

3차원 착빙 형상 예측을 위한 2세대 시뮬레이션 코드 개발

손 찬 규,¹ 오 세 종,² 이 관 중^{*3}

¹서울대학교 항공우주신기술연구소

²부산대학교 항공우주공학과

³서울대학교 기계항공공학부

DEVELOPMENT OF 2ND GENERATION ICE ACCRETION ANALYSIS PROGRAM FOR HANDLING GENERAL 3-D GEOMETRIES

Chankyu Son,¹ Sejong Oh² and Kwanjung Yee^{*3}

¹Institute of Advanced Aerospace Technology, Seoul National Univ.

²Dept. of Aerospace Engineering, Pusan National Univ.

³Dept. of Mechanical & Aerospace Engineering, Seoul National Univ.

The 2nd generation ice accretion analysis program has been developed and validated for various icing conditions. The essential feature of the 2nd generation code lies in its capability of handling general 3-D geometry and improved accuracy. The entire velocity fields are obtained based on Navier-Stokes equations in order to take the massively separated flow field into account. Unlike 1st generation code, the droplet trajectories are calculated using Eulerian approach, which is adopted to yield appropriate collection efficiency even in the shadow region. For improved thermodynamic analysis on the surfaces, water film model and modified Messinger model are newly included in the present analysis. The ice shape for a given time step is obtained by considering the exact amount of ice accreted on the surface. Each module of the icing analysis code has been seamlessly integrated on the OpenFOAM platform. The developed code was validated against available experimental data for 2D airfoils and 3D DLR-F4. Due to the lack of experimental data, the computed results of DLR-F4 were compared with those obtained from FENSAP-ICE, which is state-of-the-art 3D icing analysis code. It was clearly shown that the present code produces comparable results to those of FENSAP-ICE, in terms of prediction accuracy and the capability of handling general 3-D geometries.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 오픈폼(OpenFOAM), 항공기 착빙(Aircraft icing), 오일러리안 기법(Eulerian approach), 수막 모델(Water film model), 2세대 착빙 코드(2nd generation icing code)

Nomenclature

A_{sur} : 표면 면적
 A_c : 축적 파라미터(Accumulation parameter)
 α : 부피비(Volume fraction)
 β : 부착률(Collection efficiency)
 c : 시위(Chord)
 C_p : 비열

d : 표면에서의 거리
 d_{new} : 표면 거칠기를 고려한 표면에서의 거리
 Δt : 착빙 노출 시간
 Δt_{seg} : 준정상 시간 간격
 \vec{g} : 중력가속도
 h : 얼음의 높이
 h_c : 열전달 계수
 k : 열전도 계수
 k_s : 평균 표면 거칠기
 LWC : 대기중 액적 함유량(Liquid Water Contents)
 \dot{m} : 질량 유량
 μ : 점성 계수
 MVD : 액적 직경(Mean Volumetric droplet Diameter)

Received: April 30, 2015, Revised: May 26, 2015,
 Accepted: May 28, 2015.

* Corresponding author, E-mail: kjyee@snu.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2015.20.2.023>

© KSCFE 2015

- \vec{n} : 외방향 직교벡터(Outward normal vector)
- ν : 동점성 계수
- $\tilde{\nu}$: S-A 난류 모델의 transported quantity
- ν_t : 난류 점성 계수
- Re_d : 액적 기준 레이놀즈수
- ρ : 밀도
- $\bar{\rho}$: 부피 밀도(Bulk density)
- S : 와도(Vorticity)
- \tilde{S} : 수정된 와도
- $\vec{\tau}_{wall}$: 공기의 표면 전단 응력
- T : 켈빈 온도
- \tilde{T}_{eq} : 수막의 섭씨온도
- \vec{u} : 속도 벡터
- V : 부피

Subscripts

- com* : 유입
- d* : 액적
- f* : 막(Film)
- ice, i* : 얼음
- ∞ : 자유류 조건
- sur* : 표면
- w* : 물

1. 서 론

항공기 착빙(ice accretion)이란 과냉각 상태의 수증기가 항공기 표면에 충돌한 후 얼어붙는 현상을 말한다. 날개 앞전이나 엔진 입구에 얼음이 형성되면 항공기 성능이 급격히 저하되는 것을 물론 운항 안전성에 심각한 저해요인이 되기 때문에, 개발된 항공기가 감항인증을 받기 위해서 Federal Aviation Regulations(FAR)의 Part 25, 29에서 제시된 착빙 환경에서 안전한 비행이 가능하다는 것을 보여야 한다[1]. 항공기 제조사는 규정된 착빙 환경에서 비행시험이나 풍동시험을 통해서 운항 안전성을 입증할 필요가 있으나, 외기조건의 통제가 어렵고, 모델 크기에 따른 상사성 문제, 막대한 시험 비용 등 현실적인 어려움 때문에 최근에는 수치 해석적 기법을 이용하여 착빙 형상을 예측하고, 공기역학적 성능을 분석하여 항공기의 비행 성능과 안전성을 분석하는 연구가 활발히 진행되고 있다.

항공기 착빙 분야에서 수치적 연구는 1980년대를 전후로

시작되었다. NASA, ONERA, CIRA 등의 주요 국가의 연구소를 중심으로 다양한 착빙 형상 예측코드가 개발되었다[2]. 이 때 개발된 초기 해석 코드는 통상 1세대 해석 코드로 분류되는데, 주로 2차원 익형에 대한 착빙 형상 예측과 이에 따른 공기역학적 성능 감소 예측을 목적으로 개발되었다. 착빙 형상 예측 코드는 유동장 해석 모델, 액적 궤적 계산 모델, 열역학 모델, 격자 재생성 모델 등 총 4개의 모듈로 구성된다.

1세대 해석 코드는 유동장 해석을 위하여 비점성, 비압축성 기반의 패널 기법이나 오일러 방정식 기반의 유동 해석자에 경계층 이론을 결합하여 점성 효과를 부분적으로 고려하는 방식을 채택하고 있다. 과냉각 물방울 입자의 궤적을 추적하는 액적 궤적 계산 모델을 라그랑지안 기법을 표준적으로 사용하였다. 표면에 얼어붙는 얼음의 질량과 표면 온도를 결정하는 열역학 모델은 Messinger 모델[3]을 기반으로 작성되어 있는데, 정체점을 기준으로 유동방향으로 적분 형태의 계산을 수행하는 방식으로 계산을 수행한다. 1세대 해석 코드는 각 모델의 계산 효율성이 뛰어나 적은 계산 자원으로도 신뢰할 만한 해석을 수행할 수 있어서, 오늘날에도 대량 반복 계산이 필요한 경우에는 1세대 해석 코드가 널리 이용되고 있다.

1세대 착빙 형상 해석 기법은 몇 가지 근본적인 한계를 갖고 있다. 첫째, 일반적인 3차원 문제로의 확장이 어렵다. 엔진 흡입구와 같은 축대칭 형상이나, 세장비가 긴 날개 또는 블레이드 등에 깃 요소이론(Blade Element Method)을 적용하여 해석을 수행하기 때문에 날개 끝과 같이 3차원 효과가 크게 나타나는 부분에서는 정확한 착빙 형상 예측이 어렵다. 열역학 모델 역시 1세대 해석자는 날개 스패 방향으로 발생하는 runback water의 양을 결정할 수 없는 한계를 갖고 있다. 둘째, 경계층 이론을 포함하고는 있지만, 기본적으로 비점성 유동 해석을 기반으로 하고 있기 때문에 대박리를 동반하는 유동 문제의 공기역학적 성능 해석에 근본적인 한계가 있다. 셋째, 1세대 기법에서 사용되는 라그랑지안 기반의 액적궤적 계산 기법으로는 액적이 존재하지 않는 후류의 음영 영역에서는 정확한 액적의 질량을 예측할 수 없다. 따라서 받음각이 크거나 캠버가 있는 익형의 뒷전에서 발생하는 착빙 현상을 모사할 수 없는 문제가 있다.

컴퓨팅 기술의 발달과 전산 유체 해석 기법의 발달로 2000년대를 전후로 FENSAP-ICE[4], ONERA 3D[5]와 같은 Navier-Stokes 방정식 기반의 착빙 해석자가 개발되기 시작했다. 통상 2세대 착빙 해석자로 불리는 이 코드는 1세대와 동일하게 유동장 해석 모델, 궤적 계산 모델, 열역학 모델, 격자 재생성 모델로 구성되어 있다.

2세대 해석자는 1세대 해석자의 근본적인 한계인 3차원 착빙 형상예측을 목적으로 개발되었다. Navier-Stokes 방정식 기반의 2세대 해석자는 얼음 뿔과 같이 대박리를 동반하는 착

빙 형상에 대해 훨씬 개선된 착빙 형상 예측 및 공력 성능 해석 능력을 보이고 있다.

또한 오일러리안 기반의 액적계적 모듈을 도입하여 1세대 해석자의 한계인 음영영역 계산과 부착물(Collection efficiency) 정의 문제를 해결 할 수 있다.

열역학 모델은 1세대와 2세대 해석자 모두 Messinger 모델을 기반으로 구성되어 있다. 그러나 2세대 해석자는 날개 스펠 방향으로의 Runback water의 방향을 고려할 수 있는 모델을 통해 일반적인 3차원 형상에 대한 착빙 형상을 예측 할 수 있도록 하였다.

