

비정렬 격자 기반의 결빙 액적 해석을 위한 유한체적 기법

정기영,¹ 정성기,² 명노신^{*3}

¹경상대학교 항공우주특성화대학원

²한국항공우주산업(주)

³경상대학교 항공우주시스템공학과 및 항공기부품기술연구소

A THREE-DIMENSIONAL UNSTRUCTURED FINITE VOLUME METHOD FOR ANALYSIS OF DROPLET IMPINGEMENT IN ICING

K.Y. Jung,¹ S.K. Jung² and R.S. Myong^{*3}

¹Specialized Graduate School of Aerospace Engineering, Gyeongsang Nat'l Univ.

²Korea Aerospace Industries Ltd.

³Dept. of Aerospace and System Engineering & Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang Nat'l Univ.

Ice accretion on the solid surface is an importance factor in assessing the performance of aircraft and wind turbine blade. Changes in the external shape due to ice accretion can greatly deteriorate the aerodynamic performance. In this study, a three-dimensional upwind-type second-order positivity-preserving finite volume CFD scheme based on the unstructured mesh topology is developed to simulate two-phase flow in atmospheric icing condition. The code is then validated by comparing with NASA IRT experimental data on the sphere. The present results of the collection efficiency are found to be in close agreement with experimental data and show improvement near the stagnation region.

Key Words : 유한체적법(Finite Volume Method), 오일러리안(Eulerian), 액적충돌(Droplet Impingement), 비정렬 격자(Unstructured Grid)

1. 서 론

비행 중 항공기의 외부 표면에서 발생하는 결빙은 항공기의 공력 및 조종 안정성 측면에서 부정적 영향을 미친다. 이로 인해 결빙은 항공기 개발자, 엔진 제조사, 운전자 등의 관심이 집중되는 분야이며, 항공기 인증과 직접적인 관련이 있다. 유사한 문제가 동절기의 저온 기후에서 운용되는 풍력발전기 블레이드에도 발생한다. 이러한 결빙은 항공기가 적운, 층운 등 상대적으로 습도가 높고 온도가 낮은 대기층이나 결빙성 비 상공에 일정 시간 이상 노출될 경우 주로 발생한다. 고정익기의 경우 최대 양력계수 및 실속각 감소, 형상항력 증가, 트림 특성 변화, 조종력 감소 등이 관찰되며, 회전익기의

경우는 로터 블레이드 및 엔진 성능의 저하, 엔진 연소 정지 등이 발생한다. 이러한 항공기 운항 안전성에 직접적으로 관련된 사항은 FAR 규정 등으로 인증절차를 명시하고 있는데, 개발 항공기가 결빙 비행 영역에서 최대 45분간 안전하게 운용할 수 있음을 해석 및 시험을 통해 증명되어야 한다.

결빙에 관한 학술적 연구는 1930년대부터 그 중요성이 부각되었으며, 1940년대에 주로 풍동실험과 비행실험을 바탕으로 결빙에 의한 공력 영향성을 분석하기 시작하였다. 결빙에 대한 수치해석 기법은 Messinger 등에 의해 최초로 제안되었다. 그 후 Multi-element airfoil에 대한 결빙 형상 시뮬레이션이 수행되었으며, Gent et al.[1]은 항공기 결빙에 의한 공력특성 변화를 체계적으로 정리하였다. 1970년대 이후 Messinger의 결빙 증식 모델을 삼차원으로 확장한 결빙증식에 관한 수학적 모델을 바탕으로 컴퓨터의 발전에 힘입은 전산유체역학을 이용한 결빙증식 시뮬레이션 기법이 가능하게 되었다[1-4]. 초기에는 미국 NASA Glenn 연구소, 영국의 DRA, 프랑스의 ONERA 등의 선진국을 중심으로 항공기의 결빙현상에 대한

Received: January 7, 2013, Revised: April 20, 2013,

Accepted: April 21, 2013.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2013.18.2.041>

© KSCFE 2013

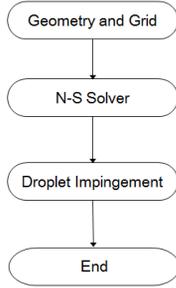


Fig. 1 Flow chart

실험적, 이론적 분석이 수행되었다. 1990년대 후반부터는 캐나다를 중심으로 CFD 기법에 기초한 결빙 전산 시뮬레이션 연구가 활발히 진행되고 있다[5-9].

