

항공기 결빙 예측을 위한 Eulerian 기반 액적 충돌 및 결빙 증식 코드

정성기,¹ 명노신,^{*2} 조태환²

AN EULERIAN-BASED DROPLET IMPINGEMENT AND ICE ACCRETION CODE FOR AIRCRAFT ICING PREDICTION

S.K. Jung,¹ R.S. Myong,^{*2} and T.H. Cho²

As a step toward accurate prediction of droplet impingement and ice accretion on aircraft, an Eulerian-based droplet impingement and ice accretion code for air flows around an airfoil containing water droplets is developed. A CFD solver based on the finite volume method was also developed to solve the clean airflow. The finite-volume-based approach for simulating droplet impingement on an airfoil was employed owing to its compatibility with the CFD solver and robustness. For ice accretion module, a simple model based on the control volume is combined with the droplet impingement module that provides the collection efficiency. To validate the present code, it is compared with NASA Glenn IRT (Icing Research Tunnel) experimental data and other well-known icing codes such as LEWICE and FENSAP-ICE. It is shown that the collection efficiency and shape of ice accretion are in good agreement with previous experimental and simulation results.

Key Words : 전산유체역학 (CFD), 항공기 결빙 (Aircraft Icing), 유한체적법 (Finite Volume Method), 액적충돌 (Droplet Impingement), 결빙증식 (Ice Accretion)

1. 서 론

비행 중 발생하는 항공기 결빙은 항공기 성능 측면에서 매우 중요한 기술적 인자이며, 항공기 인증과 직접적인 관련성이 있다. 특히 외부 표면에 생성된 결빙은 항공기 외부 형상 변화를 야기하여 공력 및 조종 안정성에 부정적 영향을 미치게 된다. 이러한 결빙은 항공기가 적운, 층운 등 상대적으로 습도가 높고 온도가 빙점 이하인 대기층이나 결빙성 비 상공을 일정 시간 이상 비행할 경우 주로 발생한다. FAR 규정에 항공기 운항 안전성을 위한 인증절차로 항공기가 결빙 비행

영역에서 최대 45분간 안전하게 운용 할 수 있음을 해석 및 시험을 통해 증명되어야함을 명시하고 있다. 이러한 결빙 관련 연구는 1940년대에 주로 풍동 실험과 비행실험을 바탕으로 결빙에 의한 공력영향성을 분석하기 시작하였으며, Messinger 등에 의해 결빙에 대한 수치해석 기법이 최초로 제안되었다. 그 후 Mingione와 Brandi는 Multi-Element Airfoil에 대한 결빙 형상 시뮬레이션이 수행하였으며, Gent 등은 항공기 결빙에 의한 공력특성 변화를 체계적으로 정리하였다. Myers는 Messinger의 결빙 증식 모델을 수학적으로 확장, 2, 3차원으로 확장한 결빙 증식 모델을 제안하였다. 또한 Fortin은 표면 거칠기에 의한 결빙 증식 변화를 모사하기 위한 향상된 표면 거칠기 모델을 제안하였다[1-4]. 이러한 결빙 관련 모델을 수치해석 방법으로 모사하기 위해 전통적으로 비점성 패널기법 및 Euler-경계층 연계 해석 기법 등을 활용하여 액적의 궤적을 예측하는 Lagrangian 기법이 사용되었으나, 최근 Eulerian 기법을 이용하여 액적의 궤적을 예측하는 연구가 활발히 진행 중이다. 이는 패널기법 및 Euler-경계층 연계

접수일: 2010년 3월 9일, 수정일: 2010년 5월 24일,

게재확정일: 2010년 5월 28일.