정리하면, 2세대 해석자는 1세대 해석자와 기본 구성은 동일하나 유동장 해석, 액적장 해석, 열역학 모델의 해석 정확도가 높은 특징이 있고 임의의 3차원 형상에 대한 착빙 해석이 가능하도록 해석 기법이 개선, 확장되었다고 할 수 있다. 최근에는 2세대 해석자를 활용하여 항공기와 회전익기의 착빙 해석과 감항인증에 적극적으로 사용되고 있다.

국내에서도 2000년대 후반을 시작으로 착빙 형상 예측과 이에 따른 공력 성능 감소를 예측하는 연구가 진행되고 있다. 백선우, 이관중 등은 2차원 패널 코드와 경계층 이론을 적용한 유동해석자와 라그랑지안 기반의 궤적 계산 모델을 개발하고, 액적이 충돌 후 착빙하는 서리얼음(Rime ice)에 대한 해석을 수행하였다[6]. 이후 Son et al.[7]은 앞서 Back et al.[6]이 개발한 해석자에 열역학 모델을 추가하여 서리 얼음과 유리 얼음 해석이 가능한 착빙 형상 해석 코드를 개발하였다.

Jung and Myong[8]은 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용한 유동장 해석과, 오일러리안 기법의 궤적 계산 모델을 이용하여 서리얼음(Rime ice)에 대한 해석을 수행하였다. Jung et al.[9]은 3차원 비정렬 격자 기반의 Navier-Stokes 방정식을 이용한 유동장 해석과, 오일러리안 기법의 궤적 계산 모델을 이용하여 액적이 표면에 충돌하는 비윤인 부착물을 계산한 바 있다. Ahn et al.[10]은 헬리콥터의 흡입구에 발생한 착빙 형상을 수치해석 코드와 착빙 풍동 실험과 같이 비교한 바 있다. 유동장 해석을 위하여 FLUENT[11]를 사용하였고, 액적 궤적 및 열역학 모델은 FENSAP-ICE를 이용하였다.

현재까지 상용화 된 2세대 해석자는 FENSAP-ICE가 거의 유일하나, 잘 알려진 것처럼 상용 해석 프로그램은 초기 구매 비용과 라이선스 유지보수 비용이 비싸며 필요에 따른 코드의 수정이 불가능한 한계가 있다.

이와 같은 문제를 인식하여 본 연구에서는 그동안 국내외에서 진행된 최신의 이론적 발전을 반영한 2세대 착빙 해석 프로그램을 개발하였다. 1세대 착빙 해석자의 한계를 극복하기 위하여 유동해석자로 RANS 기반의 Navier-Stokes 방정식을 적용하였다. 오일러리안 기반의 액적계적 계산 모듈을 작성하여 임의의 3차원 물체의 액적 부착물을 정확히 계산할

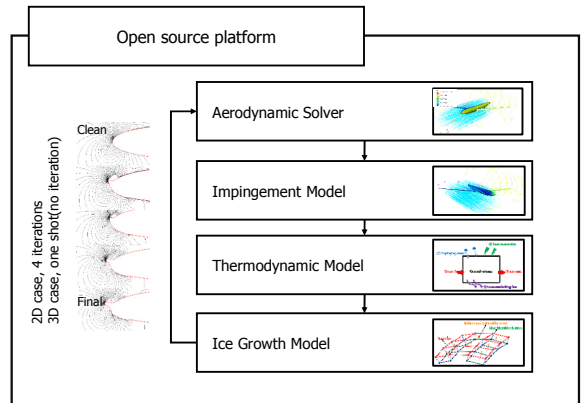


Fig. 1 Flow chart of the developed code

수 있도록 하였다. 열역학 모델은 표준적으로 사용하고 있는 Messinger 모델을 수정하여 개발하였으며, 수막(Water film) 모델을 적용하여 Runback water의 방향을 고려할 수 있도록 하였다. 착빙 형상 예측에 필요한 각각의 계산 모듈은 오픈 소스 기반의 전산유체역학 코드인 OpenFOAM(Open source Field Operation And Manipulation)을 기반으로 구현되었다[12]. 본 연구에서 개발한 2세대 착빙 해석자는 일반적인 3차원 물체에 발생하는 착빙 형상을 예측하고, 계산된 착빙형상에 대한 공력 성능을 정확하게 계산할 수 있도록 구성되었다.

개발된 해석 코드의 정확성은 서리얼음과 유리얼음 조건을 포함하는 2차원 및 3차원 착빙 형상에 대해 정량적, 정성적으로 검증하였다. 2차원 익형에 대한 해석 결과는 유리얼음과 서리얼음 조건을 모두 포함하는 NASA의 착빙 풍동 실험과 비교하였다. 동체와 날개를 포함하는 3차원 항공기 형상에 대한 별도의 실험결과가 부재하여 DLR-F4에 대한 FENSAP-ICE의 수치해석 결과와 비교하였다.

2. 연구 내용

2.1 해석 코드 구성

본 연구에서 개발한 해석 코드는 Fig. 1과 같이 1) 유동 해석 모델, 2) 액적 계산 모델, 3) 열역학 모델, 4) 착빙 형상 생성 모델 등 4개의 모듈로 구성되었다. OpenFOAM의 단일 플랫폼에서 구현하여 각 모델 간 데이터 전달을 위해 필요한 인터페이스 프로그램을 따로 이용하는 불편함이 없도록 하였다. 또한 OpenFOAM은 OpenMPI 기반의 병렬 컴퓨팅을 지원하고 있기 때문에 OpenFOAM 플랫폼에서 개발한 해석 코드는 대용량 병렬 계산으로의 확장이 용이하다.

실제 착빙형상은 시간에 따라 변화는 비정상 특성을 갖고

있으나, 계산 시간의 한계를 고려하여 본 연구에서는 모든 계산을 주어진 시간단계에서 준정상 상태(Quasi-Steady)로 가정하여 수행하였다. 수렴된 유동장의 속도 벡터를 이용하여 액적장 해석을 수행하였다. 이 결과를 이용하여 열역학 모델에 대한 해석을 실시하였다. 착빙 형상 모델에서는 얼음의 질량으로부터 두께를 계산하여 결빙한 얼음의 형상을 결정하고 이에 따른 격자계를 생성한 후 전체계산 과정을 반복하였다.

반복하는 횟수가 적어 결빙 형상의 급격한 변화가 나타날 경우 준정상 상태 가정이 성립하지 않는다. NASA LEWICE는 식 (1)과 같이 준정상 해석을 위하여 축적 파라미터 (Accumulation parameter)를 이용하여 시간 간격을 결정한다. 경험적으로 축적 파라미터가 0.1 이하가 되는 시간 간격(Δt)에서 준정상 상태 해석 결과가 실험 형상을 잘 모사한다고 알려져 있다[13].

$$\Delta t_{seg} = \frac{\rho_i c A_c}{\beta_{max} V_{\infty} LWC} \quad (1)$$

이를 반영하여 2차원 해석의 경우, 주어진 착빙 시간을 동일한 간격의 네 구간으로 나누어 해석을 수행한다. 3차원 해석은 계산 시간을 줄이기 위하여 한 번의 착빙 해석을 통해 형상을 획득하였다.

2.2 유동 해석자

2.2.1 유동장 해석

본 연구에서는 다양한 유동 조건에서 해석이 가능한 Navier-Stokes 방정식 기반의 해석자인 OpenFOAM 사용하였다. 물체 표면의 온도 경계층을 계산하고, 이에 따른 표면 열 전달을 고려하기 위하여 에너지 보존 법칙을 포함하는 압축성 해석자인 roHPimpleFOAM을 사용하였다. roHPimpleFOAM은 PISO-SIMPLE 알고리즘 기반의 비정상, 압축성 난류 유동 해석자로 충격파가 발생하는 조건을 포함하여 압축성 유동 해석 가능하다[14].

2.2.2 난류 모델

착빙 현상에 의한 표면 거칠기와 형상 변화는 난류 현상에 영향을 미친다. 매끈한 표면에 대해 유도된 일반적인 난류 모델은 표면에서의 대류 열전달 계수가 작게 예측하기 때문에 얼음 뿔의 길이와 방향을 정확하게 고려하기 어렵다. 따라서 착빙 현상의 정확한 해석을 위해서는 표면 거칠기가 고려된 난류 모델을 적용할 필요가 있다. 실제 표면의 상태는 표면 거칠기가 불규칙하게 나타나지만 본 연구에서는 일정한 두께의 표면 거칠기로 단순화하여 모델링 하였다. 표면 거칠기 변화는 온도, 속도, LWC, MVD의 경험적 함수로 나타낸 NASA

LEWICE의 경험식을 활용하였다[13].

