

CFD 및 강체 동역학을 이용한 항공기의 결빙 궤적 예측

조 민 영,¹ 비데쉬 센굽타,¹ 프린스 로렌스 라즈,² 명 노 신^{*1,3}

¹경상대학교 기계항공공학부

²인도 공과과학기술대학교 항공우주 및 응용역학부

³경상대학교 항공핵심기술 선도연구센터

TRAJECTORY PREDICTION OF ICE SHEDDING FROM AN AIRCRAFT USING CFD and RIGID BODY DYNAMICS

M.Y. Cho,¹ B. Sengupta,¹ P. Larwence Raj² and R.S. Myong^{*1,3}

¹Graduate School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

²Dept. of Aerospace and Engineering and Applied Mechanics, Indian Institute of Engineering Science & Technology

³Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University

Ice shedding refers to the phenomenon that ice forms on the surface of an aircraft operating in icing conditions and then moves with the flow after break-up from the surface by aerodynamic forces. Collisions of shed ice fragments with aircraft components such as engine intake or control surface can cause serious threat to the safety of aircraft. The separated ice fragments show unpredictable and complex characteristics in their shape, size, orientation, formation position, and rotational speed. This study deals with the prediction of the trajectories of ice fragments using computational simulation methods. The trajectories of ice fragments of a fixed wing aircraft were calculated by the CFD code based on the overset grid method and the formulation of six degree of freedom. The method was first validated for the flat plate motion using the wind tunnel test results. Finally, the aerodynamic characteristics and trajectories of separated ices were investigated for various ice shapes and conditions.

Key Words : 전산유체역학(CFD), Ice Shedding, 결빙 궤적(Ice Trajectory), 6 자유도(Six DOF), Overset Method

1. 서 론

결빙 대기 조건에서 비행 중인 항공기에서 생성된 결빙은 항공기의 공기역학적 성능을 감소시키며 안정성을 저하시킨다[1-4]. 미국 Air Safety Foundation에 따르면, 지난 1990년부터 2000년까지 2,842건의 기상으로 인한 사고 중 결빙 사고는 388건(12%)이 발생했다[5]. 미국 National Transportation Safety Board의 항공기 결빙 사고 조사에서 2000년부터 2011년까지 연평균 1,500건 중 약 13건(3%)이 결빙으로 인한 사고였다[6]. 결빙은 크기와 상관없이 항공기 안전에 있어 위협적이며, 치명적인 손상과 결과를 초래할 수 있다. 이에 많은 연구자들이

결빙 생성과 그 영향성을 정확하게 예측하기 위해 연구를 수행 중이다.

Ice Shedding은 결빙 생성과 증식이 가능한 대기를 운항하는 항공기에 결빙이 생성된 후 결빙 파편이 항공기 표면으로부터 떨어져 공기력에 의해 후방으로 이동하는 현상을 말한다. 오랫동안 대기 결빙 상태에 노출된 항공기의 표면에 얼음 조각이 성장하고, 얼음 조각은 항공기 후방으로 떨어져 나갈 수 있는 잠재적인 위협요소가 된다[7]. 결빙은 구름대 비행과 결빙보호시스템 작동의 지연 등 다양한 이유로 생성되며 항공기의 비행특성에 역효과를 야기한다. Ice Shedding은 공기력에 의해 분리되어 날개의 앞전 및 안테나, 프로펠러, 엔진 흡입구, 헬리콥터의 로터와 같이 비행체의 주요 구성품과 충돌하여 중대한 항공기 부품의 손상, 오작동과 이에 따른 심각한 비행 안전성 저하를 초래할 수 있다[8].

항공기 표면에서 분리된 결빙 조각들은 결빙 형상과 크기, 방향성, 생성 위치, 회전 속도 등 예측이 어렵고 복잡한 현

Received: February 27, 2020, Revised: June 16, 2020,

Accepted: June 16, 2020.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2020.25.2.013>

© KSCFE 2020

상을 보인다. 따라서 항공기의 안정성을 향상시키기 위한 결빙 파편의 궤적을 예측하는 다양한 방법들이 존재한다. 결빙을 예측하기 위한 대표적인 방법으로 풍동시험, CFD (Computational Fluid Dynamics) 코드를 통한 전산해석 등이 있다. 타 결빙 예측 방법에 비해, 전산 모델링을 사용하여 결빙 파편의 이동 현상을 분석하는 연구는 비교적 최근부터 시작되었다. 현재 개발된 전산 시뮬레이션 기법은 항공기 제조업체가 비행 테스트를 대신하여 항공기의 결빙 파편의 위험성을 정량적으로 평가할 만큼 충분히 발전하지 못한 상태이다 [9]. 그러나 최근 컴퓨팅 성능의 향상으로 제한적이었던 결빙 궤적 분야 연구가 활발하게 수행되고 있다.

Jacob[10]은 항공기 표면으로부터 분리된 결빙 파편을 다양한 형상으로 가정하였고, 풍동 시험을 통해 공력, 모멘트 등의 데이터베이스를 구축하였다. Papadakis 등[11]의 경우 Wichita 주립대학의 풍동 설비를 통해 결빙 형상을 대표하는 물체의 Pitch, Yaw, Roll에 대한 공력 및 모멘트 데이터를 구축하였으며, CFD를 통해 항공기 주변의 공력데이터를 확보하였다. 데이터들은 6 DOF (Degree of Freedom) 공식을 포함하여 개발된 코드를 통해 결빙 조각의 움직임을 예측하였다.

