

결빙이 중형 수송기의 공력에 미치는 영향성에 관한 전산 해석

장 대 익,¹ 이 혁 진,¹ 정 호 진,¹ 이 학 진,^{1,2} 명 노 신^{*1,2}

¹경상국립대학교 기계항공공학부
²경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF THE AERODYNAMIC EFFECTS OF ICING ON MEDIUM-SIZED TRANSPORT AIRCRAFT

D.I. Jang,¹ H.J. Lee,¹ H. Jeong,¹ H. Lee^{1,2} and R.S. Myong^{*1,2}

¹School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, South Korea

²Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University, South Korea

When the aircraft flies through rain or clouds, supercooled water droplets or cloud particles cause aircraft icing by impinging on the surface of the aircraft. Accreted ice causes a change in the shape of the wing, negatively affects aerodynamic characteristics, and is a direct threat to safe flight. In this study, the effect of icing on the aerodynamic performance of medium-sized transport aircraft was analyzed by computational simulation. The iced area attached to the leading edge of the main wing and the tail wing was observed to be up to 5.3 cm. In addition, the reduction in aerodynamic performance was more considerable in the glaze ice condition due to the complicated geometry of ice. As a result of the study, the effect of icing on the lift and drag coefficient was investigated. The lift coefficient decreased by approximately 20% and the drag coefficient increased by approximately 70%. This suggests that icing will have a negative effect on the cruising range and endurance, which are important performances of medium-sized transport aircraft. In the future, this study can be extended to studies on the effects of ice accretion and design of ice protection systems.

Key Words : 항공기 결빙(Aircraft Icing), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 결빙 증식(Ice Accretion), 항공기 안전성(Aircraft Safety)

1. 서 론

비행 중에 발생하는 항공기 결빙 현상은 항공기의 안전한 운항과 매우 밀접한 관계가 있다. 항공기 결빙 증식은 항공기가 비 또는 구름 속을 비행할 때 과냉각된 물방울이나 구름 입자가 유선을 따라 움직이다가 항공기 표면에 부착되어 발생한다. 날개 표면에 부착된 결빙은 날개의 형상 변화를 발생시켜 공력 특성과 조종 안정성에 부정적인 영향을 미치게 되어 항공기 안전에 있어서 치명적인 위협 인자가 된다. 운항 상태뿐 아니라 지상에서 움직일 때 안정판이나 선단 등에 결

빙이 발생하여 이륙이 지연되는 경우도 있다[1-6]. 항공기 표면에 발생하는 결빙은 액적량(Liquid Water Contents, LWC), 액적의 크기(Mean Volume Diameter, MVD), 운항 속도, 결빙 환경에서의 노출 시간 및 온도에 의해 결정된다. 액적량은 단위 체적당 액적의 질량을 의미하며, 액적의 크기는 구 형태로 가정된 액적의 지름을 나타낸다. 결빙 증식 형태는 크게 Rime Ice, Glaze(Clear) Ice, Mixed Ice로 구분할 수 있다. Rime Ice는 외부 기온이 -15°C 이하인 층운형 구름에서 생성되며, 저온, 낮은 LWC 조건에서 발생하기 때문에 액적이 표면에 충돌과 동시에 급속히 결빙 증식이 진행되며 이러한 특징으로 인해 표면을 따라 유선형으로 형성된다. Glaze Ice는 외부 기온이 0°C ~ -15°C 부근의 적운형 구름에서 생성되며, 빙점 근처에서의 온도, 높은 LWC 조건에서 발생되어 결빙 증식이 느리게 진행된다. 액적이 표면 위를 흐르면서 결빙 증식이 발생하기 때문에 단단하고 표면에 강하게 부착되며 매우 불규칙한

Received: August 30, 2022, Revised: September 23, 2022,

Accepted: September 23, 2022.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2022.27.3.068>

© KSCFE 2022

형태로 결빙 현상이 생성된다[7]. 불규칙한 형태로 인해 Glaze Ice는 Rime Ice보다 공기역학적 측면에서 부정적인 영향을 미친다.

실제 결빙 현상으로 인한 대표적 사고 사례는 1997년 Comair Flight 3272(Embraer EMB-120 Turboprop 항공기)와 1994년 American Eagle Flight 4184(ATR-72 Turboprop 항공기)가 있다. Comair Flight 3272편의 경우 7,000 ft에서 4,000 ft로 하강하던 중 날개 앞면에 서서히 결빙이 축적되어 결빙 대기 조건에서 요구되는 최소 속도로 비행하지 못해 조종력을 잃고 승객 26명과 승무원 3명 전원이 사망하였다[8]. American Eagle Flight 4184편의 경우 빙점 이하의 온도에서 결빙 구름을 지나면서 날개에 결빙이 증식되어 양력이 감소해 항공기가 추락하여 승객 64명과 승무원 4명이 전원 사망하였다[9]. 착빙에 의한 사고는 항공기 전체 사고 중 많은 비중을 차지하고 있지 않지만, 결빙이 발생하게 되면 매우 치명적인 사고로 이어질 수 있다. 또한 부착된 결빙은 조종사의 눈으로는 식별하기 어렵기 때문에 매우 위험한 현상이다.

항공기의 안전한 운항을 위해 많은 연구자들은 결빙에 대한 예측, 결빙에 의한 영향성 등을 예측하는 연구를 수행하고 있다. 국내에서 Jung 등[10]은 KC-100 항공기의 전기체, 주날개 익형에 대한 결빙 증식 해석 및 공력 영향성을 연구하였다. Jo 등[11]은 결빙이 부착된 NACA 0012 에어포일에 대해 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) 모델과 Large Eddy Simulation(LES) 모델을 이용하여 결빙에 의해 발생하는 복잡한 난류 특성 및 공력 성능 예측 연구를 수행하였다. 국외에서 Raj 등[12]은 과냉각 큰 액적(Supercooled Large Droplet, SLD)과 Non-SLD 대기 결빙 조건에서 Multi-element Airfoil에 대한 결빙 증식 해석 및 공기역학적 영향에 대해 연구하였다. SLD Condition의 경우 액적에 대한 Deformation, Splash, Breakup 현상[13]을 고려하여 해석을 수행하였으며, 받음각에 따른 Slat, Main, Flat의 결빙 현상을 비교하였다. Son 등[14]은 수치해석 기법을 활용하여 결빙 환경의 매개 변수 측면에서 결빙이 생성된 에어포일의 성능 저하에 관한 연구를 수행하였다. 결빙 증식 현상은 NASA의 결빙 풍동 시험 결과를 참고하였으며, 동일한 조건에서 익형의 결빙 형상과 공기역학적 성능 계산을 수행하였다. 2차원 에어포일에 대한 결빙 현상 연구는 많이 수행되었지만, 중형 수송기와 같은 전기체 단위의 결빙 특성 분석에 관한 연구는 많이 시도되지 않았다. 또한 향후 국내 중형 수송기에 대한 개발을 위해선 감항 인증이 필수적으로 요구되며 중형 수송기에 부착될 결빙 보호 시스템 개발을 위한 결빙 부착 지점 분석, 결빙 증식량 측정 등 결빙 현상 연구가 필수적이다.

