

## 결빙이 정찰용 무인기의 공력에 미치는 영향성에 관한 전산 해석

이원태,<sup>1</sup> 장대익,<sup>1</sup> 배경훈,<sup>1</sup> 오승욱,<sup>1</sup> 이학진,<sup>1,2</sup> 명노신<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>경상국립대학교 기계항공우주공학부  
<sup>2</sup>경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

### COMPUTATIONAL ANALYSIS OF ICE ACCRETION EFFECTS ON AERODYNAMICS OF SURVEILLANCE UAV

W.T. Lee,<sup>1</sup> D.I. Jang,<sup>1</sup> G.H. Bae,<sup>1</sup> S.U. Oh,<sup>1</sup> H. Lee<sup>1,2</sup> and R.S. Myong<sup>\*1,2</sup>

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

<sup>2</sup>Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University

*When an aircraft encounters cloud layers with high humidity and sub-freezing temperatures, such as supercooled water droplets or ice particles, the aircraft's surface can undergo icing. Icing formation on an aircraft can lead to various issues, including reduced maximum lift coefficient, stall angle, and decreased controllability, which can potentially result in incidents and accidents. To prevent and mitigate these risks, the development of ice protection systems and research on icing phenomena are actively pursued worldwide. In this study, a three-dimensional compressible Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) equation was employed to perform computational analysis, focusing on investigating the impact of icing on reconnaissance UAVs. Additionally, a specialized computational fluid dynamics (CFD) analysis software, FENSAP-ICE, was utilized to predict the icing shapes. The icing conditions were determined based on the representative rime and glaze icing conditions specified in the continuous maximum (CM) conditions of FAR Appendix C by the Federal Aviation Administration (FAA). The exposure time for icing was set to 45 minutes. The findings of this study aim to be utilized in future icing certification for UAV development and the design of icing protection systems.*

**Key Words :** 항공기 결빙(Aircraft Icing), 무인 항공기(Unmanned Aerial Vehicle), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 결빙 증식(Ice Accretion)

## 1. 서론

최근 몇 년 동안 무인 항공기(UAV)의 개발과 활용이 증가했으며 향후 몇 년 동안 무인 항공기 시장은 연간 10 ~ 20% 성장할 것으로 예측된다[1]. 지금까지는 군용 UAV가 시장의 대부분을 차지하였지만, 상업용 UAV 또한 최근 몇 년 동안 급속하게 성장하였으며 향후 더욱 증가할 것으로 판단된다. FAA(Federal Aviation Administration)의 최근 보고서를 보면 미국에서만 상업용 UAV 시장이 3배 이상 성장할 것으로 예측된다[2]. 고정익 UAV는 북극과 같이 고립되고 열악한 지역에

서 원격 감지 작업에 대해 상대적으로 사람이 직접 탑승하는 유인 항공기에 비해 매우 적합하다. 그러나 추운 기후 조건에서 항공기가 비 또는 구름이 있는 지역에서 운용될 때 과냉각된 액적이 유선을 따라 이동하다 항공기와 충돌하며 결빙이 생성된다. 날개에 생성된 결빙은 날개 표면의 형상을 변화시켜 공력 특성과 조종 안정성에 저하를 일으켜 항공기의 직접적인 위협 인자가 된다[3]. 또한, 지상에서 선단이나 안정판 등에 결빙이 생성되어 이륙이 연기되는 일도 있다[4-9]. 항공기에 생성되는 결빙은 운항 속도, 온도, 액적의 크기(Mean Volume Diameter, MVD), 액적량(Liquid Water Contents, LWC), 결빙 환경에서의 노출 시간에 의해 결정된다. 액적량이란 단위 체적당 액적의 질량을 뜻하며, 액적의 크기는 구 형태의 액적의 직경을 의미한다. 결빙의 형태는 일반적으로 Glaze Ice, Rime Ice로 분류할 수 있다. Glaze Ice는 어느점 부근의 적운형 구름 내에서 기체에 충돌한 액적이 즉시 얼지 않고

Received: June 13, 2023, Revised: June 25, 2023,

Accepted: June 25, 2023.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2023.28.2.062>

© KSCFE 2023

얇은 액체 수막을 형성하며 서서히 동결된다. 생성된 결빙은 일반적으로 높은 공력 특성에 저하를 가져오는 불규칙한 Horn 형태로 성장한다. Rime Ice는 기온이 -15°C 이하인 층운형 구름에서 기체에 충돌한 액적이 즉시 동결되어 생성된다. 착빙 과정 중 공기가 얼어붙은 액적 사이에 갇히게 되면서 불투명하고 Ice Feathers를 갖는 거친 표면에 유선형으로 생성된다. 불규칙한 형태 때문에 Glaze Ice는 Rime Ice에 비해 공기 역학적 측면에서 부정적인 영향을 유발한다[10,11]. UAV 착빙에 관한 첫 번째 언급으로 1990년 미국 해군 항공 개발 센터 (United States Naval Air Development Center)의 연구에서 군용 UAV 작전에서 착빙의 위험을 설명했다[12]. 또한, 1990년대에 헝가리, 아프가니스탄, 세르비아, 코소보 등에서 착빙이 원인으로 밝혀진 UAV 충돌 사고가 있었다[13,14]. 최근에는 2017년 2월에 영국 육군의 Watchkeeper UAV가 착빙 때문에 피토판이 막혀 정지하였다[15].

