

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(8), 611-620(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.8.611

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

착빙 해석의 표면 거칠기 모델 개선을 위한 착빙 풍동시험 연구

손찬규*, 민승인*, 김태성**, 김선태***, 이관중****

Icing Wind Tunnel Tests to Improve the Surface Roughness Model for Icing Simulations

Chankyu Son*, Seungin Min*, Taeseong Kim**, Sun-Tae Kim*** and Kwanjung Yee****

Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University* ****

Dept. of Wind Energy, Technical University of Denmark**

Agency for Defense Development***

ABSTRACT

For the past decades, the analytic model for distributed surface roughness has been developed to improve the accuracy of the icing simulation code. However, it remains limitations to validate the developed model and determine the empirical parameters due to the absence of the quantitative experimental data which were focused on the surface state. To this end, the experimental study conducted to analyze the ice covered surface state from a micro-perspective. Above all, the tendency of the smooth zone width which occurs near the stagnation point has been quantitatively analyzed. It is observed that the smooth zone width is increased as growing the ambient temperature and freestream velocity. Next, the characteristics of the ice covered surface under rime and glaze ice have been analyzed. For rime ice conditions, ice elements are developed as the opaque circular corn in the opposite direction of freestream. The height and interval of each circular corn are increased as rising the ambient temperature. For glaze ice conditions, numerous lumps of translucent ice can be observed. This is because the beads formed by gravity concentrate and froze on the lower surface.

초 록

수치해석을 이용한 항공기 착빙 형상 예측의 정확도 향상을 위하여 거칠기 분포 예측이 가능한 해석적 모델이 개발되고 있다. 그러나 표면의 상태에 대한 정량적인 실험 결과가 거의 없어 해석적 모델을 검증하고, 경험적인 변수를 결정하는데 어려움을 겪고 있다. 이에 본 연구에서는 표면의 상태를 미시적 관점에서 분석하기 위한 실험적 연구를 수행하였다. 우선, 착빙 환경 변수인 온도와 자유류 속도에 따른 매끈한 표면의 넓이의 관계를 정량적으로 파악하였다. 그 결과 대기 온도가 높고 자유류 속도가 증가할수록 매끈한 표면의 넓이가 증가하였다. 그 다음으로 서리 얼음 표면과 유리얼음 표면의 특성을 분석하였다. 서리얼음 조건에서는 불투명한 원뿔 형태의 얼음 요소들이 유동 반대 방향으로 성장하고, 대기 온도가 증가함에 따라 원뿔 얼음 요소들의 길이와 간격이 감소하는 것을 확인하였다. 유리얼음 조건에서는 반투명한 얼음 덩어리를 날개 아래면에서 관찰할 수 있었다. 이러한 원인은 중력의 영향이 큰 아래면에서 주로 리블렛이 형성되고, 이와 같이 형성된 리블렛이 집중하여 얼어붙었기 때문이다.

† Received : May 18, 2018 Revised : July 18, 2018 Accepted : July 20, 2018

**** Corresponding author, E-mail : kjyee@snu.ac.kr

Key Words : Icing Wind Tunnel Test(착빙 풍동 실험), Surface State(표면 상태), Smooth Zone(매끈한 영역), Circular Cone Ice Element(원뿔 얼음 요소)

Nomenclature

A_c	= Accumulation parameter
β	= Collection efficiency
c	= Chord length(m)
C_{col}	= Empirical parameter
d	= Width of smooth zone
Δs	= Width of the control volume(m)
h_b	= Bead height(m)
h_f	= Water film thickness(m)
LWC	= Liquid Water Contents(kg/m ³)
m_w	= Impinging mass of water(kg)
μ_w	= Viscosity of water film(kg/m·s)
MVD	= Mean Volumetric droplet Diameters(μ m)
ρ_{ice}	= Density of ice(kg/m ³)
θ_c	= Contact angle($^\circ$)
T_∞	= Freestream temperature($^\circ$ C)
τ	= Icing exposure time(s)
τ_w	= Wall shear stress(Pa)
V_∞	= Freestream velocity(m/s)

1. 서 론

항공기 착빙은 크게 서리 얼음(Rime ice)과 유리 얼음(Glaze ice)으로 구분할 수 있다. 서리 얼음은 주로 저온 저습한 환경에서 발생하는 것으로 알려져 있다. 과냉각 액적(Super cooled water droplets)이 날개에 충돌 즉시 얼어붙기 때문에 액적과 액적 사이에 기공(air pocket)이 형성되어 날개 표면에 증식한 얼음이 불투명하고 상대적으로 거친 표면이 형성된다. 유리 얼음은 상대적으로 고온 다습한 조건에서 생성된다. 유리 얼음 조건에서는 표면에 충돌한 액적이 즉시 얼어붙지 않고 수막(Water film)을 형성한다. 기공을 포함하지 않은 수막이 냉각 효과에 의해 응고되므로 얼음은 투명하고 그 표면이 매끈하다.

통상 대기 온도를 기준으로 서리 얼음과 유리 얼음을 구분하고 있다. $-10 \sim -15^\circ\text{C}$ 이하에서는 서리 얼음이, 그 이상에서는 유리 얼음이 발생하는 것으로 알려져 있다[1]. 그러나 대부분의 착빙 조건에서는 정체점에서 유리 얼음의 형태가, 날개 뒷전으로 가면서 서리 얼음의 형태가 되는 혼합 얼음(Mixed ice)이 생성된다. 정체점 영역에

서는 운동에너지가 열에너지로 전환되어 국부적으로 온도가 높게 나타나므로 유리얼음의 상태로 착빙이 발생하고, 정체점에서 멀어질수록 표면에 부착하는 액적의 질량이 작고, 대류 냉각의 효과가 커짐으로 서리 얼음의 특징이 나타난다. 또한 대기 온도 이외에도 자유류 속도, 대기 중 수증기 함유량(Liquid Water Contents, LWC), 액적 평균 직경(Mean Volumetric droplet Diameters, MVD) 등의 다양한 변수에 의해 착빙 특성이 결정되기 때문에 대기 온도를 기준으로 서리 얼음 또는 유리 얼음으로 특성을 구분하는 것은 한계가 있다.

