



## Eulerian 기반 에어포일 결빙 해석 시스템 연구

정성기,<sup>1</sup> 오진근,<sup>1</sup> 전수환,<sup>1</sup> 문혁,<sup>1</sup> 명노신,<sup>\*2</sup> 조태환<sup>2</sup>

## EULERIAN-BASED ANALYSIS SYSTEM FOR SIMULATION OF AIRFOIL ICING

S.K. Jung,<sup>1</sup> J.G. Oh,<sup>1</sup> S.H. Chun,<sup>1</sup> H. Moon,<sup>1</sup> R.S. Myong<sup>\*2</sup> and T.H. Cho<sup>2</sup>

*Ice accretion on aircraft surface can greatly impair the aerodynamic performance of aircraft. As an alternative to the traditional Lagrangian particle tracking approach, an Eulerian-based droplet impingement and ice accretion code for air flows containing water droplets was developed. A CFD solver was also developed to solve the clean airflow. The results of present method were compared with experimental data and previous icing codes such as LEWICE and FENSAP-ICE and were confirmed to show good agreement each other in qualitative and quantitative ways.*

**Key Words :** 유한체적법(Finite Volume Method), 오일러리안(Eulerian), 액적충돌(Droplet Impingement), 결빙증식(Ice Accretion)

## 1. 서 론

항공기 결빙은 항공기 성능 측면에서 매우 중요한 요소이며 특히 외부 표면에 생긴 결빙은 항공기 외부 형상 변화를 야기하며 공력 및 조종 안정성에 부정적 영향을 미치게 된다. 이러한 결빙은 상대적으로 습도가 높고 온도가 빙점 이하인 대기층을 일정 시간 이상 비행할 경우 발생하며, FAR 규정에 항공기 인증절차로 결빙 비행 영역에서 최대 45분간 안전하게 운용 할 수 있음을 해석 및 시험을 통해 증명되어함을 명시하고 있다.[1-4] 결빙 관련 모델을 수치해석 방법으로 모사하기 위해 전통적으로 비점성 패널기법 및 오일러-경계층 연계 해석 기법 등을 활용한 Lagrangian 기법이 사용되었으나 최근 Eulerian 기법을 이용하여 액적의 Trajectory를 예측하는 연구가 활발히 진행 중 이다. 이는 Lagrangian 기반 모델이 계산 시간 측면에서 효율적이나 복잡한 형상 및 경계층 연계 시 세심한 주의가 필요한 반면 Eulerian 기반 모델은 복잡한 형상 및 경계층에 대한 고려 없이 적용할 수 있는 장점이 있다.

Lagrangian 기법을 이용한 대표적인 결빙 관련 시뮬레이션 프로그램으로 NASA의 LEWICE, 프랑스 ONERA 및 영국의 DRACO를 개발하여 결빙 현상 예측과 제빙 및 방빙 장치 설계에 사용하고 있다. 반면 Eulerian 기법으로는 캐나다 McGill 대학교의 Habashi 연구팀에 의해 개발된 FENSAP 패키지[5]가 대표적이다. 본 연구에서는 유동장 계산을 위해 Navier-Stokes 방정식을 이용하였으며 액적의 Trajectory는 Eulerian 기반 모델을 적용하였다. 결빙 증식은 제어 체적 기반 단순 모델을 적용하였으며 이러한 모델을 바탕으로 결빙 관련 시뮬레이션 코드를 개발하였다. 개발된 코드는 2차원 에어포일에 대해 적용하였으며 NASA Glenn IRT 실험 결과와 시뮬레이션 코드인 LEWICE 및 FENSAP 계산 결과 비교를 통해 개발된 코드의 적용 가능성을 점검하였다.