결빙 액적장을 수치적 방법으로 모사하기 위해 전통적으로 비점성 패널 기법 및 오일러-경계층 연계 해석 기법을 활용하여 액적의 궤적을 예측하는 Lagrangian 기법이 사용되었다. 하지만 최근에는 Eulerian 기법을 이용하여 액적의 궤적을 예측하는 연구가 활발히 진행 중이다. 이는 Lagrangian 기반 모델이 계산시간 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 코드로는 NASA의 LEWICE 코드로 결빙 현상 예측, 제빙 및 방빙 장치 설계에 사용되고 있으며, 프랑스 ONERA, 영국의 DRA에서도 LEWICE와 유사한 TRAJICE 코드를 개발하였다. 한편 Eulerian 기법으로는 캐나다 McGill 대학교의 Habashi 연구팀에 의해 개발된 FANSAP-ICE 패키지[10]가 가장 대표적이다.

본 연구에서는 유동장 계산을 위해 Navier-Stokes 방정식을 이용하였으며 액적의 궤적은 Eulerian 기반 모델을 적용하였다. 또한 삼차원의 복잡한 형상에 대해서 적용이 용이하도록 비정렬 격자 기반의 유동장 및 액적장 계산 코드를 개발하였다. 이는 비정렬 격자 기반이 고체면 근처의 격자 생성에 유연성을 갖고 복잡한 형상에 상대적으로 적용이 쉽기 때문이다[11]. 특히 Eulerian 액적장에 관한 수치기법의 경우 액적장 농도를 항상 양이 되게 하며 동시에 공간 2차 정확도를 갖는 비정렬 격자 기반의 Upwind 유한체적법은 지금까지 개발되지 못한 상태이다[12]. Fig. 1은 개발된 결빙 관련 시뮬레이션의 코드의 순서도를 나타낸다. 액적이 없는 순수한 유동장에 대해 Navier-Stokes solver를 이용하여 계산한 후 동일한 격자를 이용하여 액적 유동장을 계산하여 축적율(Collection efficiency)을 계산한다. 개발 코드는 복잡한 형상에 대하여 적용하기 전에 단순한 형상인 구와 단순 삼차원 날개에 대해 우선 적용하여 기본 알고리즘을 확인하였다. 최종적으로 NASA Glenn

IRT 실험 결과와 최신 결빙 시뮬레이션 코드의 계산 결과 비교를 통해 개발된 코드를 검증하였다.

2. 수치 모델링

2.1 Air Flow Solver

액적 충돌 및 결빙 증식을 고려하기 앞서 유동장에 대한 계산이 선행되어야 한다. 유동장 계산을 위해 보존 형태의 삼차원 Navier-Stokes 방정식을 이용하였으며, 유한체적법을 기본으로 유동장 계산 코드를 개발하였다. 아래 식들은 Navier-Stokes 방정식을 나타낸다.

$$W_t + F_x^{NS} + G_y^{NS} + H_z^{NS} = 0 \quad (1)$$

여기서,

$$\begin{aligned}
 F_x^{NS} &= F_x^c - F_x^v, \quad G_y^{NS} = G_y^c - G_y^v, \quad H_z^{NS} = H_z^c - H_z^v \\
 W &= [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, E]^T \\
 F_x^c &= [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, u(E+p)]^T \\
 G_y^c &= [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, v(E+p)]^T \\
 H_z^c &= [\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho w^2 + p, w(E+p)]^T \\
 F_x^v &= [0, \tau^{xx}, \tau^{xy}, \tau^{xz}, \theta_x]^T \\
 G_y^v &= [0, \tau^{yx}, \tau^{yy}, \tau^{yz}, \theta_y]^T \\
 H_z^v &= [0, \tau^{zx}, \tau^{zy}, \tau^{zz}, \theta_z]^T
 \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 ρ, u, v, w, p 와 E 는 각각 밀도, x, y, z 방향의 속도, 압력, 에너지를 나타낸다. 또한 τ 와 θ 는 Viscous stress tensor와 Heat flux 값을 나타낸다. 대류항 계산을 위해 풍상법(Upwind) 계열의 Roe의 Approximate Riemann solver를 적용하였다. 2차 정확도 향상을 위해 구배 기법인 Green-Gauss 기법을 이용하였다. 공간항 차수 증가로 인한 해의 진동현상을 해소하기 위해 비정렬 기법에서 주로 적용되는 Venkatakrishnan limiter을 사용하였다. 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 닫기 위해 이상기체 상태 방정식을 이용하였다[13-14].