Nilamdeen 등[12]은 FENSAP-ICE 상용 소프트웨어를 통해 회전하는 Turboprop과 Helicopter Blade의 결빙증식을 해석하였다. Ice Shedding 분석은 응집성 및 접착성의 감소 개념을 바탕으로 설명하였으며, 물체 표면의 재질 및 증식하는 결빙의 위치를 기반으로 분리되는 결빙 조각의 형태와 위치를 파악하였다. 한편 Tomaro 등[13]은 비정렬 격자와 함께 2차 정확도 유체방정식을 사용하여 F/A-18 항공기에서의 JDAM(Joint Direct Attack Munition) 방출을 시뮬레이션하였다. CFD 결과를 비행 시험 데이터와 비교하여 시뮬레이션의 정확성을 확인하였다.

Plamer 등[14]은 넓은 범위의 얼음 형상에 대한 분석을 수행한 다음 얼음 입자의 움직임을 분석하였다. 또한 Ice Crystal 조건에서 생기 얼음 조각의 회전에 관련된 힘과 의존성을 분석하였다. 나아가 3차원 회전과 궤적을 계산하였으며, 비구형 입자의 궤적, 회전 및 방향에 따라 항공기 착빙을 모델링하는 새로운 방법을 제시하였다.

결빙 풍동 시험은 액적과 항공기 외부 유동조건에 대한 상사성을 제어하는 것이 어렵다[15,16]. 또한 항공기 형상 및 크기의 제한, 일부 대기 조건만을 구현하는 한계, 많은 비용이 소모되는 단점이 있다. 이에 비해 전산 시뮬레이션의 경우 실제 비행 조건과 다양한 형상을 곧바로 적용할 수 있으며, 비용과 시간 측면에서 높은 효율을 보인다. 또한 액적과 항공기의 상사성에 대한 제한이 없어 결빙 증식 또는 궤적을 상대적으로 효율적으로 모사할 수 있다. 나아가 미리 계산된 유동장과 결빙 조각의 공력데이터를 정보를 활용하는 방식으로

계산시간을 대폭 줄이는 것도 가능하다.

전산 시뮬레이션의 경우 ANSYS Fluent의 CFD 모듈과 3D RBD (Rigid Body Dynamics) 모듈을 결합하여 상대적으로 정밀한 결빙 궤적을 예측할 수 있다. 시간에 따른 물체의 이동 궤적을 시간 간격에 따라 강체의 운동방정식에서 물체에 가해지는 공기 역학 하중을 계산하여 얻을 수 있다. 즉 CFD와 강체의 6 DOF 운동방정식을 결합하여 보다 정확한 공기역학적 하중과 물체의 궤적을 계산할 수 있다[17]. 유체 속을 통과하는 물체의 움직임을 모사하는데 필요한 동적격자는 Overset 기법이 사용된다.

본 연구에서는 ANSYS Fluent의 CFD-RBD 코드를 활용하여 항공기 표면으로부터 분리되어 유동장과 상호작용을 통해 복잡한 거동을 보이는 결빙 파편의 궤적을 계산하였다. 결빙 풍동 시험 시 외부 유동 조건 통제의 어려움에 기인한 제한된 결빙 파편의 공력데이터를 CFD를 통해 보완할 수 있다. 항공기 운용 조건에서 실제와 유사한 결빙의 모델링을 통한 궤적 예측을 수행하여 결빙 파편과 항공기와의 충돌 위치를 확인하였다. 실제 평판 움직임에 대한 풍동 실험 결과를 전산 해석 기법을 사용하여 비교 및 검증하였으며, Overset 기법과 6 DOF 모듈을 결합한 고정익 항공기에서의 결빙의 궤적을 예측하였다.

2. 해석 기법

2.1 지배방정식 및 경계조건

결빙 궤적을 예측하기 위해서 항공기 및 결빙 조각 주변의 공기 유동장의 계산이 선행되어야 한다. 사용된 유동장 계산을 위한 지배방정식으로 대기의 공기 흐름을 정확히 모사하며 점성 및 압축성 효과를 포함하는 3차원 압축성 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식을 사용하였으며 아래의 수식들로 표현된다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) + \nabla p = \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{\tau}_t) \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho h) + \nabla \cdot (\rho h \mathbf{v}) = \nabla \cdot [(k + k_t) \nabla T] \quad (3)$$

여기서, ρ 는 밀도, \mathbf{v} 는 속도, p 는 정압, $\boldsymbol{\tau}$ 는 점성 응력 텐서, $\boldsymbol{\tau}_t$ 는 난류 항, h 는 엔탈피, T 는 온도, k 는 열전도도, k_t 는 난류 전송에 의한 열전도도를 나타내며, 속도 및 기타 변수는 시간의 평균값을 나타낸다.

항공기와 결빙 파편 주위 유동의 난류를 모사하기 위해 $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport) 모델을 적용하였다[18]. 수치 기법으로는 내재적 시간 전진법(Implicit)과 유한체적법(Finite Volume Method)를 사용하였다. 수치 플럭스 계산 시 선형화를 통해 계산 시간을 단축할 수 있는 Roe-FDS (Flux Difference Splitting) 기법을 적용하였다. 공간 이산화에서 Second Order Upwind 기법과 Least Squares Cell 기반 구배 기법을 사용하였다. Time-step은 $1e-4$ 초로 설정하였다.

유동장과 강체 6 자유도 간 상호작용은 양방향 결합(Two-way Coupled Method) 기법을 통해 고려하였다. 단방향 결합(One-way Coupled Method) 해석의 경우, 계산 시간이 현저하게 짧고 격자의 변형을 고려할 필요가 없어 효율적이지만, 물리적 현상을 모사하는 정확도가 많이 떨어진다. 양방향 결합 해석의 경우 유체 흐름이 구조 변형이나 물체의 움직임에 큰 영향을 끼치는 해석에서 정확한 결과를 제공하며 정확도가 높아 안정적인 결과를 얻을 수 있다[19]. CFD 계산에는 ANSYS Fluent 19R1을 사용하였다.

