



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 51(6), 371-382(2023)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2023.51.6.371>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

결빙 다중 익형의 공력 및 소음 특성에 대한 수치적 연구

이혁진¹, 강민제², 김시진³, 명노신⁴, 이학진⁵

Numerical Investigation of Aerodynamic and Noise Characteristics of an Iced Multi-element Airfoil

Hyeok-Jin Lee¹, Min-Je Kang², Sijin Kim³, Rho-Shin Myong⁴ and Hakjin Lee⁵

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea

ABSTRACT

Ice accretion on the aircraft components, such as wings and fuselage, can occur when the aircraft encounters a cloud zone with high humidity and low temperature. In particular, when icing grows on the wings of an aircraft, safety problems such as a decrease in aerodynamic performance and flight stability occur due to changes in external shape. In this study, a study on the aerodynamic and noise characteristics of an iced multi-element airfoil was conducted. The aerodynamic analysis was performed using the Lattice-Boltzmann method, and the permeable Ffowcs Williams-Hawking method predicted the noise based on the aerodynamic analysis results. First, aerodynamic analysis was performed at an angle of attack of 5.5° for a multi-element airfoil without icing to validate the flow occurring in the slat element. Afterward, the flow was analyzed at the angle of attack of 8° , which is the take off, landing angle, and 17° , the angle near the stall, for the iced multi-element airfoil. Complex flow phenomena such as separation and recirculation zones caused by ice accretion on the leading edge were investigated, and the directivity of noise and primary source of noise generated from the iced multi-element airfoil were studied.

초 록

항공기가 이·착륙시 구름대를 지나며 빙점 이하의 온도에서 비행할 때 액적이 항공기와 충돌하면서 날개, 동체 등에 결빙이 발생한다. 본 연구에서는 결빙 다중 익형의 공력 및 소음 특성에 관한 연구를 수행하였다. Lattice-Boltzmann Method(LBM)를 이용하여 공력해석을 수행하였고, 공력해석 결과를 바탕으로 투과면 기법을 적용한 Ffowcs Williams-Hawkings 음향 상사법을 이용하여 공력소음을 예측하였다. 실험 데이터가 존재하는 받음각 5.5° 조건에서 결빙이 없는 다중 익형에 대한 공력성능 및 유동장 비교를 통해 해석자에 대한 검증을 수행하였다. 받음각 변화에 따라 결빙 형성이 다중 익형의 공력 및 소음 발생 특성에 미치는 영향을 분석하기 위해 이·착륙 각도인 받음각 8° 와 실속 부근 각도인 17° 조건에서 결빙 다중 익형에 대한 전산공력소음 해석을 수행하였다. 결빙 형상에 의해 발생하는 박리 유동과 재순환 유동을 분석하였고, 특히 받음각 17° 조건에서 Slat Cove 근처에서 발달하는 Cavity Flow의 영향이 감소함에 따라 소음이 감소하는 것을 확인하였다.

Key Words : Multi-element Airfoil(다중 익형), Airfoil Icing(익형 결빙), Aeroacoustics(공력음향학), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Lattice-Boltzmann Method(격자 볼츠만 법)

† Received : January 18, 2023 Revised : April 24, 2023 Accepted : May 2, 2023

¹⁻³ Graduate Student, ^{4,5} Professor

⁵ Corresponding author, E-mail : hlee@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-4459-9858

© 2023 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

1. 서 론

전 세계적으로 2050년까지 현재의 항공기에서 발생하는 소음의 65% 이상을 줄이려고 노력하고 있다. 항공기의 주요 소음원은 크게 Airframe Noise와 엔진에 의한 소음으로 구분된다[1-3]. 엔진 소음 저감을 위해 Acoustic Liner, Chevron 노즐 등이 제안되었고 그 소음 저감 효과를 이미 확인되었다[4-6]. Airframe Noise는 크게 Landing Gear, Flap-side Edge, Slat에서 발생하는 소음이 지배적이다. 특히 Landing Gear와 Flap-side Edge는 전체 항공기에 비해 국소적으로 작용하는 반면, Slat은 항공기 날개 전체에 걸쳐있기 때문에 소음 발생 기여도가 높은 편이다. Slat Noise는 Slat 내부에서 발생하는 Cavity 유동과 Slat 요소와 Main 요소 사이에 발생하는 Slat Cove가 주요 소음원이다. Slat Noise는 주로 고주파 Tone 소음, 저주파 및 중간 주파수의 Broadband 소음과 Tonal Peak로 구성된다[7,8].

항공기 표면에 과냉각된 물방울이 충돌 및 부착되어 형성되는 결빙은 항공기가 이·착륙시에 구름대를 지나며 빙점 이하의 온도에서 비행할 때 주로 발생한다. 이러한 결빙 현상은 표면 조도 및 외부 형상 변화를 유발하여 항공기의 공력 성능 및 조종 안정성 측면에서 부정적인 영향을 미치게 된다[9,10]. 고정익기의 경우 항력 증가, 최대 양력 계수 감소, 실속각 감소로 인해 항공기 사고가 발생할 수 있고, 회전익기의 경우 로터 블레이드의 공력 성능 저하뿐만 아니라 결빙 흡입으로 인한 엔진 연소 정지, 꼬리로터 파손 등 치명적인 결함을 발생시킬 수 있다. 이러한 결빙 현상을 방지하기 위해 항공기에는 다양한 종류의 방·제빙 장치가 적용되고 있다[11]. 특히 고고도 무인기, 전기추진 수직이착륙기, 도심 항공 모빌리티는 전력 소모량의 문제로 방빙 장치보다는 제빙 장치 적용을 고려하고 있다. 제빙 장치는 에너지 효율적인 제빙을 위해 결빙 생성 여부를 판단하기 위한 감지 능력이 매우 중요하다[12]. 최근에는 시각 센서, 센서 프로브의 진동수 변화를 측정하는 자외진동형 결빙 감지 센서 이외에 결빙으로 인한 소음 특성의 변화를 통해 결빙을 감지하는 방법이 연구되고 있다[13,14]. 특히 항공기 날개, 로터 블레이드, 프로펠러 표면에 결빙이 형성되면 난류 유동장 발달하고, 이는 공력 소음을 유발하는 추가적인 소음원으로 작용한다. 이와 같은 방법은 외부에 별도로 설치된 마이크로폰으로 측정된 음향 신호를 통해 결빙 발생 여부를 감지하므로 항공기 표면에 추가적인 센서 부착이 요구되지 않는 장점이 있다.

Slat이 적용된 다중 익형은 대표적인 고양력 장치로써 이·착륙에서 주로 사용하기 때문에 결빙환경에 더 노출되기 쉽다. 또한 다중 익형은 항공기의 이착륙 성능에 큰 영향을 미치기 때문에 결빙 현상에 더욱 민감하다[15-17]. 따라서 다중 익형의 결빙 영향성에 관한 선행 연구들이 진행되었다. 강민제 등은 다중 익형의 Slat과 Flap의 전개 각도 및 위치 변형을 통해 결빙 증식 최소

화 최적 설계를 진행하였다[18]. Prince Raj *et al.*은 다중 익형에 증식되는 결빙 형상을 확인하고, 양항력 감소 등 결빙이 공력 성능에 미치는 영향성을 고찰하였다[17]. Lee *et al.*은 LES를 이용하여 결빙 증식된 다중 익형 형상에서 발생하는 Reynolds Stress를 분석하여 결빙 영향성을 확인하였다[19]. 결빙 현상에 의한 공력 영향성 뿐만 아니라 소음 발생에 미치는 효과를 분석한 연구들도 진행되었다. Xiao *et al.*은 비정상 전산해석을 통해 다중 익형에 부착된 Rime Ice와 Glaze Ice 형상으로 발달한 와도장(Vorticity Field) 특성을 분석하고 공력 소음의 특성을 이론 모델과 비교하여 유사함을 확인하였다[20]. Xiao and Tong은 결빙이 부착된 NACA 0012 에어포일을 이용하여 결빙의 두께, 받음각, 유동 속도가 증가함에 따라 공력 소음이 증가하는 것을 소음 시험을 통해 확인하였다[21]. Szasz *et al.*은 결빙이 부착된 에어포일에 대해 유동 해석을 진행한 뒤 Inhomogeneous 음파 방정식을 이용한 소음해석을 진행하여 결빙 형상에 따른 공력 소음을 비교 및 분석하였다[22]. Gill and Lee는 결빙 현상을 정의하는 다양한 파라미터를 고려한 소음해석을 진행하였고, 결빙에 의한 유동 박리현상(Flow Separation)과 난류 경계층 발달을 주로 분석하였다. 이를 통해 결빙 형상이 뒷전에서의 경계층 두께를 증가시켜 저주파 및 중간 주파수 소음의 증가를 확인하였다[23]. Caicedo and Virk는 풍력터빈에 주로 사용되는 에어포일에 대해 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 해석을 수행하여 결빙 생성 여부에 따른 공력 소음 변화를 비교하였다[24].