RANS기반의 Navier-Stokes 방정식에서 주로 사용되고 있는 $k-\omega$, $k-\epsilon$ 등의 모델은 경계조건을 통해 물체 표면의 효과를 고려한다. 이에 반해 Spalart-Allmaras 모델은 표면과 유동장과의 거리정보(d_{wall})를 이용하기 때문에 표면과 유동장 사이의 거리에 표면 거칠기(k_s)를 더하게 되면 유동장 전체에 거칠기 정보를 포함시킬 수 있게 된다. 본 연구에서는 Reference[14]와 같이 기존의 Spalart-Allmaras 난류 모델에 표면 거칠기 항을 추가하였다. 표면 경계조건을 식 (5)와 같이 적용할 경우, 표면 거칠기에 의해 높아진 표면 효과를 고려할 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = & c_{b1}(1-f_{t2})\tilde{S}\tilde{\nu} \\ & - \left[c_{w1}f_w - \frac{c_{b1}}{\kappa^2} \right] \left(\frac{\tilde{\nu}}{d_{new}} \right)^2 \\ & + \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\nu + \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right) + c_{b2}\tilde{\nu} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 d 는 표면에서의 거리를 나타내고, k 는 Karman 상수를 의미한다. 난류 점성 계수 ν_t 는 다음과 같이 계산된다.

$$\nu_t = f\nu_1\tilde{\nu}, \quad f\nu_1 = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} + 0.5 \frac{k_s}{d_{new}} \quad (3)$$

식 (2)의 \tilde{S} 는 유동의 와도(vorticity, S)와 관계가 있는 함수로 다음과 같이 계산된다.

$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 d^2} f\nu_2, \quad f\nu_2 = 1 - \frac{\tilde{\nu}}{1 + \tilde{\nu} f\nu_1} \quad (4)$$

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial n} = \frac{\partial \tilde{\nu}}{d_{new}}, \quad d_{new} = d + 0.03k_s \quad (5)$$

2.2.3 대류 열전달

주어진 착빙 조건에서 항공기의 표면에서는 대류에 의한 냉각효과가 발생한다. 표면에 충돌한 액적은 얇은 수막을 형성하고, 수막은 대류에 의한 냉각과정을 거쳐 표면에 결빙된다. 대류 열전달 계수는 열역학 모델에서 사용되며 착빙 형상 예측에 중요한 변수이다.

1세대 해석자에서는 경계층 모델을 이용하여 속도 경계층을 계산하고, 속도 경계층 정보를 이용하여 온도 경계층과 열전달 계수를 계산한다. 유리얼음 조건에서는 앞전에 발생한 얼음 뿔 등에 의한 박리가 발생하게 되는데, 경계층 모델은

박리를 고려할 수 없기 때문에, 박리점 이후 열전달 계수를 크게 예측하는 경향이 있다. 이는 다시 Runback water를 감소시키고, 결빙 한계(Icing limit)를 보다 정체점 쪽으로 앞당기는 결과를 야기한다.

현재 개발된 해석자는 Navier-Stokes 기반의 해석자로 박리를 동반하는 조건에서 1세대 해석자의 경계층 모델에 비해 속도 및 온도 경계층을 보다 정확하게 모사할 수 있다. 식 (6)과 같이 유동장 해석자에서 계산된 온도 구배와 공기의 열전도도를 이용하여 대류 열전달 계수를 계산하였다. 열전도도는 난류 모델에서 계산된 점성 계수와 프란틀수로부터 계산하였다. 난류 모델에서 표면 거칠기를 고려하고 있기 때문에 열전달 계수에 표면 거칠기 효과가 간접적으로 고려된다.

$$h_c = \frac{-(k_l + k_t) \frac{\partial T}{\partial n}}{T_{sur} - T_{\infty}} \quad (6)$$

2.3 궤적 계산 모델

박리를 동반하지 않는 2차원 해석의 경우 공간 전체에서 액적의 궤적을 계산하지 않기 때문에 라그랑지안 기반의 액적 궤적 계산이 오일러리안 기법보다 계산시간 면에서 효율적이다. 라그랑지안 기법을 적용하면 물체의 윗면과 아랫면에서 물체와 액적이 충돌하는 한계(impinging limit)를 결정하고, 윗면과 아랫면의 충돌 한계 사이에 동일한 간격으로 액적의 분사하여 궤적 계산을 수행하여 부착률을 결정한다[2]. 그러나 박리를 동반하는 유동장의 경우, 라그랑지안 기반의 액적 궤적 계산은 박리 영역에 액적이 존재하지 않아 액적의 표면 유입 비율인 부착률을 결정할 수 없는 문제가 발생한다. 또한 3차원 계산의 경우, 액적이 분사된 면적과 충돌된 면적의 비로 부착률을 결정하게 되는데, 깃털 영역과 같이 액적의 궤적이 서로 교차하는 영역에서는 부착률을 결정하는데 어려움이 있다.

따라서 유동 박리 및 음영 영역에서의 해석과 3차원 효과가 지배적인 조건에서 정확한 해석을 위하여 오일러리안 기반의 액적 궤적 계산기법이 필수적이라고 할 수 있다.

임의의 공간에 대하여 공기가 차지하고 있는 부피가 액적의 부피에 비하여 매우 크기 때문에 액적장(Droplet field)과 유동장(Air field)을 분리하여 계산하였다. 수렴된 유동장의 속도를 이용하여 액적장을 계산하였다. 액적장은 다음의 식과 같이 질량과 운동량 보존방정식으로부터 구할 수 있다. 본 연구에서는 Reference[15]와 같이 액적과 공기의 부피비(α)를 사용하는 대신에 액적장의 부피밀도를 사용하였다.

계산 초기 음영 영역에서 액적장의 부피 밀도가 음의 값을 가질 경우가 발생한다. 이와 같은 경우 부피 밀도를 '0'으로

처리하여 안정적으로 액적장을 수립시켰다.

$$\bar{\rho}_d = \alpha \rho_w \quad (7)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho}_d}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\rho}_d \vec{u}_d) = 0 \quad (8)$$

식 (9)의 운동량 보존식에서 액적에 작용하는 항력과 중력, 부력을 우향의 소스 항으로 추가하여 액적의 궤적을 계산하였다. 액적을 구형으로 가정하면 식 (10)과 같이 항력계수는 액적의 직경을 기준으로 한 레이놀즈수의 함수로 나타낼 수 있다.

액적이 표면에 충돌하는 현상을 모델링하기 위하여 식 (11), (12)와 같이 충돌면에서는 충돌 속도와 밀도를 그대로 유지하도록 하였다. 반대로 액적이 표면에서 새로 생성되거나 사라지지 않도록 음영 영역에서는 속도와 밀도를 '0'으로 설정하였다[15].

$$\frac{\partial \bar{\rho}_d \vec{u}_d}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\rho}_d \vec{u}_d \vec{u}_d) = \frac{3}{4} \frac{\bar{\rho}_d \mu_a C_D R d_d}{\rho_w MVD^2} (\vec{u}_a - \vec{u}_d) + \bar{\rho}_d g \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right) \quad (9)$$

$$C_D = \frac{24}{Re_d} (1 + 0.197 Re_d^{0.63} + 2.6 \times 10^{-4} Re_d^{1.38}) \quad (10)$$

표면에서 적절한 경계조건이 주어지지 않는 경우, 부착률이 물리적으로 타당하지 않은 음의 값이 나타나거나 해의 수렴성이 떨어지는 문제가 있었으나[16], 앞서 언급한 경계조건과 전역 제한자를 이용하면 액적장의 밀도와 부착률은 항상 양의 값을 만족시킨다.

계산된 액적의 밀도와 속도로부터 식 (13)과 같이 표면에 부착하는 액적의 비율인 부착률 결정하였고, 부착률로부터 물체 표면에 유입되는 액적의 질량을 식 (14)와 같이 계산하였다.

$$\text{if } \vec{u}_d \cdot \vec{n} > 0, \quad \vec{u}_d = \vec{u}_d, \quad \bar{\rho}_d = \bar{\rho}_d \quad (11)$$

$$\text{if } \vec{u}_d \cdot \vec{n} < 0, \quad \vec{u}_d = 0, \quad \bar{\rho}_d = 0 \quad (12)$$

$$\beta = \frac{\bar{\rho}_d \vec{u}_d \cdot \vec{n}}{LWC_{\infty} U_{\infty}} \quad (13)$$

$$\dot{m}_{com} = \beta LWC_{\infty} U_{\infty} \quad (14)$$

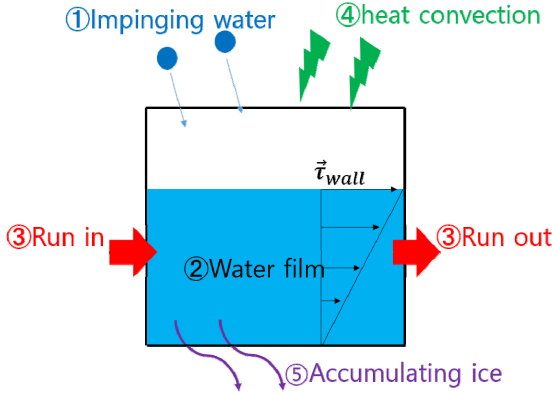


Fig. 2 Control volume of thermodynamic model

2.4 열역학 모델

열역학 모델에서는 표면에 얼어붙는 얼음의 질량을 예측하는 역할을 수행한다. Fig. 2와 같이 ①표면에 액적이 충돌하여 ②수막이 형성된다. 이 수막은 공기의 전단력에 의해 유동 방향으로 흐르게 된다. 이와 같이 ③흐르는 물(runback water)은 ④대류 열전달에 의해 냉각되어 ⑤얼음이 된다.