항공기의 안전한 운용을 위해 연구자들은 결빙 현상에 대한 예측, 결빙으로 인한 영향성을 예측하는 연구를 진행하고 있다. 국내에서 Jung 등[16]은 KC-100 항공기에 대한 결빙 증식 해석 및 결빙이 공력에 미치는 영향성에 관하여 연구하였다. Jo 등[17]은 NACA 0012 에어포일에 대하여 Large Eddy Simulation(LES) 모델과 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 모델을 이용하여 착빙으로 인한 표면 형상 변화로 인해 발생한 공력 성능 및 난류 특성을 분석하는 연구를 수행하였다. 해외에서 Raj 등[18]은 Supercooled Large Droplet (SLD)과 Non-SLD 조건에서의 Multi-Element Airfoil에 관한 결빙 증식 해석 및 공력 특성에 미치는 영향에 관해 연구하였다. Supercooled Large Droplet의 경우 액적이 표면에 충돌할 때 Breakup, Splash, Deformation 현상[19]을 반영하여 해석을 수행하였으며, 반음각에 따른 결빙 형상의 차이를 비교하였다. Son 등[20]은 결빙의 영향을 미치는 Parameter 측면에서 에어포일의 성능 저하에 관한 연구를 수행하였다. 결빙 형상 데이터는 NASA의 시험 결과를 참조하였으며, 동일한 조건에서 에어포일의 생성된 결빙 형상과 공력 특성을 분석하였다. 결빙이 무인기의 미치는 영향에 관한 연구는 2차원 에어포일에 대하여 많이 수행되었지만, 전기체 단위의 연구는 많이 시도되지 않았다. 본 연구에서는 전산 해석을 이용하여 결빙이 무인기의 공력에 미치는 영향성에 관한 연구를 수행하였다. 해석 모델에 대하여 유동장, 액적 충돌, 결빙 증식 해석을 수행한 후 결빙이 생긴 모델에 대한 유동장 해석을 수행하여 결빙 증식 후의 공력 계수를 추출하였다. 마지막으로 결빙이 부착되어 있지 않은 상태와 Glaze Ice와 Rime Ice가 생성된 Case에 대해 공력 특성을 비교하여 결빙이 항공기의 공력에 미치는 영향성을 분석하였다.

## 2. 해석 기법

### 2.1 유동장 해석 기법

본 연구에서는 ANSYS FLUENT를 사용하여 유동장 해석을 수행하였다. 유동장 계산을 위해 지배방정식으로 점성과 압축성 효과를 고려한 3차원 압축성 RANS 방정식을 사용하였다. 지배방정식의 수식은 아래의 식 (1)-(3)과 같이 나타내었다.

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

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

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

수식에 포함된  $\rho$ ,  $v$ ,  $p$ 는 밀도, 속도, 압력을 나타내며  $\tau$ ,  $\tau_t$ ,  $h$ ,  $T$ ,  $k$ ,  $k_t$ 는 점성 응력, 난류 항, 엔탈피, 온도, 열전도도, 난류 전송에 의한 열전도도를 나타낸다. 난류 모델로는 단일 방정식 모델로 난류를 예측하여 계산 비용이 낮아 시뮬레이션 효율이 높은 Spalart-Allmaras 모델을 사용하였다.

### 2.2 액적 충돌 해석 기법

유동장 계산 후 액적의 궤적 계산을 위해 FENSAP-ICE 패키지에서 제공하는 DROP3D 모듈을 사용하였다[21]. 결빙 발생에 영향을 미치는 요소는 LWC, MVD, 속도, 노출 시간, 온도, 표면 거칠기 등이 있다. 실제 대기의 액적은 크기가 균일하게 분포되어 있지 않기 때문에 액적 충돌을 정확하게 예측하기 위하여 Langmuir D 분포를 적용하여 계산을 수행하였다. 대기상의 과냉각된 액적장을 계산하기 위하여 Eulerian 기반의 액적 운동 방정식을 사용하였다. 이는 공기와 액적이 혼합된 다상 유동 모델로 Bourgault 등[22]에 의해 제안되었으며, 액적에 대한 연속 방정식과 운동량 방정식은 식 (4)와 (5)로 표현된다.

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \mathbf{u}_d) = 0 \tag{4}$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \alpha \mathbf{u}_d}{\partial t} + \alpha \mathbf{u}_d \cdot \nabla \mathbf{u}_d \\ & = C_D \frac{\alpha Re_d}{24K} (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d) + \alpha \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right) \frac{1}{Fr^2} \mathbf{g} \end{aligned} \tag{5}$$

여기서  $\alpha$ 는 액적의 체적비(Volume Fraction)를 나타내며,  $\mathbf{u}_d$ ,  $\mathbf{u}_a$ ,  $\rho_a$ ,  $\rho_w$ 는 각각 액적과 공기의 속도, 공기와 물의 밀도를 의미한다. 액적의 운동량 방정식을 나타내는 식 (5)의 우변 항에 대한 첫 번째 항은 항력, 두 번째 항은 부력과 중력을 의미한다.  $C_D$ 는 아래의 식과 같이 구형으로 가정한 액적의 Empirical Drag Coefficient를 나타낸다.

$$C_D = \left(\frac{24}{Re_d}\right)(1 + 0.15Re_d^{0.687}) \quad \text{for } Re_d \leq 1300 \quad (6)$$

$$C_D = 0.4 \quad \text{for } Re_d > 1300 \quad (7)$$

위 식에서 액적의 레이놀즈수는 다음 식과 같이 정의된다.

$$Re_d = \frac{\rho_w d |\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d|}{\mu} \quad (8)$$

위 식에서  $d$ 는 액적의 지름,  $\mu$ 는 공기의 점성계수(Dynamic Viscosity)를 나타낸다. 식 (5)에서  $K$ 와 Froude Number는 아래의 식과 같이 정의된다.

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

액적 충돌 방정식 계산 후 액적이 표면에 축적되는 비율을 나타내는 축적률(Collection Efficiency)은 다음 식과 같이 정의된다.

$$\beta = -\alpha \frac{\mathbf{u}_d \cdot \mathbf{n}}{\alpha_\infty u_{d,\infty}} \quad (10)$$

여기서  $\beta$ 는 축적률,  $\mathbf{n}$ 는 고체 표면의 수직 방향의 단위벡터를 의미한다.