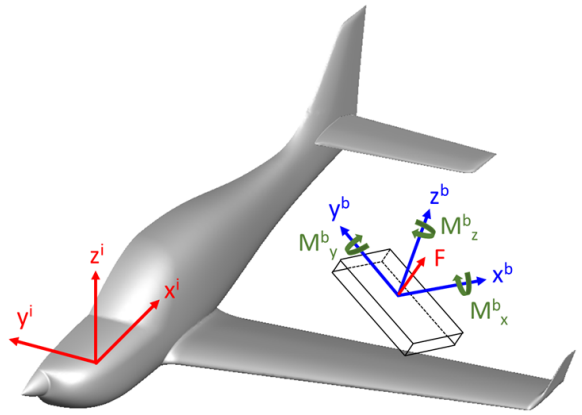


Fig. 1 Inertial and body reference frames

$$\begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & C_\theta S_\psi & -S_\theta \\ S_\theta S_\phi C_\psi - C_\phi S_\psi & S_\theta S_\phi S_\psi + C_\phi C_\psi & S_\theta C_\phi \\ C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.2 6 자유도 운동방정식

ANSYS Fluent의 6 DOF Solver는 물체의 병진운동 및 각속도를 계산하기 위해 물체의 힘과 모멘트를 사용한다. 관성 좌표계에서 무게중심의 변형운동에 대한 지배 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{v}_G = \frac{1}{m} \sum \vec{f}_G \quad (4)$$

여기서 \vec{v}_G 는 물체의 무게 중심에 대한 가속도를 나타내며, m 은 질량, \vec{f}_G 는 물체에 작용하는 힘 벡터를 나타낸다. L 은 물체의 관성텐서, \vec{M}_B 는 물체의 순간 벡터를 나타낸다. 강체의 각가속도와 각속도는 $\vec{\omega}_B$ 와 \vec{w}_B 로 표현되며, 물체 좌표계를 사용한 아래 식에 의해 계산될 수 있다.

$$\vec{\omega}_B = L^{-1}(\sum \vec{M}_B - \vec{\omega}_B \times L \vec{\omega}_B) \quad (5)$$

또한 강체의 거동은 아래 식 (6)를 사용하여 관성 좌표계에서 물체 좌표계로 변환될 수 있다.

$$\vec{M}_B = R \vec{M}_G \quad (6)$$

여기서 \vec{M}_G 는 무게 중심에 대한 모멘트, R 은 다음의 변환 행렬을 나타낸다.

여기서 $C_x = \cos x$, $S_x = \sin x$ 이며, ϕ, θ, ψ 는 순서대로 z 와 y, x 축에 대한 회전을 나타낸다. 항공기의 경우 Yaw, Pitch, Roll 회전을 나타낸다. 각 및 병진 가속도는 식 (5)와 (6)을 통해 계산한 후, 속도는 수치계산에 의해 도출된다[20]. 각도와 병진 속도는 동적 격자 계산에 사용되어 강체인 물체의 위치를 갱신하게 된다.

Fig. 1은 관성과 물체 좌표계를 나타낸다. x^i, y^i, z^i 는 항공기를 기준으로 한 축, x^b, y^b, z^b 는 결빙 파편을 기준으로 한 축을 나타낸다. F 와 M_x^b, M_y^b, M_z^b 는 각각 결빙 파편에 작용하는 힘 벡터와 모멘트를 뜻한다.

2.3 결빙 분리 메커니즘

항공기에서의 결빙 분리는 주로 구조의 표면으로부터 발생한 후 전파되는 균열에 의해 일어난다. 결빙의 생성은 대기 온도, 액적 크기 및 농도 등에 따라 그 크기와 형상이 결정된다. 생성된 얼음과 표면 사이의 인력은 결빙보호장치의 작용, 와이퍼의 이동, 윈실력 등과 같은 외부 힘에 의해 약화된 후 공기력에 의해 결빙이 조각 형태로 분리된다. 또한 공기 흐름과 구조적 진동이 결빙에 대해 피로를 유발시켜, 결과적으로 결합력이 약해져 쉽게 깨진다. 반대로 얼음이 깨지는 것을 억제하는 힘은 접착력, 결빙의 무게, 압력 등이 있다. 회전하는 프로펠러에서 증식된 결빙의 경우 회전에 의한 윈실력에 의해 분리되기도 한다. 내외부적인 힘들의 상호작용으로 인해 결빙 조각의 피로누적 및 파손으로 진행되며, 결과적으로 분

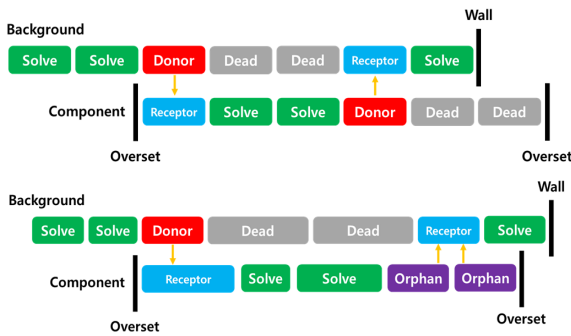


Fig. 2 Scheme of connection between background and overset region

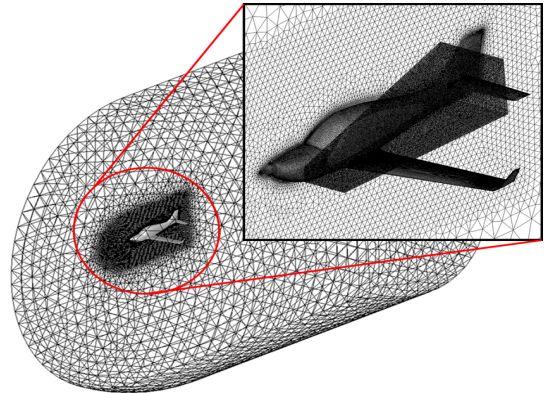


Fig. 3 Computational domains and grids

리된 결빙 조각은 공기흐름에 의해 후방으로 이동하여 항공기 구성품과의 충돌이 발생할 수 있다[12].