1세대 해석자는 2차원 해석자로 수막이 흐르는 방향을 정체점에서 뒷전방향으로 가정하지만, 3차원 날개의 경우, 수막은 시위 방향과 함께 스펀 방향으로도 흐르기 때문에 물리적 타당성을 결여하고 있다고 할 수 있다.

이에 따라, 본 연구에서는 수막이 흐를 수 있는 스펀 방향과 시위 방향 모두를 고려할 수 있도록 수막 모델을 적용하였다. 날개 표면에 생성된 수막은 매우 얇은 층을 이루기 때문에 수막의 속도 분포를 선형으로 가정할 수 있다. 이 경우 수막의 속도는 식 (15)와 같이 공기의 전단력과 수막의 두께에 대한 함수로 표현된다.

표면에 결빙하는 얼음의 질량과 수막의 두께, 표면의 온도를 계산하기 위하여 질량과 에너지 보존 법칙을 식 (16), (17)과 같이 적용하였다. 질량 보존식과 에너지 보존식의 대류항은 결빙하지 않고 흐르는 물과 관련된 항이다. 이를 유동장 해석에서 일반적으로 사용하고 있는 대류항을 처리하는 기법과 동일하게 처리하여 수막의 유출입을 고려하였다. 대류항은 수막속도 벡터를 이용한 1차의 풍상 차분법(Uppwind scheme)으로 계산하였다.

$$\vec{u}_f = \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} u_f(x, y) dy = \frac{h_f}{2\mu_w} \vec{\tau}_{wall}(x) \quad (15)$$

$$\rho_w \left[\int \frac{\partial h_f}{\partial t} dV + \int \nabla \cdot (h_f \vec{u}_f) dV \right] = \dot{m}_{com} - \dot{m}_{ice} \quad (16)$$

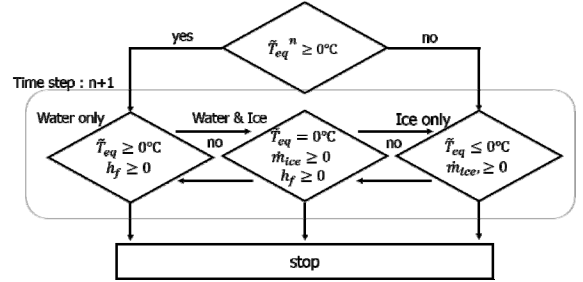


Fig. 3 Flow chart of the thermodynamic model

$$\begin{aligned} & \rho_w \left[\int \frac{\partial h_f c_{p,w} \tilde{T}_{eq}}{\partial t} dV + \int \nabla \cdot (c_{p,w} \tilde{T}_{eq} \vec{u}_f) dV \right] \\ & = \dot{m}_{com} \left[c_{p,w} \tilde{T}_{\infty} + \frac{1}{2} |\vec{u}_d|^2 \right] + \dot{m}_{ice} [L_{fus} - c_{p,i} \tilde{T}_{eq}] \quad (17) \\ & + h_c [T_{sur} - T_{\infty}] \end{aligned}$$

질량 보존식 우항의 첫 번째 항은 궤적 계산 모델에서 계산된 충돌한 물의 질량을 두 번째 항은 결빙하는 얼음의 질량을 의미한다. 에너지 보존식 우항의 첫 번째 항은 액적의 운동 에너지를, 두 번째 항은 얼음이 되면서 발생하는 잠열을, 세 번째 항은 대류에 의한 냉각을 나타낸다.

질량 보존식과 에너지 보존식으로 구성된 연립방정식의 미지수는 3개로 얼음의 질량, 수막의 높이, 표면 온도이다. 미지수의 수가 식의 수보다 많아 미지수를 유일하게 결정할 수 없다. 따라서 Messinger[3]가 제안한 추가적인 관계식을 이용하여 미지수를 결정하였다. 먼저, Messinger 모델로부터 표면 상태를 가정하여 질량 보존과 에너지 보존식을 계산하고, 물리적으로 타당한 표면의 상태를 Fig. 3와 같이 결정하였다.

(1) 물표면

순수 물만 표면에 존재하는 조건으로 얼음의 질량을 '0'으로 고정하였다. 이와 같은 조건을 적용하여 질량 보존으로부터 수막의 두께를 계산하고 에너지 보존으로부터 표면 온도(\tilde{T}_{eq})를 결정하였다. 이때, 수막의 두께가 '0'보다 크고, 표면온도가 0°C보다 높으면 표면의 상태는 '물표면'으로 설정하였다.

(2) 물과 얼음 표면

물과 얼음이 같이 존재하는 조건으로 표면 온도를 '0°C'로 두고, 질량 보존으로부터 수막의 두께를 결정하였다. 이후 에너지 보존으로부터 얼음의 질량을 계산하였다. 이때 수막의 두께와 얼음의 질량이 '0'보다 클 경우 '물과 얼음 표면'으로 설정하였다.

(3) 얼음 표면

얼음만 존재하는 조건으로 수막의 두께를 '0'으로 고정하고 질량 보존으로부터 얼음의 질량을 계산하였다. 이후, 에너

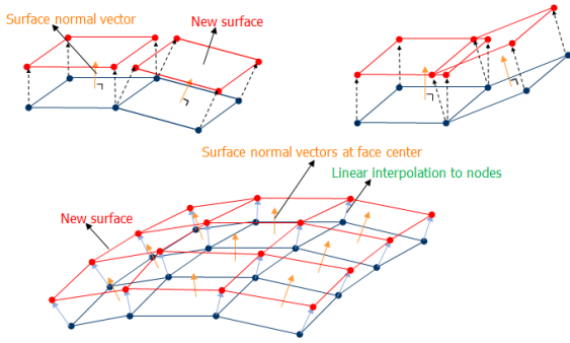


Fig. 4 Surface re-meshing method

지 보존으로부터 표면 온도를 결정하였다. 이때, 얼음의 질량이 0보다 크고 표면 온도가 0°C보다 낮으면 표면의 상태는 ‘얼음 표면’으로 설정하였다.

표면 상태에 따라 표면 온도, 수막의 두께, 얼음의 질량 중 하나의 변수가 결정되면, 1차 정확도의 외재적 시간 적분법을 이용하여 나머지 변수를 계산하였다. 초기 수막의 표면 온도는 0°C로 가정하였고, 표면의 상태는 ‘(2)의 물과 얼음 표면’으로 가정하였다.

보다 효율적인 계산을 위하여 이전 시간(n-1)의 표면 조건 정보를 활용하였다. Fig. 3와 같이 이전 시간에서 표면이 ‘(1)물 표면’인 경우, ‘(1)물 표면’에서 ‘(2)물과 얼음 표면’, ‘(3)얼음 표면’순으로 표면 상태를 결정하였고, 이전 시간에서 표면이 ‘(3) 얼음 표면’인 경우 역순으로 표면 상태를 결정하도록 하였다. ‘(2)물과 얼음 표면’이었을 경우, ‘(2)물과 얼음 표면’에서 ‘(1)물 표면’, ‘(3)얼음 표면’의 순으로 표면 상태를 찾도록 하였다.

표면 상태와 표면온도, 수막의 높이, 얼음의 질량을 결정하고, 이후의 격자 생성 모델에서 결빙한 얼음의 높이를 계산하였다.

2.5 표면 격자 재생성 모델

앞서 열역학 모델에서 계산된 얼음의 질량으로부터, 얼음의 두께를 결정하고 표면 격자를 전진하였다. 얼음의 두께는 식 (18)과 같이 계산하였다. 얼음의 밀도는 920 kg/m³로 계산하였다.

$$h_i = \frac{\dot{m}_{ice} \Delta t}{\rho_i A_{sur}} \tag{18}$$

결빙에 의해 변형된 새로운 표면은 Fig. 4와 같이 각각의 면에서 계산한 얼음의 두께와 면의 수직 벡터를 노드에 선형으로 보간하고 각각의 노드를 전진시켜 생성하였다.

격자 재생성 모델에서 새로 생성된 표면의 얼음 형상에 대

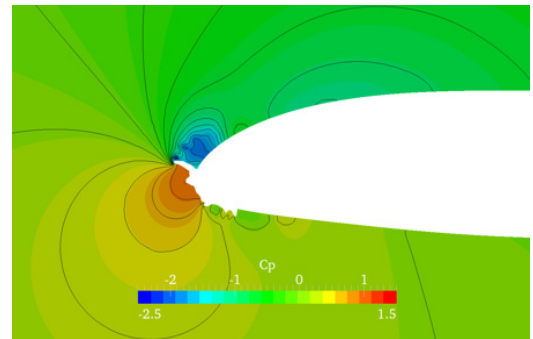
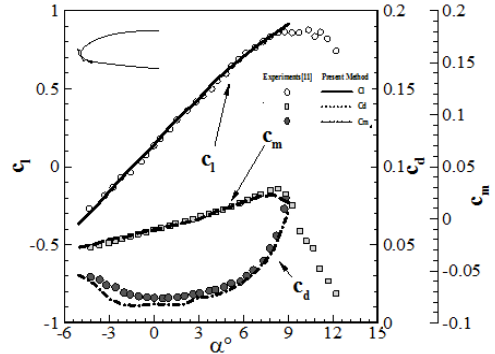


Fig. 5 Lift, drag, and moment coefficient of glacial ice shape[19] $M_\infty = 0.2, Re = 1.59 \times 10^7$

하여 공간격자를 생성하였다. 새로 생성된 공간 격자로 유동 해석에서 열역학 모델까지 반복 계산하여 착빙에 노출된 시간동안 쌓인 얼음의 형상을 예측하였다.