### 2.3 결빙 증식 해석 기법

액적장 해석 결과를 바탕으로 FENSAP-ICE 패키지의 ICE3D 모듈을 사용하여 결빙 증식 해석을 수행하였다. 결빙의 대표적인 형태로는 Rime Ice와 Glaze Ice가 있다. Rime Ice는 액적의 크기가 작은 충운형 구름에서 저온, 저속, 낮은 LWC 조건에서 생성된다. 저온으로 인해 액적이 표면과 충돌하는 즉시 결빙되어 전단응력과 Heat Flux를 고려하지 않는다. Glaze Ice는 액적의 크기가 큰 적운형 구름에서 빙점 근처의 온도, 고속, 높은 LWC 조건에서 생성된다. 표면과 충돌

한 액적은 물체 표면을 따라 흐르면서 결빙 증식이 발생함으로 전단력과 Heat Flux를 고려해야 한다. 일반적으로 액적이 물체 표면에 충돌한 후 결빙되는 과정은 Water Film 두께에 관한 연속 방정식과 에너지 방정식을 이용하며 식 (11)과 (12)로 표현된다[23].

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

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

$$\rho_{ice} \frac{\partial h_{ice}}{\partial t} = U_\infty \cdot LWC \cdot \beta \quad (13)$$

위 식에서  $\rho_w$ 는 물의 밀도,  $c_f$ ,  $c_{ice}$ 는 물과 얼음의 비열을 나타낸다.  $\overline{\mathbf{U}_f}$ 와  $h_f$ 는 Water Film의 속도와 두께,  $T_f$ 는 열평형 온도,  $\mathbf{u}_d$ 는 액적의 속도,  $\epsilon$ 는 고체 방사율,  $\sigma$ 는 볼츠만 상수( $\sigma = 0.1380 \times 10^{-23} \text{ m}^2 \text{ kg s}^{-2} \text{ K}^{-1}$ )를 나타낸다. 또한  $L_{evap}$ ,  $L_{subl}$ ,  $L_{fusion}$ 는 각각 액적의 증발, 승화, 용해에 의한 잠열,  $c_h$ 는 대류 열전달 계수,  $\dot{m}_{evap}$ 와  $\dot{m}_{ice}$ 는 증발과 결빙 시 Mass Flux를 나타낸다. 에너지 방정식을 나타내는 식 (12)의 우변 첫 번째 항은 표면에 액적이 충돌할 때 발생하는 열전달, 두 번째 항은 액적이 증발할 때 발생하는 열전달, 세 번째 항은 액적이 착빙될 때 발생하는 열전달을 나타낸다. 나머지 항들은 복사 및 대류 열전달, 방빙 장치에서 발생한 열을 나타내며  $Q_{anti-icing}$ 은 결빙 보호 장치와 과냉각된 액적 및 공기 사이의 열 상호 작용을 나타내는 항을 나타낸다. 본 연구에서는 결빙 보호 장치가 없으므로  $Q_{anti-icing}$ 은 0으로 설정하였다. Rime Ice의 경우 액적이 표면에 충돌 즉시 결빙이 생성되므로 식 (12)를 계산하지 않으며, 연속 방정식은 식 (13)과 같이 간단한 식으로 나타낸다. 식 (13)에서  $\rho_{ice}$ ,  $h_{ice}$ 는 얼음의 밀도, 두께를 나타낸다. 본 연구에서는 정확한 결빙 증식 형상을 예측하기 위해 ICE3D 모듈에서 제공하는 Multi-Shot Ice Simulation을 사용하여 전체 착빙 지속 시간을 작은 시간 단위로 세분화하여 생성된 결빙에 의한 유동, 축적률 변화를 고려하여 해석을 진행 수행하였다.

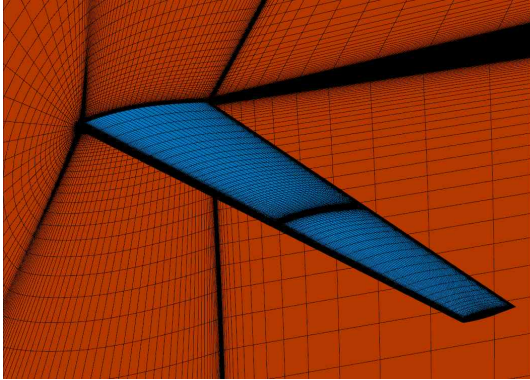


Fig. 1 Mesh for GLC-305 Swept Wing

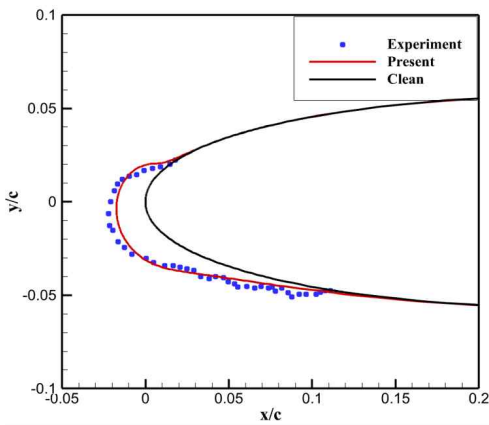


Fig. 2 Comparison of icing wind tunnel test result and simulation result of ice accretion

### 3. 전산해석 기법 검증 및 해석 조건

#### 3.1 해석 기법 검증

결빙 증식 해석 기법을 검증하기 위해 NASA Glenn Icing Research Center에서 3차원 형상의 GLC-305 Swept Wing에 대하여 수행한 결빙 시험 데이터와 시뮬레이션 결과를 비교하였다[24]. 전산 해석 시 Fig. 1과 같은 총 격자 수 32만 개의