최근 Lattice-Boltzmann Method(LBM) 해석을 통해 로터 및 에어포일 주변의 비정상 유동을 해석하고 이로 인해 발생하는 공력 소음을 예측하는 연구가 활발하게 수행되고 있다. 기존의 Navier-Stokes 기반의 CFD 해석과는 달리 효율적 병렬화와 수치적 소산 오차가 작고 비정상, 압축성 해석으로 공력 및 소음해석에 많이 사용되고 있다. 김은민 등은 LBM 기법을 이용하여 로터-기체 사이에서 발생하는 비정상 상호작용이 공력과 소음 성능에 미치는 영향을 예측하고 실험 결과와 비교 검증하였다[25]. Ternua *et al.*은 에어포일 주변에서 발달하는 비정상 유동과 뒷전에서 발생하는 공력 소음을 예측하고 검증하였다[26].

본 연구에서는 이전 연구에서 수행되었던 결빙 현상이 다중 익형 주변의 비정상 유동장 발달에 미치는 영향뿐만 아니라 소음 특성에 미치는 영향까지 분석하였다. 본 연구는 결빙 현상이 유발한 비정상 유동이 소음 발생에 미치는 영향을 분석한 기초 연구로써 향후 소음 신호 측정을 통한 결빙 감지기 개발 연구에 활용할 수 있을 것으로 기대된다. 특히 항공기 이착륙 받음각과 실속 받음각을 포함하여 받음각 변화에 따라 결빙이 다중 익형 소음 발생에 미치는 영향을 분석한 것은 타 연구와의 차별성이라 할 수 있다. 본 연구에서는 LBM 기반의 상용 소

소프트웨어인 PowerFLOW를 이용하였다. 다중 익형의 공력 성능, 압력 분포, 주요 소음원인 Slat Cove 주변의 유동장을 실험 결과와 비교함으로써 전산해석의 정확성을 검증하고, 결빙이 착빙되었을 때 발생하는 공력 변화와 소음 발생 특성을 고찰하였다.

II. 수치해석 기법

2.1 Lattice-Boltzmann 방정식

연속체 가정 기반의 Navier-Stokes 방정식과 달리 LBM은 입자 밀도 분포에 대한 이산 운동 에너지 방정식을 수치적으로 해석하여 유체의 흐름을 전산 모사하고 입자 분포함수를 통해 최종적으로 유동의 Macroscopic 특성을 계산하는 기법이며[27,28], 비정상, 압축성 특성으로 공력소음해석에 적합하다[29]. Lattice-Boltzmann 방정식은 입자들은 이산화된 격자 내에서 분포함수를 따라 위치하고 하나의 입자가 한 지점에서 지점 자체를 포함하여 N개의 특정 방향으로 이동과 충돌이 가능하다. LBM에서 입자의 이동은 DaQb 모델로 표현되며 a는 차원의 개수, b는 분포함수의 방향을 나타낸다. 본 연구에서는 3차원 해석에서 주로 사용되는 D3Q19 모델을 사용하고, 이산화된 격자와 입자의 이동은 본인의 위치를 포함하여 19개의 방향으로 이동할 수 있다.

Lattice-Boltzmann 방정식은 시간-외재적 이류 방정식에 기반을 두어 다음과 같이 나타낸다.

$$f_i(\mathbf{x} + \mathbf{v}_i \Delta t, t + \Delta t) - f_i(\mathbf{x}, t) = C_i(\mathbf{x}, t) \quad (1)$$

여기서 f_i 는 i 번째 방향의 입자 분포함수를 나타내고, $\mathbf{v}_i \Delta t$ 와 Δt 는 공간과 시간 변화를 나타낸다. 식 (1)의 왼쪽 항들은 입자들의 이류에 관한 식들을 나타내고, 오른쪽 항의 경우 입자들의 충돌에 관한 식으로 입자 간의 충돌로 인한 f_i 함수의 변화율을 나타낸다. 충돌 항 C_i 는 Bhatnagar-Gross-Krook(BGK) 완화 모델에 의해 다음과 같이 나타낸다[30,27].

$$C_i(\mathbf{x}, t) = -\frac{\Delta t}{\tau} [f_i(\mathbf{x}, t) - f_i^{eq}(\mathbf{x}, t)] \quad (2)$$

τ 은 입자가 충돌 후 안정화되는 데 걸리는 시간을 무차원한 계수로 동점성계수 ν , 차분화된 공간 및 시간 간격에 의해 결정되며 식 (3)과 같다.

$$\nu = \frac{2\tau - 1}{6} \frac{(\Delta x)^2}{\Delta t} \quad (3)$$

f_i^{eq} 는 국소 평형 분포함수로 D3Q19 모델에서는 다음과 같이 나타낸다.

$$f_i^{eq} = \rho w_i \left\{ 1 + \frac{3(\mathbf{c}_i \cdot \mathbf{u})}{c^2} + \frac{9(\mathbf{c}_i \cdot \mathbf{u})^2}{2c^4} - \frac{3|\mathbf{u}|^2}{2c} \right\} \quad (4)$$

\mathbf{u} 는 거시적 속도, w_i 는 i 번째 방향의 가중치로 입자에 따라 다음과 같은 값을 가진다.

$$w_i = \begin{cases} \frac{12}{36} & (i = 18) \\ \frac{2}{36} & (i = 0, \dots, 5) \\ \frac{1}{36} & (i = 6, \dots, 17) \end{cases} \quad (5)$$

각 입자점에서 갖는 밀도, 운동량은 식 (1)을 이용하여 다음과 같이 나타낸다.

$$\rho(\mathbf{x}, t) = \sum_i f_i(\mathbf{x}, t) \quad (6)$$

$$\rho \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = \sum_i \mathbf{v}_i f_i(\mathbf{x}, t) \quad (7)$$

2.2 LBM-VLES 모델

Lattice-Boltzmann 방정식을 해석하는 것은 이산화된 입자의 수와 최소 크기의 난류를 포착하기 위한 격자 해상도의 한계를 동적 범위(마하수) 내에서 Navier-Stokes 방정식을 직접 시뮬레이션을 하는 것과 같다. 본 연구에서는 난류 모델링을 위해 Renormalization Group(RNG) $k-\epsilon$ 모델[31]의 변형된 형태를 LBM 해석에 적용한 Very Large Eddy Simulation(LBM-VLES)을 이용하였다[32]. RNG $k-\epsilon$ 모델은 점성 완화 시간(Viscous Relaxation Time)에 추가되는 난류 완화 시간(Turbulence Relaxation Time)을 계산하는 데 사용되고 난류 완화 시간 τ_{eff} 의 식은 다음과 같다.

$$\tau_{eff} = \tau + C_\mu \frac{k^2/\epsilon}{\sqrt{(1 + \tilde{\eta}^2)}} \quad (8)$$

$C_\mu = 0.09$, k 는 난류 운동 에너지를 나타내고, $\tilde{\eta}$ 는 변형, 소용돌이, 나선의 함수로 구성되어 있다.

표면에서 발생하는 경계층 유동은 압력 구배 효과를 동적으로 통합하는 Wall Model을 사용하여 모델링하며 아래의 식과 같이 정의할 수 있다[32].

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln\left(\frac{y^+}{A}\right) + B \quad (9)$$

$$y^+ = \frac{y u_\tau}{\nu} \quad (10)$$

$$u_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho} \quad (11)$$

여기서 y^+ 는 벽 거리 좌표, $\kappa = 0.41$, $B = 5$ 이고, u_τ 는 벽면 전단응력에 대한 함수로 정의할 수 있다.