유동 해석자에서 계산된 유동장 정보를 격자 계산 모델에 넘겨주고, 유입하는 액적의 질량을 계산하여 다시 열역학 모델로 넘기는 불편함이 없이 개발된 해석코드는 각각의 모델을 OpenFOAM에서 구현하여 편리하고 효율적으로 계산할 수 있는 장점이 있다.

3. 연구 결과

3.1 유동 해석자

3.1.1. 유동장 해석

본 연구에서는 얼음 뿔이 발생한 형상에 대한 공력 성능을 실험과 비교함으로써 해석자 검증에 수행하였다.

Broeren et al.[17]은 착빙 풍동에서 획득한 착빙 형상과 동일한 형상을 모델로 만들어 일반 풍동에서 풍동 시험을 수행하였다. 본 연구에서는 Broeren et al.[17]이 수행한 실험과 동일한 조건과 형상에 대하여 유동해석을 수행하였고 그 결과를 Fig. 5에 나타내었다.

얼음 뿔이 생성되는 유리얼음 조건에서도 유동해석자는 양

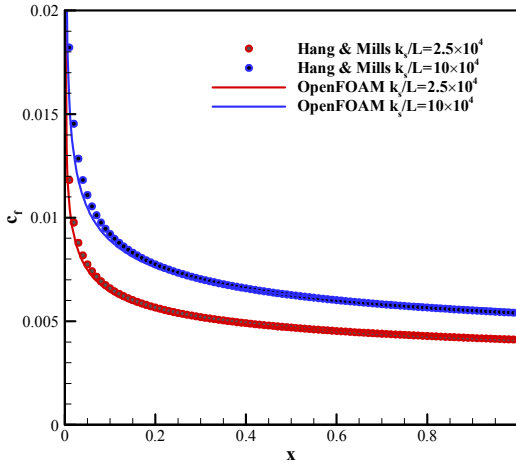


Fig. 6 Skin friction on the roughened flat plate

력, 항력, 모멘트 계수를 정확하게 예측하고 있으며, 익형뿐만 아니라 서리얼음 및 유리얼음 형상에 대하여 신뢰할만한 결과를 산출하였다[18].

3.1.2. 표면 거칠기 모델

얼음의 질량, 표면에 유입하는 액적의 질량과 함께 열전달 계수는 착빙 형상을 결정하는 중요한 값이기 때문에, 표면 거칠기에 따른 열전달계수의 변화를 정확하게 예측하는 것이 필수적이다.

착빙에 의한 표면 거칠기는 난류모델을 통해서 고려된다. 표면의 거칠기가 있는 평판에서 거칠기 변화에 따른 표면 마찰계수를 계산하였다. 아음속 조건에서 평판 길이 기준 레이놀즈수가 $0 \sim 5 \times 10^6$ 의 범위에 대해 계산을 하였다. 평판 길이에 대한 표면 거칠기(k_s/L)가 0.00025와 0.001인 조건에서 Hang and Mills[19]의 경험식으로 비교하였다. 그 결과를 Fig. 6에 나타내었다. 그림에서 확인할 수 있는 것처럼 상대적으로 큰 거칠기 조건에서도 본 해석자는 거칠기 효과를 정확하게 고려하고 있다.

열전달 계수의 예측 정확성은 타 수치해석 코드와 비교함으로써 검증하였다. Fig. 7은 LEWICE와 FENSAP-ICE, 현재 개발된 해석 코드로부터 계산된 열전달 계수를 비교한 그림이다. 시위길이 0.5334 m의 NACA0012익형에 대하여 표면 거칠기가 0.55 mm로 일정한 조건에 대한 해석 결과이다.

표면 거칠기가 있는 익형에 대하여 본 해석자는 Navier-Stokes기반의 난류 유동 해석을 수행한 FENSAP-ICE와 유사한 결과를 산출하였다[20].

LEWICE는 패널 기법에 경계층 모델을 적용하여 점성 효과를 고려하며, 층류에서 난류로의 천이모델을 적용하였다.

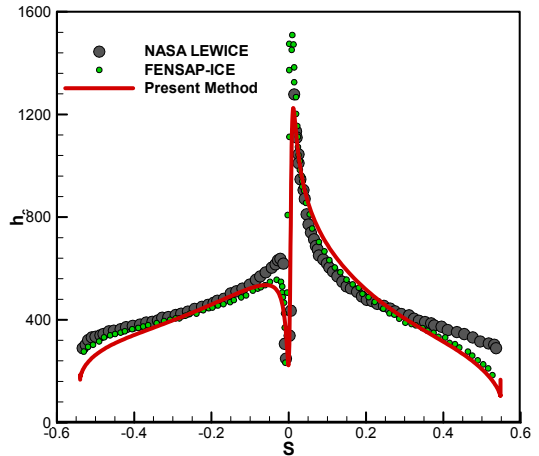


Fig. 7 Heat convection coefficient on the NACA0012 airfoil $\alpha = 4^\circ$, $T_\infty = 262.04K$, $k_s = 0.55mm$, $V_\infty = 102.8m/s$

윗면의 경우, 천이가 정체점 근처에서부터 빨리 일어나 열전달 계수의 분포가 세 해석자 모두 유사하게 나타난다. 그러나 아랫면에서는 천이를 보다 늦게 예측하기 때문에 Navier-Stokes 기반의 해석자와 경계층 모델을 이용한 해석자간 차이가 나타난다. 그러나 착빙이 발생하면 거칠기가 증가하여 난류 유동으로의 천이가 보다 빨리 일어나기 때문에 본 연구에서는 천이를 따로 고려하지 않았다.

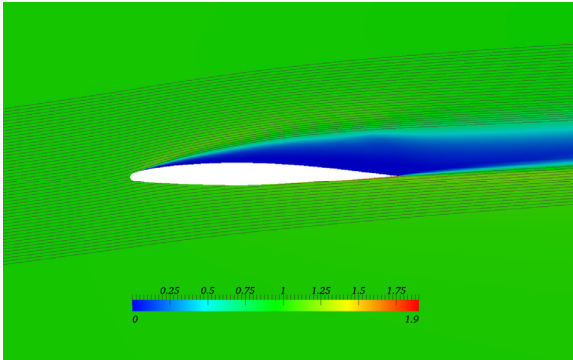
시위의 중간을 지나 뒷전으로 갈수록 Navier-Stokes 기반의 해석자와 경계층 모델을 이용한 해석자간 차이가 나타난다. 경계층 모델은 박리를 고려하지 않기 때문에 뒷전에서 나타나는 박리를 고려한 Navier-Stokes 기반의 해석자가 열전달 계수를 작게 예측하고 있다. 익형의 캠버와 받음각이 큰 조건에서 익형의 앞전과 뒷전에 착빙이 발생하기 때문에 박리 예측이 가능한 해석자를 적용할 필요가 있다.

3.2 궤적 계산 모델

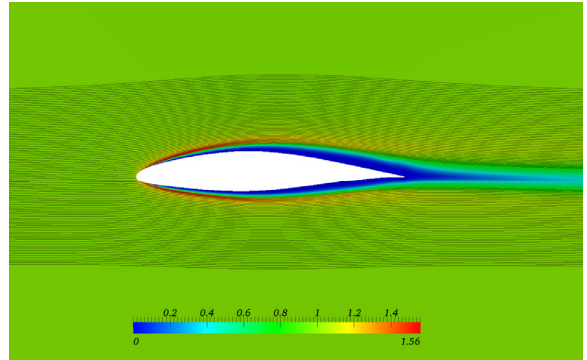
실험 및 타 수치해석 코드와 부착물을 비교하여 궤적 계산 모델을 검증하였다. 액적의 궤적은 익형의 형상, MVD, LWC, 자유류 속도에 영향을 받기 때문에 이들을 고려하여 검증 환경을 설정하였다[21]. 구체적인 검증 조건은 Table 1과 같다.