정체점에서는 매끈한 유리 얼음이, 뒷전으로 갈수록 거친 서리 얼음의 특징으로 착빙이 발생한 항공기의 표면에서는 표면 거칠기와 열전달 특성의 변화가 발생한다. 정체점 영역의 매끈한 유리 얼음 표면에서는 층류 유동이 형성되고, 상대적으로 열전달 계수의 값이 작게 예측된다. 거친 서리 얼음 표면에서는 난류 유동으로 전이가 쉽게 발생하고 열전달 계수의 값이 크게 나타나게 된다. 착빙 형상은 대류에 의한 냉각(Convective cooling)에 지배적인 영향을 받기 때문에 표면의 거칠기 변화를 정밀하게 예측하기 위한 다양한 연구를 진행 중에 있다. 특히, 착빙 풍동(Icing Research Tunnel, IRT)이 항공기 착빙 관련 연구에 본격적으로 활용된 이후, 사진과 영상을 통해 착빙 조건에서 표면에 형성된 수막의 거동과 수막이 결빙된 얼음의 거칠기를 관측할 수 있게 되었다.

Olsen 등[2]은 실험을 통해 수막이 정체점에서 뒷전으로 이동하는 것과 날개 위치별로 거칠기의 변화가 나타나는 것을 관측하였다.

Hansman 등[3]은 실린더를 대상으로 혼합 얼음 조건에서 착빙 실험을 수행하고, 표면의 상태를 정성적으로 구분하였다. 정체점에서 매끈한 영역(Smooth zone)이 뒷전으로 갈수록 거친 영역(Rough zone)이 발생하는 것을 확인하였고, 이를 고려할 수 있는 다중 영역 모델(multi-zone model) 개발의 필요성을 제안하였다.

Shin 등[4]은 착빙 해석 시뮬레이션에 표면 거칠기를 고려하기 위한 경험적 모델을 개발하였다. Shin의 모델을 이용할 경우, 다른 실험이나 해석의 도움 없이 주어진 기상 조건에서 날개 전체의 표면 거칠기를 대표하는 유일한 값을 획득

할 수 있다. 비록 Shin 등[4]은 Hansman 등[3]의 연구에서 언급한 다중 영역을 고려할 수 없는 모델을 제안하였으나, 착빙이 발생하였음에도 매끈한 표면으로 가정하고 있던 기존의 착빙 시뮬레이션 기법의 한계를 극복하였다.

최근에서야 표면 거칠기의 분포를 고려하기 위한 연구가 진행되었다. Fortin 등[5]은 수막에 작용하는 공기의 전단력, 표면 장력, 중력을 고려하여 수막, 비드(Bead), 리블렛(Rivulet)으로 표면 상태를 구분하고 각각의 상태에 따라 표면의 거칠기를 결정할 수 있는 해석적 모델을 제시하였다. 그러나 착빙 형상과 함께 표면의 상태를 분석한 실험 결과가 거의 없어 개발한 모델을 적용하여 획득한 최종 형상을 실험과 비교함으로써 모델의 타당성 주장하였다. 실제 모델에서 구분하고 있는 표면의 상태에 대한 검증은 부재한 실정이다. 또한 충돌한 액적이 생성하는 수막의 높이와 수막이 형성되는 범위를 측정할 실험의 부재로 Fortin의 모델에 필요한 경험적 계수를 결정하는데 어려움을 겪고 있다. Fortin은 경험적 계수의 값을 변화시켜 다양한 착빙 형상을 획득하고, 획득한 착빙 형상이 실험과 가장 유사하도록 경험적 계수를 결정하였다. 따라서 Fortin의 모델을 적용하기 위하여 항상 부가적인 실험이 필요하다.

최근까지 수행된 표면 상태와 표면 거칠기를 고려하기 위한 수치적 연구는 실험을 통해 획득한 착빙 형상으로부터 표면 거칠기 정보를 유추하는데 그치고 있다. 이에 본 연구에서는 착빙 형상 획득과 함께 미시적 관점에서 서리얼음 및 유리얼음이 발생한 표면의 특징을 분석하는 실험적 연구를 수행하였다. 또한 정체점 영역에서 발생하는 매끈한 영역의 넓이를 정량적으로 획득하였다. 이를 통해 자유류 속도와 대기 온도에 따른 매끈한 영역의 넓이에 대한 경향을 분석하였다. 이를 통해 Fortin이 제시한 거칠기 분포 모델에 필요한 경험적 계수를 결정하고 추후 모델 개선을 위한 자료로 활용하고자 하였다.

II. 본 론

2.1 실험 장치

국내 착빙 풍동을 보유한 기관이 없어 덴마크 공과대학(Technical University in Denmark, DTU)에서 보유중인 착빙 풍동[6]을 활용하였다. 국내의 연구자가 직접 착빙 실험에 참가하여 착빙 풍동 실험의 절차와 방법을 파악하고자 하였다.

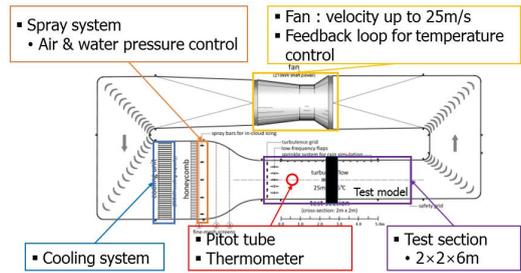


Fig. 1. Climate Wind Tunnel at DTU

본 실험을 위하여 사용된 착빙 풍동의 구성은 Fig. 1과 같다. Climate Wind Tunnel(CWT)로 명명된 이 착빙 풍동은 덴마크 FORCE Technology 社의 Hydro and Aerodynamics 부서와 DTU의 도시공학과가 공동으로 설계하였고, 2010년 설립되었다. 현재 풍동은 DTU에서 1.2km 떨어진 FORCE Technology 社에 설치되어 있고, 현재 FORCE Technology 社와 DTU가 공동으로 운영하고 있다.

초기 CWT는 교량의 케이블에 발생하는 착빙 현상에 대한 물리적인 특성을 파악하기 위한 연구를 중심으로 운용되었고, 최근 풍력 터빈 블레이드와 항공기 익형의 착빙 실험에 이용되고 있다.