본 연구에서는 ANSYS FLUENT와 FENSAP-ICE를 사용하여 중형 수송기가 다양한 대기 결빙 조건에서 45분간 비행할

때 결빙 현상이 공력에 미치는 영향성을 분석하기 위해 전산 해석을 수행하였다. 해석 모델에 대한 유동장 해석, 액적 충돌 해석, 결빙 증식 해석을 수행한 뒤 결빙이 부착된 모델에 대해 유동장 해석을 다시 수행하여 결빙 증식 이후의 공력 특성 변화를 분석하였다. 최종적으로 결빙이 부착되어 있지 않은 Clean 상태와 결빙이 부착된 4가지 Case에 대해 공력 계수를 비교 및 분석하여 결빙이 항공기의 공력에 미치는 영향성에 관해 연구하였다.

2. 해석 기법

2.1 유동장 해석 기법

본 연구에서는 ANSYS FLUENT를 사용하여 유동장 해석을 수행하였다. 액적 충돌 및 결빙 증식해석을 수행하기 전 유동장 계산을 위해 사용한 지배방정식으로 압축성 효과와 점성을 고려하는 3차원 압축성 RANS 방정식을 사용하였다. 지배 방정식에 대한 수식은 아래의 식 (1)-(3)과 같이 나타내었다.

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

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

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

수식에 포함된 ρ , v , p 는 밀도, 속도, 압력을 나타내며 τ , τ_t , h , T , k , k_t 는 점성 응력, 난류 항, 엔탈피, 온도, 열전도도, 난류 전송에 의한 열전도도를 나타낸다. 난류 모델로는 점성 효과를 고려하며 계산 시간이 빠르고 정확한 Spalart-Allmaras 모델을 사용하였다.

2.2 액적 충돌 해석 기법

유동 해석 결과를 입력값으로 ANSYS FENSAP-ICE를 사용하여 액적 충돌 해석을 수행하였다. 액적 충돌 계산을 위해 FENSAP-ICE 패키지의 Droplet Impingement 코드인 DROP3D 모듈을 사용하였다[15]. 결빙 현상을 결정하는 주요 인자로는 LWC, MVD, 운항 속도, 결빙 환경에서의 노출 시간 및 온도, 표면 거칠기 등이 있다. 대기 중에 과냉각된 액적을 포함하고 있는 구름은 다양한 크기들의 액적으로 이루어져 있으며, 액적의 분포는 흔히 균일한 크기로 분포되어 있지 않은 Langmuir D 분포로 알려져 있다. Langmuir D 분포는 가장 큰 액적의 크기가 평균값보다 약 2.2배 크고, 가장 작은 액적의

크기는 평균값보다 약 3.22배 작은 분포로 이루어져 있다[16]. 실제 대기는 액적의 크기가 균일하게 분포되어 있지 않기에 정확한 액적 충돌 예측을 위한 Langmuir D 분포를 적용하여 계산을 수행하였다. 대기 중에 포함된 과냉각된 액적을 계산하기 위해 Eulerian 기반의 액적 운동 방정식을 이용하였다. 이러한 식은 대기 중의 공기와 액적이 혼합된 다상 유동 모델로 Bourgalet 등[17]에 의해 제안되었으며, 액적에 대한 연속 방정식과 운동량 방정식은 아래의 식 (4)와 (5)로 표현된다.

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

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

여기서 α 는 액적의 체적비(Volume Fraction)를 나타내며, \mathbf{u}_a , \mathbf{u}_d 는 액적과 공기의 속도, ρ_a , ρ_w 는 공기와 물의 밀도를 의미한다. 액적에 대한 운동량 방정식을 나타내는 식 (5)의 우변 항의 경우 첫 번째 항은 Drag Force, 두 번째 항은 Buoyancy Force와 Gravity Force를 의미한다. C_D 는 아래의 식과 같이 구 형태로 가정한 액적의 Empirical Drag Coefficient를 나타낸다.

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

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

위 식에서 액적에 관한 레이놀즈수는 아래의 식과 같이 정의된다.

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

위 식에서 d 는 액적의 지름, μ 는 공기의 동점성(Dynamic Viscosity)을 의미한다. 식 (5)에서 K 와 액적의 Buoyancy Force와 Gravity Force를 의미하는 Froude Number는 아래의 식과 같이 정의된다.

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

액적 충돌 방정식을 계산한 후 액적이 표면에 부착되는 비율을 나타내는 축적률(Collection Efficiency)은 아래의 식과 같이 정의된다.

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

여기서 β 는 축적률, \mathbf{n} 는 고체 표면의 수직 단위를 나타낸다. 축적률은 일반적으로 액적이 실제 물체 표면에 부착되어 결빙 증식이 발생하는 물리적 현상을 설명하는 연속 방정식과 에너지 방정식에 적용된다[18].

2.3 결빙 증식 해석 기법

액적 충돌 해석 결과를 바탕으로 FENSAP-ICE 패키지의 ICE3D 모듈을 사용하였다[19]. Glaze Ice는 액적이 표면 위를 흐르면서 결빙 증식이 발생하기 때문에 단단하고 표면에 강하게 부착되는 특징이 있으며, 이를 수치 해석적으로 모사하기 위해 전단력과 Heat Flux가 고려된다. 반면, Rime Ice는 액적이 표면에 충돌과 동시에 급속히 결빙이 진행되므로 증식 해석 시 전단력과 Heat Flux가 고려되지 않는다. 일반적으로 액적이 물체 표면에 부착되어 착빙되는 과정을 모사하는 Water Film 두께에 관한 연속 방정식과 에너지 방정식은 식 (11)과 (12)로 표현된다[20].

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

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

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

위 식에서 ρ_w 는 물의 밀도, c_f , c_{ice} 는 물과 얼음의 비열을 의미한다. $\overline{\mathbf{U}}_f$ 와 h_f 는 Water Film의 속도와 두께를 의미하며, T_f 는 열평형 온도, $\overline{\mathbf{u}}_d$ 는 액적의 속도, ϵ 는 고체 방사율, σ 는 볼츠만 상수($\sigma = 1.380649 \times 10^{-23} m^2 kg s^{-2} K^{-1}$)를 의미한다. L_{evap} , L_{subl} , L_{fusion} 는 각각 액적의 증발, 승화, 용해에 의한 잠열을 의미하며 c_h 는 대류 열전달 계수, \dot{m}_{evap}