2.2 Droplet Impingement Solver

대기 중의 과냉각된 액적장을 계산하기 위해 Convection

형태의 Eulerian 기반 액적 충돌 방정식을 이용하였다. 이는 공기와 물이 혼합된 다상 유동 모델로 Bourgault et al.[15]에 의해 연구되었으며, 액적 충돌 방정식은 액적에 대한 연속 방정식과 운동량 방정식으로 구성되어 있다. 수치기법은 개발된 CFD 코드를 적극 활용하기 위해 유한 체적법을 기반으로 하였으며 액적 충돌 방정식은 아래 식과 같이 기술된다[9,16].

$$U_t + F_x + G_y + H_z = S \tag{4}$$

여기서,

$$\begin{aligned} U &= [\alpha, \alpha u, \alpha v, \alpha w]^T \\ F &= [\alpha u, \alpha u^2 + \alpha g d, \alpha u v, \alpha u w]^T \\ G &= [\alpha v, \alpha u v, \alpha v^2 + \alpha g d, \alpha v w]^T \\ H &= [\alpha w, \alpha u w, \alpha v w, \alpha w^2 + \alpha g d]^T \\ S &= \begin{bmatrix} 0 \\ S_{Dx} + S_{Gx} + g d \partial \alpha / \partial x \\ S_{Dy} + S_{Gy} + g d \partial \alpha / \partial y \\ S_{Dz} + S_{Gz} + g d \partial \alpha / \partial z \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{5}$$

여기서 α, u, v, w 는 각 단위 부피당 액적의 체적분율(Volume fraction of water), 액적의 x, y, z 축 방향의 속도를 나타낸다. g 는 중력가속도, d 는 평균액적지름 MVD (Mean volume diameter)을 나타낸다. 또한, S_D, S_G 는 공기흐름에 의한 액적에 대한 항력과 액적에 작용하는 중력 및 부력을 나타내는 것이다. x 축, y 축과 z 축 방향의 항력과 부력을 식으로 나타내면 아래 식과 같다.

$$\begin{aligned} S_{Dx} &= A_u (u_g - u) \\ S_{Dy} &= A_v (v_g - v) \\ S_{Dz} &= A_w (w_g - w) \\ S_{Gx} &= 0 \\ S_{Gy} &= 0 \\ S_{Gz} &= \alpha g (1 - \alpha_g / \alpha_w) \end{aligned} \tag{6}$$

여기서 α_g 는 공기의 밀도, α_w 는 액체의 밀도, u_g, v_g 와 w_g 는 각 방향 공기의 속도를 나타내며, g 는 중력가속도를 나타낸다. 식 (6)의 마지막 식은 액적의 부력에 대한 축방향 성분을 나타낸다. 또한, 식 (6)에 제시된 각 방향에 대한 $A_{u/v/w}$ 는 아래 식과 같이 표현된다[17].

$$A_u = 0.75 \alpha C_{Du} Re_u \mu / \alpha_w MVD^2$$

$$A_v = 0.75 \alpha C_{Dv} Re_v \mu / \alpha_w MVD^2 \tag{7}$$

$$A_w = 0.75 \alpha C_{Dw} Re_w \mu / \alpha_w MVD^2$$

$A_{u/v/w}$ 의 항에 제시된 μ 는 공기의 동점성(Dynamic viscosity)를 나타내며, MVD 는 액적의 직경을 나타낸다. $Re_{u/v/w}$ 은 액적에 대한 각 방향의 레이놀즈 수를 나타내며 아래와 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} Re_u &= (\alpha_g MVD / \mu) |u_g - u| \\ Re_v &= (\alpha_g MVD / \mu) |v_g - v| \\ Re_w &= (\alpha_g MVD / \mu) |w_g - w| \end{aligned} \tag{8}$$

$C_{Du/v/w}$ 는 각 방향에 대해서 구형으로 가정한 액적의 실험적으로 구해진 항력 계수이며, 아래 식과 같이 표현된다[17].

$$\begin{aligned} C_{Du} &= \left(\frac{24}{Re_u} \right) \left(1 + 0.197 Re_u^{0.687} + 2.6 \times 10^{-4} Re_u^{1.38} \right) \\ C_{Dv} &= \left(\frac{24}{Re_v} \right) \left(1 + 0.197 Re_v^{0.687} + 2.6 \times 10^{-4} Re_v^{1.38} \right) \\ C_{Dw} &= \left(\frac{24}{Re_w} \right) \left(1 + 0.197 Re_w^{0.687} + 2.6 \times 10^{-4} Re_w^{1.38} \right) \end{aligned} \tag{9}$$

이는 $Re_{u/v/w} < 1000$ 일 때 적용되며, $Re_{u/v/w} \geq 1000$ 일 때는 항력 계수가 0.4로 정해진다. 액적 충돌 방정식을 계산한 후 액적이 표면에 부착되는 비율을 나타내는 축적율에 관련된 식은 아래와 같이 표현된다.