CWT는 폐쇄형(Closed type) 풍동 내부에 저온 유지를 위한 열교환기(Cooling system)와 과냉각 액적(Super-cooled droplet) 분사를 위한 노즐이 일렬로 나열된 액적 분사 시스템이 장착되어 있다.

풍동의 재원은 Table 1에 제시되어 있다. 시험부(Test section)의 크기는 2×2×6m이며, 시험부에서의 최대 풍속은 30m/s의 아음속 풍동이다. 5m/s이하의 풍속에서는 열교환기를 가동하여 시험부 온도를 영하 10°C까지 낮출 수 있다. 그러

Table 1. Specification of climate wind tunnel

Property/dimension	Value
Test section inner cross-section	2.0 x 2.0m
Test section length	5.0m
Maximum airspeed	25m/s
Range of turbulence intensity	1% to 20%
Cloud air vapor density	0.4g/m ³
Droplet size	10 to 50μm
Minimum air temperature at max. speed	-5°C

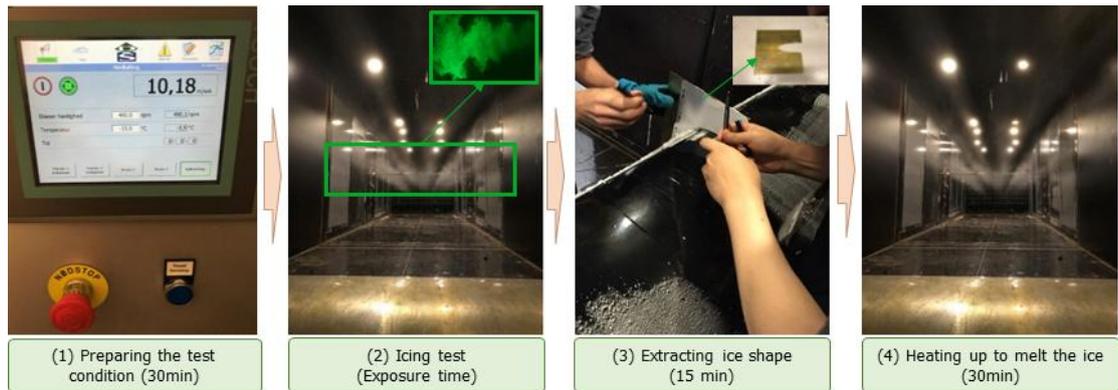


Fig. 2. Procedure of icing wind tunnel test

나 풍속을 증가시킬 경우, 유동의 운동 에너지에 의해 온도가 상승하게 된다. 최대 25m/s의 속도로 풍동을 가동할 경우, 일정하게 유지할 수 있는 시험부 내부 온도는 영하 5°C이다.

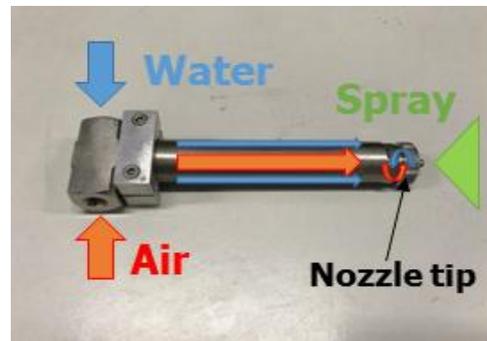
본 실험은 최대 15m/s의 풍속에서 수행되었으며, 이때의 난류 강도(turbulence intensity)는 약 10%이다.

2.2 실험 방법

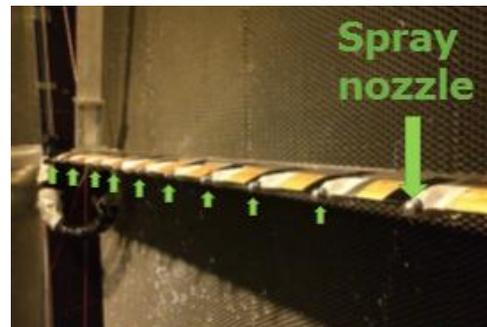
착빙 풍동 실험의 과정은 Fig. 2에 제시된 것과 같이 크게 (1) 실험 준비, (2) 착빙 실험, (3) 착빙 형상 및 데이터 획득, (4) 마무리 단계로 진행된다.

실험 준비 단계에서는 풍동 내부를 실험을 수행하기 위한 온도까지 떨어뜨리기 위하여 열교환기와 풍동 팬을 작동시킨다. 풍동 내부 온도가 일정하게 유지된 이후, 원하는 풍속을 얻기 위하여 풍동의 팬(Fan)을 가동할 경우, 풍동 내부 온도가 상승하기 때문에 풍동 팬 또한 대상이 되는 풍속으로 설정하여 풍동 팬과 열교환기를 동시에 가동한다. 풍과 온도에 따라 소요되는 시간의 차이는 있으나, 15m/s의 풍속에서 영하의 온도를 유지하기 위하여 약 30분이 소요된다. 시험부에 실험 모델을 장착하고 장시간 외기 온도에 노출되기 때문에 실험 모델의 표면 온도는 대기 온도와 같은 온도로 가정할 수 있다.

실험을 위한 풍속과 온도가 일정하게 유지되는 것을 확인 후, 착빙 실험을 수행한다. 착빙에 노출되는 시간을 설정하고, 액적 분사 시스템을 가동한다. Fig. 3의 액적 분사 시스템은 12개의 액적 분사 노즐(Droplet spray nozzle)로 구성되어 있다. 각각의 분사 노즐은 NACA0010의 날개 내부에 등간격으로 삽입되어 있고, 노즐의 끝(Nozzle tip)만 NACA0010 날개의 뒷전에 노출



(a) Single unit of droplet spray nozzle



(b) Droplet spray system

Fig. 3. Integrated Droplet spray system

되도록 제작되어 유동에 간섭을 최소화하였다. 각각의 액적 분사 노즐에는 공기와 물이 주입되고, 액적 분사 노즐의 끝에서 혼합되어 액적이 외부로 분사된다. 액적 분사 노즐로 주입되는 물과 공기의 압력을 조절하여 원하는 MVD와 LWC의 값을 얻을 수 있다.