2.3 소음해석 기법

본 연구에서는 다중 익형에서 발생하는 표면소음원뿐만 아니라 난류 성분에 의한 체적소음원의 영향도 고려하기 위해 투과면(Permeable) 기법을 적용한 Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H) 음향 상사법을 이용하였다. FW-H 방정식을 이용한 음향 상사법은 Lighthill과 Curle의 음향 상사법[33-35]을 확장하여 유동 내에서 속도를 가지고 임의로 움직이는 물체로부터 발생하는 소음원을 고려할 수 있다. 난류 성분에 의한 소음을 고려하기 위해서는 유동장 내 음압 정보에 대한 체적 적분이 요구된다. 하지만 두께 소음, 하중 소음과 같은 표면소음원과 달리 체적소음원은 계산 효율성이 좋지 않은 단점이 있다. 이를 해결하기 위해 유동장에 대한 음압 정보를 가상의 투과면에 전달하고 체적 적분을 투과면에 대한 표면 적분으로 대체하였다. 가상 투과면이 적용된 Farassat formulation 1A는 식 (12)-(14)와 같이 나타낼 수 있으며, 이를 통해 결빙 익형에서 발생하는 모든 소음원(Monopole, Dipole, Quadrupole)에 대한 예측이 가능하다[28,35].

$$p'(\mathbf{x}, t) = p'_T(\mathbf{x}, t) + p'_L(\mathbf{x}, t) \quad (12)$$

$$p'_T(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0(\dot{v}_n + v_n)}{r|1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r\dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M_r^2)}{r^2 |1-M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (13)$$

$$p'_L(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_r}{r|1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_M}{r^2 |1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r\dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M_r^2)}{r^2 |1-M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (14)$$

위의 식에서 대괄호 안에 항들은 지연시간에서 계산된 값을 의미한다. 또한 a_0 는 음속, ρ_0 는 밀도, M_r 는 마하수, \dot{v}_n 과 \dot{l}_r 과 같이 뿔첨자가 있는 항은 음원시각(τ)에 대한 미분을 의미한다.

III. 수치해석 기법 검증

3.1 다중 익형 형상 및 유동 조건

본 연구에서는 AIAA Benchmark Problems for Airframe Noise-II(BANC-II) 워크샵에서 사용된 30P30N 다중 익형 형상을 이용하였다. Table 1에는 다중 익형 형상과 유동 조건을 나타내었다. Main 요소의 시위 길이(c)는 0.4572 m이고 Slat과 Flap의 길이는 각각 시위 길이의 0.15, 0.3배, Deflection Angle은 동일하게 30°이다.

Table 1. Geometry and flow conditions

Multi-element Airfoil	30P30N
Chord length (c)	0.4572 m
Slat length	0.0686 m (0.15c)
Flap length	0.1372 m (0.30c)
Slat Deflection Angle	30°
Flat Deflection Angle	30°
Mach Number	0.17
Reynolds Number	1,700,000
Angle of Attack	5.5°

유동 조건으로는 마하수(M) 0.17, 레이놀즈 수(Re) 1,700,000, 받음각 5.5°를 적용하였다. 전산해석은 0.7초 동안 2.545e-7초 시간 간격으로 진행하였고, 결과값이 수렴된 0.35초 이후 데이터를 평균화하여 결과분석에 사용하였다.

Figure 1은 LBM 전산해석을 위한 계산영역과 적용된 경계 조건을 나타낸다. 전체 계산영역의 크기는 시위 길이를 기준으로 상류 방향으로 10배, 하류 방향으로 40배, 유동과 수직 방향으로 20배를 사용하였다. 경계 조건으로는 Inlet, Outlet 조건, 스펠 방향에는 효율적인 계산을 위해 Periodic 조건을 적용하였으며, 다중 익형의 표면에는 점성 효과를 고려하기 위해 Non-slip 조건을 적용하였다. 추가로 전산해석 상에서 Vortical Structures와 Acoustic Waves에 의한 음향 반사가 일어나지 않게 하려고 계산영역의 외부 경계에 음향 감쇠를 위한 Sponge Zone 조건을 적용하였다.

Figures 2(a)와 (b)는 각각 전산해석에 사용된 표면 격자와 공간 격자를 나타내며 다중 익형의 앞전, 뒷전과 같이 곡률이 심한 부분을 정확하게 표현하기 위해 표면 격자를 집중시켰다. 또한 Slat Cove의 유동, Slat 요소와 Main 요소의 사이 공간 등 유동이 급격하게 변하는 부분에 조밀한 격자를 배치하였다. 최소 격자 크기는 0.003c에 해당하는 0.15 mm이고 총 격자 수는 약 1,400만 개

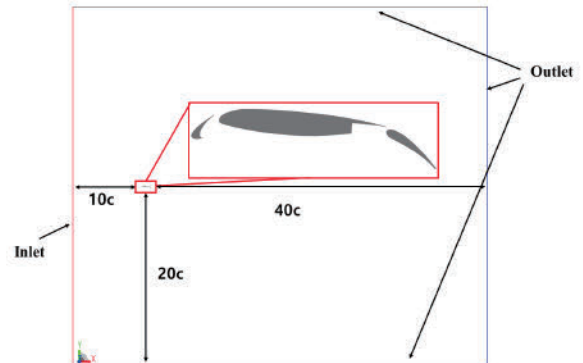


Fig. 1. Computational domain

이다. 공간 격자의 조밀도는 Variable Resolution(VR) 레벨에 따라 최소 격자 크기를 기준으로 2배씩 증가시켰다. 다중 익형 부근에 가장 작은 크기의 격자를 배치하고 전체 계산영역을 8개의 VR로 구성하여 점진적으로 격자의 크기를 증가시켰다.

Figure 3에서는 유동해석 결과를 바탕으로 소음해석을 진행하기 위한 투과면의 크기와 위치를 나타낸다. 투과면은 다중 익형에서 발생한 난류 유동과 후류를 충분히 고려할 수 있을 정도의 크기로 배치하였다. 또한 결빙 익형 소음의 전파 방향성을 확인하기 위해 익형의 뒷전을 기준으로 10° 간격으로 마이크로폰을 배치하였고, 마이크로폰과 결빙 익형 사이의 거리는 Main 요소의 시위 길이의 10배이다.