본 논문에서는 프로펠러 회전, 공기 흐름, 결빙보호시스템 미작동, 진동, 온도 등 다양한 인자와 관련하여 결빙 조각의 피로 누적으로 발생한 균열로 인해, 항공기에서 결빙 조각이 분리된 것으로 가정한다. 결빙 조각은 Overset 기법의 영역 보간을 위해 항공기 표면에서 일부 떨어진 곳에 배치하였다. 항공기 표면과 결빙 조각의 좁은 간격으로 인해 복잡한 유동을 해석하기 위해 2차 정확도를 사용하였으며, Time-step의 간격을 짧게 설정하였다.

2.4 Overset Grid 기법

결빙 조각과 결빙의 예측 경로에 대하여 ANSYS Fluent의 Overset 기법을 사용하였다. Overset 인터페이스는 일치하는 면 구역을 따라 셀 구역을 연결하는 비정형 인터페이스와 달리, 겹치는 영역의 셀 데이터를 보간하여 셀 구역을 연결한다. 따라서 Overset Mesh는 충분한 셀 영역을 겹쳐 주어야 하나, 격자의 개별 부분이 독립적으로 작용하기 때문에 더 적은 제약조건으로 생성될 수 있는 장점이 있다[21]. Overset 기법은 격자의 재생성을 필요로 하지 않으므로 해석 시간을 단축할 수 있으며, 결빙과 같이 복잡한 형상 문제의 해석에 효율적이다. 움직이는 물체 주변의 격자를 일정하게 유지함으로써 고속의 유동과 움직이는 물체의 해석에서 높은 정확성을 보이며, 결빙 조각 주위의 복잡한 유동을 효율적으로 다룰 수 있다.

Fig. 2는 물체와 Farfield의 격자 보간 방식을 나타낸다. Overset 구간 내 Receptor와 Background의 Donor 간 크기가 유사한 경우 정보를 주고받는다. 크기 차이가 클 경우 Orphan Cell이 발생하며 해석 시 부정확한 데이터를 얻거나 발산하게 된다. Background의 Donor와 Receptor 사이의 셀은 Dead Cell이 되며, 이 경우 해석 영역에 포함되지 않는다.

2.5 격자 생성

Fig. 3는 항공기 주위 격자 생성을 보여준다. 6 자유도의 경우, 항공기 후방의 유동보다 항공기 표면 및 결빙 조각 근처의 유동장이 중요하다. 따라서 결빙 궤적이 예측되는 경로에 따라 Overset 기법을 적용하여 항공기 주변에 비해 조밀한 격자를 생성하였다. Unstructured Grid로 생성된 면의 격자는 Advancing Front, 체적은 Tetrahedral을 적용하여 격자를 생성하였다. 또한 Overset 격자와 일정한 크기를 유지하기 위해 예측 경로의 격자는 20 ~ 40 mm로 제한하였다. Farfield 격자는 약 200만개, 결빙 예측 경로 영역의 격자는 약 350만개를 사용하였다.

3. 기법 검증

3.1 해석 기법 검증

본 연구에서 사용된 상용 소프트웨어인 Fluent의 Overset 기법 검증을 위해 Wichita 주립대학에서 수행된 평판의 풍동 실험 데이터와 CFD의 해석 결과[22-24]를 비교하였다. 풍동 시험에서의 유동장은 평판을 고정하고 있는 장치가 풍동에서 흘러나오는 공기에 노출되는 것을 포함하고 있다. 고정 장치에 장착된 평판의 유동장 해석 결과를 토대로 분리 후 아래로 회전할 것으로 예측된다[25]. 또한 장치에서 평판을 놓을 시 기계에 의한 불균형한 오차가 발생한다. 아래의 검증에서는 CFD를 활용한 유동장 해석 시 평판만 가정하여 해석하였다. 따라서 장치에서 발생하는 유동장과 기계오차를 보정하기 위해 Y축에 대한 초기 각속도를 -10 rad/s, -50 rad/s로 설정하여 해석을 수행하였다. 또한 평판에 벽면 효과를 고려하기 위해 풍동 시험 영역을 포함하여 해석을 수행하였다.