착빙 노출 시간(τ) 이후, 액적 분사를 중단한다. 이후, 착빙 형상과 표면의 상태 등의 데이터를 획득한다. NASA 등에서 수행된 기존의 착빙

실험[7]은 최종의 착빙 형상만 제시하여 표면 거칠기 모델의 정확도를 높이기 위한 정보가 결여되어 있다. 본 실험에서는 최종의 착빙 형상 추출과 함께 매끈한 영역이 나타나는 위치를 표시하고, 표면의 상태를 사진으로 기록하여 이후 시뮬레이션 기법 개선을 위한 데이터로 활용할 수 있도록 하였다.

설정된 착빙 노출 시간이 되면, 액적 분사를 중단시킨다. 착빙 추출 및 표면의 상태를 기록하기 위한 촬영을 수행하는 중, 상온으로 시험부 온도가 높아져 얼음이 녹는 것을 막기 위하여 냉각 장치의 온도를 최저로 낮추고 5m/s의 풍속을 유지시킨다. 본 실험에서는 표면 상태를 분석하기 위하여 윗면(Top), 정면(Front) 및 아랫면(Bottom)의 표면을 사진으로 기록하였다.

착빙 형상은 날개의 가운데(y/b=50%)에서 획득하였다. 착빙 형상을 획득하기 위하여 날개 형태로 사전에 만들어놓은 구리판을 이용하였다. 실험 종료 전 가열한 구리판을 날개의 중앙에 삽입하여 얼음을 녹이고, 이후 구리판에 종이를 붙여 착빙 형상을 따라 펜을 이용하여 그려냄으로써 얼음의 단면 형상을 획득하였다. 이때, 착빙 형상과 함께 정체점 영역에서 나타나는 투명하고 매끈한 영역을 따로 표시하였다.

착빙 형상 정보를 획득한 이후, 냉각 장치의 가동을 중단한 상태에서 풍동 펜을 가동하여 15m/s의 풍속을 유지한다. 폐쇄형 풍동 전체의 온도가 상온이 되어 날개와 풍동 내부에 결빙된 얼음이 용해되고, 용해된 물은 풍동 바닥의 배수로를 통해 외부로 배출된다. 약 30분의 시간동안 풍속을 유지하여 풍동 내부를 건조시킨다.

매 실험 조건에서 앞서 설명한 네 가지의 단계인 (1) 실험 준비, (2) 착빙 실험, (3) 착빙 형상 및 데이터 획득, (4) 마무리 단계를 수행한다.

2.3 실험 조건

실험 대상은 시위길이 0.5m의 NACA0015 익형 대상으로 받음각 4°에서 실험하였다. 날개 표면 및 리브 등의 구조물은 발사나무로 제작되었고, 날개 외부는 전체를 매끈한 시트지로 부착하여 착빙 이전의 매끈한 표면을 구현하였다. 또한 검은색으로 처리하여 날개와 얼음의 구분을 용이하게 하였다.

착빙 풍동 실험은 각각의 단계에서 소요되는 시간이 많이 필요하기 때문에 일반 건조 풍동 실험에 비하여 많은 시간이 요구된다. (1) 실험 준비 단계는 약 30분, (3) 착빙 형상 및 데이터 획득 단계에서는 15분, 얼음을 녹이고 풍동을 건조시키는 (4) 마무리 단계는 약 30분이 소요되므로

Table 2. Test matrix

	MVD[μm]	LWC[g/m ³]	T _∞ [°C]	V _∞ [m/s]	τ [s]
1	14	2.9	-7	5	3000
2	14	2.9	-5	5	3000
3	14	2.9	-3	5	3000
4	14	1.9	-5	10	2300
5	14	1.9	-3	10	2300
6	14	1.9	-3	15	2000
7	14	1.45	-7	10	2300
8	14	1.45	-5	15	2000

(2) 순수 착빙 실험을 제외한 단계에서만 1시간 15분이 요구된다. 따라서 하루에 소화할 수 있는 실험 조건의 수가 제한적이다. 이에 실험의 수를 최소한으로 선정하였으나 서리 얼음, 혼합 얼음(Mixed ice), 유리 얼음 조건의 특성을 파악할 수 있도록 외기 조건을 조절하였다.

이때, 실린더를 대상으로 기 수행된 실험 정보를 반영하였다[8]. 온도의 범위는 -3 ~ -7°C, 풍속의 범위는 5 ~ 15m/s, LWC의 범위는 1.45 ~ 2.9g/m³으로 설정하였다. 구체적인 착빙 조건을 Table 2에 정리하였다.

실험을 위하여 사용한 풍동은 시험부에서 최대 30m/s의 풍속을 유지할 수 있다. 그러나 풍속 100m/s 전후의 NASA IRT에 비하여 유동 속도가 낮다. NASA IRT를 활용하여 수행된 착빙 실험과 동일한 노출시간을 적용할 경우, 현저히 작은 얼음이 예상되어 착빙 형상을 추출하는데 어려움이 있다. 이에 본 연구에서는 착빙의 주요 파라미터인 식 (1)의 Ac 축적 파라미터(Accumulation parameter)[9]를 NASA IRT에서 수행한 착빙 풍동 실험[7]과 동일하게 설정하기 위하여 착빙 노출 시간을 2000~3000초의 범위로 결정하였다.

$$Ac = \frac{\beta_{\max} LWC V_{\infty} \tau}{\rho_{ice}} \quad (1)$$

III. 결 과

3.1 착빙 형상(Ice Accretion Shape)

Table 2에 제시된 착빙 조건에서 획득한 얼음 형상의 단면을 Fig. 4에 제시하였다. 모두 날개의 중앙(z/b=50%)에서 획득한 착빙의 단면을 나타내었다. 앞서 언급한 것과 같이 얼음의 형상을 종이와 펜을 이용하여 획득하였다. 최근 정밀한 착빙 형상과 거칠기 정보를 획득하기 위하여 3D 스캐너