1 정회원, 경상대학교 대학원 기계항공공학부

2 정회원, 경상대학교 기계항공공학부, 항공기부품기술연구소, 공학연구원

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

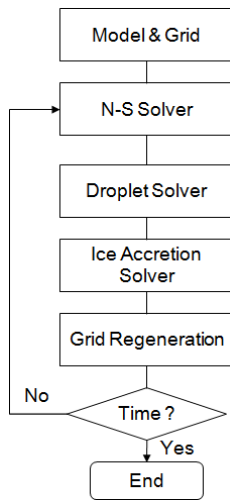


Fig. 1 Flow chart

Lagrangian 기반 모델이 계산 시간 측면에서 효율적이나 복잡한 형상 및 경계층 연계 시 세심한 주의가 필요한 반면, Navier-Stokes 방정식을 이용한 Eulerian 기반 모델은 복잡한 형상 및 경계층에 대한 고려 없이 적용할 수 있는 장점이 있다. Lagrangian 기법을 이용한 대표적인 결빙 관련 시뮬레이션 코드로 NASA에서는 LEWICE 코드를 개발하여 결빙 현상 예측, 제빙 및 방빙 장치 설계에 사용하고 있고, 프랑스 ONERA, 영국의 DRA에서도 LEWICE와 유사한 TRAJICE 코드를 개발하였다. 또한 Eulerian 기법으로는 캐나다 McGill 대학의 Habashi 연구팀에 의해 개발된 FENSAP-ICE 패키지[5]가 대표적이다. 국내에서는 익형의 액적 충돌 관련하여 Lagrangian을 이용한 연구가 Kim[6]에 의해 수행되었으며 상용 프로그램인 FLUENT를 이용한 Eulerian 기반 액적 충돌 및 액적 증식 연구가 Shin[7] 등에 의해 수행되었다. 또한 Lagrangian을 이용한 액적 충돌 및 액적 증식 관련 연구는 Baek[8] 등에 의해 수행되었다.

본 연구에서는 유동장 계산을 위해 Navier-Stokes 방정식을 이용하였으며 액적의 궤적은 Eulerian 기반 모델을 적용하였다. 결빙 증식은 제어 체적 기반 단순 모델을 적용하였으며 이러한 모델을 바탕으로 결빙 관련 시뮬레이션 코드를 개발하였다. 특히 공력-구조 연계 계산을 위한 격자 재생성 프로그램을 응용하여 결빙 증식에 의한 고체면 변경을 자동적으로 고려할 수 있도록 하였다. Fig. 1은 개발된 결빙 관련 시뮬레이션 코드의 순서도를 나타낸다. 우선 결빙 해석을 위한 형상에 대해 공력 격자를 생성하는데, 이때 격자는 액적 유동장 계산과 결빙 증식 계산에 동일하게 적용된다. 액적이 없는 순수한 유동장에 대해 Navier-Stokes Solver를 이용하여 계산한 후 동일한 격자를 이용하여 액적 유동장 계산을 수행한다. 액

적 유동장 계산을 통해 획득한 축적율(Collection Efficiency)을 바탕으로 고체 표면에서 결빙 증식을 계산하며 그 후 형상 변화에 대한 공력 격자 재생성을 수행, 정해진 시간동안 반복 계산을 수행하게 된다. 개발된 코드는 2차원 에어포일에 대해 우선 적용하였다. NASA Glenn IRT 실험 결과와 기존 시뮬레이션 코드인 LEWICE 및 FENSAP-ICE 계산 결과 비교를 통해 개발된 코드를 검증하였다.

2. 수치해석

2.1 CFD Solver

액적 충돌 및 결빙 증식을 고려하기 전에 유동장에 대한 계산이 선행되어야 한다. 유동장 계산을 위해 보존 형태의 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하였으며, 유한체적법을 기본으로 유동장 계산 코드를 개발하였다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{W} d\Omega + \int_{d\Omega} (\vec{F}_c - \vec{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

대류항 계산을 위해 풍상법 (Upwind) 계열의 Roe's Approximate Solver를 적용하였으며, 정확도 향상을 위해 Van Leer에 의해 제안된 고차 기법인 MUSCL 기법을 이용하였다. 시간과 공간의 차수에 의한 해의 진동을 억제하고 Monotonicity를 보존하기 위해 제한자로 Van Albada를 사용하였다. 또한 점성에 의한 유동의 난류를 고려하기 위해 본 연구에서 단순하면서도 상대적으로 정확도가 높은 Spalart-Allmaras 난류 모델을 선정하였다. 난류 모델을 적용하기 위해 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes)를 적용하였으며, 시간항은 외재법 (Explicit)을 기본으로 국소 시간 전진법(Local Time Step) 및 5차 Runge-Kutta 기법을 이용하였다. 경계조건으로 벽면에 No-Slip 조건을 적용하였으며, 원방 경계에 Riemann Invariant를 적용하였다. 그 외 Navier-Stokes 방정식을 폐쇄형으로 구성하기 위해 이상기체 상태 방정식을 이용하였다[9].

2.2 Droplet Impingement Solver

대기 중의 과냉각된 액적장을 계산하기 위해 Navier-Stokes 방정식과 유사한 Eulerian 기반 액적 충돌 방정식을 이용하였다. 이는 공기와 물이 혼합된 다상 유동 모델로 Bourgault[10] 등에 의해 제안되었으며, 액적 충돌 방정식은 액적에 대한 연속 방정식과 운동량 방정식으로 구성되어 있다. 연속 및 운동량 방정식에 대한 수치기법으로 유동장 CFD 코드와의 접목이 용이한 유한 체적법을 기본으로 하였으며, 액적 충돌 방정식을 벡터형 적분형으로 기술한 수학적 형태는 아래와 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{W}_D d\Omega + \int_{\partial\Omega} \vec{F}_D ds = \int_{\Omega} \vec{Q}_D d\Omega \quad (2)$$