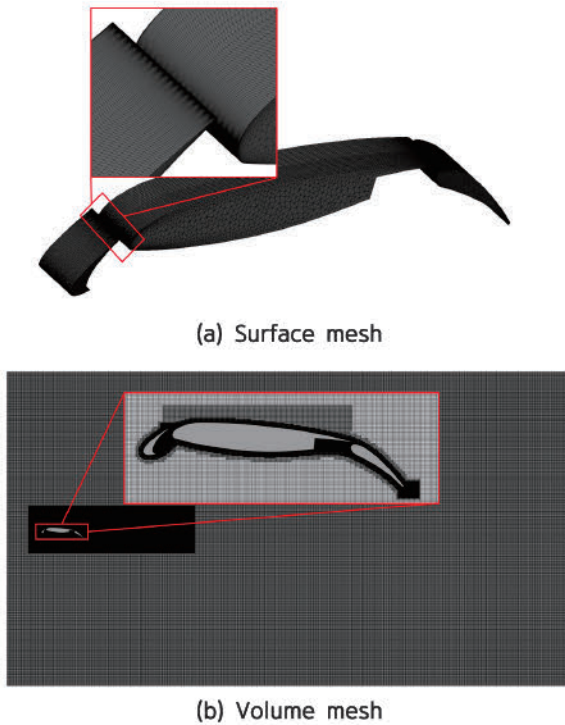


Fig. 2. Mesh for multi-element airfoil

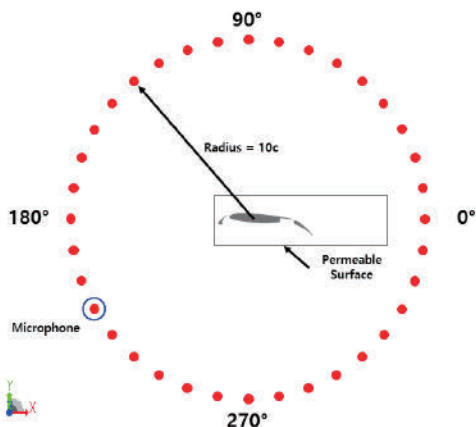


Fig. 3. Microphone position and permeable surface

3.2 다중 익형 유동장 해석 및 검증

다중 익형의 경우 Slat과 Main, Main과 Flap 사이의 좁은 공간에서 복잡한 유동 현상이 발생한다. 특히 급격한 곡률을 갖는 Slat에서는 Slat 끝단에서 발생하는 유동 산란(Scattering) 현상, Slat 내부에서 발생하는 Cavity 유동, Slat Cove Line을 따라가면서 생기는 Vortex 유동과 Vortex가 Slat에 충돌하면서 복잡한 유동 현상이 관찰된다. 따라서 다중 익형에서는 Slat Cove 주변의 유동이 공력 소음을 유발하는 주된 소음원이 된다. 다중 익형 형상에 대한 LBM 전산해석의 유효성을 검증하기 위해 결빙이 없는 조건에서 압력 분포, 양력 계수, Slat Cove Line의 속도 및 와도 분포를 비교하였다. 본 연구에서는 착륙 각도인 8°와 실속 부근 각도인 17° 조건에서 결빙 다중 익형에 대한 전산공력소음 해석을 수행하였다. 높은 받음각 조건에서는 앞에서 언급된 다중 익형에서 발생하는 복잡한 유동 현상뿐만 아니라 유동 박리에 의한 비정상 유동이 추가로 발달하기 때문에 해석자 검증이 필요하다. 하지만 해당 각도에서 검증 데이터로 활용할만한 신뢰성 있는 실험 결과가 존재하지 않아 부득이하게 받음각 5.5° 조건에서 검증을 수행하였다. 이 점은 본 논문의 한계점이므로 추후 연구에서는 박리 유동에 관한 검증연구를 수행하고자 한다. 해석자 검증을 위한 실험 결과는 Florida State Aeroacoustic Tunnel (FSAT)에서 수행한 데이터를 이용하였다[36,37]. Table 2는 받음각 5.5°에서의 양력 계수 결과를 실험 결과와 비교하였다. Flap 요소와 Slat 요소에서 발생하는 양력 계수를 과소 예측하는 경향성이 있었으나, 전체 양력 계수는 실험값 대비 약 1% 이내로 유사한 결과를 도출하였다. Fig. 4는 받음각 5.5°에서의 압력 계수 분포를 실험 결과와 비교하였다. 해석 결과 Slat, Main, Flap 요소의 압력 계수 분포 모두 실험 결과와 유사함을 확인하였다.

Table 2. Comparison of lift coefficient with experimental results

	LBM C_L	Experiment C_L
Total	2.58	2.61
Main	2.04	2.05
Flap	0.43	0.496
Slat	0.101	0.068

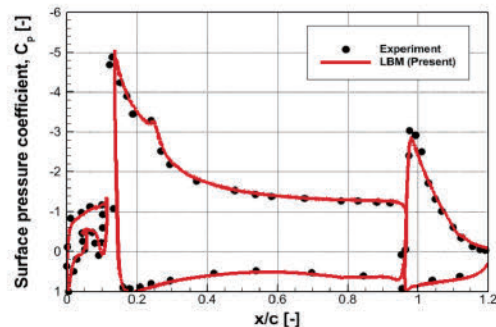


Fig. 4. Comparison of pressure coefficient distribution with experimental results

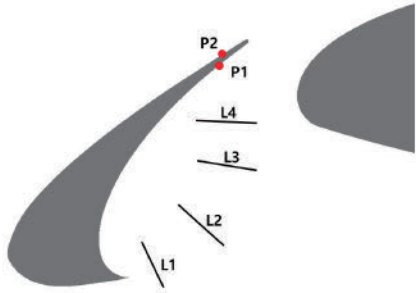
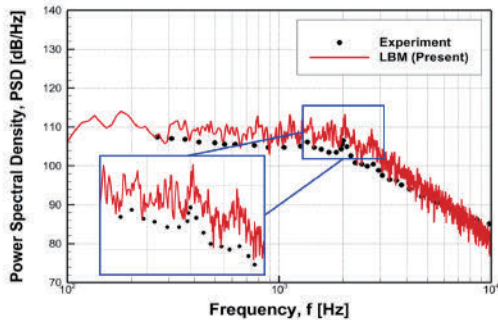
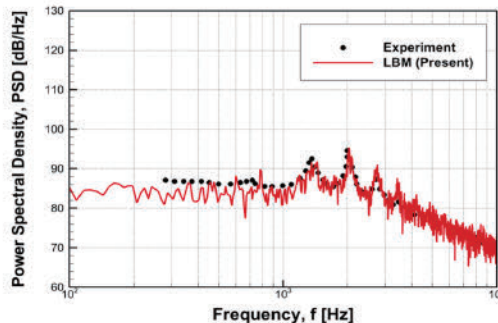


Fig. 5. Velocity profile line and pressure probe

Figure 5에서는 다중 익형에서 주 소음원이 되는 Slat Cove Line 주변의 유동 특성을 검증하기 위한 실험 측정 위치를 나타낸다. 네 개의 라인(L1, L2, L3, L4)에서 속도 분포와 Spanwise 방향으로의 와도 분포를 비교하였고 두 개의 Probe 위치(P1, P2)에서 Slat 주변의 표면 압력 변화를 비교하였다. Fig. 6에서는 Probe 1과 2 위치에서의 압력 변동의 스펙트럼을 예측하고 실험값과 비교하였다. Slat Cove를 지난 유동이 Slat 요소의 아랫면과 충돌하는 지점인 Probe 1의 경우, Figs. 7, 8의 Slat Cove 속도 분포와 와도 분포에서 과대 예측한 결과와 유사하게 중간 주파수 대역의 Tonal Peak 등의 값이 실험 결과와 비교하여 과대 예측하였으나 Tonal Peak가 발생하는 주파수는 비교적 잘 일치하였다. Slat 요소의 윗면에 해당하는 Probe 2의 경우, 실험 결과와 비교하여 Tonal Peak의 크기와 주파수, 경향성이 모두 잘 일치하는 것을 확인하였다.



(a) P1 location



(b) P2 location

Fig. 6. PSD of pressure fluctuation at surface points P1 and P2

Figures 7, 8에서는 L1, L2, L3, L4에서의 속도 분포, Spanwise 와도 분포를 실험 결과와 Jin et al의 DDES 수치해석 결과[3]와 다중 익형의 스펠 중간 지점에서 추출한 데이터를 비교하였다. 라인의 방향성은 유동의 방향성과 동일한 방향성을 가지고 있으며 시작지점을 0, 끝나는 지점을 1로 무차원화하여 표현하였다. 또한 U는

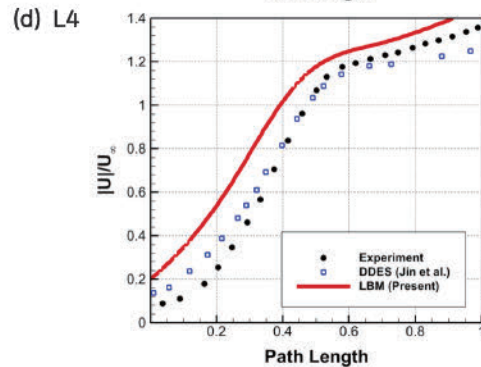
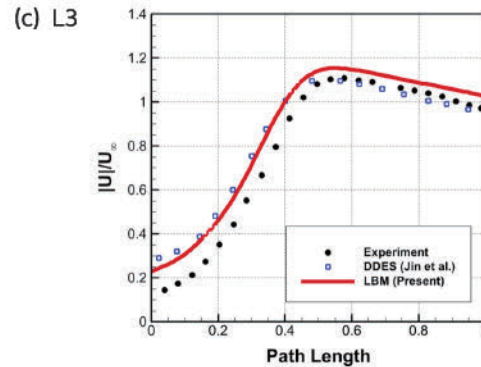
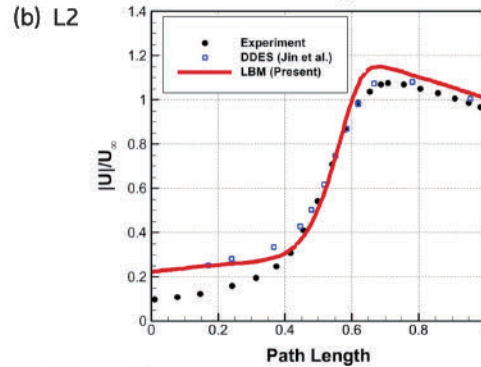
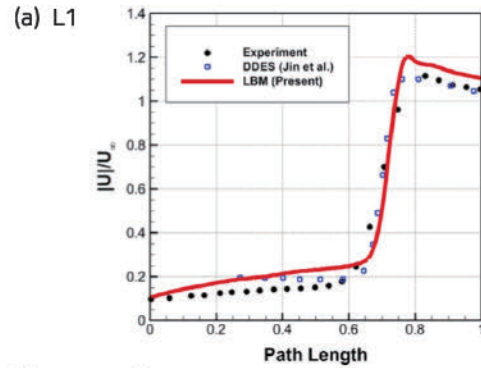