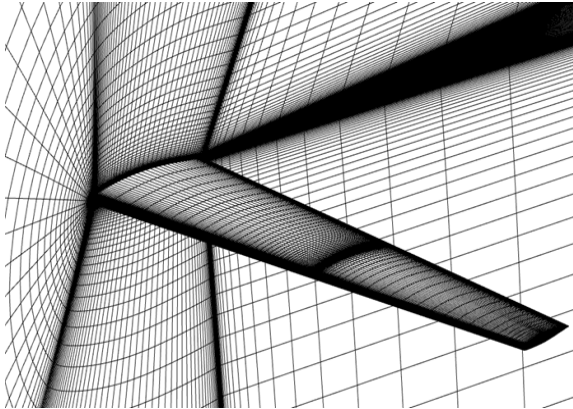


Fig. 1 Mesh topology for GLC-305 Swept Wing

와 \dot{m}_{ice} 는 증발과 결빙 시 Mass Flux를 의미한다. 에너지 방정식을 나타내는 식 (12)의 우변 첫 번째 항은 표면에 액적이 부착될 때 발생하는 열전달을 의미하고, 우변 두 번째 항은 액적이 증발할 때 발생하는 열전달을 의미하며, 우변 세 번째 항은 액적이 착빙될 때 발생하는 열전달을 의미한다. 나머지 항들은 난류 및 복사 열전달, 결빙 보호 장치에서 발생한 열을 의미한다. $Q_{anti-icing}$ 은 결빙 보호 장치를 포함하는 Solids와 과냉각된 액적 및 공기를 포함하는 Fluids 사이의 열 상호작용을 나타내는 항을 의미한다. 본 연구에서는 Heat Source를 포함하는 결빙 보호 장치가 없으므로 $Q_{anti-icing}$ 은 0으로 적용하였다. Rime Ice의 경우 액적이 표면에 부착되고 동시에 급속히 결빙이 진행되므로 식 (12)과 같은 에너지 방정식을 계산하지 않으며, 연속 방정식은 식 (13)와 같이 단순한 식으로 표현된다[21]. 식 (13)에서 ρ_{ice} 는 얼음 밀도, h_{ice} 는 얼음의 두께를 나타낸다.

3. 전산해석 기법 검증 및 해석 조건

3.1 해석 기법 검증

중형 수송기에 대한 결빙 해석에 앞서 상용 소프트웨어인 FENSAP-ICE에 대한 검증을 수행하였다. 결빙 증식 해석 기법을 검증을 위해 NASA Glenn Icing Research Tunnel에서 수행된 결빙 풍동시험 데이터와 해석 결과를 비교하였다[22]. 검증 모델로는 3차원 형상의 GLC-305 Swept Wing을 이용하였다. 전산 해석을 위해 Fig. 1과 같은 정렬 격자를 사용하였으며, 총 격자수는 약 300만 개를 사용하였다. 난류 모델로는 Spalart-Allmaras 모델을 사용했으며 Surface Roughness는 0.00138 m를 적용하였다. 액적 충돌 해석의 경우 결빙 풍동시험을 모사한 전산 해석을 수행하기 위해 Langmuir D의 분포

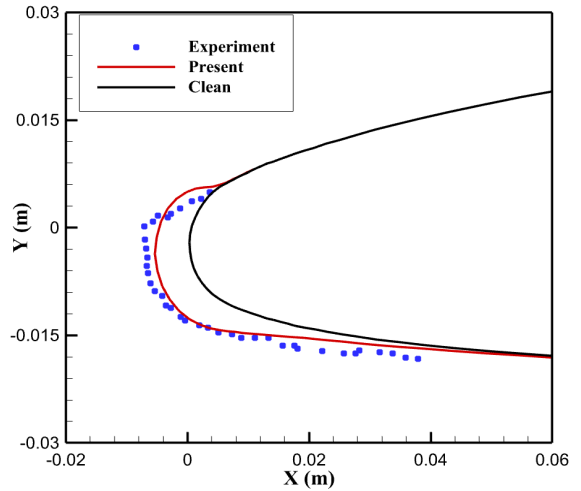


Fig. 2 Comparison of icing wind tunnel test result and simulation result of ice accretion

도를 가정하여 해석을 수행하였다. 이외의 자세한 해석 조건은 Table 1에 제시하였다. Fig. 2는 Root 부분에서의 결빙 증식 형상을 나타낸 것이다. 결빙 풍동시험 데이터와 해석 결과를 비교한 결과, 최대 Ice Thickness의 오차는 약 2% 미만으로 결빙 증식 형상이 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다. 이를 통해 본 연구에 사용된 해석기법의 유효성을 입증하였다.

3.2 형상 및 경계조건

본 연구에서는 Kawasaki C-2 중형 수송기의 형상과 유사한 형상을 모델링하였다. Fig. 3는 단순 모델링한 CATIA 형상이며, 좌우 대칭형이므로 해석 시간의 절감을 위해 항공기 축 방향을 기준으로 형상을 분할하여 격자 생성을 수행하였다.

Fig. 4는 해석을 위한 C-type의 격자 형태를 나타낸 것이며 전기체 길이의 20배 크기로 구성하였다. 전기체 표면으로부터 첫 번째 격자의 크기가 y^+ 값이 1을 만족하도록 설정하였고, Boundary Layer 격자층은 15층으로 구성하였다. 중형 수송기 전산해석을 위해 총 40,000,000개의 격자를 생성하였다. 경계 조건으로 Velocity Inlet, Pressure Outlet 조건을 적용하였으며

Table 1 Icing condition for a GLC-305 Swept Wing

Mean Aerodynamic Chord	0.475 m
Swept Angle	28 deg
Pressure	100,000 Pa
Velocity	90 m/s
Angle of Attack	6 deg
Temperature	-11.35°C
LWC	0.51 g/m ³
MVD	14.5 μm
Exposure Time	6 min