## 2. 수치해석

## 2.1 CFD Solver

액적 충돌 및 결빙 증식을 고려하기 앞서 유동장에 대한 계산이 선행되어야 한다. 유동장 계산을 위해 2차원 Navier-Stokes 방정식을 이용하였으며 유한체적법을 기본으로 유동장 계산 코드를 개발하였다. 대류항 계산을 위해 풍상법(Upwind) 계열의 Roe's Approximate를 적용하였으며 정확도 향

1 정희원, 경상대학교 기계항공공학부 대학원

2 정희원, 경상대학교 기계항공공학부 및

항공기부품기술연구소

\* TEL : 055) 751-6107

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



상을 위해 고차 기법인 MUSCL 기법 및 제한자로 Van Albada를 이용하였다. 또한 점성에 의한 유동의 난류를 고려하기 위해 Spalart-Allmaras 난류 모델을 적용하였으며, 시간항은 외재법(Explicit)을 기본으로 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[6].

## 2.2 Droplet Impingement Solver

대기중의 과냉각된 액적장을 계산하기 위해 Eulerian 기반 액적 충돌 방정식을 이용하였다. Bourgauff[7, 8] 등에 의해 제안되었으며 액적에 대한 연속 방정식과 운동량 방정식으로 구성되어 있다. 수치기법은 개발된 CFD 코드를 적극 활용하기 위해 유한 체적법을 기반으로 하였으며 식 1)에서 액적 충돌 방정식을 벡터형 적분형으로 기술하였다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \overrightarrow{W}_D d\Omega + \int_{\partial\Omega} \overrightarrow{F}_D ds = \int_{\Omega} \overrightarrow{Q}_D d\Omega \quad (1)$$

여기서  $\overrightarrow{W}_D$  는 보존변수이며  $\overrightarrow{F}_D$  는 대류항,  $\overrightarrow{Q}_D$  는 소스항이다.

$$\overrightarrow{W}_D = [\alpha, \alpha u_D, \alpha v_D]^T, \quad \overrightarrow{F}_D = [\alpha V_D, \alpha u_D V_D, \alpha v_D V_D]^T, \\ \overrightarrow{Q}_D = \begin{bmatrix} 0 \\ C_D Re_d / 24K (u_a - u_D) \alpha \\ C_D Re_d / 24K (v_a - v_D) \alpha + (1 - \rho_a / \rho_w) (1 / Fr^2) g_y \alpha \end{bmatrix}$$

여기서  $\alpha$  는 Volume Fraction of Water이며,  $u_D, v_D$  는 액적의 속도,  $u_a, v_a$  는 공기의 속도,  $\rho_a, \rho_w$  는 공기의 밀도, 물의 밀도이다.  $C_D$  는 구형으로 가정한 액적의 실험적으로 구해진 항력 계수이다.

$$C_D = (24 / Re_d) (1 + 0.15 Re_d^{0.687}) \quad \text{if } Re_d \leq 1300 \\ C_D = 0.4 \quad \text{if } Re_d > 1300$$

여기서,  $Re_d = \rho_w d U_{a,\infty} |V_a - V_D| / \mu$  이며, 액적에 대한 레이놀즈 수 이다.  $d$  는 액적의 지름,  $\mu$  는 공기의 동점성 (Dynamic Viscosity) 이다.  $K = \rho_a d^2 V_{a,\infty} / 18 L_{\infty} \mu_a$ ,  $Fr = \|U_{a,\infty}\| / \sqrt{L_{\infty} g}$  는 이다. 액적 충돌 방정식을 계산한 후 액적이 표면에 부착되는 위치 및 비율은 축적율,  $\beta = \alpha \overrightarrow{U}_D \cdot \vec{n}$  로 표현된다.  $\vec{n}$  은 고체 표면의 수직벡터

(Normal Vector) 이다. 액적의 분포는 액적이 표면과 충돌후 Shadow 영역과 Non-shadow 영역으로 인해 불연속이 발생하는데 Shadow 영역에서는 액적이 존재하지 않으므로 계산시 수치적 불안정성을 초래하게 된다. 이를 위해 본 연구에서는 액적의 밀도가 특정값 이하로 감소할 경우 수치적 불안정성을 개선하기 위해 제한자를 제안하였으며  $\delta_a$  는 0.001를 이용하였다.