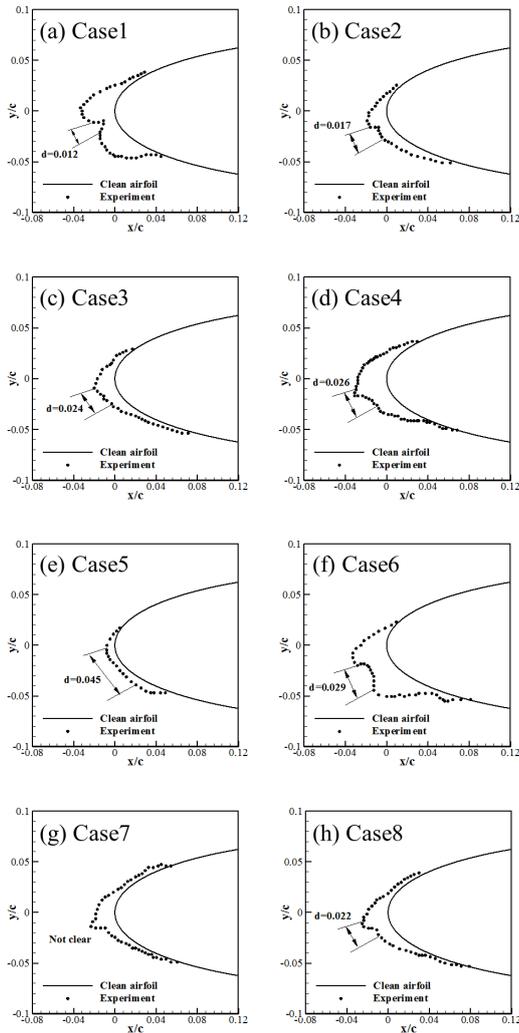


Fig. 4. Sectional Ice Accretion Shapes

를 활용한 결과도 발표되고 있다[10]. 주로 손으로 형상 추출이 어려운 랑스터 테일 형태의 착빙 형상 추출을 위하여 3D 스캐너를 이용하고 있다. 그러나 3D 스캐너를 이용한 형상 정보 획득과 후처리 과정에 많은 시간이 요구되어 다수의 착빙 조건에 이를 적용하는 것은 어려움이 있다. 또한 본 실험은 2차원 가정 하에 진행되어 후퇴각이 있는 3차원 날개에서 주로 발생하는 랑스터 테일은 관측되지 않았다. 따라서 본 실험에서는 착빙이 발생한 외각의 형상을 손으로 획득하고, 육안으로 구분할 수 있는 투명한 영역과 불투명한 영역을 구분하는데 초점을 두었다. 착빙 형상과 함께 투명하고 매끈한 영역의 넓이(d)를 시위 길이로 무차원화 하여 Fig. 4에 나타내었다.

본 실험은 15m/s 이하의 저속에서 수행되었기 때문에 모든 실험 조건에서 심각한 공기역학적 성능 감소를 야기하는 얼음 뿔이 발생하지 않았다. Son 등의 연구 [11]에서는 저속의 비행 조건일 경우, 표면에 충돌하는 액적의 질량이 작아 표면을 따라 흐르게 되는 Runback의 질량이 작고, 발생한 Runback을 집중적으로 결빙 시킬 만한 대류 냉각 효과가 작기 때문에 얼음 뿔이 발생하지 않는다고 하였다. 본 실험에서도 선행 연구와 같이 저속의 유동 속도에서 실험을 수행하였기 때문에 유리얼음 조건에서 착빙 형상의 특징 중에 하나인 얼음 뿔이 발생하지 않았다.

Shin 등[4]에 의해 개발되어 항공기 착빙 해석에 널리 사용되고 있는 표면 거칠기 모델[9]은 표면의 상태나 위치에 관계없이 착빙이 발생한 영역에 모두 일정한 값의 표면 거칠기 값을 제공한다. 이는 온도 경계층과 열전달 계수의 오류를 야기하여 착빙 형상의 예측 정확도를 떨어뜨리게 된다. 최근 Fortin 등[5]은 수막, 비드, 리블렛이 발생하는 표면 상태를 구분할 수 있는 물리적인 모델링을 제시하였고, Fortin의 모델은 각각의 표면 상태뿐만 아니라 위치별 표면 거칠기 분포를 제시하고 있다.

Fortin의 모델에서는 식 (2)의 현재 상태의 수막 두께와 식 (3)의 최저 수막 두께를 비교함으로써 표면의 상태를 결정한다. 계산된 수막의 두께가 최소 수막 두께보다 큰 경우, 표면은 수막 상태로 가정한다.

$$h_f = \sqrt{\frac{2\mu_w m_w}{\tau_w \rho_w \Delta s \Delta \tau} C_{cal}} \quad (2)$$

$$h_{f,\min} = \sqrt{\frac{\theta_c - \sin(\theta_c)\cos(\theta_c)}{2\sin(\theta_c)}} h_b \quad (3)$$

계산된 수막의 두께가 최소 수막 두께보다 작은 경우 리블렛과 비드가 형성된다고 가정하였다. 이때, 액적의 충돌이 없는 표면에서는 리블렛, 액적이 충돌하는 표면에서는 비드가 형성된다고 하였다. 이때, 수막의 두께는 표면의 조건을 판별하는데 가장 중요한 요인이다. 최소 수막 두께는 접촉각(contact angle)과 비드의 높이로 결정되고, 비드의 높이는 비드에 작용하는 중력, 표면 장력, 공기의 전단력으로부터 계산할 수 있다. 그러나 식 (2)의 수막 두께는 경험적 파라미터인 C_{cal} 이 포함되어 있다. 이 값은 0~100사이의 넓은 범위를 가지고 있고, 착빙 조건에 따른 값의 경향 또한 알려지지 않았다.

Fortin은 C_{aif} 을 조절하여 다수의 시뮬레이션을 수행하고, 실험을 통해 획득한 착빙 형상과 가장 유사한 결과를 얻을 수 있는 C_{aif} 을 경험적으로 결정하고 있다. 최종의 착빙 형상이 아닌, 수막이 발생한 위치와 범위를 정확하게 파악할 수 있다면 향후, 경험적 파라미터를 결정할 수 있기 때문에 본 연구에서는 매끈한 영역의 넓이와 위치를 정량적으로 관측하였다.

본 실험에서는 축적 파라미터를 일정하게 유지하여 최대 두께의 편차가 크게 나타나지 않았다. 그러나 Fig. 4에 나타난 것과 같이 착빙 조건에 따라 매끈한 영역의 넓이의 차이가 발생하는 것을 확인하였다. 착빙 조건에 따른 매끈한 영역의 넓이를 보다 정량적으로 비교하기 위하여 Fig. 5에 막대그래프로 나타내었다.