Fig. 7. Velocity magnitudes along slat cove line: (a) L1, (b) L2, (c) L3, (d) L4

Chordwise 방향 속도의 크기, U_∞ 는 유동 속도의 크기를 나타내었다. 속도 분포에서는 속도의 최대값 예측에 있어 과대 예측하는 경향성이 있었으나 전반적으로 실험 결과와 유사한 경향을 예측할 수 있었다. 다만 L4 위치에서는 전산해석 결과값이 실험값 대비 과대 예측하는 경향성이 관찰되었다. 이는 Slat Cove를 지난 유동이

Slat 요소와 Main 요소 사이를 지나게 되면서 다시 가속 되는데, 이와 같은 유동 현상을 전산해석에서 과도하게 예측한 것으로 파악하였다. Spanwise 와도 분포에서는 와도의 최대값 예측에 있어 다소 오차가 발생하였으며, 이는 앞서 속도 분포 예측에서 확인하였던 실험값 대비 과대 경향성과 동일하였다. 최대값 예측에 있어 다소 오차가 존재하였지만, 전반적인 변화 경향성을 실험값과 유사하게 예측할 수 있음을 확인하였다.

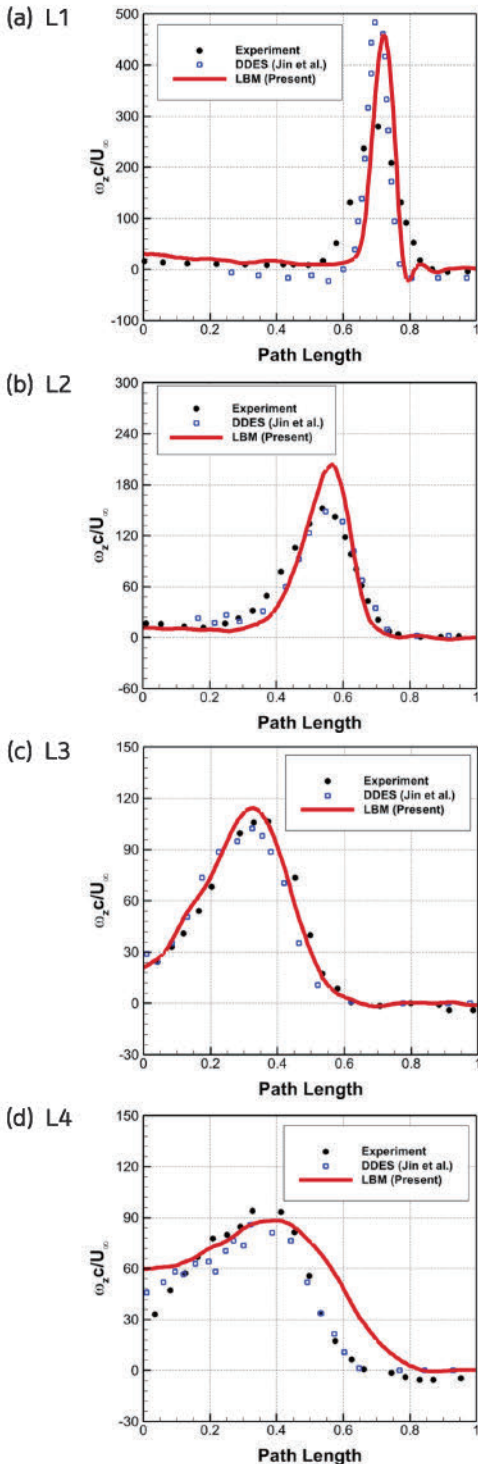


Fig. 8. Spanwise vorticity along slat cove line: (a) L1, (b) L2, (c) L3, (d) L4

IV. 수치해석 결과

4.1 결빙에 의한 비정상 유동 발달

본 연구에서는 NASA의 Glenn's Icing Research Tunnel (IRT)에서 수행된 결빙 풍동시험을 통해 얻은 익형의 결빙 형상을 스팬 방향으로 일정한 형상으로 적용하였다. Slat, Main Element, Flap 요소 각각에 형성된 결빙의 형상은 Fig. 9에 나타냈으며, 해당 결빙 형상을 포함하는 다중 익형에 대해 이착륙 각도인 8°와 실속 부근 각도인 17° 조건에서 전산공력소음 해석을 수행하였다[38].

Table 3에서는 결빙이 있는 상태에서의 다중 익형에 대해 받음각 8°와 17°에서의 공력해석 결과를 비교하였다. 받음각 17°에서 8°에 비해 전반적인 양력 계수의 값이 증가하였고, 높은 받음각에서 실속을 지연하는 Slat 요소의 영향이 커져 발생하는 양력 계수가 증가하였다.

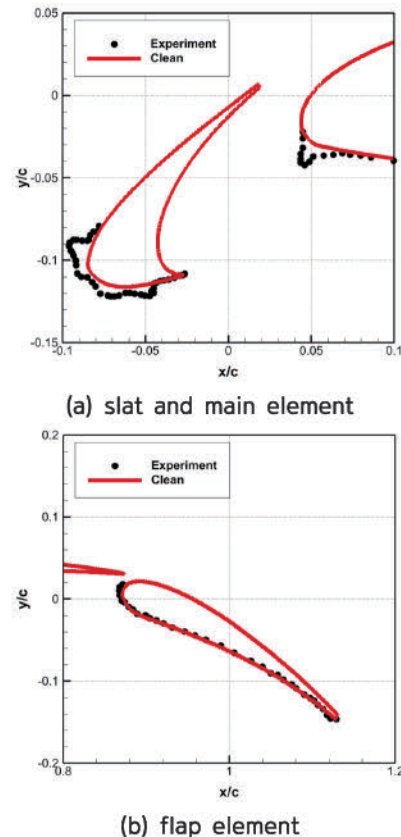


Fig. 9. Ice accretion on multi-element airfoil

Table 3. Comparison of lift coefficients of iced multi-element airfoil

	LBM C_L	
	Iced 8°	Iced 17°
Total	2.61	3.39
Main	2.08	2.45
Flap	0.35	0.29
Slat	0.18	0.65

반면에 양력 계수의 크기를 증가시키는 역할을 하는 Flap 요소의 영향이 받음각이 증가함에 따라 감소하여 해당 요소에서 발생하는 양력 계수의 크기가 감소하였다.

Figure 10에서는 받음각에 따른 유동 박리현상을 비교하기 위해 받음각 8°와 17° 조건에서 결빙 다중 익형 주변의 Chordwise 속도 분포를 나타내었다. 받음각 8°에서는 결빙 형상을 지나고 표면에서 박리된 유동이 Slat 요소의 뒷면에 다시 재부착되어 재순환 영역을 형성하였다. 또한, Main과 Flap 요소의 사이에서 유동이 국소적으로 가속되었다가 Flap의 끝단에서 박리된 것을 확인하였다. 반면, 받음각 17°에서는 받음각의 증가로 인해 박리된 유동이 Slat 뒷면에 다시 재부착되지 못하고 그대로 Slat 표면을 떨어져 나가는 것을 관찰할 수 있다. 반면 Slat 요소 아랫면의 재순환 영역의 감소로 인해 양력이 발생하는 반대 방향의 유동이 감소함에 따라 Chordwise 방향의 속도가 증가하고 받음각의 증가로 인해 전반적인 속도가 증가한 것을 확인하였다. Flap 요소 부근에서는 받음각 8°와는 달리 가속된 유동이 Flap 요소 표면을 따라 얼마 흐르지 못하고 박리되었고, 이로 인해 Flap 요소의 양력 크기가 상대적으로 감소하였다.