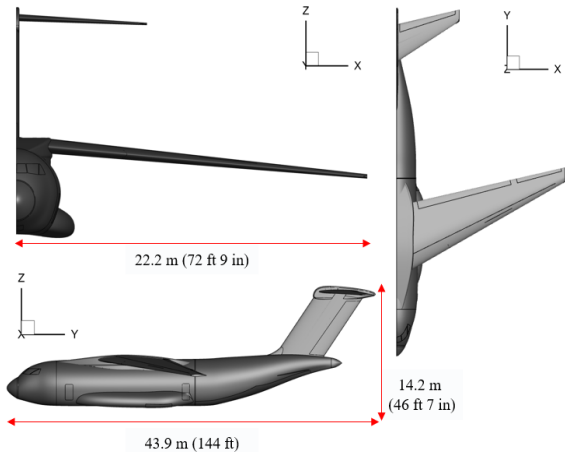


Fig. 3 Geometry of Kawasaki C-2 aircraft

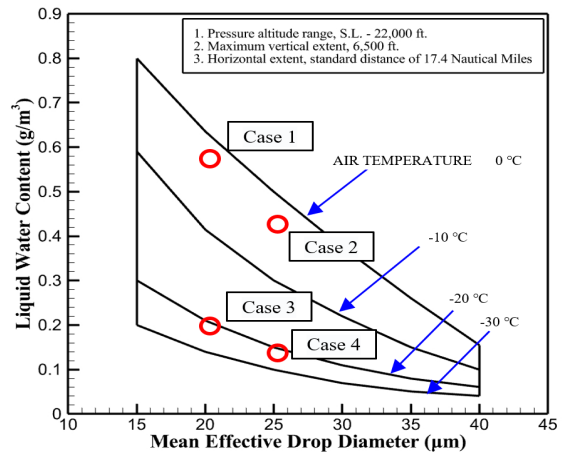


Fig. 5 Continuous maximum atmospheric icing conditions

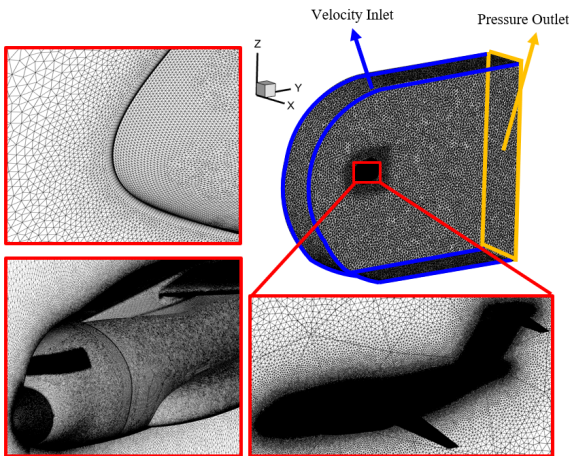


Fig. 4 Grid distribution of flow field

전기체 형상에는 Wall, 중심축의 단면에는 Symmetry 조건을 적용하였다.

3.3 해석 조건

미연방 항공국 Federal Aviation Administration(FAA)의 미연방 항공 규정 Federal Aviation Regulations(FAR) part 25 Appendix C에는 결빙 현상이 발생할 수 있는 비행 영역에서 최대 45분 동안 정상적인 운항이 가능함을 전산 해석 및 시험 등을 통해 입증할 필요가 있음이 제시되어 있다[23]. Appendix C에서 고려하는 결빙에 관련된 기상 조건은 MVD, LWC, 온도 등이 있다. 또한 Appendix C에서의 결빙 발생 범위는 일반적으로 LWC의 경우 0.2 ~ 3.0 g/m³, 온도는 0°C ~ -30°C 이다.

MVD는 구름의 형태에 따라 발생 범위가 달라지며, 층운형 및 적운형 구름의 경우 각각 15 ~ 40 µm, 15 ~ 50 µm 범위의 크기를 갖는다. 결빙 해석 조건의 경우 45분 동안 액적이 포함된 층운형 구름에서 항공기가 비행한다고 가정하였고 이에 Appendix C의 Continuous Maximum(CM) 조건에서 결빙에 의한 성능 저하가 클 것으로 판단되는 총 4가지의 결빙 조건을 선정하였다. 자세한 결빙 해석 조건은 Table 2와 Fig. 5에 제시하였다. Case 1, 2는 Glaze Ice Condition, Case 3, 4는 Rime Ice Condition을 나타내며, MVD에 대한 차이를 확인하기 위해 Case 1, 3은 20 µm, Case 2, 4는 25 µm로 설정하였다. 액적 충돌 해석은 Langmuir D 분포도를 적용하였으며, 실제 항공기 표면에 액적이나 이물질 등이 부착됨에 따라 Surface Roughness를 0.0005 m로 설정하여 해석을 수행하였다. 비행 조건으로 항공기가 착륙을 위해 Holding 상태의 비행을 하는 상황을 가정하였으며 마하수 약 0.24, 속도 82.3 m/s, 고도 9,000 ft, 압력 72437.5 Pa, 받음각 0도를 적용하여 해석을 수행하였다.

4. 전산해석 결과 및 분석

4.1 유동장 해석 결과

액적장을 계산하기에 앞서 액적이 존재하지 않는 상태에서

Table 2 Input variables for icing simulation condition

Case	T (°C)	LWC (g/m ³)	MVD (µm)	Velocity (m/s)	Exposure Time (min)
1	-3	0.5950	20	82.3	45
2	-3	0.4417	25		
3	-20	0.2133	20		
4	-20	0.1545	25		

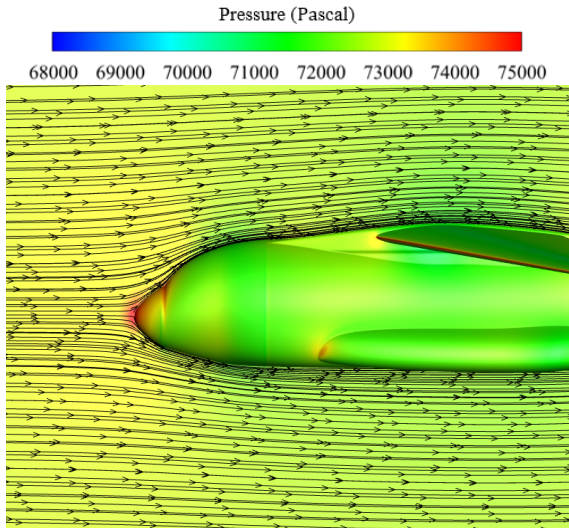


Fig. 6 Side view of pressure contour and streamline

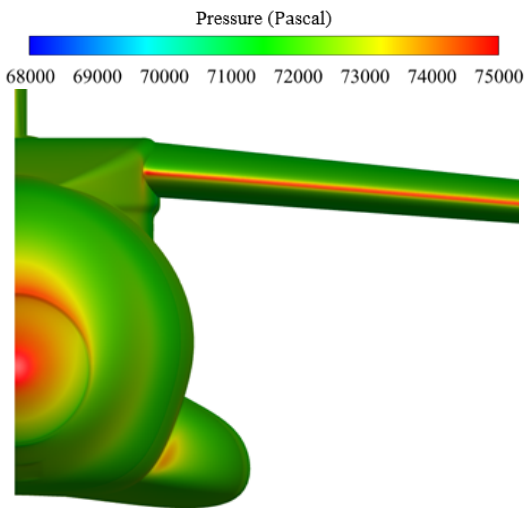


Fig. 7 Pressure contour at clean condition

유동장 해석을 수행하였다. 각 Case 별로 받음각 0, 4, 8, 10, 12도에 대해서 해석을 수행하였다. Fig. 6와 7은 받음각 0도에서 항공기 주변에서 흐르는 유동의 압력 분포를 나타낸다. 항공기 동체 표면에는 약 71000 Pa, Nose 부분과 날개 앞전에는 약 75000 Pa로 상대적으로 높은 압력이 분포하는 것을 알 수 있다. 이러한 결과는 유동이 표면에 직접적으로 부딪히기 때문에 높은 압력이 발생한 것으로 판단된다. 액적은 관성력이 작고 크기가 작아 유선을 따라 표면에 부착되기 때문에 압력 분포가 높은 Nose 부분과 날개 앞전에 액적이 많이 부착됨을 예측할 수 있다.