우선, LWC가 낮아 표면에 유입하는 액적의 질량이 작고, 낮은 대기 온도와 빠른 유동 속도로 인하여 대류 냉각이 크게 발생하는 Case 7에서는 정체점에서 서리얼음이 형성되어 매끈한 영역이 생성되지 않았다. Case 7 이외의 조건에서는 모두 정체점 영역에서 매끈한 영역이 형성되었다.

온도가 증가함에 따라 매끈한 영역의 넓이가 증가한다. Case 1, 2, 3은 대기 온도를 제외하고 다른 착빙 변수가 동일 조건에서 수행된 실험으로 온도가 증가함에 따라 매끈한 영역의 범위가 증가하였다. 이러한 결과는 유동 속도가 빠른 Case 4, 5와 Case 6, 8에서도 확인할 수 있었다.

다음으로 속도가 증가함에 따라, 매끈한 영역의 넓이가 증가하였다. 10m/s에서 수행한 Case 4의 경우, 5m/s에서 수행된 Case 2에 비하여 매끈한 영역의 범위가 보다 넓게 나타났다. Case 4는 LWC값이 작고 유동 속도가 빨라 대류 냉각 효과가 크게 나타남에도 불구하고 유동 속도의 증가로 액적이 가지고 있는 관성이 증가하여 부착 범위가 넓고, 단위 시간당 표면에 부착되는 액적의 질량이 증가하였다. 이로 인해 유속이 증가함에 따라, 매끈한 영역의 넓이는 증가한다.

본 실험에서는 매끈한 영역의 넓이를 정량적으로 관측하였다. 이를 활용하여 Fortin의 모델에서 경험적으로 사용하고 있는 계수의 값을 최종의 착빙 형상이 아닌, 매끈한 영역이 생성되는 넓이로 결정함으로써 보다 정밀한 표면 상태와 거칠기 분포 예측이 가능할 것으로 예상된다. 또한 본 실험에서 매끈한 영역의 넓이는 온도와 속도의 함수로 나타낼 수 있음을 확인하였다. 이를 이용하여 추후 경험적 계수를 속도, 온도의 함수로 나타냄으로써 보다 정밀한 거칠기 분포 모델

로 개선할 수 있을 것으로 예상된다.

3.2 표면 상태(Surface state)

매끈한 영역에서 서리얼음 또는 유리얼음으로 천이 이후 서리얼음과 유리얼음 표면의 특성을 파악하였다. Table 2에 제시된 착빙 조건에서 수행한 실험 결과를 Fig. 6에 나타내었다. 각각의 조건에서 날개의 윗면(Top), 전면(Front), 그리고 아랫면(Bottom)에 발생한 착빙 형상을 사진으로 제시하였다.

Figure 5에서 전면을 나타낸 사진을 살펴보면, 조건에 따라 두께의 차이는 있으나 모두 일관되게 아랫면과 윗면을 구분하는 선이 정체선(Stagnation line)을 따라 날개 길이 방향(Spanwise)으로 형성되었다. 타 착빙 실험에서도 동일한 현상을 확인할 수 있다. 정체점에서는 표면에 충돌하는 액적의 질량이 크고, 대류 냉각의 효과가 작아 표면에서 수막을 형성하고, 형성된 수막의 일부만 잠열을 잃고 얼음으로 상변화 한다. 따라서 투명하고 얇은 두께의 얼음이 정체점을 따라 형성된다.

정체점에서 뒷전으로 갈수록 표면에 충돌하는 액적의 질량은 감소하고, 대류에 의한 냉각 효과가 증가하여 표면에 충돌 즉시 액적은 잠열을 잃고 수막을 형성하기 전에 얼어붙는다. 이때, 액적 사이에 공기층(air pocket)이 형성되면서 불투명한 얼음이 생성된다. 혼합 조건에서 실험 결과 투명한 유리얼음 영역에서 불투명한 서리얼음 영역으로 천이가 발생하고, 그 천이점이 매우 얇아 육안으로는 천이 영역의 넓이를 확인할 수 없었다.

Figure 6(a)와 (b)에 해당하는 Case 1, 2는 5m/s의 풍속과 -5°C 와 -7°C 의 낮은 대기 온도에서, Fig. 6(g)의 Case 7은 풍속 15m/s의 -7°C 에서 서리얼음 영역이 날개 윗면에 형성되었다. 그러나 10m/s에서는 -5°C 이상의 온도에서 착