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

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 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. 식 (3)은 Rime Ice 결빙 증식에 대한 방정식이다[9].

$$\rho_f (\partial h_f / \partial t) = U_{\infty} \cdot LWC \cdot \beta \quad (3)$$

결빙 증식 시 고체 표면 위의 제어 체적만을 고려하며 결빙 증식은 고체 표면에 수직인 방향으로 증가하는 것으로 가정하였다. 이때 균등하지 않은 결빙 증식으로 인해 증식의 높이가 다르게 되므로 공력 격자 재생성을 위한 가정이 요구된다.

## 2.4 Grid Regeneration Solver

결빙 증식 후 공력 격자 재생성시 수작업에 의한 격자 재생성에 소요되는 시간을 줄이기 위해 자동 격자 재생성이 요구된다. 자동 격자 재생성은 대표적으로 TFI(Transfinite Interpolation)과 Spring Analogy가 있는데, 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[10].

### 3. 계산 결과

#### 3.1 CFD Solver

Fig. 1은 NACA652-415 익형에 대한 실험[11]과 수치해석을 통한 압력분포를 나타낸다. 결빙은 주로 아음속 영역에서 발생하므로 아음속 영역에서 개발된 코드의 적용 가능성의 확인이 필수적이다.

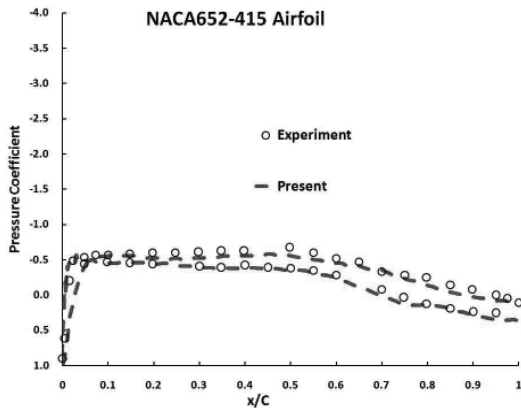


Fig. 1 Comparison of Pressure Coefficient between Experimental and Present Results for NACA652-415 Airfoil

계산 조건으로 레이놀즈 수 4,900,000, 마하수, 0.23, 받음각, 0도, 해면조건, LWC, 0.03g/m<sup>3</sup> 및 MVD, 21 $\mu$ m 이다. 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

항공기 안전성 인증을 위해 FAR에 규정되어 있는 결빙 관련 조건에서 MVD의 범위는 15~45 $\mu$ m으로 명시되어 있다. 최근 45 $\mu$ m 이상의 MVD 조건에 대한 연구의 필요성이 제기되면서 관련 연구가 선진국을 중심으로 진행중이다. FAR 규정의 45 $\mu$ m보다 큰 액적의 경우 흔히 SLD(Super-cooled Large Droplet)으로 불리며 SLD의 특징은 액적이 충돌과 동시에 파편이 발생하는 것으로 기존의 액적 충돌 시뮬레이션을 통한 축적을 계산은 제한적이다. 본 연구에서는 액적의 파편이 발생하는 물리적인 현상을 고려하지 않은 액적 충돌 코드를 개발하였으며 액적의 크기가 FAR 규정에 포함되는 21 $\mu$ m과 SLD 영역에 포함되는 92 $\mu$ m에 대해 연구를 수행하였다. 액적 충돌을 위한 대상 모델은 앞서 NACA652-415 익형을 사용하였으며 액적 충돌 실험과 개발된 코드의 계산 결과를 비교하