$$\beta = \alpha \overrightarrow{U_D} \cdot \vec{n} \tag{10}$$

여기서 β 는 축적율, $\overrightarrow{U_D}$ 는 x, y, z 축 액적의 속도벡터, \vec{n} 은 고체 표면의 수직벡터를 나타낸다. 액적에 대한 경계조건은 액적이 고체면에 충돌하는 경우와 충돌하지 않는 경우에 대해 분리되어 제시되며, 고체면에 충돌하는 경우 고체면에서 액적의 속도는 고체면에 인접한 Cell의 속도와 일치한다. 또한 액적이 충돌하지 않는 경우 고체면에서 액적의 속도는 '0'로 관련 경계조건을 식 (11)에 제시하였다[9].

$$U_{wall} = 0 \text{ if } V \cdot n \geq 0, U_{wall} = U \text{ if } V \cdot n \leq 0 \tag{11}$$

액적 충돌 방정식을 계산하기 위해 대류항은 2차 정확도 풍상법을 이용하였으며 시간항은 외재법을 적용하였다. 경계조건으로 벽면에 No-slip 조건과 원방경계에 Riemann invariant를 적용하였다[9,17-18].

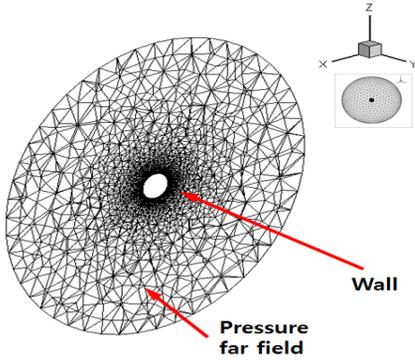


Fig. 2 Grid topology and boundary condition (15.04 cm sphere)

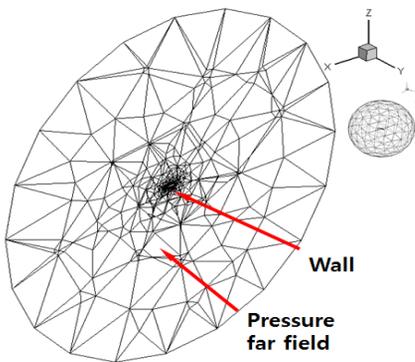


Fig. 3 Grid topology and boundary condition (DLR-F4 wing)

3. 계산 결과

3.1 Clean Air Flow 결과

액적장을 계산하기 앞서 액적이 존재하지 않은 공기에 대한 유동장 계산을 수행하였다. 대상 모델로 액적에 의한 축적을 실험자료가 있는 지름이 15.04 cm인 구 형상으로 해석을 수행하였다[19-20]. 나아가 항공기 결빙의 대표적인 문제인 후퇴각이 있는 날개 형상 DLR-F4 wing 계산을 확대하였다. 유동장의 해석 조건은 Table 1과 같다.

격자 생성을 위해 상용 프로그램인 GAMBIT을 이용하였으며, 비정렬 격자 구조 정보와 후처리는 상용 프로그램인 TECPLOT를 이용하였다. Fig. 2와 Fig. 3은 각각 15.04 cm 구와 DLR-F4

Table 1 Initial condition of clean flow field

	15.04 cm Sphere	DLR-F4 Wing
Number of Grids	106,441	477,246
Reynolds Number	790,000	4,500,000
Mach Number	0.2236	0.35
Angle of Attack	0 Degree	0 Degree
Static Pressure	95840 Pa	101325 Pa
Temperature	280.15 K	260 K

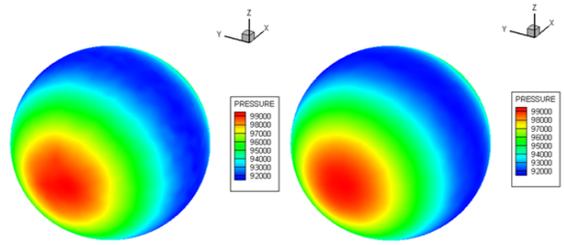


Fig. 4 Pressure distribution over 15.04 cm sphere (left: FLUENT, right: present code)