여기서 \vec{W}_D 는 보존변수이며 \vec{F}_D 는 대류항, \vec{Q}_D 는 생성항이다.

$$\vec{W}_D = [\alpha, \alpha u_D, \alpha v_D]^T, \vec{F}_D = [\alpha V_D, \alpha u_D V_D, \alpha v_D V_D]^T,$$

$$\vec{Q}_D = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{C_D Re_d}{24K} (u_a - u_D) \alpha \\ \frac{C_D Re_d}{24K} (v_a - v_D) \alpha + \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right) \left(\frac{1}{Fr^2}\right) g_y \alpha \end{bmatrix}$$

여기서 α 는 액적의 Volume Fraction을 나타내며, u_D, v_D 는 액적의 속도, u_a, v_a 는 공기의 속도, ρ_a, ρ_w 는 공기의 밀도, 물의 밀도이다. C_D 는 구형으로 가정한 액적의 실험적으로 구해진 항력 계수이다.

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

$$C_D = 0.4 \text{ if } Re_d > 1300$$

여기서, $Re_d = \frac{\rho_w d U_{a,\infty} |V_a - V_D|}{\mu}$. Re_d 는 액적에 대한 레이놀즈 수이며, d 는 액적의 지름, μ 는 공기의 동점성 (Dynamic Viscosity)이다. K 와 Froude Number는 다음과 같이 정의된다.

$$K = \frac{\rho_a d^2 V_{a,\infty}}{18 L_{\infty} \mu_a}, Fr = \frac{\|U_{a,\infty}\|}{\sqrt{L_{\infty} g}}$$

액적 충돌 방정식을 계산한 후 액적이 표면에 부착되는 위치 및 비율은 식 (3)과 같이 축적율로 표현된다.

$$\beta = \alpha \vec{U}_D \cdot \vec{n} \quad (3)$$

여기서 \vec{n} 은 고체 표면의 수직벡터이다. 액적의 분포는 액적이 표면과 충돌후 Shadow 영역과 Non-shadow 영역으로 인해 불연속이 발생한다. 이는 물리적으로 Shadow영역에서는 액적

이 존재하지 않으므로 (액적의 밀도 및 속도는 '0'에 근접함) 계산시 수치적 불안정성을 초래하게 된다. 이를 위해 본 연구에서는 액적의 밀도가 특정값 이하로 감소할 경우 수치적 불안정성을 개선하기 위해 제한자를 제한하였으며 δ_a 는 0.001를 이용하였다.

$$u_D = v_D = \alpha^2, \text{ if } \alpha \leq \delta_a \quad (4)$$

액적 충돌 방정식을 계산하기 위해 대류항은 1차 풍상법을 이용하였으며 시간항은 외재법을 적용하였다. 경계조건으로 벽면에 No-slip 조건과 원방경계에 Riemann Invariant를 적용하였다.

2.3 Ice Accretion Solver

대기 조건으로 인한 항공기의 결빙 증식은 크게 Glaze Ice 와 Rime Ice로 대별되며, Glaze Ice는 액적이 항공기 표면을 따라 흐르는 과정에서 결빙이 발생하는 것으로 이를 수치 해석적 방법으로 모사하기 위해 전단력과 Heat Flux가 고려된다. Rime Ice의 경우 매우 낮은 대기 온도에서 발생하는 것으로 액적이 자유류를 따라 움직이는 과정에서 물체와 충돌하는 순간 결빙됨으로 전단력과 Heat Flux의 영향은 고려되지 않는다. 일반적으로 액적이 물체에 부착되어 결빙이 증식되는 과정은 연속 방정식과 에너지 방정식으로 표현된다[11].

연속 방정식 :

$$\begin{aligned} \rho_f \left[\frac{\partial h_f}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{U}_f h_f) \right] \\ = U_{\infty} \cdot LWC \cdot \beta - \dot{m}_{evap} - \dot{m}_{ice} \end{aligned} \quad (5)$$

에너지방정식 :

$$\begin{aligned} \rho_f \left[\frac{\partial h_f c_f T_f}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{U}_f h_f c_f T_f) \right] \\ = \left[c_f T_{\infty} + \frac{|\vec{U}_d|^2}{2} \right] \times U_{\infty} \cdot LWC \cdot \beta \\ - 0.5(L_{evap} + L_{subl}) \dot{m}_{evap} + (L_{fusion} - c_s T) \dot{m}_{ice} \\ + \sigma \epsilon (T_{\infty}^4 - T^4) + c_h (T_f - T_{ice,rec}) + Q_{anti-icing} \end{aligned} \quad (6)$$

$Q_{anti-icing}$ 은 Anti-icing을 나타내며 \vec{U}_f 와 $\vec{U}_f(x,y)$ 는 다음과 같다.