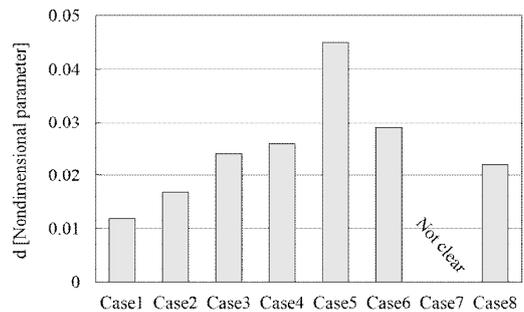


Fig. 5. Width of the smooth zone

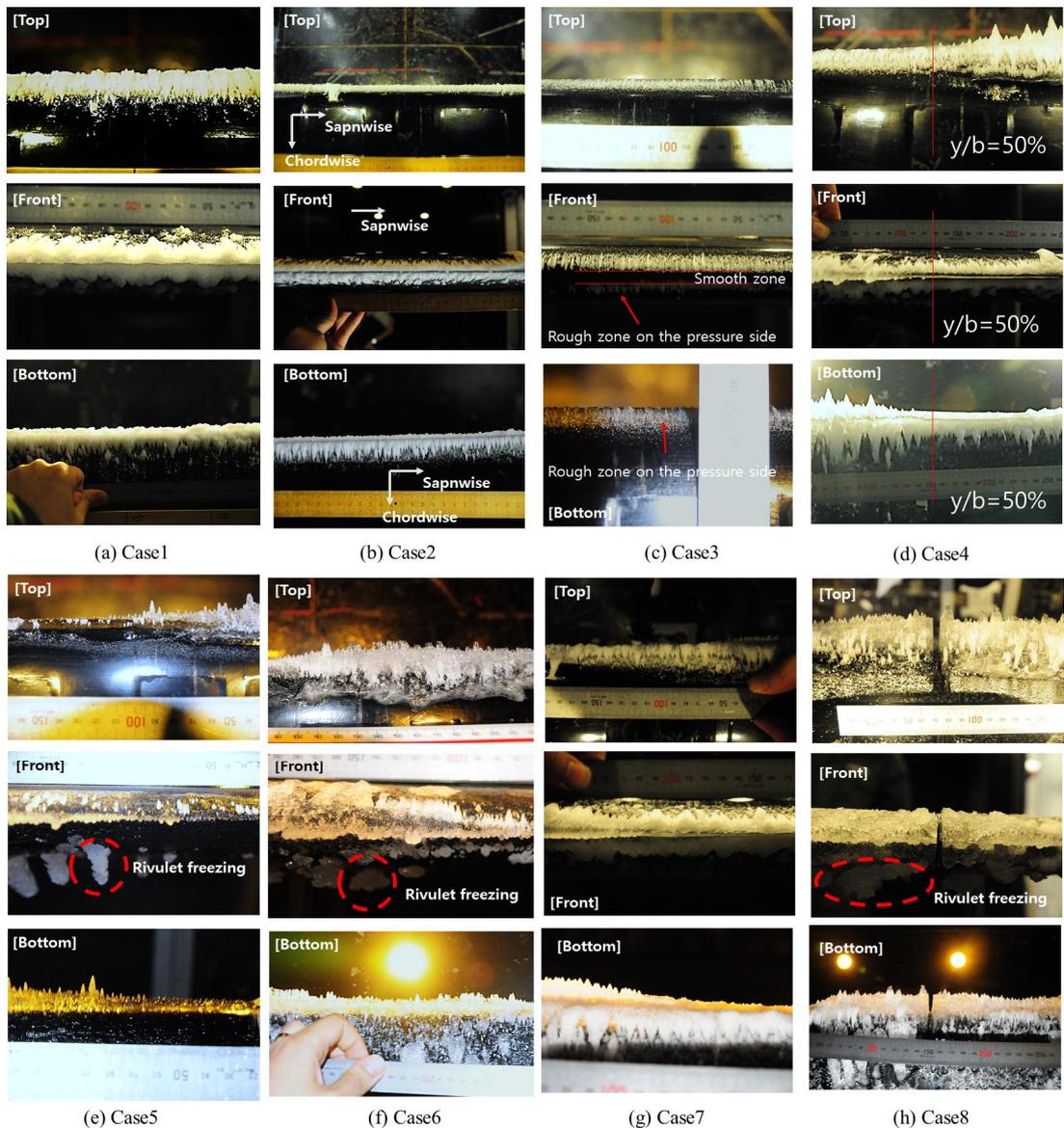


Fig. 6. Ice surface with various positions (top, front, bottom view)

빙 실험을 수행하여 날개 윗면에 투명한 유리얼음이 형성되었다.

서리 얼음의 주요 특징은 날개의 길이 방향을 따라 불규칙한 거칠기 특성이 발생하는 것이다. Fig. 7(a)에는 불규칙하게 성장하는 얼음의 구조를 도식적으로 나타내었다. 서리얼음 조건에서는 일정한 크기의 작은 원뿔 구조의 얼음 요소들이 날개 길이 방향(Spanwise)으로 배치되었다. 원뿔 형태의 작은 얼음 요소가 성장하는 방향은 모두 유동의 반대 방향으로 동일하였으나 대기 조건에 따라 길이와 각도, 각각의 간격에 차이가 있었다.

Figure 7의 (b), (c), (d)에 각각 Case 1, 2, 7의 조건에서 날개 윗면에 발생한 얼음의 형상을 확대하여 나타내었다. Case 1과 Case 7은 -7°C 에서 Case 2는 -5°C 에서 획득한 착빙 형상으로, 대기 온도가 증가함에 따라 원뿔 간의 간격이 줄어들고, 원뿔의 길이와 원뿔의 각도가 감소하는 경향을 보인다.

제한된 실험 조건으로 인해 속도와 LWC, MVD에 따른 불규칙한 거칠기 특성을 파악하는데 어려움이 있었다. 추후 파라미터 분석이 가능한 실험 조건을 수립하고 거칠기 특성을 파악하

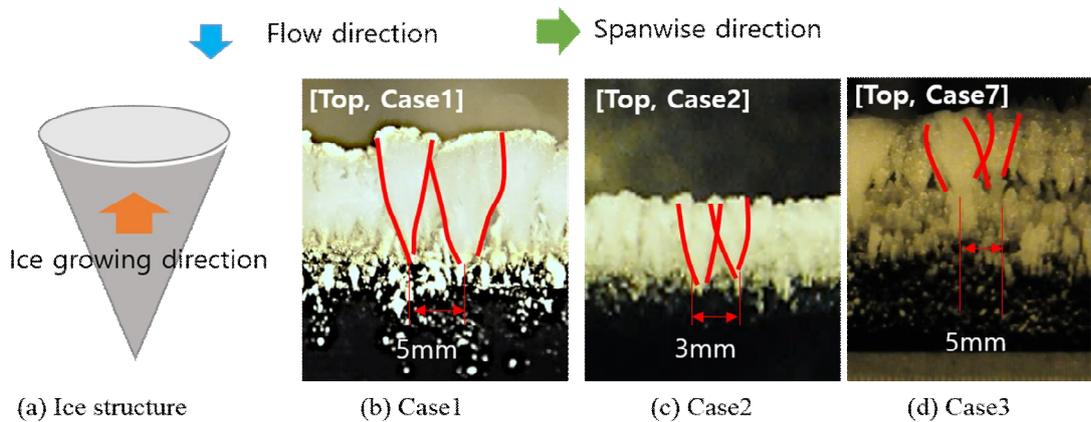


Fig. 7. Ice elements with circular corn under rime ice conditions

는 연구를 수행할 예정이다.

10m/s 이상의 고온 다습한 조건인 Case 5, 6, 8에서는 날개의 윗면과 아랫면에 유리얼음이 발생하였다. Figure 6의 (e), (f) (h)에서 확인할 수 있듯이 주로 반투명한 얼음이 윗면과 아랫면 전반에 걸쳐 발생하였고 서리얼음과 같은 규칙성을 발견할 수 없었다. 공기의 전단력에 의해 수막이 이동하는 과정에서 국부적으로 어는 양의 차이가 발생하면서 불규칙적인 착빙이 발생하였다.