Table 1 Validation conditions[21]

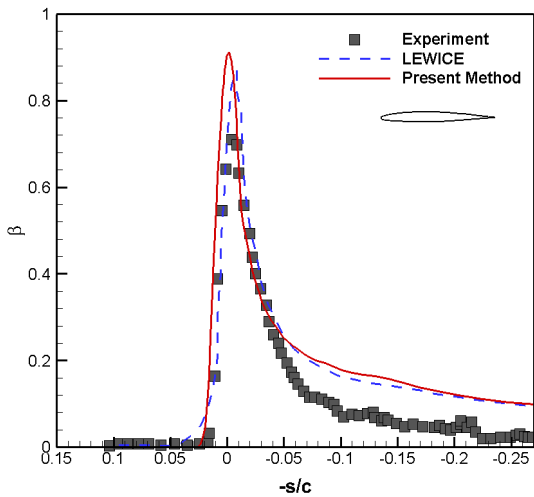
	A	B
Airfoil	GLC305	NACA65 ₂ 145
$\alpha [^\circ]$	6	0
c[m]	0.9144	0.9144
V_∞ [m/s]	78.68	78.68
LWC[g/m ³]	0.22	0.15
MVD[μ m]	92	21



(a) Nondimensionalized droplet bulk density and droplet path lines

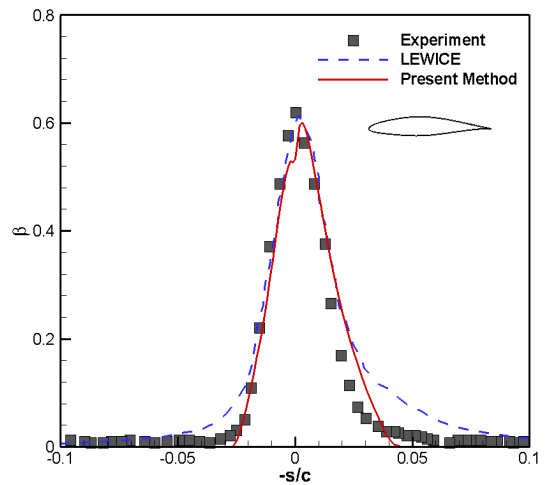


(a) Nondimensionalized droplet bulk density and droplet path lines



(b) Collection efficiency

Fig. 8 Validation case A, GLC305



(b) Collection efficiency

Fig. 9 Validation case B, NACA65₂145

Table 1의 A조건은 MVD가 92 μm 조건이다. 일반적으로 MVD가 50 μm 이상이 되는 조건을 SLD(Supercooled Large Droplets) 조건이라 한다. 이 조건에서는 액적은 구형을 이루지 못하고 타원형이 된다. 또한 액적이 표면에 충돌할 경우, 일부 액적은 표면에 부착되고, 일부는 작은 파편이 되어 최초 충돌 위치가 아닌 다른 표면에 부착한다. 일부 액적은 표면에 부착되지 않고 튕겨져 나간다.

현재 개발된 모델은 액적이 커지면서 나타나는 궤적 변화와 표면에서 나타나는 물리적 현상을 모사하지 못한다. 완전한 구형의 액적 항력 모델을 적용하여 궤적을 계산하였고, 표면에 충돌한 액적은 모두 부착된다고 가정하였다. SLD조건을 고려하지 못한 방법적 한계 내에서 해석자 검증을 수행하였다.

본 해석 코드 결과, NASA의 착빙 풍동 시험, 그리고 라그랑지안 기법을 적용하여 계산한 NASA LEWICE의 액적의

부피 밀도와 액적의 궤적 및 부착률을 Fig. 8, 9에 나타내었다.

Fig. 8, 9에 부피밀도를 자유류 조건의 값으로 나누어 무차원화한 값($\bar{\rho}_d/LWC_\infty$)으로 나타내었다. 익형에 따라 차이가 있으나 대기중의 LWC에 비하여 액적의 부피밀도가 약 2배까지 증가한다. GLC305 조건은 받음각이 커서 유동 박리가 나타나는 후류 영역에 액적이 존재하지 않는 음영 영역이 크게 나타난다. NACA65₂ 145 조건은 유동 박리가 나타나는 영역에서 음영 영역이 나타나며 받음각이 큰 조건에 비하여 그 범위가 좁게 나타난다. 현재 적용한 경계 조건과 전역 제한자에 의해 액적의 부피밀도는 항상 양의 값을 만족한다.

GLC305 조건은 액적이 크고 액적에 작용하는 항력이 크기 때문에 액적의 궤적은 직선 형태가 나타나고, 액적은 익형의 넓은 범위에 충돌한다. NACA65₂ 145 조건은 액적의 크기가 작고, 작용하는 항력이 작아서 액적의 궤적은 물체를 피하여

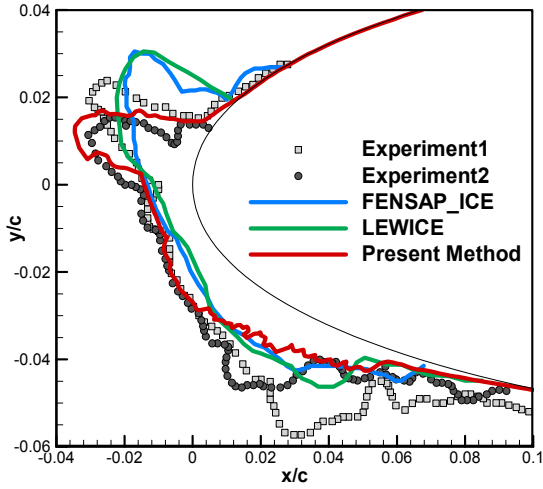


Fig. 10 Ice accretion shapes at condition A

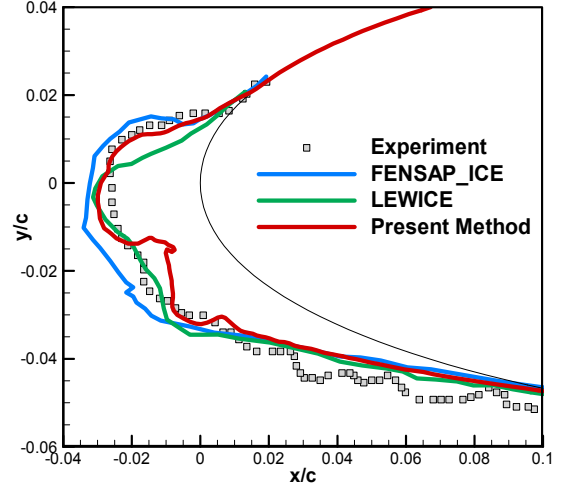


Fig. 12 Ice accretion shapes at condition C

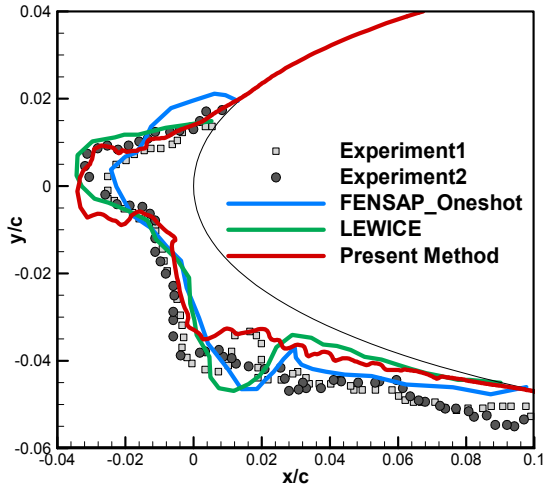


Fig. 11 Ice accretion shapes at condition B

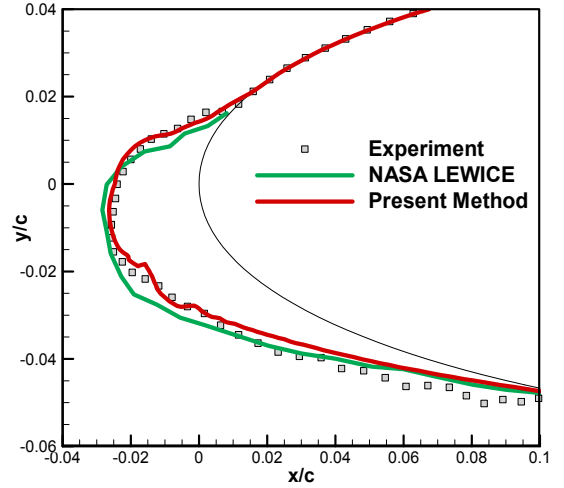


Fig. 13 Ice accretion shapes at condition D

돌아가게 되고, 부착률이 작은 값을 갖는다. 두 조건 모두 부착률은 정체점 부근에서 최대가 되며, 정체점($s/c = 0$)을 기준으로 뒷전으로 갈수록 감소하는 경향을 보인다.

LEWICE는 박리 거품(Separation bubble)의 모사가 어렵고 액적의 궤적은 라그랑지안 기반으로 수행되기 때문에 윗면 ($s/c > 0$)과 아랫면의 충돌 한계(impinging limit)를 크게 예측한다. 반면 Navier-Stokes 방정식 기반의 유동해석자와 오일러 리안 기반의 액적장 계산을 수행하는 본 연구의 결과는 충돌 한계 예측에서 보다 개선된 결과를 보이고 있다. 현재 적용한 경계조건에 의해 부착률은 음의 값이 나타나지 않는 것을 확인하였다. 표면에서 액적의 속도와 부피밀도의 기울기를 '0'으로 준 결과에 비해 안정적으로 액적장이 수렴하였다.

3.3 2차원 착빙 형상

2차원 착빙 형상에 대한 해석자 검증을 수행하였다. NASA에서 실시한 다양한 조건에서 2차원 익형에 대해 착빙 실험을 코드 검증에 활용하였다[22]. NASA의 결빙 풍동은 아음속 풍동으로 자유류 속도의 변화 보다는 주로 대기 온도, LWC, MVD의 변화에 따른 결빙 형상을 제시하고 있다.