Table 1 Icing condition for GLC-305 Swept Wing

MAC	0.475 m
Swept Angle	28 deg
Velocity	90 m/s
Angle of Attack	6 deg
Temperature	-11.35 °C
LWC	0.51 g/m <sup>3</sup>
MVD	14.5 μm
Exposure Time	6 min

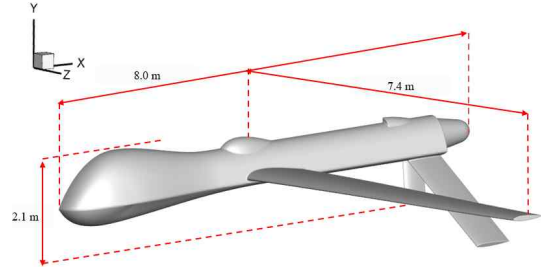


Fig. 3 Specifications of the MQ-1 Predator model

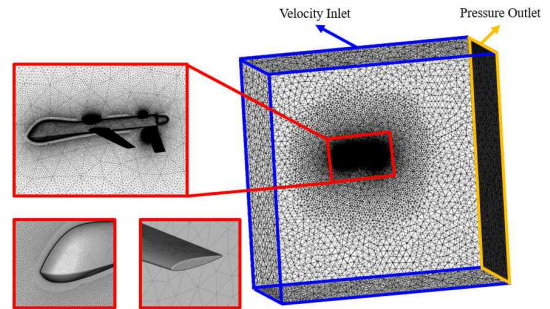


Fig. 4 Grid distribution and boundary condition of flow field

C-Type 정렬 격자를 사용하였다. 난류 모델로는 결빙 해석 시 보편적으로 사용되는 Spalart-Allmaras 난류 모델을 사용했으며, Surface Roughness는 0.0005 m를 적용하였다. 액적 충돌 해석 시 액적의 크기는 액적의 크기가 동일한 Mono-Disperse로 가정하였다. 추가적인 해석 조건은 Table 1에 나타내었다. 결빙 풍동시험 결과와 전산 해석 결과를 비교한 결과, Fig. 2와 같이 약 5% 미만의 Ice Thickness 오차를 보이며 결빙 형상이 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다. 이를 통해 본 연구에서 적용된 해석 기법의 타당성을 입증하였다[25].

#### 3.2 형상 및 경계조건

Fig. 3는 본 연구에서 사용한 MQ-1 Predator 기체를 단순화하여 모델링한 CATIA 형상이며 높이 2.1 m, 길이 8.01 m, 날개폭 14.8 m, Taper Ratio 0.48, Anhedral Angle 8도의 MQ-1 Predator 기체 모델을 사용하였다. 전산 해석을 위한 격자는 Fig. 4와 같이 생성하였으며 격자의 크기는 Mean Chord Length의 30배로 생성하였다. 격자 생성 시 비정렬 격자로 격자 계를 구성하였으며, 격자수는 약 2000만 개를 사용하였다. 모델로부터 첫 번째 격자의 높이는  $y^+ \sim 1$ 을 만족하며 Boundary Layer 격자 층은 40층으로 생성하였다. 격자의 경계 조건은 Velocity Inlet과 Pressure Outlet, 항공기 표면에는 Wall Condition, 항공기 단면에는 계산 시간을 절감시키기 위하여 Symmetry Condition을 적용하였다.

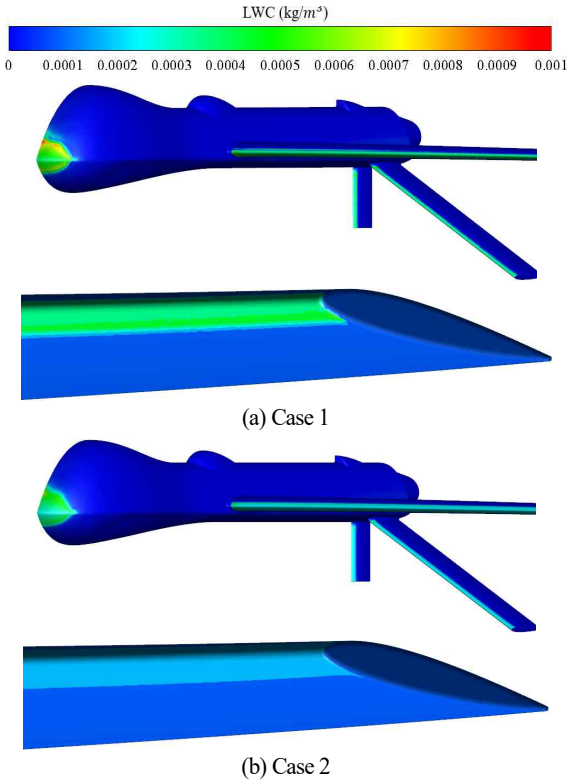


Fig. 5 LWC distribution for each case

3.3 해석 조건

Federal Aviation Regulations(FAR) part 25 Appendix C는 유인항공기의 인증 규정이다. 해당 규정은 제시한 범위를 최대 45분 동안 비행할 수 있는 능력을 입증해야 한다고 명시되어 있다. Appendix C에서 규정한 결빙 발생 범위는 LWC 0.2 ~ 3.0 g/m<sup>3</sup>, 온도 0°C ~ -30°C 이다. MVD의 범위는 구름 종류에 따라 달라지며, 층운형 구름의 경우 15 ~ 40 μm 적운형 구름의 경우 15 ~ 50 μm 범위의 크기를 가진다. 결빙 해석 시 45분 동안 층운형 구름에서 비행한다고 가정하였다. Appendix C의 Continuous Maximum(CM) 범위는 해수면 고도부터 고도 6,700 m이며 무인기의 순항 조건을 만족한다. 따라서 해당 범위 내에서 2가지 Case를 선정하였다. 자세한 결빙 해석 조건은 Table 2에 제시하였다. Case 1은 Glaze Ice Condition, Case 2는 Rime Ice Condition을 나타내며, MVD는