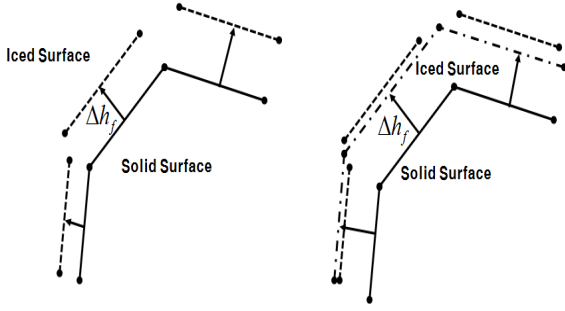


Fig. 2 Edge treatment of solid surface due to ice accretion

$$\begin{aligned}\vec{U}_f(\vec{x}, y) &= \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} \vec{U}_f(\vec{x}, y) dy \\ &= \frac{h_f}{2\mu_f} \vec{\tau}_{a, wall}(\vec{x}) - \frac{h_f^2}{3\mu_f} \left(\frac{\partial p}{\partial x} + \rho_f \vec{g} \cdot \vec{x} \right)\end{aligned}$$

여기서,

$$\begin{aligned}\vec{U}_f(\vec{x}, y) &= \frac{y}{\mu_f} \vec{\tau}_{a, wall}(\vec{x}) \\ &\quad - \frac{y^2}{\mu_f} \left(\frac{\partial p}{\partial x} + \rho_f \vec{g} \cdot \vec{x} \right)\end{aligned}$$

그 외 $\rho_f, c_f, c_s, \sigma, \epsilon, K_s, L_{evap}, L_{subl}, L_{fusion}$ 는 매개변수로 결빙 조건에 의해 결정된다. Rime Ice의 경우 액적이 표면에 충돌과 동시에 결빙되므로 에너지 방정식을 계산하지 않으며, 연속방정식에서 아래의 단순한 형태로 표현된다[12].

$$\rho_f \frac{\partial h_f}{\partial t} = U_\infty \cdot LWC \cdot \beta \quad (7)$$

본 연구에서는 Rime Ice에 대한 결빙 증식을 고려하였으므로 식 (7)을 이용하여 결빙 증식 계산을 수행하였다. 결빙 증식 시 고체 표면 위의 제어 체적만을 고려하고, 결빙 증식은 고체 표면에 수직인 방향으로 증가하는 것으로 가정하였다. 이때 균등하지 않은 결빙 증식으로 인해 형상 변형은 표면의 각 부분마다 증식의 높이가 다르게 되고, 이로 인해 공력 격자 재생성이 원활히 수행되지 못하므로 공력 격자 재생성을 위한 가정이 요구된다. Fig. 2에서와 같이 결빙 증식으로 인한 격자의 불일치를 고려하기 위해 증식된 셀과 셀 사이의 평균값을 이용하였다.

2.4 Grid Regeneration Module

결빙 증식 후 공력 격자 재생성시 수작업에 의한 격자 재생성에 소요되는 시간을 줄이기 위해 자동 격자 재생성이 요구된다. 자동 정렬격자 재생성은 대표적으로 TFI (Transfinite Interpolation)와 Spring Analogy 기법이 있다. TFI는 대수방정식을 이용한 계산 기법으로 계산에 소요되는 시간은 적으나 Block의 이동을 제어할 수 없고, Block 내부 격자점의 변위 계산만 가능하다. 그에 반해 Spring Analogy는 Block의 이동 및 Block 내부 격자점의 변위 전체를 계산 할 수 있으나 Spring Analogy의 특성상 반복계산이 요구되므로 상당한 시간이 소요된다. 본 연구에서는 각 기법의 장점을 결합한 Hybrid 방법으로 Block의 이동은 Spring Analogy에 의해 계산되고 Block 내부 격자점의 변위는 TFI에 의해 계산되도록 하였다. 본 연구에 사용된 격자 재생성 코드는 다수의 연구를 통해 그 적용 가능성을 확보하였다[13-15].

3. 계산 결과

3.1 CFD Solver 검증

Clean 유동장 계산을 위해 개발된 코드의 검증은 천음속 구간에서 검증 모델로 많은 연구자들에 의해 사용되는 RAE 2822 익형을 선정하였다. 공력 결과의 검증을 위해 격자에 따른 불확정도를 고려, 동일한 격자를 참고문헌[16]에서 제공하는 격자를 이용하였다. 정렬격자를 사용하였으며 격자수 369x65, 계산 조건은 Table 1에 요약된 경우를 사용하였다.