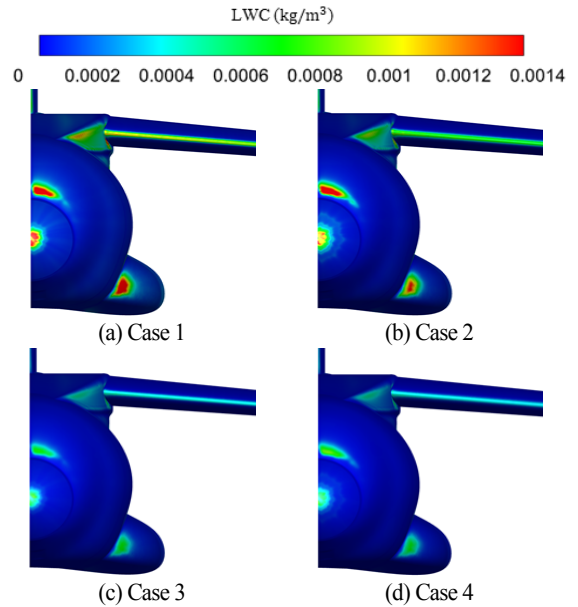


Fig. 8 LWC contour at different cases

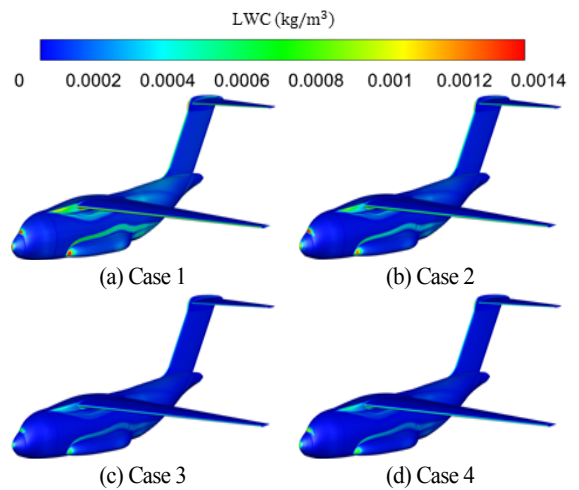


Fig. 9 Global view of LWC contour at different cases

4.2 액적장 해석 결과

유동장 해석을 수행 후 DROP3D 모듈을 사용하여 액적장 해석을 수행하였다. Fig. 8과 9은 받음각 0도에서 각 Case 별 항공기 표면에 부착되는 LWC 분포를 나타낸 것이다. 액적이 직접적으로 부딪히는 Nose, Wind Shield, 날개 앞전 부분에 높은 LWC 분포가 형성된 것을 볼 수 있다. 또한 Fig. 8(a)와 (b)의 경우 LWC 분포가 Fig. 8(c)와 (d)보다 높은 것을 알 수 있다. 이는 Appendix C CM 조건에서 대기 온도가 빙점에 가까

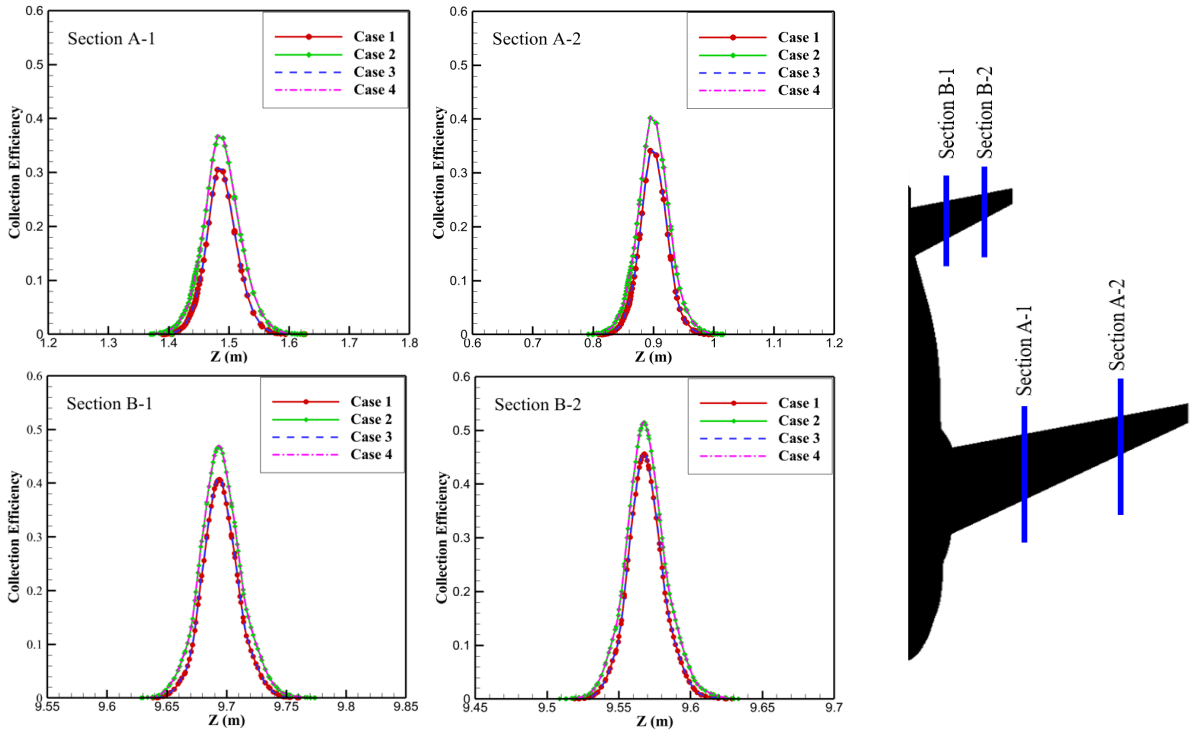


Fig. 10 Collection efficiency on section A-1, A-2, B-1, B-2

위질수록 높은 LWC가 해석 조건에 적용되기 때문이다. 또한 동일한 속도 조건과 노출 시간에서 LWC가 높을수록 결빙 증식량이 많기 때문에, 이러한 결과를 토대로 Glaze Ice Condition (Case 1, 2)이 Rime Ice Condition (Case 3, 4)보다 결빙 증식량이 많을 것으로 판단된다.

Fig. 10은 주 날개와 꼬리 날개 1/3, 2/3 부분에서의 축적물을 나타낸다. 모든 부분에서 Case 2, 4가 Case 1, 3보다 축적물이 높은 것을 확인할 수 있는데, 이는 해석 조건에서 Case 2, 4가 MVD가 더 높기 때문이다. 이러한 결과를 통해 MVD가 증가함에 따라 축적물이 증가하는 것을 알 수 있다. 또한 Section A-1에서부터 Section B-2로 갈수록 축적물의 크기가 커지는 것을 알 수 있다. 이는 날개 시위 길이가 짧아짐에 따라 날개 앞전의 곡률 반경 및 면적이 줄어들어 액적이 표면에 더 많이 부착되기 때문에 축적물이 증가하는 것으로 판단된다[24]. 이로 인해 주 날개보다 축적물이 높은 꼬리 날개에서 Ice Thickness가 클 것으로 판단된다.