Table 2 Input variables for icing simulation condition

Case	T (°C)	LWC (g/m <sup>3</sup> )	MVD (μm)	Velocity (m/s)	Exposure Time(min)
1	-4	0.31	30	45	45
2	-20	0.11	30	45	45

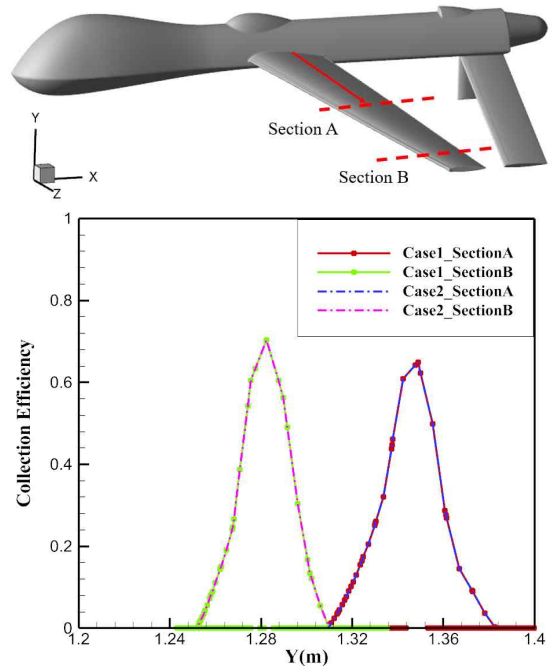


Fig. 6 Collection efficiency for each case according to cross section

30 μm로 설정하였다. 액적 충돌 해석은 Langmuir D 분포를 적용하였으며 실제 항공기의 표면에 이물질 등이 부착됨을 가정하여 Surface Roughness를 0.0005 m로 해석을 수행하였다. 비행 조건은 항공기가 순항하는 상황을 가정한 마하수 약 0.14, 속도 45 m/s, 고도 3,000 m, 압력 71,108 Pa, 순항 받음 각 4도 조건에서 해석을 수행하였다.

4. 전산해석 결과 및 분석

4.1 액적장 해석 결과

Fig. 5는 받음각 4도에서 Glaze Ice Condition인 Case 1과 Rime Ice Condition인 Case 2에서 항공기의 LWC 분포를 나타낸 것이다. 항공기의 Nose 및 각 Wing Leading Edge 부분에 상대적으로 높은 LWC 분포가 형성된 것을 확인할 수 있다. 또한 Fig. 5(a)의 LWC가 Fig. 5(b)와 비교하여 높은 것을 확인하였다. Fig. 6는 주 날개의 동체의 중심축으로부터 날개폭의 35%, 83% 지점의 단면인 Section A와 Section B에 대한 축적률을 나타낸다. Wing Root에서 Wingtip으로 갈수록 축적률의 크기가 커지는 것을 확인할 수 있다, 이는 날개 Chord Length가 줄어들에 따른 Leading Edge의 곡률이 증가로 n이 증가한 영향으로 판단된다. 따라서 Wingtip 부분에서 더욱 높은 Ice Thickness가 생성될 것으로 예상된다.

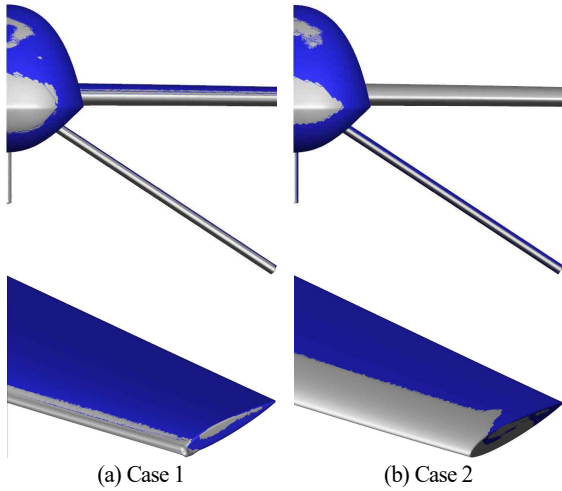
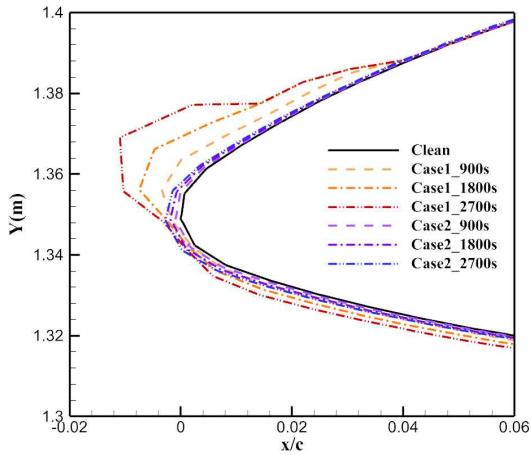
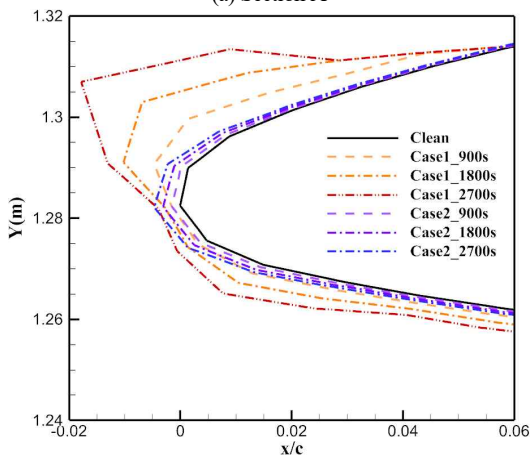