Fig. 4는 해석 도메인의 격자 및 평판의 위치를 보여준다. 도메인의 유동 방향 길이는 4.572 m이며 높이는 2.134 m다. x

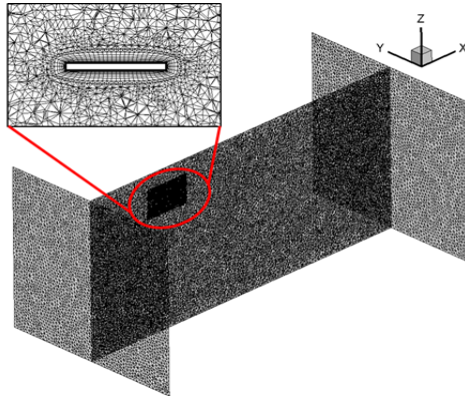


Fig. 4 Computational grid of rectangular plate

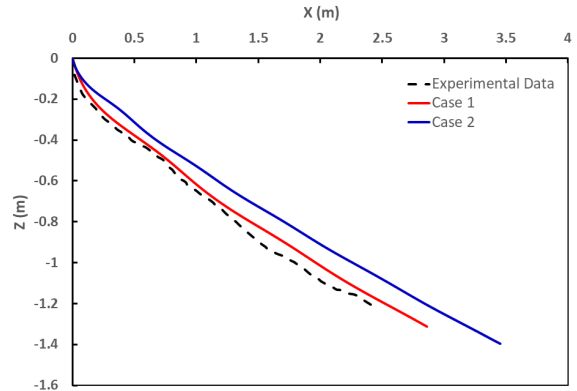


Fig. 5 Comparison of trajectory of rectangular plate with experimental data and CFD

축의 입구로부터 1.292 m, z축의 음의 방향으로 0.3962 m에 평판의 무게중심이 위치한다[17]. 분리 시 해석 초기 조건은 아래의 Table 1에 나타내었다. 중력가속도 9.81 m/s를 적용하였으며, 평판의 질량 및 밀도는 각 0.341 kg, 941 kg/m³으로 적용하였다. 평판 유동에서의 난류에 의한 효과를 감안하기 위해 k-omega 난류 모델을 적용하였다. Delaunay 기법을 적용하여 약 380만개의 Tetrahedral 격자를 생성하였다. 풍동 시험 데이터와 CFD-RBD의 결과를 비교하여 6 DOF 및 Overset 기법의 검증을 수행하였다.

검증에 사용된 평판은 폭 0.3048 m이며, 가로세로비 2, 두께는 0.01016 m이다. Time-step은 1e-04이며 총 0.12초 동안 해석을 수행하였다. Ice Shedding 계산 시 초기 피치 각속도를 -10 rad/s, -50 rad/s의 조건에서 해석을 수행하였고, CFD-RBD 해석 결과와 풍동 시험의 궤적을 분석하였다.

3.2 평판 해석 결과

Fig. 5는 평판의 풍동 시험 값과 CFD-RBD 시뮬레이션의 X-Z축 이동거리에 따른 결과를 나타낸다. CFD 해석 시 초기 피치 각속도를 -10 rad/s (Case 1)와 -50 rad/s (Case 2)로 부여하였을 때의 평판의 궤적을 보여준다. Case 2에 비해 Case 1 경우가 하방으로 더 큰 움직임을 보여 주었고, 시간이 경과하며 두 궤적의 차이가 조금씩 증가하는 것을 확인하였다. 이를 통해 평판의 초기 회전 속도가 평판에 작용하는 공기역학적 힘과 모멘트, 나아가 평판의 궤적에 적지 않는 영향을 끼치는 것으로 확인하였다. 전체적으로 Overset 기법과 6 자유

도 물체 운동이 실제 풍동 시험을 통해 얻은 궤적을 충분히 모사하는 것으로 판단된다. 더 큰 각속도로 회전하는 Case 2의 경우 평판의 넓은 면적이 자유류에 노출되어, 상대적으로 큰 항력에 의해 후류로 밀려나는 경향을 보였다. 반면 상대적으로 좁은 면적이 노출되어 작은 항력을 경험하는 Case 1의 경우 Case 2보다 낮은 궤적을 형성하는 것을 확인하였다.

4. 전산 해석 결과 및 분석

4.1 결빙 형상 해석

4.1.1 결빙 환경 조건 및 형상 선정

비행 중 결빙에 의한 항공기 외부 형상 변화로 인해 최대 양력 및 실속각 감소, 제어 성능 감소, 항력이 증가하게 된다. 따라서 미국 FAA의 FAR Appendix C[25]에 의거하여 결빙 영역에 노출 시 최대 45분간 비행이 가능함을 이론적 해석 및 시험 등을 통해 비행 중 결빙에 의한 항공기의 안전성을 입증할 필요가 있다. Appendix C에서 고려하는 결빙에 관련된 기상 조건은 MVD(Median Volume Diameter), LWC(Liquid Water Content), 온도 등이 있다. Appendix C의 결빙 발생 범위는 일반적으로 LWC는 0.2 ~ 3.0 g/m³, 온도는 0 ~ -30 ℃ 범위이다. MVD는 구름 형태에 따라 범위가 달라지며, 층운형 및 적운형 구름의 경우 각각 15 ~ 40 μm, 15 ~ 50 μm 범위의 크기를 갖는다.

결빙 형상의 경우 Rectangular Plate 단순 형상과 NASA Glenn Research Center에서 개발한 LEWICE 2.2 결빙 증식 코드를 이용하여 획득한 Glaze Ice, Rime Ice 형상의 분류 기준과 형상의 수치를 참고하여 유사한 결빙 파편을 모델링하였다[26]. Rectangular Plate는 곡면이 없는 형상으로 타 형상에 비해 단순하다. 실제 결빙 형상과 유사한 Glaze Ice와 Rime

Table 1 Analysis conditions

Pressure	97,216 Pa
Temperature	262.4 K
Mach Number	0.210372 (71.5 m/s)
Turbulence Model	k-ω SST