Fig. 3에서 본 연구를 통해 개발된 압축성 Navier-Stokes Solver와 NASA NPARC Alliance CFD Verification and Validation에서 제시된 RAE 2822 익형의 압력 분포를 비교하였다. RAE 2822 익형의 압력 분포에 대한 풍동 실험[15] 및 개발된 코드의 수치해석 결과, 정량적, 정성적으로 유사한 경향을 나타내었다. Fig. 4는 NACA652-415 익형에 대한 실험[17]과 수치해석을 통한 압력분포를 나타낸다. 결빙은 주로 아음속 영역에서 발생하므로 아음속 영역에서 개발된 코드의

Table 1 Initial condition of clean flow field

	RAE2822	NACA652-415
Reynolds Number	6,500,000	4,900,000
Mach Number	0.729	0.23
Angle of Attack	2.31 Degree	8 Degree
Static Pressure	108987.8 Pa	101300 Pa
Temperature	255.5556 K	288.15 K

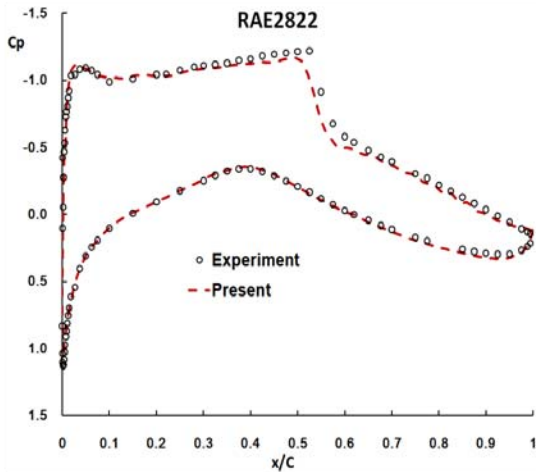


Fig. 3 Comparison of pressure coefficient between experimental and present results for RAE2822 airfoil

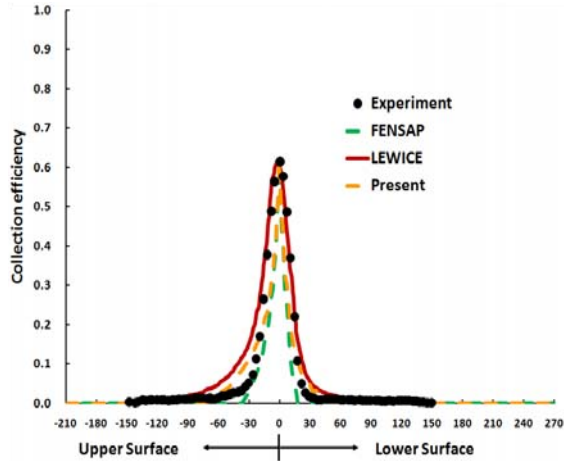


Fig. 5 Comparisons of collection efficiency (AoA: 0 Degree, MVD: 21 μm , LWC: 0.03 g/m^3)

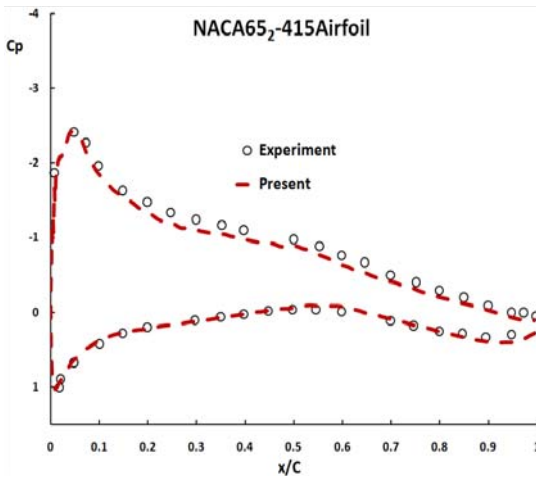


Fig. 4 Comparison of pressure coefficient between experimental and present results for NACA652-415 airfoil

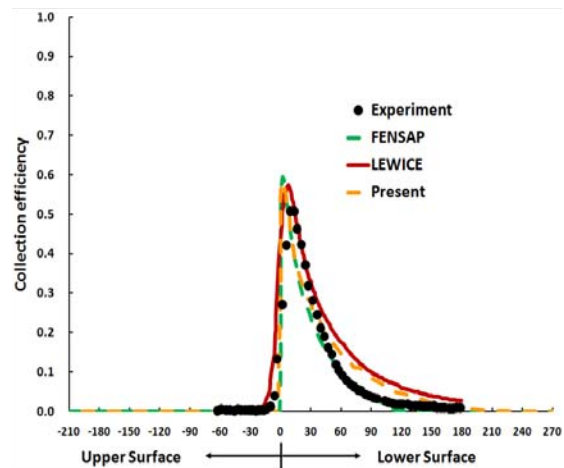


Fig. 6 Comparisons of collection efficiency (AoA: 8 Degree, MVD: 21 μm , LWC: 0.03 g/m^3)

적용 가능성의 확인이 필수적이다. 계산 결과 실험과 정량적, 정성적으로 유사한 경향을 나타냈으며, 이를 통해 결빙 증식 계산 시 개발된 CFD 코드의 적용 가능성을 확인하였다.