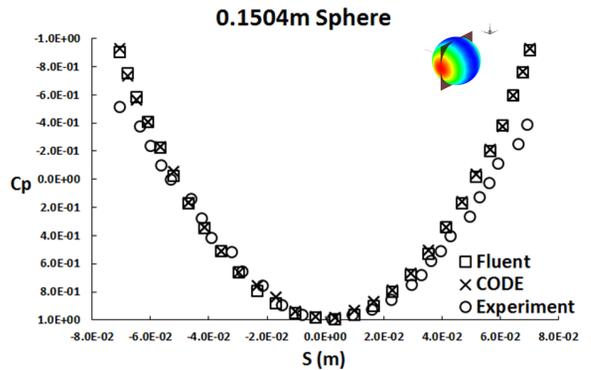


Fig. 5 Comparison of pressure coefficient over 15.04 cm sphere

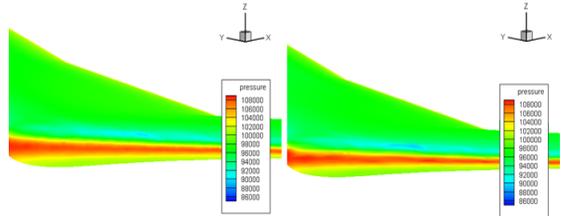


Fig. 6 Pressure distribution over DLR-F4 wing (left: FLUENT, right: present code)

Wing에 대한 격자와 경계조건에 대해서 나타낸 것이다.

Fig. 4는 상용 프로그램인 FLUENT V13과 본 연구에서 개발된 유동장 코드에서 계산된 구에서의 압력 분포를 각각 나타낸 것이다. 그리고 Fig. 5는 보다 정확한 값을 비교하고자 $y=0$ 인 면을 잘라 구의 압력계수에 대해서 실험, FLUENT V13, 현 코드의 결과 값들을 비교한 것이다. 비교 결과 실험, FLUENT V13 결과와 정성적, 정량적으로 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다.

개발된 유동장 코드에 대한 15.04 cm 구의 적용 가능성 확인을 바탕으로 DLR-F4 wing에 대해서 개발된 코드를 추가적

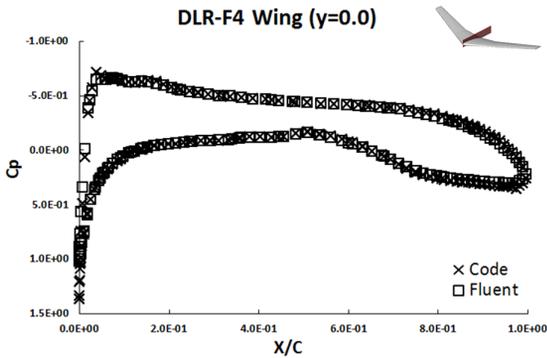


Fig. 7 Comparison of pressure coefficient over DLR-F4 wing ($y=0.0$)

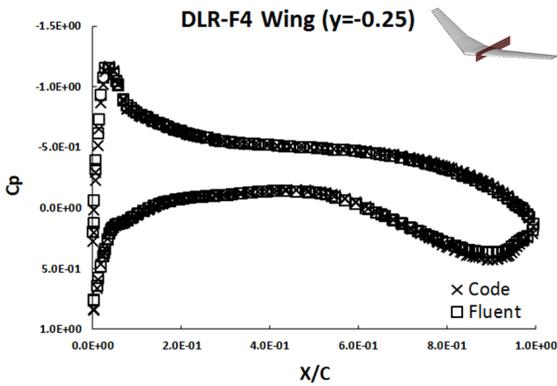


Fig. 8 Comparison of pressure coefficient over DLR-F4 wing ($y=-0.25$)

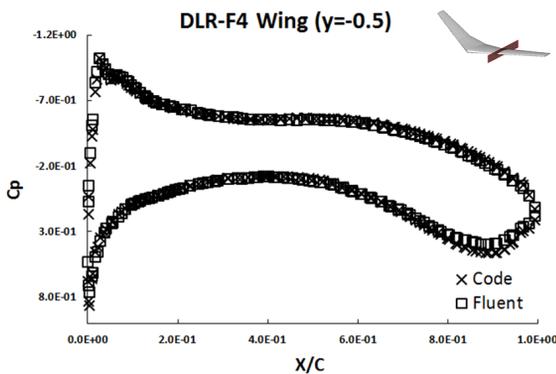


Fig. 9 Comparison of pressure coefficient over DLR-F4 wing ($y=-0.5$)

으로 적용하였다. 구 해석 비교와 마찬가지로 FLUENT V13과의 압력분포에 대해서 비교하였다. Fig. 6을 통해 DLR-F4

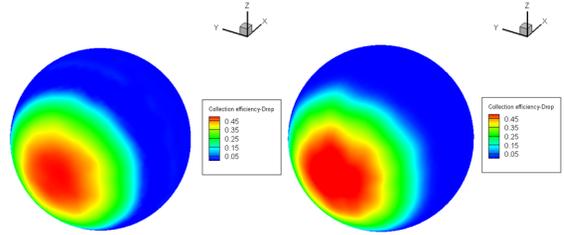


Fig. 10 Collection efficiency over 15.04 cm sphere (left: FENSAP, right: present code)

wing 압력분포에 대해 FLUENT V13과 현 코드를 비교한 결과 거의 유사한 것을 확인할 수 있었다. 보다 더 정확하게 값을 비교하고자 y 축 값이 0.0, -0.25, -0.5인 부분에 대해서 압력 계수를 계산하여 그래프로 비교하였다. Fig. 7~9를 보면 알 수 있듯이 FLUENT V13 값과 현 코드의 압력계수가 매우 유사한 값을 갖는 것으로 나타났다. 이를 통해 개발된 CFD 코드의 적용 가능성을 확인하였다.