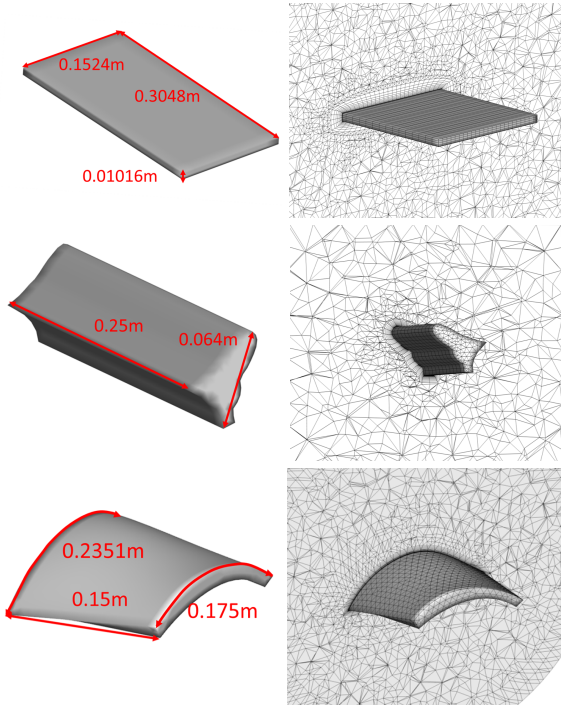


Fig. 6 Dimension and computational grid of three ice shapes

Ice를 선정하였으며, 두 형상은 Rectangular Plate에 비해 비대칭성과 표면의 곡률이 두드러진다. NASA의 Rime Ice의 경우 축대칭이나, 비대칭 형상을 강조하기 위해 옆면의 두께와 원호의 크기를 달리하여 길이 중심과 무게 중심에 차이를 두었으며, Fig. 6에 수치를 표기하였다. 또한 결빙 형상에 대한 밀도분포를 동일하다고 가정한 후 Inertia Matrix 수치를 확보하였다.

Fig. 6는 선정된 결빙 형상과 주변 계산 격자를 보여준다. Rectangular Plate의 경우는 정렬 격자, 이외의 형상 및 Farfield는 비정렬 격자를 사용하였다. 정확한 공력 데이터 확보를 위해 결빙 형상 표면 첫 Layer의 ΔS 는 0.1447 cm로 설정하였다.

4.1.2 결빙 위치 선정

Jung 등[27]은 KC-100 항공기의 결빙조건에 따른 결빙 증식 해석을 수행하였다. 항공기의 주날개의 앞전 및 선두부, Wind Shield 등에서 주로 결빙이 발생하였으나, 프로펠러의 회전 효과를 고려하지 않아 선두부의 결빙증식이 과도하게 나타났다. 그러나 본 연구는 다양한 지점에서 결빙 조각의 항공기 구성품에 대한 충돌을 확인할 목적으로 결빙이 생성된 선두부의 동체 옆과 주날개의 앞전을 결빙 조각 분리 지점으로 선정하였다.

자유류의 속도는 KC-100의 순항속도인 Mach 0.265의 약 80%인 0.21 (71.5m/s)을 적용하였다. Table 2는 결빙 형상에 따른 무게와 관성모멘트, Table 3는 결빙 형상에 따른 무게 중심을 나타낸다. 결빙 분리 시 초기 각속도에 따른 궤적 비교를 위해 동체 옆을 제외한 모든 위치에서 Roll, Pitch, Yaw 축이 0이 되도록 위치시켰다. 각 축에 대한 초기 각속도는 -25 ~ 25 rad/s를 5 rad/s 간격으로 임의의 수를 선정하여 초기 값으로 사용하였으며, Table 4에 각 해석 경우를 나타내었다. Glaze Ice와 Rime Ice는 KC-100의 앞전에서 생성된 결빙 위치에 따라 날개 앞전에 결빙 파편을 배치하였으며, Rectangular Plate는 형상을 고려하여 비교적 평평한 위치인 앞전 뒤편에 배치시켜 결빙 궤적 해석을 수행하였다.

Table 2 Dynamic properties of three ice shapes

Ice Shape	Mass(kg)	Inertia Matrix(kg · m ²)	
		I_{xx}	I_{yy}
Rectangular Plate	0.341	I_{xx}	2.64e-3
		I_{yy}	6.6e-4
		I_{zz}	3.3e-3
Glaze Ice	0.251	I_{xx}	1e-3
		I_{yy}	7.397e-5
		I_{zz}	1e-3
		I_{xz}	2.266e-5
Rime Ice	0.422	I_{xx}	8.498e-4
		I_{yy}	9.785e-4
		I_{zz}	2e-3
		I_{xy}	6.688e-5
		I_{xz}	2.005e-5
		I_{yz}	1.578e-5

Table 3 Center of gravity of three ice shapes

Ice Shape	x (m)	y (m)	z (m)
Rectangular Plate (Wing)	2.7038	-1.43	-0.1
Rectangular Plate (Fuselage)	1.2038	-0.77	-0.03
Glaze Ice	2.4	-1.43	-0.15
Rime Ice	2.55	-1.3	-0.1

Table 4 Initial angular velocity of ices

Ice Shape	Case No.	Roll (rad/s)	Pitch (rad/s)	Yaw (rad/s)
Rectangular Plate (Wing)	1	0	-10	-5
	2	-5	-15	-25
	3	15	0	20
Rectangular Plate (Fuselage)	4	0	10	0
	5	0	0	0
	6	0	-10	0
Glaze Ice	7	0	10	0
	8	15	-5	5
	9	20	0	-20
Rime Ice	10	0	0	0
	11	-10	10	5
	12	15	-5	20