Fig. 7 Ice shape for each case



(a) Section A



(b) Section B

Fig. 8 Different ice growth shapes at time of each section

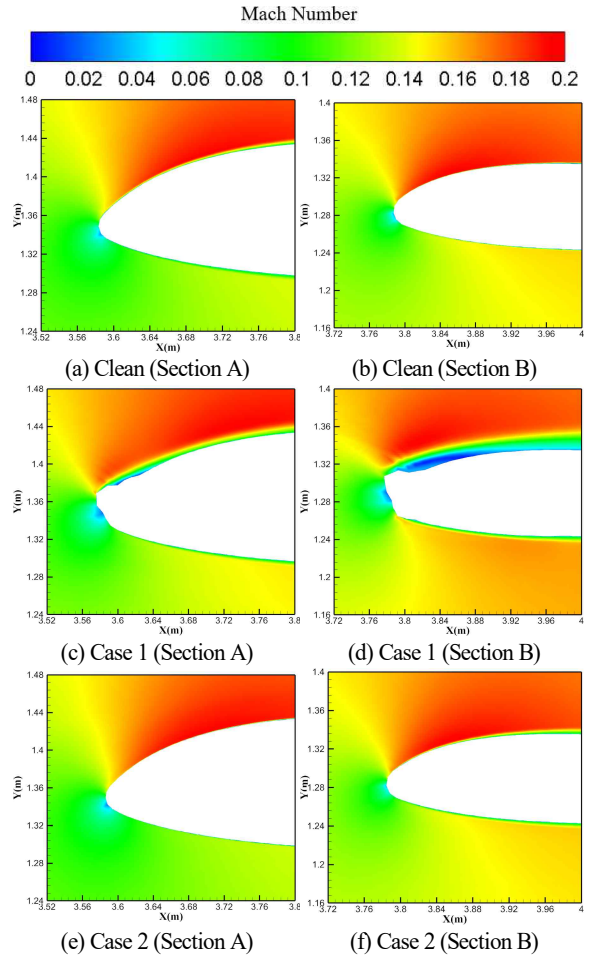


Fig. 9 Mach Number Contour according to the cross-section of each case

### 4.2 결빙 증식 해석 결과

Fig. 7은 순항 조건인 받음각 4도에서 각 Case 별 항공기 표면에 생성된 결빙 형상을 나타낸다. 앞서 수행한 액적 해석 결과를 바탕으로 항공기의 Nose, Wing Leading Edge 분에 결빙이 생성된 것을 확인할 수 있었으며 Case 1보다 Case 2에서 Nose 부분에 결빙이 생성된 면적이 더 큰 것을 확인할 수 있다. Wing Leading Edge 경우 Case 1에서는 비교적 높은 Ice Thickness와 작은 Ice limit을 가지는 Horn 형상의 결빙이 생성되었고 Case 2에서는 낮은 Ice Thickness와 높은 Ice Limit을 가지는 유선형의 결빙이 생성된 것을 확인하였다.

Fig. 8은 Section A와 Section B에 대해서 900초 간격으로 결빙 형상의 변화를 나타낸다. Case 1의 경우 모든 Section에서 Upper Surface에서 불규칙한 형태의 Ice Horn이 생성되었다. 시간이 지남에 따라 Ice Horn의 크기는 계속 성장하였고,

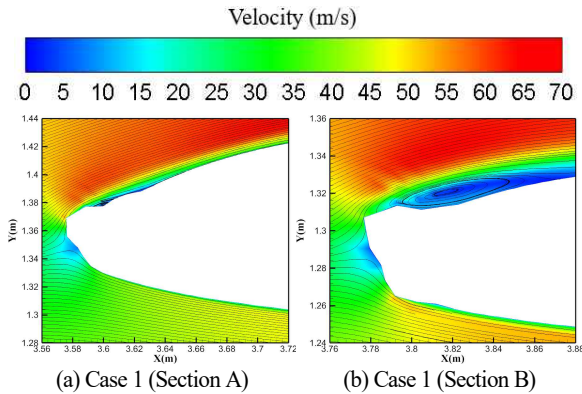


Fig. 10 Flow Separation by Section in Case 1

Section B에서 Section A보다 더 큰 Ice Horn의 크기를 갖는다. Case 2의 경우 모든 Section에서 유선형의 결빙이 생성되었으며 시간이 지남에 따라 결빙의 형상은 유지한 상태로 Ice Thickness만 점차 증가하였다. 모든 Case에서 Wingtip 방향으로 갈수록 Ice Thickness가 커지는 경향을 확인하였는데, 이는 Chord Length가 짧아짐에 따라 앞전의 곡률이 증가하여 축적률이 증가하였기 때문으로 판단된다.

### 4.3 공력 영향성

Fig. 9은 Section A와 Section B에서의 각 Case 별 Mach Number Contour를 나타낸다. Case 2에서는 유선형으로 생성된 결빙 형상 때문에 속도 분포 미치는 영향이 미미한 것을 확인할 수 있다. Fig. 10은 Case 1에 대한 Section A와 Section B에서의 Velocity Contour를 나타낸다. Case 1에서는 모든 Section에서 Horn 형상의 결빙이 생성되어 Flow Separation이 발생하였다. Fig. 11은 순항 받음각 4도에서 Clean Case와 결빙이 생성된 Case의 Pressure Coefficient를 나타낸다. Case 2의 경우 Clean Case와 유사한 속도 분포를 가진 것과 같이 유사한 압력 분포를 가진다. Case 1의 경우 Section A에서 발생한 작은 Flow Separation 때문에 날개 뒷면에서의 압력이 감소한 후 회복하였으며 Section B에서 발생한 Flow Separation으로 압력계수가 매우 감소한 것을 확인하였다.