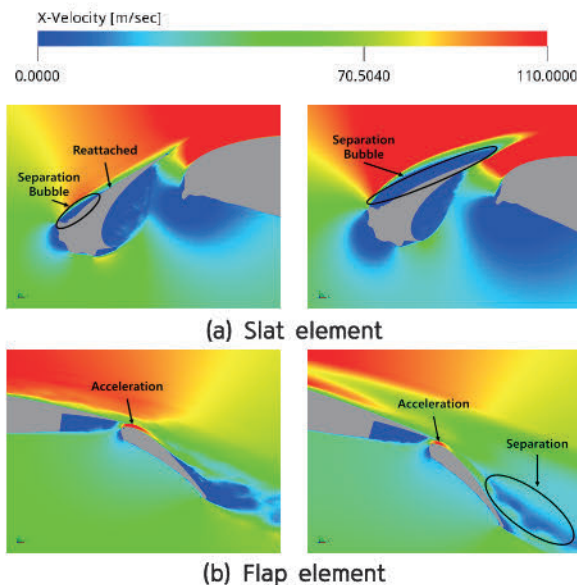


Fig. 10. Comparison of chordwise velocity contours: AOA = 8° (left) and 17° (right)

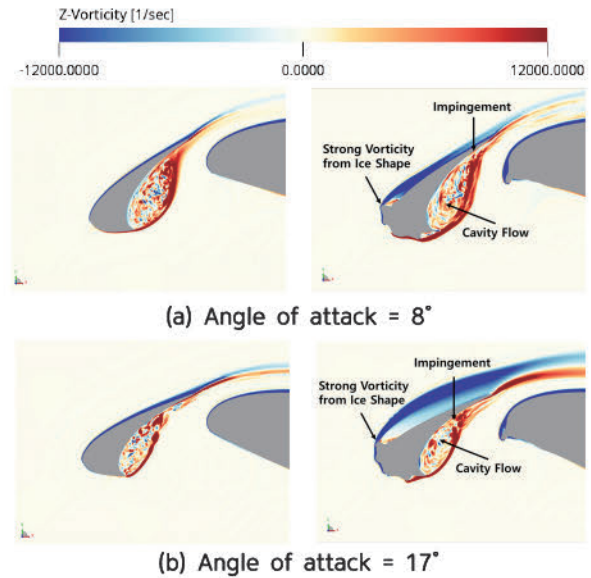


Fig. 11. Comparison of spanwise vorticity contours: clean (left) and iced (right) slat elements

Figure 11에서는 받음각에 따라 결빙 증식이 Slat 요소 주위에서 발달하는 Cavity Flow와 같은 유동장 특성에 미치는 영향을 분석하기 위해 Spanwise 와도장을 비교하였다. 받음각 8°와 17° 조건에서 결빙 증식 여부와 관계없이 Slat 요소 아랫면에서 Cavity Flow가 발달하였고, 이로 인해 Slat Cove가 형성되는 것을 확인할 수 있다. 받음각 8° 조건에서는 결빙 형상이 부착됨에 따라 Cavity Flow 이외에도 유동 박리에 의한 강한 와도가 발생하였다. 받음각 17° 조건에서도 Slat 요소 뒷면에서는 결빙 증식으로 인한 유동 박리현상이 크게 발달하는 것을 확인할 수 있었다. 이외에도 받음각의 증가로 인해 Slat 요소가 유입되는 유동의 흐름을 막는 영역이 증가하는 Shielding 효과가 발생하였다. 이로 인해 받음각 8° 조건과 비교하였을 때 Cavity Flow의 크기가 감소하고 Slat Cove가 Slat 요소의 아랫면과 충돌하는 지점이 상대적으로 Slat 요소의 앞전 방향으로 이동하였다. 결과적으로 Slat 요소에서 발달하는 강한 세기의 와도를 갖는 Cavity Flow의 영향이 감소하였고 이는 다중 익형 소음 발생에도 지배적인 영향을 미친다.

Figure 12에서는 결빙 다중 익형에서 발달하는 후류 구조를 확인하기 위해 받음각에 따른 Lambda 2 Iso-surface를 나타내었다. 받음각 8°와 17° 조건 모두 결빙 형상에 의해 Slat 요소 이후 강한 후류 구조가 발달하였다. 또한 Slat 요소 아랫면과 Main, Flap 요소 사이에 Cavity Flow가 생성된 것을 다시 확인할 수 있었다. 받음각 8°의 경우 Slat 요소에 재부착 되어 벽면과의 상호작용으로 인해 Slat 요소 이후에도 많은 후류 구조를 관찰할 수 있지만, 받음각 17°에서 큰 받음각으로 인해 벽면과 떨어진 곳에 후류가 발달하여 빠르게 소산되었다. 또한 이전 와도장 결과와 유사하게 Slat 요소 아래에서 발생하는 Cavity Flow의 크기가 상대적으로 감소한 것을 후류 구조를 통해서도 확인할 수 있었다.

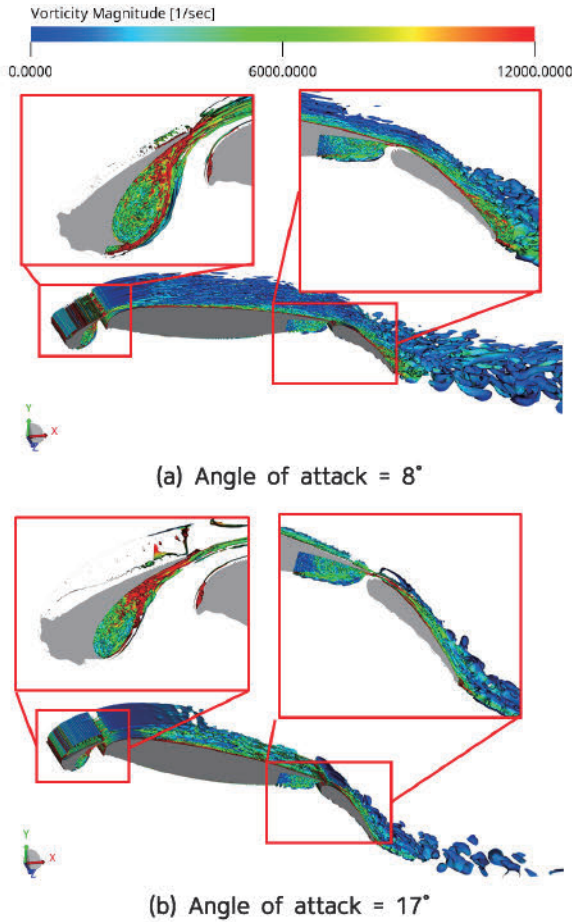


Fig. 12. Iso-surface of λ_2 criterion colored by vorticity magnitude

4.2 결빙에 의한 다중 익형 소음 특성 변화

결빙 형상이 다중 익형의 소음 발생에 미치는 영향을 분석하기 위해 결빙 형상에 따른 변화와 받음각 변화에 따른 공력소음을 비교하였다. Figs. 13, 14에서는 Fig. 3에서 언급된 수음자 위치 중에서 Slat 부근 각도인 180°, 270°에서의 음압(Sound Pressure Level, SPL)을 A-weighted decibel (dBA) 단위로 나타내었다. 두 받음각 모두 Slat 요소에서 발생하는 중간 주파수 영역대의 Tone 소음이 발생하였다[7,8]. 또한 두 위치에서 받음각이 증가함에 따라 소음 수준이 전반적으로 감소하는 경향이 관찰되었다. 이는 앞서 유동장 고찰에서 확인했듯이 받음각이 증가함에 따라 다중 익형의 주요 소음원인 Slat Cove에서 발달하는 Cavity Flow가 감소했기 때문이다. 결빙 형상이 있을 때, 받음각 8°에서는 광대역 영역에서 소음의 크기가 증가하였다. 특히 $\theta=270^\circ$ 영역의 받음각 17°에서는 Cavity 영역이 감소하면서 Main 요소에 부착된 결빙 형상을 지나며 발생하는 압력 변화에 영향을 받아 큰 Tone Peak를 발생시킨 것으로 판단된다.

