ice Protection System," *SAE Technical Paper 2007-01-3301*, 2007.
- 65) "Rotor Blade Electrothermal Ice Protection Design Considerations," *SAE Aerospace Information Report AIR1667A*, 2002.
- 66) Flemming, R. J. and Alldridge, P. J., "Sikorsky S-92A<sup>®</sup> and S-76D<sup>™</sup> Helicopter Rotor Ice Protection Systems," *SAE Technical Paper 2007-01-3299*, 2007.
- 67) Bernstein, B. C. and Flemming, R. J., "Certification of Sikorsky S-92A<sup>®</sup> Helicopter Ice Protection System: Meteorological Aspects of Tanker Tests and Natural Icing Flights," *SAE Aircraft and Engine Icing International Conference Paper 2007-01-3299*, 2007.
- 68) Choi, J. H., "Significance and Direction of Development of Icing Flight Test of the Surion Helicopter," *Aerospace Magazine (in Korean)*, Vol. 13, No. 1, 2019, pp. 9~20.
- 69) Deka, B. K., Hazarika, A., Kong, K., Kim, D. Y., Park, Y. B. and Park, H. W., "Interfacial Resistive Heating and Mechanical Properties of Graphene Oxide Assisted CuO Nanoparticles in Woven Carbon Fiber/Polyester Composite," *Composites: Part A*, Vol. 80, 2016, pp. 159~170.
- 70) Kong, K., Cheedarala, R. K., Kim, M., Roh, H. D., Park, Y. B. and Park, H. W., "Electrical Thermal Heating and Piezoresistive Characteristics of Hybrid CuO-Woven Carbon Fiber/Vinyl Ester Composite Laminates," *Composites: Part A*, Vol. 85, 2016, pp. 103~112.
- 71) Kong, K., Deka, B. K., Kim, M., Oh, A., Kim, H., Park, Y. B. and Park, H. W., "Interlaminar Resistive Heating Behavior of Woven Carbon Fiber Composite Laminates Modified with ZnO Nanorods," *Composites Science and Technology*, Vol. 100, 2014, pp. 83~91.
- 72) Kim, M., Kong, K., Kim, N., Park, H. W., Park, O., Park, Y. B., Jung, M., Lee, S. H. and Kim, S. G., "Experimental and Numerical Study of Heating Characteristics of Discontinuous Carbon Fiber-Epoxy Composites," *Composites Research*, Vol. 26, No. 1, 2013, pp. 72~78.
- 73) Palacios, J., Smith, E. and Rose, J., "Instantaneous Deicing of Freezer Ice via Ultrasonic Actuation," *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 6, 2011, pp. 1158~1167.
- 74) Drew, J., "No Place To Hide," *Aviation Week and Space Technology*, November 27-December 10, 2017, pp. 50-51 & 56-57.
- 75) Hann, R., "UAV Icing: Ice Accretion Experiments and Validation," *SAE Technical Paper 2019-01-2037*, 2019.
- 76) Hann, R., Borup, K., Zolich, A., Sorensen, K., Vestad, H., Steinert, M. and Johansen, T., "Experimental Investigations of an Icing Protection System for UAVs," *SAE Technical Paper 2019-01-2038*, 2019.
- 77) Hann, R., "UAV Icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for Anti-Icing Loads," *AIAA Paper 2019-1286*, 2019.
- 78) Haulman, D. L., "U.S. Unmanned Aerial Vehicles in Combat, 1991-2003," 2003. URL: <https://www.afhra.af.mil/Portals/16/documents/Studies/AFD-070912-042.pdf>.
- 79) Liu, Y., Kolbakir, C., Hu, H. and H. Hu, "A Comparison Study on AC-DBD Plasma and Electrical Heating for Aircraft Icing Mitigation," *AIAA Paper 2018-0167*, 2018.
- 80) Park, J. H. and Myong, R. S., "Atmospheric

Icing Effects on the Aerodynamic Characteristics and Performance of Wind Turbine Blade," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 1 2014, pp. 134~143.

81) Park, J. H., Jung, K. Y. and Myong, R. S., "Computational Prediction of Icing Effects on Aerodynamic Characteristics of a Wind Turbine Blade," *Journal of Computational Fluids Engineering*,

Vol. 18, No. 3, 2013, pp. 51~59.

82) Myong, R. S., "Atmospheric Icing Effects on Aerodynamics of Wind Turbine Blade," *Proceedings of the ASME 2013 IMECE2013-64085*, 2013.

83) Parent, O. and Ilinca, A., "Anti-Icing and De-Icing Techniques for Wind Turbines: Critical Review," *Cold Regions Science and Technology*, Vol. 65, No. 1, 2011, pp. 88~96.