Fig. 12는 받음각 0도에서 12도까지 2도 간격으로 Main Wing과 전기체에 대한 양력 및 항력계수와 전기체에 대한 Endurance Factor를 나타내었다. 최대양력계수는 Main Wing에서 Case 1과 Case 2는 각각 65%, 26% 감소하였고 전기체에 대해서 57%, 25% 감소하였다. 항력계수는 순항 받음각 4도 조건에서 Main Wing의 항력은 212%, 175% 증가하였으며, 전기체에서는 290%, 209% 증가하였다. 결빙의 여부에 따라 양력계수는 전기체 해석 시 Main Wing 해석 결과보다 비교적

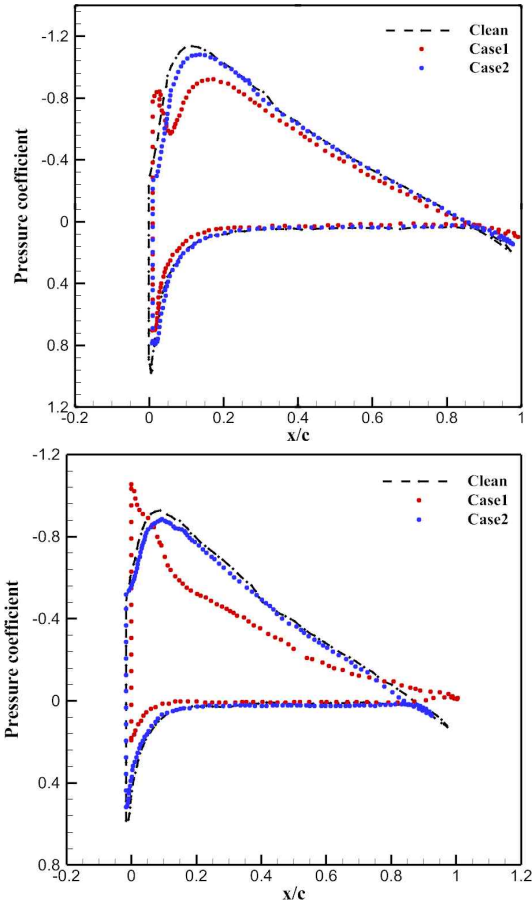


Fig. 11 Pressure contour at leading edge of main wing Section A (Upper) and Section B (Lower)

적게 감소하였으며, 항력계수는 Main Wing 해석 결과보다 더 큰 폭으로 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 항공기의 항속시간을 결정하는 Endurance Factor는 70%, 51% 감소하였다.

### 5. 결 론

본 연구에서는 순항 조건에서 무인기의 생기는 결빙 형상에 대한 전산 해석을 수행하고 결빙 형상에 따른 공력 특성 변화를 분석하였다. 결빙 증식 해석을 위해 항공기에 대한 유동 해석 및 액적장 해석을 수행하였다. 유동 해석은 MQ-1 Predator 항공기가 순항한다고 가정하여 고도 3,000 m의 압력인 70,108 Pa, 속도 45 m/s 조건에서 수행하였다. 액적장 해석은 실제 대기의 액적 분포를 모사한 Langmuir D 분포를 적용하여 계산을 수행하였다. 유동 해석과 액적장 해석을 바탕으로 결빙 증식 해석을 수행하였다. 결빙 증식 해석은 FAR part