였다. 액적 충돌 풍동 실험은 NASA Glenn IRT에서 수행되었다[11]. Fig. 2는 MVD가 FAR 규정에 포함되는 크기로 액적의 파편이 발생하지 않으며 그로인해 풍동 실험결과와 시뮬레이션 결과 정성적, 정량적으로 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다. Fig. 3의 경우 MVD가 SLD 영역에 포함되는 크기로 액적의 파편을 고려하지 않은 시뮬레이션 결과, 실험 결과와 상당한 차이를 나타내었다. 현재 개발된 코드와 타 상용 코드와 동일한 경향을 나타내는데 SLD 영역의 경우 시뮬레이션 시 액적 파편 효과의 적용 유무에 따른 결과로 판단된다.

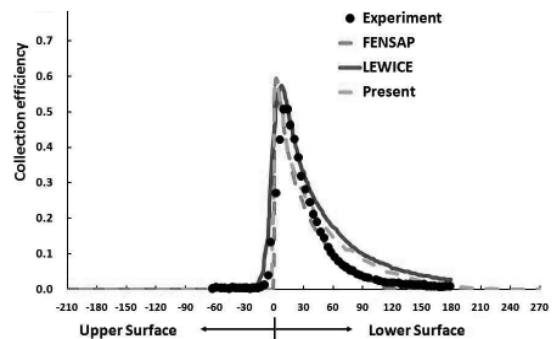


Fig. 2 Comparisons of Collection Efficiency (AoA: 8 Degree, MVD: 21 $\mu$ m LWC: 0.03g/m<sup>3</sup>)

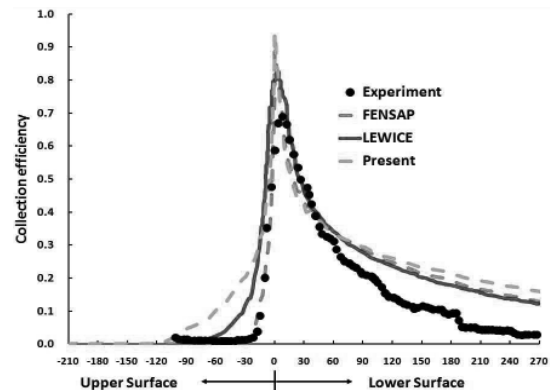


Fig. 3 Comparisons of Collection Efficiency (AoA: 8 Degree, MVD: 92 $\mu$ m LWC: 0.03g/m<sup>3</sup>)

#### 3.3 Ice Accretion Solver

NACA0012 익형에 대한 결빙 증식 실험 결과[12], 시뮬레이션 코드 및 Rime Ice 증식 코드와 비교 연구를 수행하였다. 그 결과 결빙의 증식이 유사한 경향을 나타냄을 확인하였으며 개발된 코드의 경우 준 정상상태로 계산시 시간 간격의 조절에 의해 결빙 증식의 형상이 변경될 수 있음을 확인하였다. 42회의 반복계산이 수행되었으며 전체 계산시간은 10초의

시간간격을 적용, 약 44시간이 소요되었다. 계산 조건으로 노출시간 7분, 마하수 0.324, 받음각 3.5도, 압력, 90760 pa, 온도, 250.37 K, LWC, 0.55g/m<sup>3</sup> 및 MVD, 20 $\mu$ m 이다. Fig. 4에서 결빙이 증식되는 앞전의 위치 및 증식된 형태는 유사한 경향을 나타냄을 확인할 수 있었다.