4.3 결빙 증식 해석 결과

액적장 해석을 수행 후 ICE3D 모듈을 사용하여 결빙 증식 해석을 수행하였다. Fig. 11과 12는 받음각 0도에서 각 Case 별 결빙이 부착된 항공기 표면을 나타낸다. 모든 Case의 경우

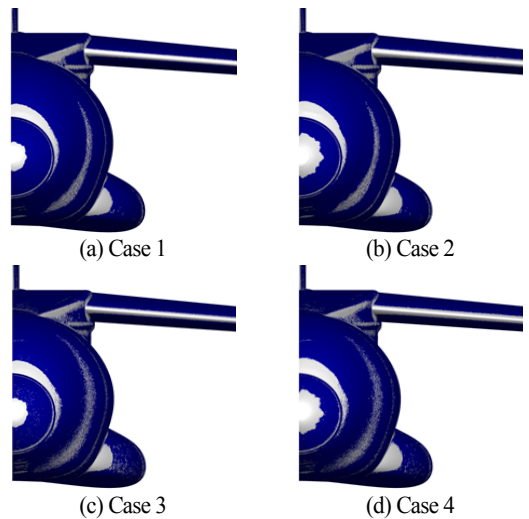


Fig. 11 Ice shape at different cases

Nose, Wind Shield, 날개 앞전 부분에 결빙이 부착된 것을 알 수 있다. Fig. 11에서 Nose 부분에 결빙 증식 면적이 Case 1, 3보다 Case 2, 4에서 큰 것을 알 수 있는데, 이는 MVD의 크기가 더 크기 때문으로 판단된다. 이러한 결과로 MVD가 결

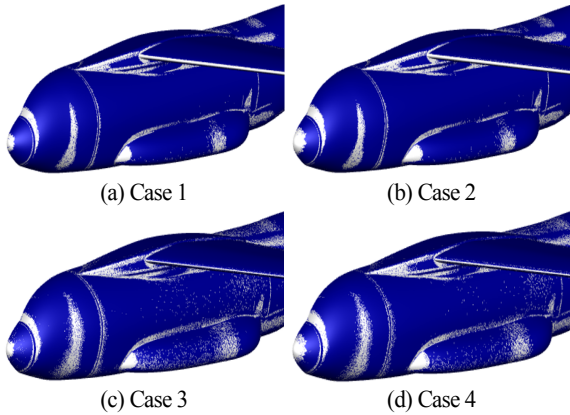


Fig. 12 Global view of Ice shape at different cases

빙 증식 면적에 대해 영향을 미치는 것을 알 수 있다. Fig 12에서 Case 3, 4 동체 표면에 부착된 결빙이 Case 1, 2보다 많이 생성된 것을 확인할 수 있는데, 이는 외기 온도가 낮은 조건이므로 부착과 동시에 결빙되기 때문인 것으로 판단된다. 하지만 각 Case 별 동체 표면에 부착된 Ice Thickness를 확인하였을 때 0.1 cm 미만의 정도로 무시할만한 정도의 두께로 판단된다. 각 해석 결과에 대한 총 결빙 질량과 Ice Thickness를 Table 3에 나타내었다. Case 1, 2가 Case 3, 4보다 LWC가 2배 이상 차이가 나기 때문에 Case 1, 2에서 총 결빙 질량 또한 2배 이상 큰 것을 알 수 있다.

Case 1, 2의 경우 LWC가 Case 1이 Case 2보다 더 높음에도 불구하고 Case 2가 총 결빙 질량이 약 7kg 큰 것을 알 수 있는데, 이는 MVD의 차이인 것으로 보인다. 이러한 결과로 결빙 증식은 LWC와 MVD에 의해 영향을 받는 것으로 판단된다. 또한 적은 LWC라도 MVD가 증가하게 되면 축적물이 증가함에 따라 결빙이 많이 증식하게 된다. 결빙 두께의 경우 Nose와 Wind Shield가 주 날개와 꼬리 날개보다 결빙 두께가 얇은 것을 알 수 있는데, 이는 액적이 부딪히는 면적이 Nose와 Wind Shield가 넓으므로 결빙이 넓게 형성된 것으로 판단된다.

Fig. 13의 결과에서 Case 1, 2의 경우 결빙 형상의 위아래 지점에 Horn Ice가 형성되었는데, 이로 인해 유동의 흐름이 복잡해짐에 따라 공력 성능이 저하될 것으로 판단된다.

Table 3 Comparison of ice thickness and total mass of ice

Case	Nose, Wind Shield (m)	Main, Tail Wing (m)	Total Mass of Ice (kg)
1	0 ~ 0.0051	0 ~ 0.059	93.45
2	0 ~ 0.0056	0 ~ 0.059	101.1
3	0 ~ 0.0035	0 ~ 0.051	39.86
4	0 ~ 0.0041	0 ~ 0.051	40.43