3.2 Droplet Impingement 결과

공기 유동장 계산을 위해 적용된 동일한 격자계를 이용하여 액적장 계산에 대한 계산을 수행하였다. 액적장은 일반적으로 액적의 크기가 동일하지 않은 액적들로 분포된다. 흔히 Langmuir D 분포를 이루고 있으며, 액적의 크기를 동일하게 가정한 계산 결과는 액적이 고체 표면과 충돌하는 위치는 유사하나 축적율에 다소 차이가 나타날 수 있다. 본 연구에서는 계산 시간 측면에서 효율적인 액적이 일정한 것으로 가정하였다. 또한, 액적이 상호 충돌하지 않고 파편이 발생하지 않으며, 액적장에 의한 공기의 유동 변화는 없는 것으로 가정하였다. 이는 액적의 크기가 작은 경우에 대해 적절한 가정으로 액적의 크기가 큰 경우 액적에 의한 공기의 유동 변화에 대한 고찰이 추가적으로 필요하다. 다만 본 개발된 코드는 항공기가 비행 중 결빙 조건에 노출될 경우, 즉 액적량, 0.8 g/m^3 , 평균액적지름 $40 \mu\text{m}$ 이하인 경우 충분히 적용 가능한 가정으로 본 가정은 다수의 연구를 통해 적용 가능성을 확보한 상태이다[17]. 액적장의 계산 조건은 Table 2와 같다.

Fig. 10은 15.04 cm 구에 대해서 상용 코드 FENSAP와 개발된 코드의 구 주위 축적율 분포를 비교한 그림이다. 축적율 (Collection efficiency)는 물리적으로 자유류에 포함된 액적 중 고체 표면에 충돌하는 액적의 비율을 의미한다. Fig. 11은 보

Table 2 Initial condition of droplet fields

	15.04 cm Sphere	DLR-F4 Wing
Mach Number	0.2236	0.35
Liquid Water Contents	0.2 g/m^3	0.19 g/m^3
Mean Volume Diameter	$18.6 \mu\text{m}$	$21 \mu\text{m}$

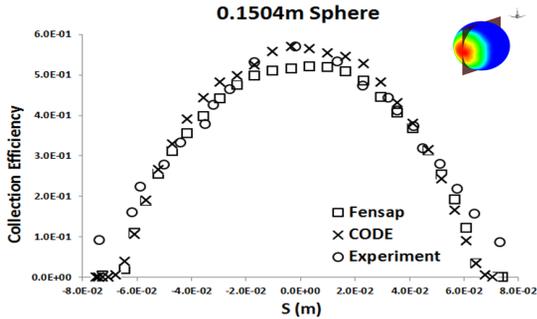


Fig. 11 Comparison of collection efficiency over 15.04 cm sphere

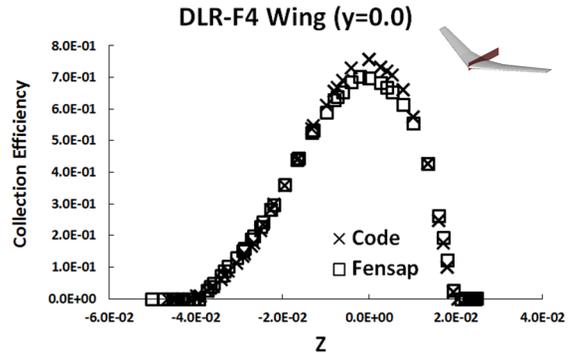


Fig. 13 Comparison of collection efficiency over DLR-F4 wing (y=0.0)

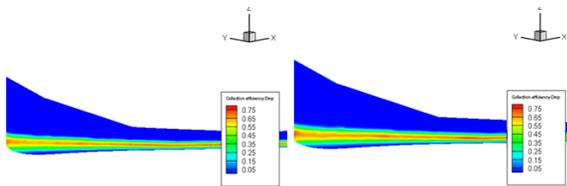


Fig. 12 Collection efficiency over DLR-F4 wing (left: FENSAP, right: present code)