3.2 Droplet Impingement Solver 검증

액적장은 일반적으로 액적의 크기(MVD)가 동일하지 않은 액적들로 분포된다. 흔히 Langmuir D 분포로 알려져 있으며 Mono-disperse(액적의 크기를 동일하게 가정)와 계산 결과 액적이 고체 표면과 충돌하는 위치는 매우 유사하나 축적율에서 다소 차이를 나타낸다. 본 연구에서는 Langmuir D 분포 대신 계산 시간 측면에서 효율적이고 축적율의 차이가 크지

않은 Mono-disperse를 이용하여 액적 충돌 코드를 실험 결과와 비교하였다. 액적 충돌을 위한 대상 모델은 앞서 CFD 코드를 이용하여 유동장 계산을 수행한 NACA65₂-415 익형을 사용하였으며, NACA65₂-415 익형에 대한 액적 충돌 실험과 개발된 코드의 계산 결과를 비교하였다. 액적 충돌 풍동 실험은 1997년, 1999년 NASA Glenn IRT에서 수행되었으며[17], 이 실험에서 액적의 축적율을 측정하기 위해 CCD 및 레이저를 이용하여 축적율을 획득하였다. Table 2는 실험 조건을 나타내며 액적의 속도 및 초기 받음각은 액적이 없는 Clean 유동장의 초기 조건과 동일하다. 개발된 코드의 적용 가능성을 확인하기 위해 풍동실험, 상용 결빙 관련 프로그램과 비교 연

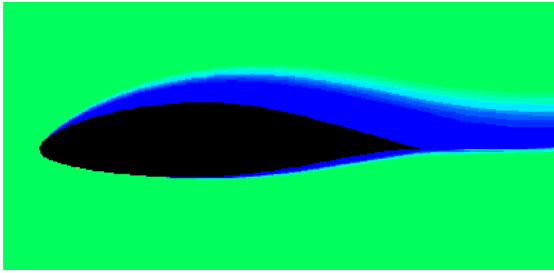


Fig. 7 Droplet fields around NACA652-415 airfoil using present code (AoA: 0°, MVD: 21 μm, LWC: 0.0 3g/m³)

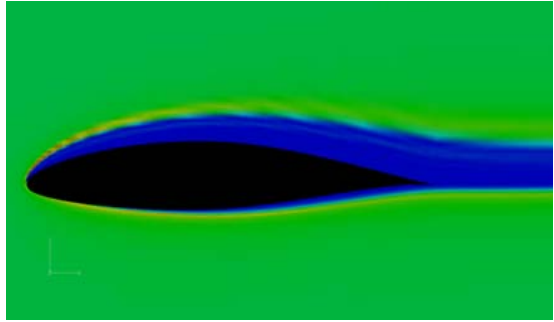


Fig. 8 Droplet fields around NACA652-415 airfoil using FENSAP-ICE, DROP3D(AoA:0°, MVD:21 μm, LWC: 0.03 g/m³)

구를 수행하였다. 상용 결빙 관련 프로그램으로는 Lagrangian을 이용한 LEWICE와 Eulerian을 이용한 FENSAP-ICE의 시뮬레이션 결과를 이용하였다. Fig. 5-6에서 풍동 실험결과와 시뮬레이션 결과에 비해 정성적, 정량적으로 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다. 받음각이 0도인 경우 축적율은 익형의 앞전 위, 아랫면에서 대칭적으로 발생하였으나, 받음각의 변화에 따라 익형의 앞전 아랫면이 윗면보다 상대적으로 넓은 범위에서 액적이 충돌하였으며, 이는 물리적으로 적절한 경향을 나타내는 것으로 판단된다. Fig. 7-8에서 액적의 궤적에 대한 액적장을 개발된 액적 충돌 코드와 상용 프로그램인 FENSAP-ICE DROP3D 코드와 비교 연구를 수행하였다. Shadow 영역이 동일하게 익형의 윗면에서 크게 발생함을 알 수 있으며, 앞전에서 액적이 충돌하여 뒷전으로 진행 할수록

Table 2 Initial condition of droplet fields for NACA652-415 airfoil

Mach Number	0.23	
Angle of Attack	0 Degree	8 Degree
Liquid Water Contents	0.03g/m ³	
Mean Volume Diameter	21μm	

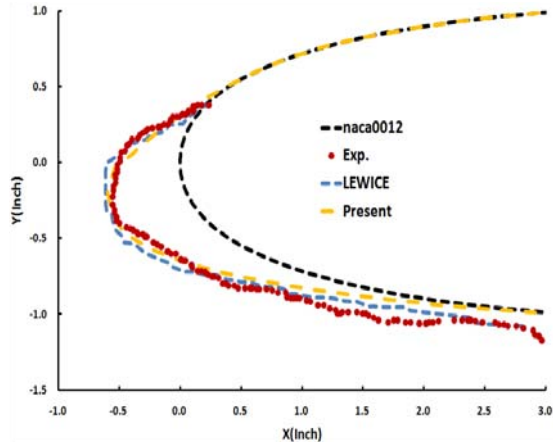


Fig. 9 Comparison of shapes of ice accretion for case 1

액적 충돌이 발생하지 않음을 확인 할 수 있었다.