제시된 형상 중에서 FENSAP-ICE와 LEWICE가 수행한 착빙 조건에서 개발된 해석자를 검증하였다. 얼음 꺾이 생성되는 유리얼음조건에서 착빙 즉시 얼어붙는 서리얼음 조건까지로 구체적인 착빙 환경 변수는 Table 2와 같다. 준정상 상태로 가정하여 각각의 착빙 노출 시간을 4번에 나누어 동일한 시간 간격으로 계산하였다. Fig. 10-13은 NASA의 착빙 풍동

실험과 1세대 착빙 해석자인 NASA LEWICE, 2세대 착빙 해석자인 FENSAP-ICE와 결과를 비교한 그림이다[23].

대기 온도가 높은 경우, 표면에 얼어붙는 얼음의 질량이 감소하여 수막의 질량이 증가한다. 생성된 수막은 공기의 전 단력에 의해 흐르게 되는데, 대류의 냉각이 커서 흘러온 runback water를 결빙시킨다. 주로 속도가 빠른 영역에서 냉각 효과가 크게 나타나고, runback water가 얼어붙는다. 결빙한 얼음에 의해 표면의 두께가 증가하고, 두께 증가로 인해 표면에서의 속도는 보다 가속된다. 이는 다시 대류 냉각 효과를 크게 만들어 얼음이 집중적으로 쌓이게 된다. 이 때문에 얼음 뿔과 같은 독특한 형상이 발생한다.

자유류 속도가 증가함에 따라 표면에 충돌하는 액적의 운동에너지가 증가하게 되고, 정체점 영역에서 최댓값을 갖게 된다. 이와 같이 증가한 운동에너지는 대기 온도가 높으며 결과적으로 표면에 얼어붙는 얼음의 질량을 감소시키고, 수막의 질량을 증가시킨다. 이때 정체점 영역에서 생긴 runback water가 표면을 따라 흐르고, 결국 얼음 뿔을 만들게 된다. LWC가 큰 경우, 표면에 충돌하는 액적의 질량이 증가하여 수막의 질량이 증가하고, 이는 다시 runback water를 야기하여 얼음 뿔을 만든다.

조건 A는 대기 온도가 높고 LWC의 값이 큰 조건으로 얼음 뿔이 크게 생성되는 조건이다. 이에 반해 조건 D는 온도가 낮고, LWC의 값이 작은 조건으로 표면에 액적이 충돌하는 즉시 얼어붙어 상대적으로 단순한 착빙 형상이 나타난다.

착빙 형상 비교에서 중요한 파라미터는 얼음 뿔의 성장 방향과 길이, 그리고 착빙이 발생하는 최종 위치인 착빙 한계(Icing limit)다.

얼음 뿔의 길이와 방향은 표면에 유입하는 액적의 질량, 수막의 질량, runback water의 질량 및 대류 열전달에 의한 냉각 효과의 정확도와 관계가 있다. Fig. 10에서 볼 수 있듯이 본 연구에서 개발된 해석 코드는 타 수치해석 코드에 비해 얼음 뿔의 길이와 방향을 보다 정확하게 예측하고 있다. Fig. 11에서도 개발된 해석코드는 얼음 뿔의 길이와 방향을 실험 형상과 유사하게 예측하고 있다.

착빙 한계는 액적이 물체 표면에 충돌하는 충돌한계와

runback water가 모두 결빙하는 지점의 예측과 관계가 있는데 일반적으로 runback water는 충돌 한계보다 앞에서 얼어붙기 때문에 충돌한계와 착빙 한계는 거의 일치한다. Fig. 10-13에서 모든 해석 코드는 착빙 한계가 거의 같이 나타나고 있다.

Fig. 12, 13은 액적이 표면에 충돌 즉시 결빙하는 서리얼음 조건이다. 즉, 열역학 모델에서 모든 표면에 ‘얼음 표면’이 형성되는 조건으로 액적 궤적 모델에서 계산된 부착률로부터 착빙 형상이 바로 결정된다. 모든 해석자가 실험 형상과 유사하게 착빙이 진행되는 방향과 최대 두께가 발생하는 위치를 예측하고 있다.

서리얼음은 얼음 뿔 모양의 유리얼음과 달리 익형 표면을 따라 착빙이 이루어지기 때문에 전체 형상이 상대적으로 단순하다. 이에 따라, 유동 박리가 거의 일어나지 않기 때문에 경계층 바깥의 속도장은 패널 기반의 해석자와 Navier-Stokes 기반의 해석자의 차이가 크게 나타나지 않으며 액적 궤적의 계산 방식과 상관없이 전체적으로 서리 얼음 형상은 유사한 예측 정확도를 갖는다.

개발된 해석자는 유리얼음 조건에서 실험 및 타 수치해석 코드에 비하여 상대적으로 아랫면의 얼음 형상과 질량을 적게 예측하는 경향을 보이고 있다. 이는 표면 거칠기 효과가 고려된 Spalart-Allmaras 난류모델이 날개 아랫면에서 난류 효과를 전반적으로 낮게 예측하고 있기 때문인데, 이에 대해서는 추후 연구가 필요한 부분으로 판단된다.

3.4 3차원 착빙 형상

3차원 착빙 형상 예측의 정확도는 동체와 날개가 결합된 DLR-F4[24]에 대한 해석을 통해 검증하였다. 현재까지 항공기의 3차원 형상에 대한 착빙 형상 검증에 사용할 수 있는 실험 결과가 거의 없기 때문에 본 연구에서는 일단 FENSAP-ICE의 수치해석 결과[24]와 비교 검증을 실시하였다. 유동 및 착빙 환경조건은 Table 3와 같다. FENSAP-ICE에서는 DLR-F4를 해석하기 위하여 3.9×10^6 개의 셀을 이용하였고, 본 해석에서는 4.2×10^6 개의 셀을 이용하였다.

주어진 해석 조건에서 획득한 착빙 형상은 Fig. 14에 나타내었다. 받음각과 캠버가 있는 날개 형상의 특성상 아랫면의

Table 2 Validation conditions

	A	B	C	D
Airfoil	NACA0012			
$\alpha [^\circ]$	4			
$T_\infty [K]$	262.04	262.04	256.49	250.3
$V_\infty [m/s]$	102.8	102.8	102.8	102.8
$LWC [g/m^3]$	1.0	0.55	0.55	0.55
$MVD [\mu m]$	20	20	20	20
Time[s]	231	420	420	420
Description	Ice horn	Mixture	Mixture	Rime

Table 3 Validation conditions[24]

	Icing conditions
Geometry	DLR F4
$\alpha [^\circ]$	6
$T_\infty [K]$	261.5
$V_\infty [m/s]$	76
$LWC [g/m^3]$	0.1
$MVD [\mu m]$	20
Time[s]	180
Location(y/S, %)	10, 30, 50, 70, 98

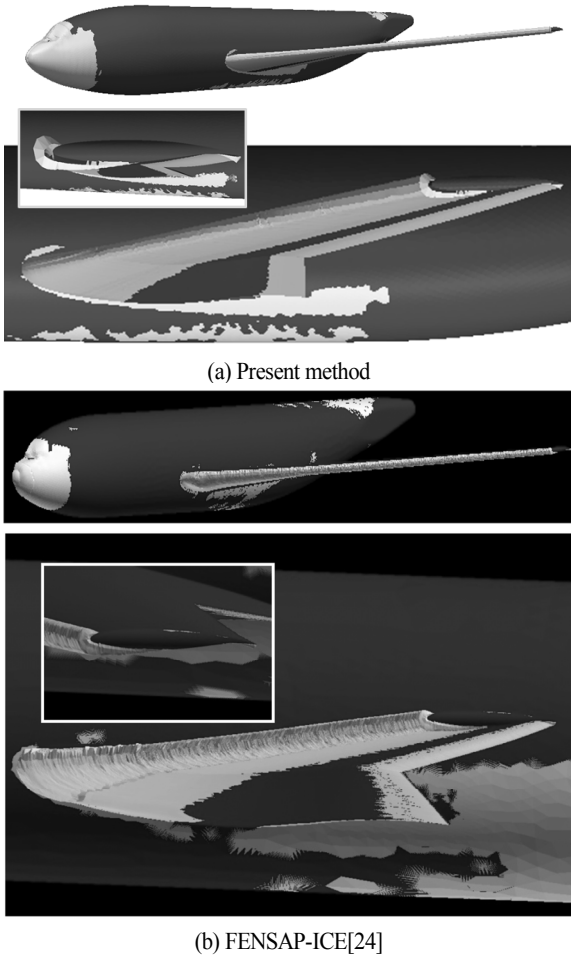


Fig. 14 Comparison of perspective view and details on the lower surface wing

뒷전 영역에서도 착빙이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 현재 해석코드는 오일러리안 방식의 액적장 계산을 수행하고 있기 때문에 아랫면의 뒷전 영역, 동체의 후방영역에서 발생하는 착빙을 예측할 수 있다.