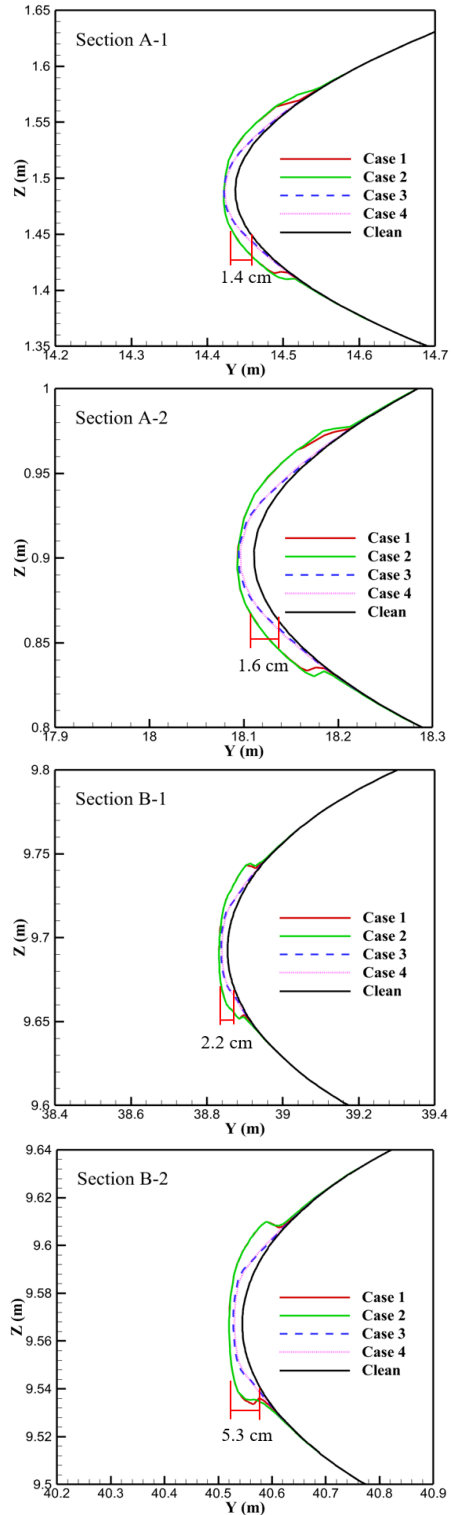


Fig. 13 2D ice shape on each section

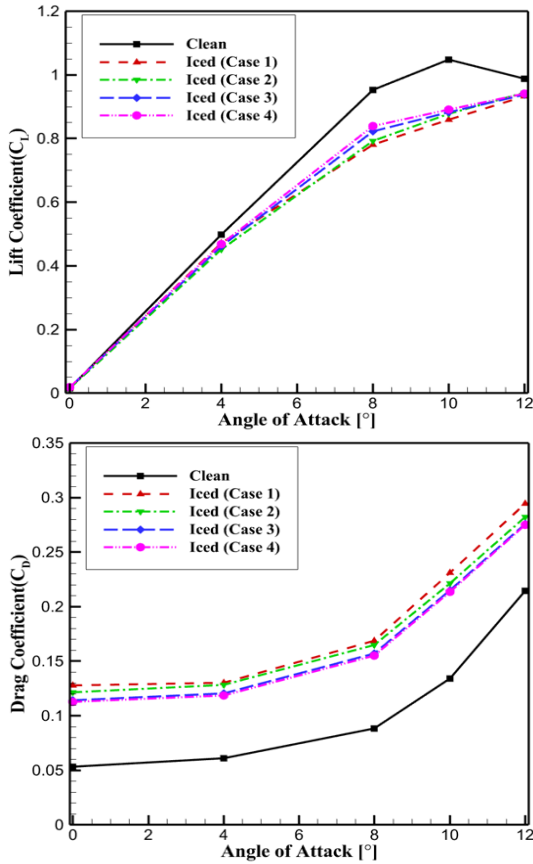


Fig. 14 Comparison of aerodynamic coefficients

Section A-1에서부터 Section B-2로 갈수록 결빙 두께가 커지는 것을 알 수 있는데, 이는 날개 시위 길이가 짧아짐에 따라 축적물이 높아 결빙이 두껍게 형성된 것으로 판단된다.

4.4 공력 영향성

Fig. 14은 결빙을 고려하지 않은 Clean 형상에 대한 공력 계수와 결빙이 부착된 각 Case 별 형상에 대한 공력계수를 나타내었다. 각 Case 별로 받음각 0, 4, 8, 10, 12도에 대해서 해석을 수행하였다. 양력계수의 경우 Clean 형상에 대한 양력 계수와 비교하였을 때 받음각 4도부터 양력계수가 감소하는 것을 확인할 수 있다. 또한 받음각 10도에서 양력계수가 최대 22% 감소한 것을 확인하였다. Clean 형상의 경우 받음각 10도부터 양력계수가 감소하지만, 결빙이 부착된 각 Case의 경우 양력계수가 12도까지 증가하는 경향을 나타내는 것을 알 수 있다.

이는 부착된 결빙 형상, 위치에 따라 양력계수에 미치는 영향이 다르게 나타나기 때문으로 판단된다. 양력계수의 경우

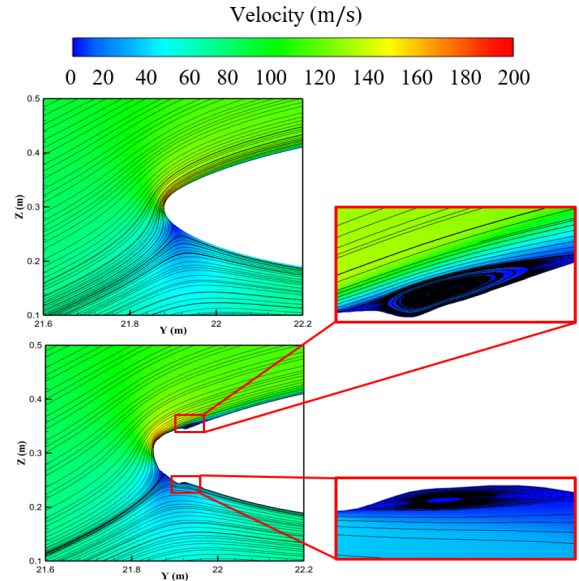


Fig. 15 Velocity contour at leading edge of main wing clean (upper) and case 1 (lower)

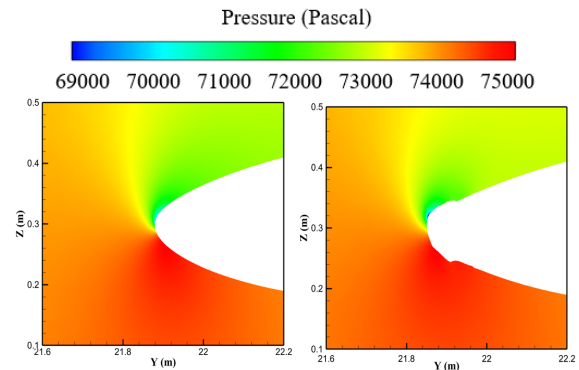


Fig. 16 Pressure contour at leading edge of main wing clean (Left) and case 1 (Right)

각 Case 모두 항력이 2배 이상 증가한 것을 확인할 수 있다. 또한 받음각 10도에서 항력계수가 최대 72% 증가한 것을 확인하였다. Case 1 ~ 4의 공력계수를 확인한 결과 Case 1이 가장 공력계수의 저감이 가장 큰 것을 알 수 있다. Case 2보다 증식된 결빙에 질량이 작지만 Fig. 13의 결빙 형상을 확인하였을 때 Case 2보다 더 거친 결빙이 형성되었기 때문에 공력 계수의 저하가 가장 큰 것으로 판단된다. Fig. 14의 결과를 통해 항공기에 결빙이 발생하면 공력 성능의 저하가 발생하고, 이로 인해 운항 안전성에 부정적인 영향을 미치는 것을 알 수 있다. Fig. 15은 받음각 8도에서 결빙이 부착되지 않은 Clean 상태와 결빙이 부착된 Case 1에 대한 주 날개 Leading