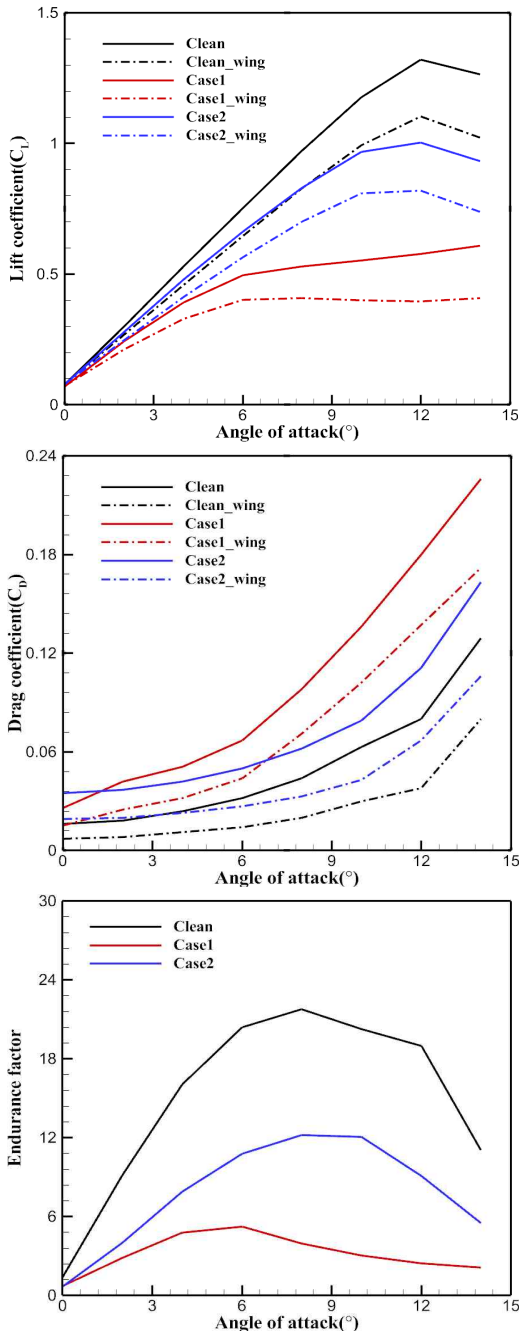


Fig. 12 Comparison of aerodynamic coefficients

25 Appendix C의 CM 범위 내에서 Glaze Ice condition과 Rime Ice Condition을 선정하여 순항 받음각 4도 조건에서 45분 동안 비행한다고 가정하였다.

Glaze Ice Condition에서 생성된 결빙은 비교적 낮은 Ice

Limit과 높은 Ice Thickness를 갖고 있으며 Horn 형상의 결빙을 확인하였다. Rime ice Condition에서 생성된 결빙은 높은 Ice Limit과 낮은 Ice Thickness를 가진 유선형의 결빙이 생성되었다. 또한, 항공기의 Wing에서 발생한 결빙은 Wingtip 방향으로 갈수록 Ice Thickness와 Ice Limit이 모두 증가였는데 이는 Chord Length가 짧아질수록 Collection Efficiency가 증가하기 때문으로 판단된다. 항공기 표면에 생성된 결빙 때문에 유동의 흐름의 변화가 나타난다, Glaze Ice Condition에서 생성된 Horn 형상의 결빙 때문에 Flow Separation이 발생시켜 압력계수의 감소를 일으켰다. 반면 Rime Ice Condition에서 생성된 유선형의 결빙은 속도장과 압력계수 감소에 미치는 영향이 적은 것을 확인하였다. 결과적으로 각 Condition 별로 결빙이 생성되지 않은 항공기와 비교하였을 때 최대양력계수가 65%, 26% 감소하였고, 순항 받음각에서 항력은 290%, 209% 증가하였으며, Endurance Factor는 70%, 51% 감소하였다. 본 연구에서는 결빙이 항공기에 생성되면 공력 특성에 매우 부정적인 영향을 끼치는 것을 확인하였다. 또한 이러한 결과로 무인기 개발을 위한 결빙 감항성 인증, 결빙 보호 장치(Ice Protection System, IPS)의 설계 등에 활용될 수 있을 것이다.

### 후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 기초연구사업(NRF-2017R1A5A1015311)의 지원을 받아 수행되었습니다.

### References

- [1] 2000, Herrick, K., "Development of the Unmanned Aerial Vehicle Market: Forecasts and Trends," *Air and Space Europe*, Vol.2, Issue.2, pp.25-27.
- [2] 2018, Miller, C. and Chadwick, S., "Military Unmanned Aerial Vehicles and Diversification Opportunities," *Mississippi: The University of Southern Mississippi*.
- [3] 1990, Siquig, R.A., "Impact of Icing on Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Operations," *Technical report, Naval Environmental Prediction Research Facility*.
- [4] 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.
- [5] 2020, 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, 105659.
- [6] 2000, Bragg, M., Hutchison, T., Merret, J., Oltman, R. and Pokhariyal, D., "Effect of Ice Accretion on Aircraft Flight dynamics," *ALAA Paper 2000-0360*.
- [7] 2001, Lynch, F.T. and Khodadoust, A., "Effects of Ice Accretions on Aircraft Aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.37, No.8, pp.669-767.
- [8] 2000, Gent, R.W., Dart, N.P. and Gansdale, J.T., "Aircraft Icing," *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, Vol.358, No.1776, pp.2873-2911.
- [9] 1993, Potapczuk, M.G., Al-Khalil, K. and Velazquez, M.T., "Ice Accretion and Performance Degradation Calculations with LEWICE/NS," *ALAA Paper 93-0173*.
- [10] 1994, Anderson, D., "Rime-, Mixed-and Glaze-Ice Evaluations of Three Scaling Laws," *AIAA Paper 94-0718*.
- [11] 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.
- [12] 2000, Bernstein, B.C., Ratvasky, T.P., Miller, D.R. and McDonough, F., "Freezing Rain as an In-Flight Icing Hazard," *No.NASA/TM-2000-210058*.
- [13] 2002, Peck, L., Ryerson, C.C. and Martel, C.J., "Army Aircraft Icing," *Cold Regions Research and Engineering Laboratory*.
- [14] 2003, Haulman, D.L., "U.S. Unmanned Aerial Vehicles in Combat, 1991-2003," *Air Force Historical Research Agency*, Air Force Historical Research Agency, Montgomery, AL.
- [15] 2017, Defence Safety Authority, "Service Inquiry: Loss of Watchkeeper (WK042) Unmanned Air Vehicle over Cardigan Bay in West Wales."
- [16] 2010, 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, pp.530-536.
- [17] 2019, Jo, J.H., Raj, L.P., Lee, Y.M., Lee, J.H. and Myong, R.S., "Computational Simulation of Flows over a Ridge Iced Airfoil using RANS and LES," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.24, No.3, pp.8-18.
- [18] 2019, 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, pp.320-333.
- [19] 2004, Wright, W.B. and Potapczuk, M.G., "Semi-Empirical Modeling of Physics," *ALAA Paper 2004-412*.
- [20] 2013, Son, C., Yee, K. and Oh, S., "Numerical Correlation between Meteorological Parameters and Aerodynamic Performance Degradation of Iced Airfoils," *SAE Technical Paper*, No.2013-01-2137.
- [21] 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.
- [22] 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.
- [23] 2003, Beaugendre, H., Morency, F. and Habashi, W.G., "FENSAP-ICE's Three-Dimensional In-Flight Ice Accretion Module: ICE3D," *Journal of Aircraft*, Vol.40, No.2, pp.239-247.
- [24] 2005, Papadakis, M., Yeong, H.W., Wong, S.C., Vargas, M. and Potapczuk, M., "Experimental investigation of ice accretion effects on a swept wing," *NASA Technical Reports Server*, No.PV2005-110681.
- [25] 2022, Jang, D.I., Lee, H.J., Jeong, H., Lee, H. and Myong, R.S., "Computational Analysis of The Aerodynamic Effects of Icing on Medium-sized Transport Aircraft," *Korean Society for Computational Fluids Engineering*, Vol.27, No.3, pp.68-78.