정체점이 나타나는 동체의 앞전과 날개의 앞전 영역에서 부착물이 크기 때문에 표면에 유입되는 액적의 양이 많아서 상대적으로 두꺼운 얼음이 형성된다. Fig. 15과 같이 본 해석자와 FENSAP-ICE 결과는 동체 앞부분, 날개의 앞전, 아랫면의 뒷전 부근의 착빙 형상이 정성적으로 유사한 경향을 보이고 있음을 확인할 수 있다.

정량적인 분석을 위하여 10, 30, 50, 70, 98% 스패ن 위치에서 단면의 착빙 형상을 FENSAP-ICE 결과와 비교하였다. 전체적으로 매우 유사한 결과를 보이고 있으나, 날개 끝 영역인 70%와 98% 영역에서는 본 해석자가 얼음의 질량을 FENSAP-

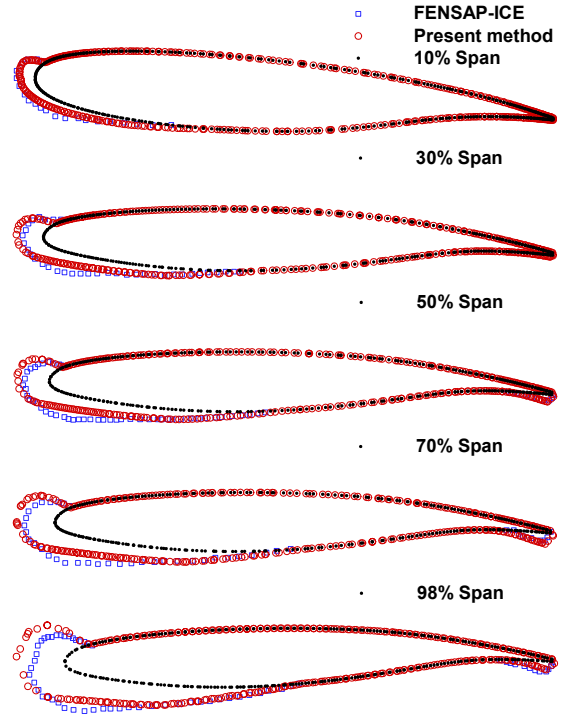


Fig. 15 Sectional ice accretion shapes

ICE에 비하여 다소 크게 예측하고 있다. 주요한 형상 파라미터인 얼음의 진행 방향, 착빙 한계는 거의 일치하는 결과를 보이고 있다.

3차원 해석 역시 2차원 결과와 마찬가지로 아랫면에서의 착빙량이 다소 작게 예측되고 있는데, 앞서 언급한 것처럼 이 문제는 보다 표면 거칠기 효과를 정확하게 고려할 수 있는 개선된 난류 모델을 도입함으로써 해결될 수 있을 것으로 보인다.

4. 결 론

본 연구에서는 유동해석, 액적 궤적 모델 및 열역학 모델을 구성하여 최신의 해석 이론을 반영한 2세대 착빙 형상 예측 코드를 개발하고 검증하였다. 익형의 경우, 1세대 해석자인 NASA LEWICE와 2세대 해석자인 FENSAP-ICE의 결과와 비교하였고, 3차원 형상에 대해서는 가용한 실험이 거의 없기 때문에 FENSAP-ICE에서 수행한 수치해석 결과를 검증에 이용하였다.

2차원 해석의 경우, 착빙 형상과 공기역학적 성능에 중요한 형상 파라미터인 얼음 빔의 길이와 방향을 개발된 해석 코드는 타 수치해석 코드에 비해 정확하게 예측하고 있다. 결

빙 한계는 타 수치해석 코드와 유사하게 예측하고 있다.

액적 궤적 계산 모델에 의해 착빙 형상이 결정되는 서리얼 음 조건에서 개발된 해석 코드는 타 수치해석 코드와 유사한 착빙 형상을 산출하였다.

3차원 해석결과 정성적, 정량적으로 FENSAP-ICE와 유사한 결과를 산출하였다. 얼음의 진행 방향, 착빙 한계는 거의 일치하였다. 현재 개발된 해석자는 날개 아랫면의 얼음 질량을 실험에 비하여 다소 작게 예측하는 경향을 보이고 있는데, 이를 위해서는 표면 거칠기 효과를 보다 정확하게 고려할 수 있도록 난류 모델을 개선할 필요가 있다고 판단된다.

후 기

본 연구는 LG연암문화재단 해외연구교수 지원 사업으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

- [1] 2002, Jeck, R.K., "Icing Design Envelopes(14 CFR Parts 25 and 29, Appendix C) Converted to a Distance-Based Format," *Federal Aviation Administration*, DOT/FAA/AR-00/30.
- [2] 1997, Wright, W.B., Gent, R.W. and Guffond, D., "DRA/NASA/ONERA Collaboration on Icing Research Part II- Prediction of Airfoil Ice Accretion," *NASA Contractor Report 202349*.
- [3] 1953, Messinger, B.L., "Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Air Speed," *Journal of the Aeronautical Science*, Vol.20, No.1, pp.29-42.
- [4] 2003, Beaugendre, H., Morency, F. and Habashi, W.G., "FENSAP-ICE's Three-Dimensional In-Flight Ice Accretion Module: ICE3D," Vol.40, No.2, pp.239-247.
- [5] 2012, Villedieu, P., Trontin, P., Guffond, D. and Bobo, D., "SLD Lagrangian Modeling and Capability Assessment in the Frame of ONERA 3D Icing Suite," *4th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, New Orleans, Louisiana, AIAA Paper, 2012-3132.
- [6] 2009, Back, S.W., Yee, K.J. and Oh, S.J., "Prediction of Rime Ice Accretion Shape on 2D Airfoil," (in Korean) *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.14, No.1, pp.45-52.
- [7] 2012, Son, C., Oh, S. and Yee, K., "Quantitative Analysis of a Two-Dimensional Ice Accretion on Airfoils," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol.26, No.4, pp.1059-1071.
- [8] 2013, Jung, S.K. and Myong, R.S., "A Second-order Positivity-preserving Finite Volume Upwind Scheme for Air-mixed Droplet Flow in Atmospheric Icing," *Computer & Fluids*, Vol.86, pp.459-469.
- [9] 2013, Jung, K.Y., Jung, S.K. and Myong, R.S., "A Three Dimensional Unstructured Finite Volume Method for Analysis of Droplet Impingement in Icing," (in Korean) *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.18, No.2, pp.41-48.
- [10] 2013, Aha, G., Jung, K., Shin, G. and Myong, R., "Investigation of the Performance of Anti-Icing System of a Rotorcraft Engine Air Intake," (in Korean) *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.41, No.4, pp.253-260.
- [11] 2003, FLUENT 6.1 User's Guide, FLUENT Inc.
- [12] 2014, OpenFOAM : The Open Source CFD Toolbox, User Guide, Version 2.3.1, OpenFOAM.
- [13] 1990, Ruff, G.A. and Berkowitz, B.M., Users manual for the NASA Lewis ice accretion prediction code (LEWICE), NASA CR 185129, pp.55-58.
- [14] 2001, Spalart, P.R. and Aupoix, B., "Extensions of the Spalart - Allmaras turbulence model to account for wall roughness," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol.24, No.4, pp.454-462.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 2010, Broeren, A.P., Bragg, M.B., Addy, H.E., Lee, S., Moens, F. and Guffond, D., "Effect of High-Fidelity Ice-Accretion Simulations on Full-Scale Airfoil Performance," *Journal of Aircraft*, Vol.47, No.1, pp.240-254.
- [18] 2013, Son, C., Yee, K. and Oh, S., "Numerical Correlation Between Meteorological Parameters and Aerodynamic Performance Degradation of Iced Airfoils," *SAE Technical Paper 2013-01-2137*.
- [19] 1983, Mills, A.F. and Hang, X., "On the Skin Friction Coefficient for a Fully Rough Flat Plate," *Journal of Fluids Engineering*, Vol.105, No.3, pp.364-365.

- [20] 2003, Beaugendre, H., Morency, F., Habashi, W.G. and Benquet, P., "Roughness Implementation in FENSAP-ICE: Model Calibration and Influence on Ice Shapes," *Journal of aircraft*, Vol.40, No.6, pp.1212-1215.
- [21] 2002, Breer, M.D., Yeong, H.W., Bidwell, C.S., Bencic, T.J., Hung, K.E., Papadakis, M. and Vu, G.T., Experimental Investigation of Water Droplet Impingement on Airfoils, Finite Wings, and an S-duct Engine Inlet, *NASA/TM-2002-211700*.
- [22] 1999, Wright, W.B. and Rutkowski, A., Validation Results for LEWICE 2.0, *NASA/CR-1999-208690*.
- [23] 2006, Beaugendre, H., Morency, F. and Habashi, W.G., "Development of a Second Generation In-Flight Icing Simulation Code," *Journal of Fluids Engineering*, Vol.128, No.2, pp.378-387.
- [24] Nakakita, K., Nadarajah, S. and Habashi, W., "Toward Real-Time Aero-Icing Simulation of Complete Aircraft via FENSAP-ICE," *Journal of Aircraft*, Vol.47, No.1, pp.96-109.