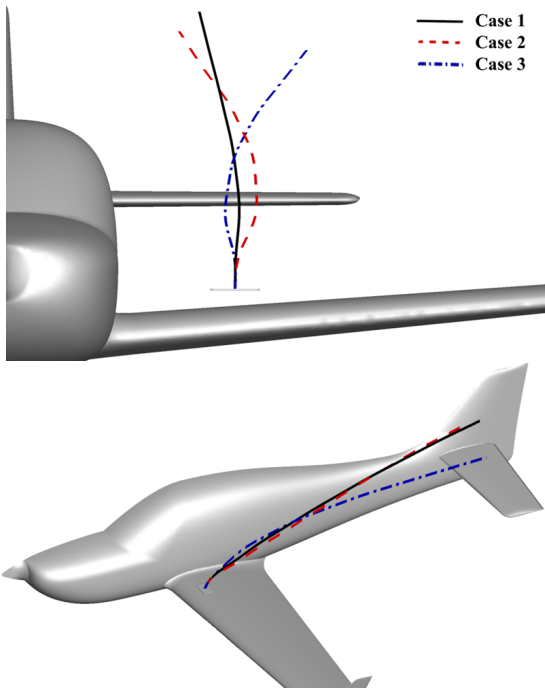


Fig. 7 Trajectory of rectangular plate shed from aircraft wing

4.2 결과 및 분석

각 결빙 조각은 압력 97,216 Pa, 온도 262.4 K, 자유류 속도 Mach 0.21로 설정하였으며, Transient 해석을 수행하였다. Time Step은 약 1e-4초이며, 물체의 예상 도달 위치에 따라 총 해석 수행 시간을 달리하였다. 결빙 궤적, 항공기 주위 유동장의 Streamline, 물체의 각도 변화 등을 분석하였다.

4.2.1 Rectangular Plate 궤적 해석 결과

Fig. 7은 시간에 따른 항공기 날개에서 분리된 Rectangular Plate의 궤적을 보여준다. 항공기 노즈를 기준으로 꼬리날개는 x축 7.2 m, z축 0.4 ~ 0.5 m에 위치한다. 결빙 조각은 꼬리날개 위치에서의 z축 변위는 1.5 m에 형성되어 있다. 날개에서의 궤적은 초기 각속도와 관계없이 결빙 조각이 꼬리 날개와 충돌하지 않고, 날개 위를 지나가는 것을 확인하였다. 공력데이터 중 Rectangular Plate만 고려했을 경우 초기 양력계수와 항력계수는 각각 -0.0027, 0.0978이다. 그러나 항공기 날개 위에서 Rectangular Plate의 양력계수와 항력계수는 각각 0.4788, 0.2049로 나타났고, 특히 양력 계수가 크게 증가하였다. 앞서 같은 속도의 Rectangular Plate 검증 해석 시, 중력에 의해 낙하하며 전진하는 궤적을 확인하였다. 그러나 Case 1 ~ 3의 경우 주익에 가해진 양력은 날개 위의 결빙 조각을 밀어 올리는 힘으로 작용하여, 결빙 조각이 상승하는 궤적을 형성

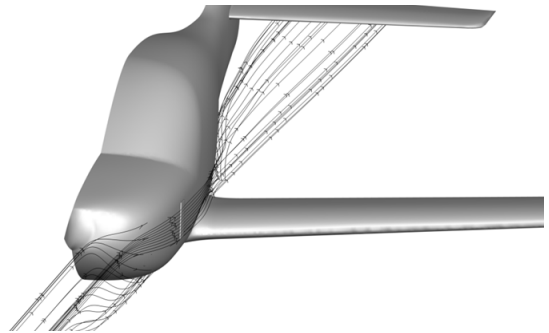
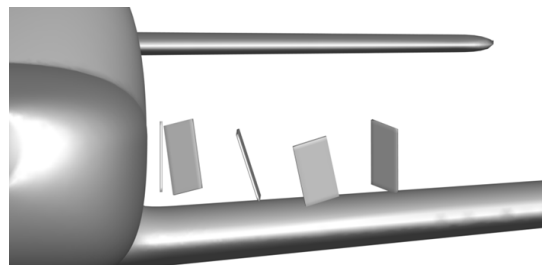
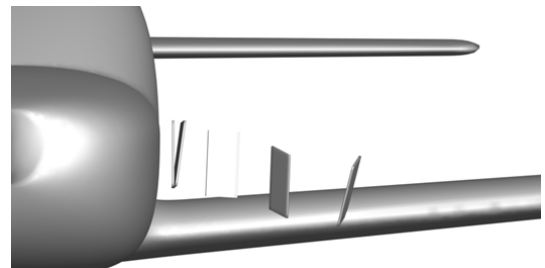


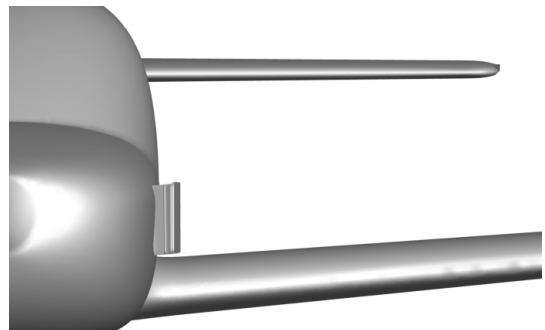
Fig. 8 Streamlines of air flows near aircraft fuselage



(a) Pitch angular velocity 10 rad/s (case 4)



(b) Pitch angular velocity 0 rad/s (case 5)



(c) Pitch angular velocity -10 rad/s (case 6)

Fig. 9 Trajectory of rectangular plate shed from aircraft fuselage

하였다. 날개를 지난 이후 주익에서 얻는 양력 감소와 중력에 의해 결빙 조각의 상승 변위가 줄어든 것을 확인하였다.