Figure 15는 결빙 다중 익형에서 발생하는 소음의 방향성을 확인하기 위해 256~10,000 Hz 주파수 범위에서의 Overall Sound Pressure Level(OASPL)을 나타내

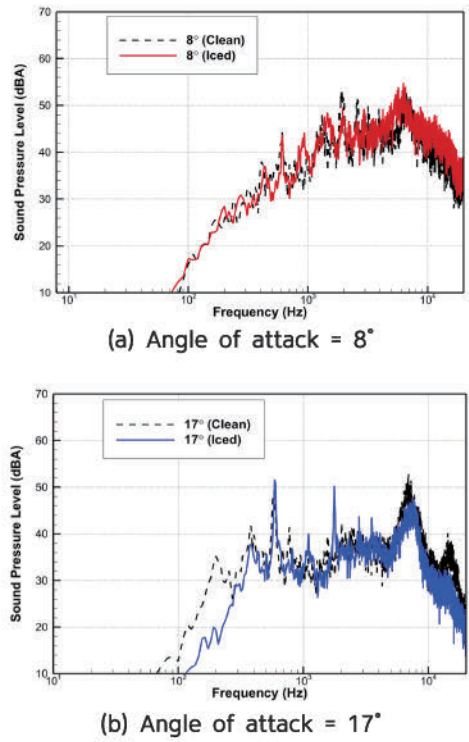


Fig. 13. Comparison of acoustic spectra at R=10c and $\theta=180^\circ$

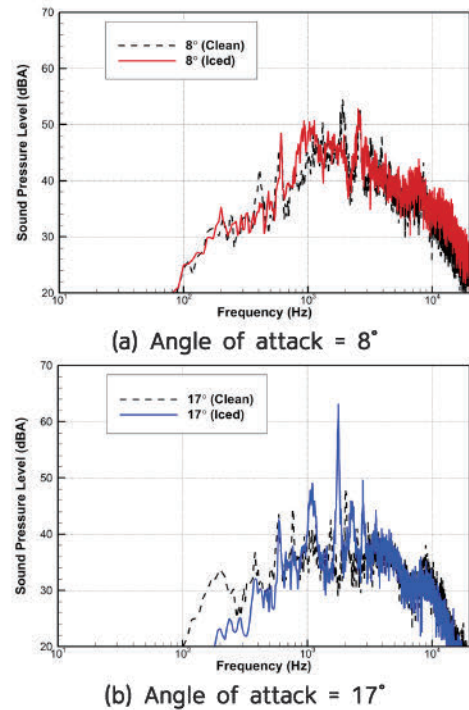


Fig. 14. Comparison of acoustic spectra at R=10c and $\theta=270^\circ$

었다. 전반적으로 하중 소음의 방향성인 이중극(Dipole) 형태이고 결빙 형상이 부착된 경우 뒷전에서 발생하는 소음의 크기가 전방보다 상대적으로 감소하였다[39]. 받음각이 증가함에 따라 Slat 요소와 Flap 요소에서 발생

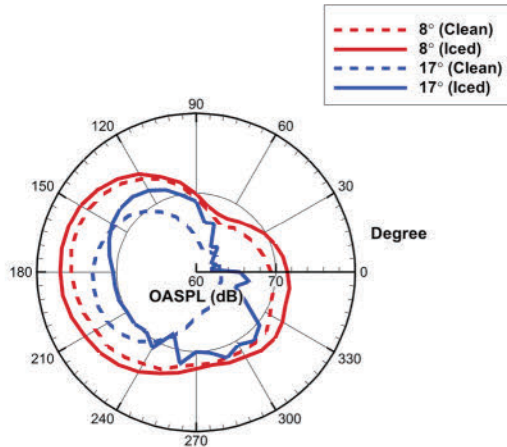


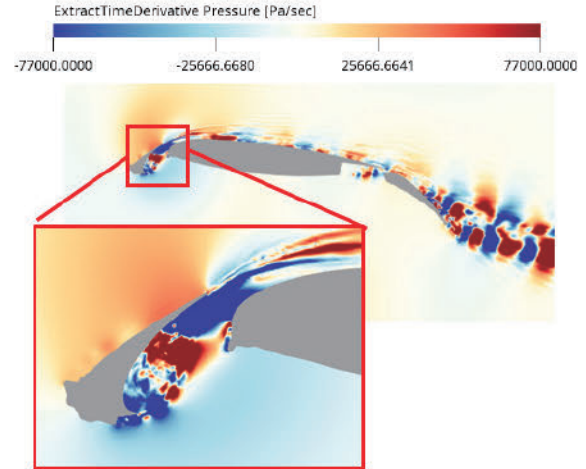
Fig. 15. Noise directivity of multi-element airfoil

하는 Cavity Flow가 Shielding 되면서 영향력이 감소하여 소음이 줄어드는 경향성을 다시 확인할 수 있었다 [40]. 받음각 8°에서는 결빙 형상에 의해 전반적인 소음의 크기가 증가하였고 결빙 형상 여부와 관계없이 Slat 요소 부근 각도인 $\theta=150^\circ$ 에서 최댓값이 나타났다. 반면, 받음각 17° 조건에서는 $\theta=150^\circ\sim 240^\circ$ 범위에서 결빙 다중 익형의 소음이 다소 감소한 경향성이 도출되었다. 이는 결빙 증식으로 인해 다중 익형 주위의 유동 방향성이 변하게 되어 전반적인 소음 방사 방향성도 변한 것으로 분석하였다. 추가적으로 $\theta=260^\circ\sim 310^\circ$ 범위에서도 결빙 증식 여부에 따라 소음 차이가 뚜렷하게 발생하였다. 이는 결빙 증식으로 인한 Slat 요소 아랫면의 Cavity Flow 영역 증가와 Main 요소에서 부착된 결빙에 의한 소음 증가로 판단된다.

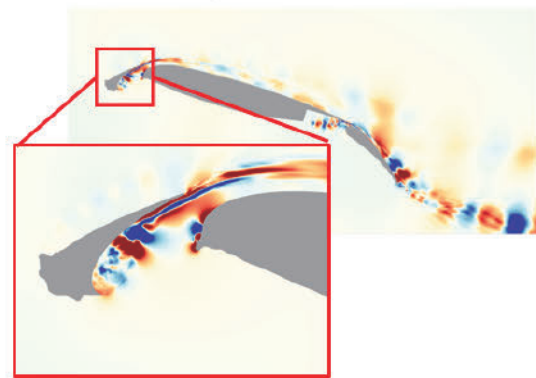
Figure 16에서는 받음각 변화에 따라 결빙 다중 익형의 소음원 변화를 비교하기 위해 Time Derivative Pressure Contour를 나타내었다. 두 받음각 모두 결빙 형상을 지나며 주기적인 작은 압력 변동이 발생하였고, Slat 요소 내부와 Main 요소 뒷전의 하부에서는 상대적으로 큰 압력 변동이 발생하였다. 받음각 8°의 경우 와도장 결과와 유사하게 Slat에서 발생한 와도가 Main 요소 벽면과 상호 작용하여 Main 요소 벽면에서도 큰 압력 변동을 확인하였다. 반면 받음각 17° 조건에서는 전반적으로 압력 변동의 크기가 감소하였고, 특히 Slat 요소 내부의 압력 변동의 감소가 뚜렷하게 나타났으며 Main 요소에 부착된 결빙 형상에 의해 발생하는 압력 변동이 나타났다. 결과적으로 받음각이 증가함에 따라 Slat 요소 아래에서 발생하는 Cavity Flow의 감소로 인해 Slat Cove 주변의 압력 변동이 크게 감소한 것을 확인하였다. 이를 통해 결빙 다중 익형이 받음각 17° 조건에서 소음이 상대적으로 감소하였다.

V. 결 론

본 연구에서는 LBM 기반의 상용 소프트웨어인 Power-



(a) Angle of attack = 8°



(b) Angle of attack = 17°

Fig. 16. Time derivative pressure contour

FLOW를 이용하여 결빙 다중 익형에 대한 유동해석을 수행하고 투과면 기반 FW-H 상사법을 이용한 전산공력 소음 해석을 수행하였다. 해석자 검증을 위해 결빙이 없는 다중 익형 형상에 대해 양력계수, 압력계수 분포, Slat Cove에서의 속도 및 와도 분포, 표면압력변동을 예측하고 실험 결과와 비교하여 유사함을 확인하였다.

이착륙 각도인 8°와 실속각 부근인 17° 조건에서 결빙 다중 익형의 유동장 분석을 통해 Slat 요소에서 발생하는 Cavity Flow, Impingement와 같은 비정상 유동 현상을 확인하고, 결빙 형상에 의해 발생하는 재순환 영역과 박리 유동이 공력 성능과 소음 발생에 미치는 영향을 비교 분석하였다. 받음각 8°에서는 결빙 형상으로 인해 떨어져 나간 유동이 재부착 되어 재순환 영역이 생성되었다. 반면에 실속 부근 받음각에서는 결빙 형상으로 인해 떨어져 나간 유동이 벽면에 재부착 되지 못하여 유동 특성이 크게 변화하였다. 하지만 받음각이 증가함에 따라 Slat Cove에서 발달하는 Cavity Flow의 크기가 줄어들었고 이로 인해 전반적인 압력 변동이 감소하여 소음의 수준이 감소하였다.