3.3 Ice Accretion Solver 검증

NACA0012 익형에 대한 결빙 증식 실험 결과[18], 시뮬레이션 코드 및 본 연구를 위해 개발된 Rime Ice 증식 코드와 비교 연구를 수행하였다. 풍동 실험과 시뮬레이션 코드의 비교를 통해 결빙의 증식이 유사한 경향을 나타냄을 확인하였으며, 개발된 코드의 경우 준 정상상태로 계산시 시간 간격의 조절에 의해 결빙 증식의 형상이 변경될 수 있음을 확인하였다. Table 3에서 받음각 및 압력은 3.5도, 90760 Pa의 동일 조건으로, Case 1의 경우 42회의 반복계산이 수행되었으며 전체 계산시간은 10초의 시간간격을 적용, 약 44시간이 소요되었다. Case 2의 경우 동일한 시간 간격으로 계산한 결과 약 38 시간이 소요되었다. Fig. 9-10에서 각각의 다른 조건에 대하여 시뮬레이션을 수행한 결과를 실험값과 비교하여 비교적 정확한 결빙 형상을 얻었다. Fig. 11은 결빙 증식 후 공력 영향성 변화를 나타낸다. NACA0012 모델의 결빙 증식 자료를 바탕으로 압력분포 변화를 제시하였으며, 앞전에서 결빙 증식으로 인해 Clean 모델에 비해 Iced 형상의 경우 압력이 증가하였으

Table 3 Ice accretion condition for NACA0012 airfoil

	Case 1	Case 2
Exposed Time	7 min.	6 min.
Mach Number	0.3240	0.2140
Temperature	250.37 K	244.51 K
Liquid Water Contents	0.55 g/m ³	1.0 g/m ³
Mean Volume Diameter	20 μm	20 μm

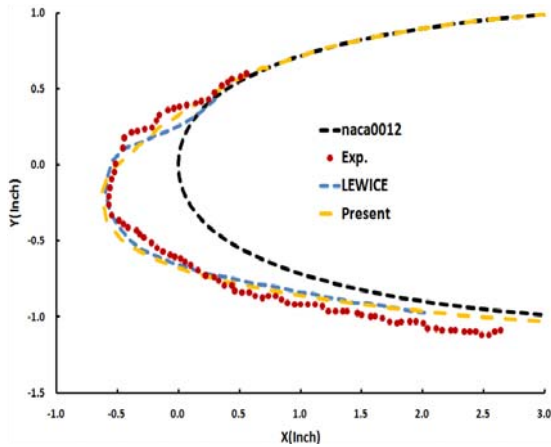


Fig. 10 Comparison of shapes of ice accretion for case 2

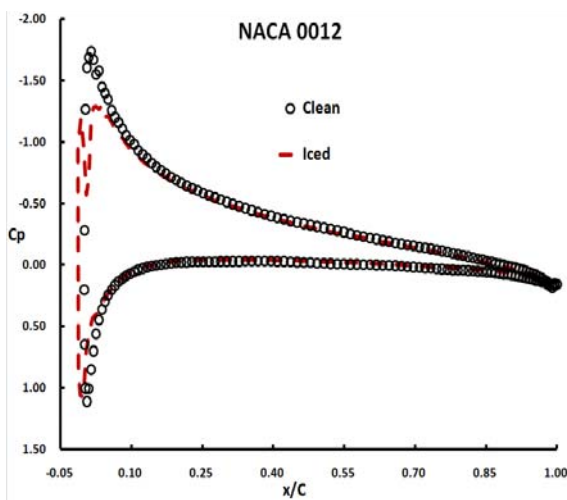


Fig. 11 Comparison of pressure coefficient of clean and iced shapes of NACA0012

며, 결빙 증식된 부분과 증식되지 않은 부분 사이에서 압력이 크게 증가함을 나타내었다.