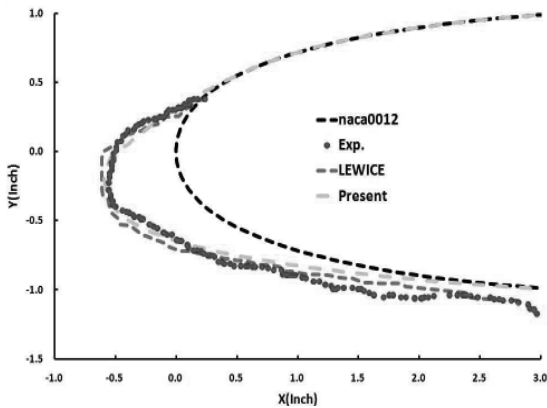


Fig. 4 Comparison of Shapes of Ice Accretion

### 5. 결 론

비행 중 결빙은 비행 안정성에 치명적인 악영향을 초래하며 이를 방지하기 위해 FAR Part 25 Appendix C 제시되어 있는 결빙 조건에서 45분간 비행을 가능하도록 항공기를 설계해야한다. 설계된 항공기의 결빙 안정성을 시험하기 위해 풍동 실험 및 시뮬레이션 코드를 활용하여 항공기의 안정성 인증에 이용될 수 있으며, 결빙 해석을 위한 시뮬레이션 코드로 Lagrangian 기반의 액적 충돌기법에서 현재 Eulerian 기반의 액적 추적기법으로 진행되고 있다. 이는 현재 CFD의 기술적 성숙도에 기반하고 있으며 본 연구에서 CFD 코드, Droplet Impingement 코드 및 결빙 증식 코드를 개발하였다. 개발된 코드를 이용하여 풍동 실험과 상용 결빙 관련 프로그램의 비교 연구를 수행, 2차원 에어포일에 대한 축적율, 액적장 및 결빙 증식 결과를 제시하였다. 그 결과 정량적, 정성적으로 유사한 경향을 나타냄을 확인하였으며 증식된 형상에 대한 공력 격자 재생성을 수행, 증식된 형상에 대한 공력 영향성을 계산하였다. 그 결과 앞전에서 압력의 증가로 인한 양력 손실이 발생할 것으로 판단되며 향후 Glaze Ice에 관한 연구를 수행 할 예정이다.

### 후 기

본 연구는 지식경제부 한국형 헬기 민군겸용 구성품 개발 사업(KARI주관)과 학술진흥재단 중점연구소 사업(과제번호: KRF-2008-005-J01002)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

### 참고문헌

- [1] 2000, Gent, R.W. et al, "Aircraft Icing," *Phil. Trans. R. Soc. Lond.*, Vol.358, p.2873-2911.
- [2] 2005, Bragg, M.B. et al, "Iced-Airfoil Aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.41, p.323-362.
- [3] 2001, Lynch, F.T. et al, "Effects of Ice Accretions on Aircraft Aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.37, p.669-767.
- [4] 1998, Kind, R.J. et al, "Experimental and Computational Simulation of In-Flight Icing Phenomena," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.34, p.257-345.
- [5] *NTI Solutions User Manual*, Newmerical Technologies Int.
- [6] 2005, Blazek, J., "Computational Fluid Dynamics: Principles and Application," Elsevier.
- [7] 1999, Bourgault, Y. et al, "A Finite Element Method Study of Eulerian Droplets Impingement Models," *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, Vol.29, p.429-449.
- [8] 2003, Beaugendre, H. et al, "FENSAP-ICE's Three-dimensional In-Flight Ice Accretion Module: ICE3D," *J. Aircraft*, Vol.40, No.2, p.239-247.
- [9] 2008, Cao, Y. et al, "Numerical Simulation of Rime Ice Accretions on an Aerofoil Using an Eulerian Method," *The Aeronautical Journal*, Vol.112, No.1131, p.243-249.
- [10] 2009, 정성기, 외 5인, "항공기 공력특성 예측을 위한 Navier-Stokes 방정식 기반의 정적 유체-구조 연계 해석 시스템," *한국항공우주학회지*, 제36권, 제6호, p.532-540.
- [11] 2002, Vargas, M. et al, "Ice Accretions on a Swept GLC-305 Airfoil," *NASA/TM-2002-211557*.
- [12] 1999, Wright, W.B. et al, "Validation Results for LEWICE 2.0," *NASA/CR-1999-208690*.