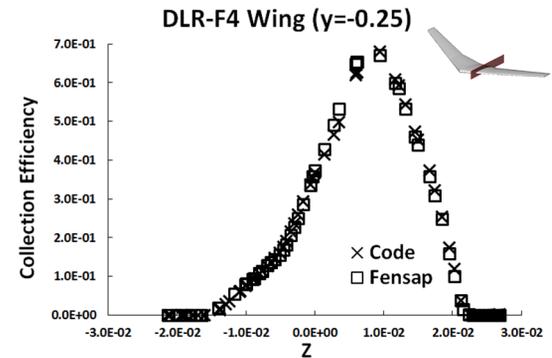


Fig. 14 Comparison of collection efficiency over DLR-F4 wing (y=-0.25)

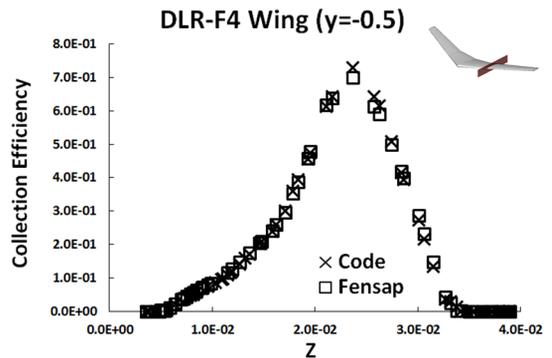


Fig. 15 Comparison of collection efficiency over DLR-F4 wing (y=-0.5)

다 더 정확하게 비교하고자 액적 충돌 실험과 FENSAP, 개발된 액적장 코드에 대해서 축적율을 그래프로 나타낸 것이다. 결빙 풍동실험, FENSAP 코드 결과를 바탕으로 개발된 액적장 코드의 계산 결과와 비교해 본 결과 정성적, 정량적으로 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다. 축적율 분포에서 양끝 부분에서 FENSAP과 현 코드 예측 값이 실험 측정값보다 작게 나타나는 것을 확인 할 수 있는데, 이는 전산 시뮬레이션에 크기가 동일한 액적으로 가정하였기 때문인 것으로 판단된다. 또한 Fig 11를 통해 구의 정체점 주위 축적율은 개발된 코드가 FENSAP에 비해 보다 실험 값에 정량적, 정성적으로 더 근접하는 경향을 나타냄을 확인하였다. 상용코드인 FENSAP의 경우 정확도 향상을 위한 고차 수치기법 확장에 대한 언급이 제시되어 있지 않는 반면, 본 코드는 2차의 정확도를 제시하고 있으며 이는 본 개발된 코드의 장점으로 판단된다. 수치기법 측면에서 FENSAP은 유한요소법 기반의 SUPG(Streamline Upwinding Petrov-Galerkin)와 복잡한 인공점성항 추가 기법을 사용한 반면[20], 본 코드는 유한체적법 기반 Positivity-Preserving HLLC(Harten-Lax-van Leer-Contact) 기법을 사용하였다[9,16]. 구 해석을 바탕으로 개발된 액적장 코드를 DLR-F4 wing에 적용하여 보았다. 이는 개발된 코드를 복잡한 형상에 적용하기에 앞서 후퇴각이 존재하는 삼차원 날개형상인 DLR-F4에 우선 적용하여 축적율을 비교하였다. 비교결과는 실험 결과 값이 존재하지 않아 최신 결빙 상용 프

로그래밍 FENSAP을 이용하여 축적율을 비교하였다. 유동장과 마찬가지로 DLR-F4 wing에 대해서 비교한 결과 Fig. 12를 통해 FENSAP과 현 코드의 축적율 분포가 유사한

것을 확인하였다. 또한 Fig. 13~15와 같이 y 축 값이 0.0, -0.25, -0.5인 부분의 축적물 값을 그래프로 비교하였다. 구의 경우와 유사하게 전체적으로 FENSAP과 현 코드가 유사한 값을 예측하는 것을 확인하였다.

4. 결 론

비행 중 항공기 표면에 발생하는 결빙은 비행 안정성에 치명적인 악영향을 초래한다. 이를 방지하기 위해 FAR Part 25 Appendix C 제시되어 있는 결빙 조건에서 45분간 비행이 가능하도록 항공기를 설계해야 한다. 설계된 항공기의 결빙 안전성을 시험하기 위해 풍동 실험 및 시뮬레이션 코드가 활용되며 최종적으로 항공기의 결빙 인중에 이용될 수 있다. 현재 결빙 해석을 위한 시뮬레이션 기법으로 Lagrangian 기반의 액적 충돌기법에서 Eulerian 기반의 액적 계산기법으로 발전하고 있다. 이는 최근의 CFD 분야의 기술적 성숙도에 힘입은 바가 크다.