4. 결 론

비행 중 결빙은 비행 안전성에 치명적인 악영향을 초래하며 이를 방지하기 위해 결빙 조건에서 45분간 비행이 가능하도록 항공기를 설계해야 한다 (FAR Part 25 Appendix C). 설계된 항공기의 결빙 안전성을 시험하기 위해 풍동 실험 및 시뮬레이션 코드가 항공기의 안전성 인증에 이용될 수 있다. 결빙 해석을 위한 시뮬레이션 코드로 Lagrangian 기반의 액적 충돌기법에서 현재 Eulerian 기반의 액적 추적기법으로 진행

되고 있다. 이는 현재 CFD의 기술적 성숙도가 반영된 것으로 본 연구에서 CFD, 액적 충돌 및 결빙 증식 코드를 개발하였다. 개발된 코드를 이용하여 풍동 실험, 상용 결빙 관련 프로그램과의 비교 연구를 수행하였으며, 2차원 에어포일에 대한 축적율, 액적장 및 결빙 증식 결과를 제시하였다. 그 결과 정량적, 정성적으로 유사한 경향을 나타냄을 확인하였으며, 증식된 형상에 대한 공력 격자 재생성을 수행하고 증식된 형상에 대한 공력 영향성을 계산하였다. 압력계수 분포를 통해 에어포일의 윗면 앞전 주위에서 압력의 증가를 확인하였다. 향후 실제 대기 중의 액적 크기의 분포를 고려한 Langmuir D에 관한 코드 개발 및 Glaze Ice에 관한 연구를 수행하고 De-icing을 위한 가동조건 도출, 장치 성능 분석 및 소요 동력 예측 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형 헬기 민군겸용 구성품 개발 사업(KARI주관)과 학술진흥재단 중점연구소 사업(과제번호: NRF 2009-0094016)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 2000, Gent, R.W., Dart, N.P. and Cansdale, J.T., "Aircraft Icing," *Phil. Trans. R. Soc. Lond.*, Vol.358, pp.2873-2911.
- [2] 2005, Bragg, M.B., Broeren, A.P. and Blumenthal, L.A., "Iced-Airfoil Aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.41, pp.323-362.
- [3] 2001, Lynch, F.T. and Khodadoust, A., "Effects of Ice Accretions on Aircraft Aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.37, pp.669-767.
- [4] 1998, Kind, R.J., Potapczuk, M.G., Feo, A., Golia, C. and Shah, A.D., "Experimental and Computational Simulation of In-Flight Icing Phenomena," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.34, pp.257-345.
- [5] *NTI Solutions User Manual*, Numerical Technologies Int.
- [6] 2005, Kim, S.D. and Song, D.J., "Computations of Droplet Impingement on Airfoils in Two-Phase Flow," *KSME Int. J.*, Vol.19, No.12, pp.2312-2320.
- [7] 2009, 신훈범, 최원, 서석주, 유진복, "2차원 에어포일에서의 결빙부착 수치해석," *한국전산유체공학회 춘계학술대회 논문집*, pp.21-26.
- [8] 2009, 백선우, 이관중, 오세중, "2차원 날개의 서리얼음 형상 예측," *한국전산유체공학회지*, 제14권, 제1호,

- pp.45-52.
- [9] 2005, Blazek, J., *Computational Fluid Dynamics: Principles and Application*, Elsevier.
- [10] 1999, Bourgault, Y., Habashi, W.G., Dompierre, J. and Baruzzi, G.S., "A Finite Element Method Study of Eulerian Droplets Impingement Models," *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, Vol.29, pp.429-449.
- [11] 2003, Beaugendre, H., Morency, F. and Habashi, W.G., "FENSAP-ICE's Three-Dimensional In-Flight Ice Accretion Module: ICE3D," *J. Aircraft*, Vol.40, No.2, pp.239-247.
- [12] 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.
- [13] 2007, Hoang, A.D., Lee, Y.M., Jung, S.K., Nguyen, A.T. and Myong, R.S., "Development of a Three-Dimensional Multi-Block Structured Grid Deformation Code for Complex Configurations," *한국전산유체공학회지*, 제12권, 제4호, pp.1-10.
- [14] 2008, 정성기, 두운안호양, 이영민, 이진희, 명노신, 조태환, "항공기 공력특성 예측을 위한 Navier-Stokes 방정식 기반의 정적 유체-구조 연계 해석 시스템," *한국항공우주학회지*, 제36권, 제6호, pp.532-540.
- [15] 2009, 정성기, 명노신, 조태환, "천음속 영역의 조파항력 감소를 위한 효율적인 전역적 최적화 기법 연구," *한국항공우주학회지*, 제37권, 제3호, pp.248-254.
- [16] <http://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/raetaf/raetaf01/raetaf01.html>.
- [17] 2002, Vargas, M., Papadakis, M., Potapczuk, M., Addy, H., Sheldon, D. and Giriunas, J., "Ice Accretions on a Swept GLC-305 Airfoil," *NASA/TM-2002-211557*.
- [18] 1999, Wright, W.B. and Rutkowski, A., "Validation Results for LEWICE 2.0," *NASA/CR-1999-208690*.