본 연구를 통해 LBM 기반 해석자의 다중 익형에서 발생하는 비정상 유동의 해석에 활용 가능성을 확인하였고 결빙 다중 익형에서 발생하는 유동 및 소음 특성을

분석하였다. 향후 연구에서는 3차원 날개와 로터 블레이드로 해석의 범위를 확장하고 다양한 결빙 조건을 고려한 파라메트릭 연구로 확장하고자 한다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2017R1A5A1015311, NRF-2021R1C1C1010198).

References

- 1) Jeon, W. H. and Lee, D. J., "Aircraft Noise Sources and its Prediction Method," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 25, No. 2, 1997, pp. 175~182.
- 2) Choudhari, M. M. and Khorrami, M. R., "Effect of three-dimensional shear-layer structures on slat cove unsteadiness," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 9, 2007, pp. 2174~2186.
- 3) Jin, Y., Liao, F. and Cai, J., "Numerical simulation of 30p30n multi-element airfoil using delayed detached-eddy simulation," *AIAA Paper* 2020-2556.
- 4) Azimi, M., Ommi, F. and Alashti, N. J., "Using acoustic liner for fan noise reduction in modern turbofan engines," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 15, No. 1, 2014, pp. 97~101.
- 5) Tide, P. S. and Srinivasan, K., "Effect of chevron count and penetration on the acoustic characteristics of chevron nozzles," *Applied Acoustics*, Vol. 71, No. 3, 2010, pp. 201~220.
- 6) Callender, B., Gutmark, E. and Martens, S., "Far-field acoustic investigation into chevron nozzle mechanisms and trends," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 1, 2005, pp. 87~95.
- 7) Souza, D. S., Rodríguez, D., Simões, L. G. C. and Medeiros, M. A. F., "Effect of an excrescence in the slat cove: flow-field, acoustic radiation and coherent structures," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 44, 2015, pp. 108~115.
- 8) Murayama, M., Nakakita, K., Yamamoto, K., Ura, H., Ito, Y. and Choudhari, M. M., "Experimental study on slat noise from 30P30N three-element high-lift airfoil at JAXA hard-wall lowspeed wind tunnel," *AIAA Paper* 2014-2080.
- 9) Ratvasky, T. P., Barnhart, B. P. and Lee, S., "Current methods modeling and simulating icing effects on aircraft performance, stability, control,"

Journal of aircraft, Vol. 47, No. 1, 2010, pp. 201~211.

10) Lampton, A. and Valasek, J., "Prediction of icing effects on the lateral/directional stability and control of light airplanes," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 23, No. 1, 2012, pp. 305~311.

11) Lee, J. W., Cho, M. Y., Kim, Y. H., Yee, K. and Myong, R. S., "Current Status and Prospect of Aircraft Ice Protection Systems," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 48, No. 11, 2020, pp. 911~925.

12) Jung, S., Raj, L. P., Rahimi, A., Jeong, H. and Myong, R. S., "Performance evaluation of electro-thermal anti-icing systems for a rotorcraft engine air intake using a meta model," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 106, 2020, 106174.

13) Wei, K., Yang, Y., Zuo, H. and Zhong, D., "A review on ice detection technology and ice elimination technology for wind turbine," *Wind Energy*, Vol. 23, No. 3, 2020, pp. 433~457.

14) Zhou, B. Y., Gauger, N. R., Morelli, M., Guardone, A., Hauth, J. and Huan, X., "Development of a Real-Time In-Flight Ice Detection System via Computational Aeroacoustics and Bayesian Neural Networks," *AIAA Paper* 2020-1638.

15) 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, 2020, 105659.

16) 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, 2019, pp. 8~18.

17) 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, 2019, pp. 320~333.

18) Kang, M. J., Lee, H., Jo, H., Myong, R. S. and Lee, H., "Design Optimization of Multi-element Airfoil Shapes to Minimize Ice Accretion," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 50, No. 7, 2022, pp. 445~454.

19) Lee, Y. M., Lee, J. H., Raj, L. P., Jo, J. H. and Myong, R. S., "Large-eddy simulations of complex aerodynamic flows over multi-element iced airfoils," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 109, 2021, 106417.

20) Xiao, M., Zhang, Y. and Zhou, F., "Numerical investigation of the unsteady flow past an Iced

multi-element airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 58, No. 9, 2020, pp. 3848~3862.

21) Xiao, C. and Tong, F., "Experiment on aeroacoustic characteristics of a NACA0012 airfoil with rime ice model on the leading edge," *Applied Acoustics*, Vol. 175, 2021, 107804.

22) Szasz, R. Z., Ronnfors, M. and Revstedt, J., "Influence of ice accretion on the noise generated by an airfoil section," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 62, 2016, pp. 83~92.

23) Gill, H. and Lee, S., "Effect of 2D ice accretion on turbulent boundary layer and trailing-edge noise," *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 21, 2022, pp. 260~285.

24) Caicedo, E. H. and Virk, M. S., "Aeroacoustics response of wind turbine blade profiles in normal and icing conditions," *Wind Engineering*, Vol. 42, No. 3, 2018, pp. 243~251.

25) Kim, E. M., Yang, J. Y., Lee, H. J., Kang, M. J., Myong, R. S. and Lee, H., "Numerical Prediction of Rotor-airframe Interaction Noise," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 27, No. 3, 2022, pp. 79~88.

26) Teruna, C., Manegar, F., Avallone, F., Ragni, D., Casalino, D. and Carolus, T., "Noise reduction mechanisms of an open-cell metal-foam trailing edge," *Journal of Fluid Mechanics*, 898, 2020, A18.

27) Chen, H., Chen, S. and Matthaeus, W. H., "Recovery of the Navier-Stokes equations using a lattice-gas Boltzmann method," *Physical review A*, Vol. 45, No. 8, 1992, R5339.

28) Chen, H., Kandasamy, S., Orszag, S., Shock, R., Succi, S. and Yakhot, V., "Extended Boltzmann kinetic equation for turbulent flows," *Science*, Vol. 301, No. 5633, 2003, pp. 633~636.

29) Romani, G. and Casalino, D., "Rotorcraft blade-vortex interaction noise prediction using the Lattice-Boltzmann method," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 88, 2019, pp. 147~157.

30) Bhatnagar, P. L., Gross, E. P. and Krook, M., "A model for collision processes in gases. I. Small amplitude processes in charged and neutral one-

component systems," *Physical review*, Vol. 94, No. 3, 1954, p. 511.

31) Yakhot, V. and Orszag, S. A., "Renormalization group analysis of turbulence. I. Basic theory," *Journal of scientific computing*, Vol. 1, No. 1, 1986, pp. 3~51.

32) Teixeira, C. M., "Incorporating turbulence models into the lattice-Boltzmann method," *International Journal of Modern Physics C*, Vol. 9, No. 8, 1998, pp. 1159~1175.

33) Lighthill, M. J., "On sound generated aerodynamically I. General theory," *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, Vol. 211, No. 1107, 1952, pp. 564~587.

34) Lighthill, M. J., "On sound generated aerodynamically II. Turbulence as a source of sound," *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, Vol. 222, No. 1148, 1954, pp. 1~32.

35) Kim, E. M., Yang, J. Y., Lee, H. J., Myong, R. S. and Lee, H., "Numerical Prediction of Rotor-airframe Interaction Noise," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 27, No. 3, 2022, pp. 79~88.

36) Pascioni, K., Cattafesta, L. N. and Choudhari, M. M., "An experimental investigation of the 30P30N multi-element high-lift airfoil," *AIAA Paper* 2014-3062.

37) Pascioni, K. A. and Cattafesta, L. N., "Aeroacoustic measurements of leading-edge slat noise," *AIAA Paper* 2016-2960.

38) Lin, J. C., Melton, L. P., Hannon, J. A., Andino, M. Y., Koklu, M., Paschal, K. B. and Vatsa, V. N., "Testing of high-lift common research model with integrated active flow control," *Journal of Aircraft*, Vol. 57, No. 6, 2020, pp. 1121~1133.

39) Dobrzynski, W. and Pott-Pollenske, M., "Slat Noise Source Studies for Farfield Noise Prediction," *AIAA Paper* 2001-2158.

40) Housman, J. A., Stich, G., Kocheemoolayil, J. G. and Kiris, C. C., "Predictions of Slat Noise from the 30P30N at High Angles of Attack using Zonal Hybrid RANS-LES," *AIAA Paper* 2019-2438.