본 연구에서 비정렬 격자 및 유한체적법 기반의 CFD 및 액적장 코드를 개발하였다. 복잡한 항공기 형상에 대한 결빙 해석과 사용자 편의를 위해 비정렬 격자 기반의 코드를 개발하였다. 개발된 코드를 이용하여 복잡한 형상을 수행하기에 앞서 간단한 구 형상의 축적물에 대해서 풍동 시험과 최신 액적장 상용코드와의 비교 연구를 수행하였다. 특히 Eulerian 액적장에 관한 수치기법의 경우 액적장 농도를 항상 양이 되게 하며 동시에 공간 2차 정확도를 갖는 비정렬 삼차원 격자 기반의 Upwind 유한체적법을 최초로 개발하여 벤치마크 문제인 구 유동에 대해 검증한 것이 큰 의미가 있다고 할 수 있다. 또한 후퇴익 날개 형상인 DLR-F4 형상에 대하여 상용 프로그램 FENSAP과의 비교연구를 수행하였다. 유동장의 압력 분포 및 액적의 축적물 분포 측면에서 정성적으로 유사한 결과를 보여줌을 확인하였다.

본 연구를 통하여 항공기에 발생하는 결빙에 의한 공력영향 해석에 바탕이 될 수 있는 CFD 기반의 결빙 해석기법을 개발하고자 하였다. 비정렬 기반의 CFD 기법 개발을 통해 복잡한 형상 및 향후 결빙증식 해석 시 예상되는 격자 재생성 문제를 효율적으로 대처하고자 하였다. 향후 더 복잡한 형상의 대단위 문제 해석이 가능하도록 현 비정렬 격자 기반 코드를 병렬 코드로 확장할 계획이다.

후 기

본 연구는 한국연구재단 중점연구소(NRF 2012-048078) 및 기초연구사업(NRF 2012-010242) 지원으로 수행되었으며, 지원에 깊이 감사드립니다.

References

- [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] 2010, Jung, S.K., Shin, S.M., Myong, R.S., Cho, T.H., Jeong, H.H. and Jung, J.H., "Ice Accretion Effect on the Aerodynamic Characteristics of KC-100 Aircraft," *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA-2010-1237.
- [6] 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 Science*, Vol.34, pp.257-345.
- [7] 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 Science*, Vol.34, pp.257-345.
- [8] 2010, Jung, S.K., Lee, C.H., Shin, S.M., Myong, R.S. and Cho, T.H., "An Investigation of Icing Effects on the Aerodynamic Characteristics of KC-100 Aircraft," (in Korean) *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.38, No.6, pp.530-536.
- [9] 2010, Jung, S.K., Myong, R.S. and Cho, T.H., "An Eulerian-Based Droplet Impingement and Ice Accretion Code for Aircraft Icing Prediction," (in Korean) *Journal of Computational Fluids Engineering* (Korean Society of Computational Fluids Engineering), Vol.15, No.2, pp.71-78.
- [10] 2010, *NTI Solutions User Manual*, Newmerical Technologies Inc.
- [11] 1996, Kallinderis, Y., "A 3-D Finite-Volume Method for the Navier-Stokes Equations with Adaptive Hybrid Grids," *Applied Numerical Mathematics*, Vol.20, No.4, pp.387-406.
- [12] 2013, Kim, J.W., Dennis, P.G., Sankar, L.N. and Kreeger, R.E., "Ice Accretion Modeling Using an Eulerian Approach for Droplet Impingement," *AIAA Paper 2013-0246*.

- [13] 2005, Blazek, J., *Computational Fluid Dynamics: Principles and Application*, Elsevier.
- [14] 1995, Toro, E.F., *Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics*, Springer.
- [15] 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.
- [16] 2011, Jung, S.K., Myong, R.S. and Cho, T.H., "Development of Eulerian Droplets Impingement Model Using HLLC Riemann Solver and POD-based Reduced Order Method," *41st AIAA Fluid dynamics Conference and Exhibit*, AIAA-2011-3907.
- [17] 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.
- [18] 2011, Cao, Y., Ma, C., Zhang, Q. and Sheridan, J., "Numerical Simulation of Ice Accretions on an Aircraft Wing," *Aerospace Science and Technology*, Vol.23, pp.296-304.
- [19] 1995, Bidwell, C.S. and Mohler, S.R. Jr., "Collection efficiency and Ice Accretion Calculations for a Sphere, a Swept MS(1)-317 Wing, a Swept NACA-0012 Wing Tip, an Axisymmetric Inlet, and a Boeing 737-300 Inlet," *AIAA Conference Paper*, AIAA-95-0755.
- [20] 2000, Bourgault, Y., Boutanos, 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.33, pp.95-103.