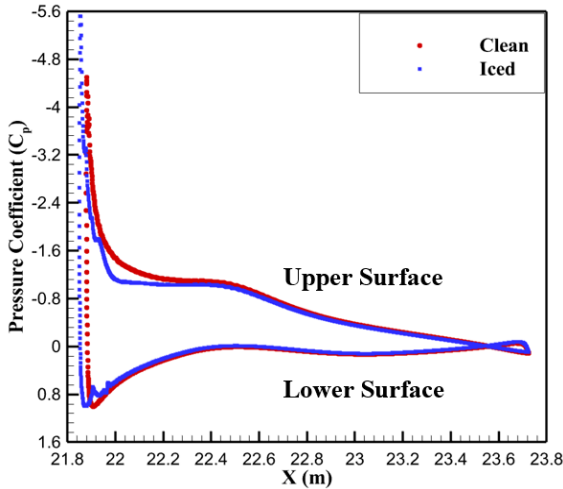


Fig. 17 Pressure coefficient at main wing tip

Edge에서의 Velocity Contour를 나타낸다. 앞전에 부착된 결빙으로 인해 Flow Separation 현상이 발생하여 날개 앞전 위, 아래에 Bubble이 형성되었다. 이로 인해 양력 감소, 항력 증가와 같은 공력 성능의 저하를 야기하였다. Fig. 16은 받음각 8도에서 결빙이 부착되지 않은 Clean 상태와 결빙이 부착된 Case 1에 대한 주 날개 Leading Edge에서의 Pressure Contour를 나타내며, Fig. 17은 Fig. 16에 대한 Pressure Coefficient를 나타낸다. 에어포일 앞전에 부착된 결빙으로 인해 불규칙한 압력 분포가 형성되었음을 확인할 수 있다. 또한 에어포일 윗면의 압력이 증가하여 에어포일 윗면과 아랫면의 압력 차이가 감소하였고, 이로 인해 양력계수가 감소하였을 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 연구에서는 중형 수송기가 다양한 대기 결빙 조건에서 비행할 때 공력에 미치는 영향성에 관한 전산 해석을 수행하였다. 결빙 증식 해석을 위해 Glaze Ice, Rime Ice에 대한 기상학적 결빙 조건을 선정하였으며, 고도 9,000 ft에서 82.3 m/s로 45분 동안 홀딩 상태의 비행을 가정하였다. 결빙이 부착되어 있지 않은 Clean 상태와 결빙이 부착된 4가지 Cases를 비교하여 결빙이 항공기의 공력 성능에 미치는 영향성을 분석하였다. 결빙이 부착되어 있지 않은 유동장 해석 결과에서 항공기 주변에 흐르는 유동이 Nose, Wind Shield, 날개 앞전에 집중적으로 부딪히며 결과적으로 높은 압력이 발생한 것을 확인하였다. 액적장 해석 결과에서는 Glaze Ice Condition (Case 1, 2)에서 약 1.4 g/m³ 정도에 LWC가 표면에 분포한 것

을 확인하였다. 또한 액적이 직접적으로 부딪히는 Nose, Wind Shield, 날개 앞전 부분에 높은 LWC 분포가 형성되었다. Glaze Ice Condition이 Rime Ice Condition (Case 3, 4)보다 LWC 조건이 2배 이상 차이 나기 때문에 총 결빙 증식 질량이 2배 이상 큰 것으로 나타났다. 이러한 결과는 LWC가 2배 이상 차이 나기 때문인 것으로 판단된다. Fig. 10의 결빙 형상을 확인한 결과 Nose, Wind Shield, 날개 앞전 부분에 결빙이 집중적으로 부착된 것을 알 수 있고, MVD가 높을수록 결빙 부착 면적이 큰 것으로 나타났다. 주 날개와 꼬리 날개의 결빙 증식 형상을 보았을 때 Rime Ice의 경우 표면이 매끄럽고 결빙 형상의 크기가 크지 않지만, Glaze Ice의 경우 표면이 거칠고 결빙 형상의 크기가 크게 형성되었다. 이로 인해 Glaze Ice는 Rime Ice보다 공기역학적 측면에서 부정적인 것으로 판단된다. 형성된 결빙으로 인해 항공기 주변 유동장에서 불규칙한 흐름이 형성되고 에어포일 윗면과 아랫면의 압력 차이가 감소하여 양력계수가 감소하였을 것으로 판단된다. 또한 공기가 부딪히는 날개 앞전의 접촉 면적이 증가하여 항력계수가 증가하였을 것으로 판단된다.

본 연구에서는 결빙이 항공기에 부착될 경우 공력 성능에 매우 부정적인 영향을 미치는 것을 확인하였다. 또한 이러한 결과로 중형 수송기 개발을 위한 결빙 감항성 인증, 결빙 보호장치(Ice Protection System, IPS)의 설계 등에 활용될 수 있을 것이다. 현재 연구에서는 Appendix C의 CM 조건에서 결빙 증식 해석을 수행하였지만, 향후 미연방 항공 규정 FAR에 정의된 다양한 결빙 조건에서의 결빙 증식 해석, 방-제빙 소요 전력량 산정을 위한 복합 열전달(Conjugate Heat Transfer) 해석에 관한 연구로 확장할 수 있다.

후 기

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

References

[1] 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.
 [2] 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.
- [3] 1993, Potapczuk, M.G., Al-Khalil, K. and Velazquez, M.T., "Ice Accretion and Performance Degradation Calculations with LEWICE/NS," *AIAA Paper 93-0173*.
- [4] 2000, Bragg, M., Hutchison, T., Merret, J., Oltman, R. and Pokhariyal, D., "Effect of Ice Accretion on Aircraft Flight dynamics," *AIAA Paper 2000-0360*.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 1994, Anderson, D., "Rime-, Mixed- and Glaze-Ice Evaluations of Three Scaling Laws," *AIAA Paper 94-0718*.
- [8] 1997, Board, N.T.S., "Aircraft Accident Report, Comair Flight 3272 Embraer EMB-120RT, N265CA," *National Transportation Safety Board Report*.
- [9] 1997, Pereira, C.M., "Status of NTSB Aircraft Icing Certification-Related Safety Recommendations issued as a Result of the 1994 ATR-72 Accident at Roselawn, IN," *AIAA Paper 97-0410*.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 2004, Wright, W.B. and Potapczuk, M.G., "Semi-Empirical Modeling of Physics," *AIAA Paper 2004-412*.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] 2013, 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, pp.51-59.
- [17] 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.
- [18] 2010, 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, pp.71-78.
- [19] 2002, Beaugendre, H., Morency, F. and Habashi, W.G., "ICE3D, FENSAP-ICE's 3D In-Flight Ice Accretion Module," *AIAA Paper 2002-0385*.
- [20] 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.
- [21] 2008, Cao, Y., Zhang, Q. and Sheridan, J., "Numerical Simulation of Rime Ice Accretions on an Aerofoil using an Eulerian Method," *The Aeronautical Journal*, Vol.112, No.1131, pp.243-249.
- [22] 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.PB2005-110681.
- [23] 1970, Regulations., Federal Aviation, "Part 25-Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes," *Federal Aviation Administration (FAA)*.
- [24] 1956, Gelder, T.F., Smyers Jr, W.H. and VonGlahn, U., "Experimental Droplet Impingement on Several Two-Dimensional Airfoils with Thickness Ratios of 6 to 16 Percent," *NASA Technical Reports Server*, No. NACA-TN-3839.