특히 Fig. 6의 (e), (f) (h)의 정면(Front) 사진과 같이 큰 얼음 덩어리가 곳곳에 위치하는 것을 볼 수 있다. 리블렛이 얼어붙어서 형성된 것으로, 얼음 덩어리는 주로 아랫면에서 잘 관측되는데, 중력에 의해 리블렛이 특정 위치에 집중하고, 집중된 리블렛이 얼어붙으면서 작은 얼음 덩어리가 된다. 착빙에 노출된 시간이 증가하면서, 작은 얼음 덩어리 위로 다시 형성된 수막 또는 리블렛이 중첩되어 얼어붙어 큰 얼음 덩어리로 바뀌게 된다.

실험을 통해 날개의 시위 방향으로 표면의 상태가 바뀌는 것을 확인하였다. 정체선(Stagnation line)을 기준으로 일정한 넓이의 매끈하고 투명한 얼음이 날개 길이 방향(Spanwise)으로 형성되었다. 서리얼음 조건과 유리얼음 조건 모두 특정한 영역에서 불투명 또는 반투명한 얼음으로 천이가 발생하였고 천이점의 두께는 매우 얇아 육안으로 구분이 가능하였다. 서리얼음이 발생하는 저온에서는 작은 원뿔 구조의 얼음 요소들이 날개 길이 방향으로 윗면과 아랫면에 배열되는 것을 관측하였다. 유리얼음 조건에서는 특정한 형태 없이 반투명한 얼음이 형성되었다. 각 위치별로 얼음의 특성이 전환되었고 표면 거칠기 분포에 변화가 발생하였다.

표면의 상태를 정성적으로 살펴본 실험 결과에

서 Fortin 모델의 타당성을 확인하였다. 정체점 영역에서 매끈한 영역이 형성되고, 날개 뒷전으로 가면서 수막의 높이가 감소하고 이로 인해 발생하는 비드 또는 리블렛 상태가 형성됨을 관측하였다. 본 실험에서는 비드 또는 리블렛 상태로 천이가 발생하는 위치를 정량적으로 확보하였으므로, 이를 활용하여 Fortin 모델을 검증하고, Fortin 모델에서 경험적으로 사용하고 있는 파라미터를 속도와 온도의 함수로 결정하기 위한 연구를 수행할 예정이다.

IV. 결 론

착빙 해석을 위한 시뮬레이션에 필수적인 표면 거칠기 모델의 개선을 위하여 본 연구에서는 해외에서 보유중인 착빙 풍동을 활용하여 기상 조건에 따른 착빙 형상과, 표면의 상태 및 매끈한 영역의 범위를 확인하기 위한 연구를 수행하였다. 다음과 같은 결론을 내릴 수 있었다.

첫째, 착빙 형상을 추출하고, 육안으로 구분 가능한 범위에서 매끈한 영역의 넓이를 파악하는 연구를 수행하였다. 그 결과 매끈한 영역은 정체점 영역에서 생성되며, 정체점을 기준으로 온도와 속도가 증가할수록 매끈한 영역의 넓이가 증가하는 경향을 보였다.

둘째, 서리얼음 조건에서는 작은 원뿔 구조의 얼음 요소들이 날개 길이 방향(Spanwise)으로 배치되었고, 대기 온도가 증가함에 따라 원뿔 간의 간격이 줄어들고, 원뿔의 길이와 원뿔의 각도가 감소하는 경향을 보였다.

셋째, 유리얼음 조건에서는 리블렛이 얼어붙기 때문에 반투명한 얼음 덩어리가 생성되고, 주로

유리얼음이 잘 발생하는 고온의 조건에서 중력의 영향이 크게 나타나는 아랫면에서 반투명한 얼음 덩어리를 관찰할 수 있었다.

본 실험을 통해 정량적으로 확보한 매끈한 영역의 넓이를 기반으로 Fortin 모델을 검증하고, Fortin 모델의 경험적 계수를 결정하고, 이후 경험적 계수를 속도와 온도에 대한 함수로 확장하여 모델의 정확도 향상을 위한 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 국제공동 기초연구 과제(계약번호: UD160053BD)의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다.

References

- 1) AOPA Air Safety Foundation, "Aircraft icing", *AOPA Air Safety Foundation*, 2002.
- 2) Olsen, W., and Walker, E., "Experimental Evidence for Modifying the Current Physical Model for Ice Accretion on Aircraft Surfaces," *NASA TM 87184*, May 1986.
- 3) Hansman, R. J., and Turnock, S. R., "Investigation of Surface Water Behavior During Glaze Ice Accretion," *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 2, 1989, pp.140-147.
- 4) Shin, J., "Characteristics of Surface Roughness Associated with Leading Edge Ice Accretion," *NASA TM-106459*, Jan 1994.
- 5) Fortin, G., Laforte, J. L., and Ilinca, A., "Heat and Mass Transfer during Ice Accretion on Aircraft Wings with an Improved Roughness Model", *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 45, Issue. 6, 2006, pp. 595-606.
- 6) Georgakis, C. T., Koss, H. H., and Ricciardelli, F., "Design Specifications for a Novel Climatic Wind Tunnel for the Testing of Structural Cables," *8th International symposium on cable dynamics*, Paris, Sept., 2009, pp. 333-340.
- 7) Wright, W. B., Rutkowski, A., "Validation Results for LEWICE 2.0," *NASA/CR-1999-208690*, 1999.
- 8) Koss, H. H., Gjelstrup, H., and Georgakis, C. T., "Experimental Study of Ice Accretion on Circular Cylinders at Moderate Low Temperatures," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 104, 2012, pp. 540-546.
- 9) Ruff, G. A., and Berkowitz, B. M., "Users Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code(LEWICE)," *NASA/CR-185129*, May, 1990.
- 10) Lee, S., Broeren, A., Addy, H., Sills, R., and Pifer, E., "Development of 3D Ice Accretion Measurement Method," *4th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, 25-28, New Orleans, June, 2012 p. 2938.
- 11) 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.