Fig. 8은 결빙 조각이 항공기 동체 옆에 위치해 있을 때의

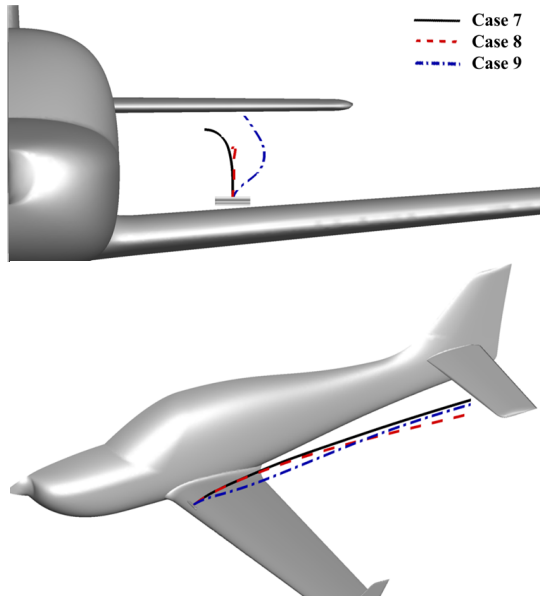


Fig. 10 Trajectory of glaze ice shed from aircraft wing

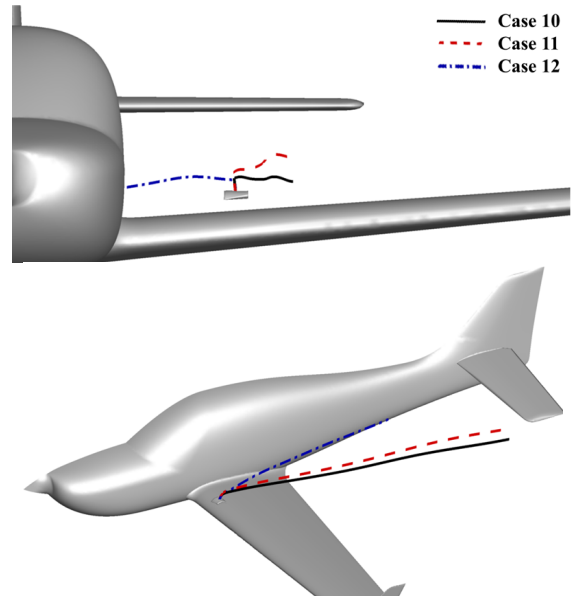


Fig. 11 Trajectory of rime ice shed from aircraft wing

Streamline을 나타낸다. 선두부 옆 동체면에서 Rectangular Plate의 궤적을 해석하였다. 날개 위와 달리 Roll 축에 대해 90도 회전 후 초기 피치 각속도만 10 rad/s, 0 rad/s, -10 rad/s (Case 4 ~ 6)으로 설정하였다. Streamline에서 보듯이 선두부를 따라 흐르는 공기의 대부분은 곡면을 따라 흘러가지만, 곡면에서 발생한 -y 방향의 힘은 결빙 조각을 밀어내는 역할을 한다.

Fig. 9은 초기 피치 각속도에 따른 결빙 분리 후 궤적을 보여준다. Case 5의 경우 곡면에서 발생한 힘으로 결빙 조각은 물체 기준 Pitching Moment의 힘이 발생하여 회전하게 되고, 날개 앞진을 향해 이동하는 것을 알 수 있다. Case 4는 결빙 형상의 초기 피치 각속도로 인해 -y 방향의 힘을 더 크게 받았으며, 결빙 조각이 날개 끝단으로 더 멀리 이동하여 날개와 충돌함을 확인할 수 있었다. 두 Case의 경우 동체에서 멀어짐과 동시에 자유류의 영향을 받으며 점차 뒤편으로 날라갔다. 반대로 Case 6는 초기 피치 각속도로 인하여 결빙 조각은 z축 기준 시계방향으로 회전한다. 이는 결빙 조각의 앞부분이 동체와 가까워지며, 동체 쪽으로 눌러주는 힘을 받았다. 결빙 분리 후 결빙 조각은 곧바로 동체와 부딪혔으며, 이후 동체를 따라 뒤편으로 흘러갈 것으로 예측된다. 앞서 해석한 날개 위에서의 결빙 궤적에 비해 동체에서의 결빙 분리는 날개 또는 동체와의 충돌 가능성이 더 높을 것으로 나타났다.

4.2.2 Glaze Ice 궤적 해석 결과

Fig. 10은 Glaze Ice의 Case 별 궤적 결과를 보여준다. Case 7 ~ 9는 단순형상인 Rectangular Plate에 비해 실제 결빙 형상

과 비슷한 Glaze Ice에 대한 궤적을 나타낸다. 7.2 m를 비행한 결빙 조각의 z축 변위는 대체로 0.3 ~ 0.45 m에서 궤적이 형성되었으며, 일부 궤적은 꼬리 날개와 충돌하는 것으로 나타났다. 전체 비행시간은 0.19초로 Rectangular Plate에 비해 0.06 초 늦게 꼬리날개에 도달하는 것을 확인하였다. Glaze Ice의 낮은 궤적과 속도는 초기 분리 위치, 면적, 무게 등의 요인이 있다. Glaze Ice는 Rectangular Plate에 비해 상대적으로 전방에 위치해 있으며, 날개 앞전에서 생성되는 유동장의 영향을 크게 받는 것으로 예측된다. 정체점 근처에서 속도가 줄어들고 이후 날개 표면을 따라 이동하면서 속력과 양력이 증가하게 된다. 따라서 Glaze Ice는 결빙 분리 직후 날개에서 생성되는 상대적으로 낮은 자유류의 속도와 양력으로 결빙 파편에 충분한 양력을 제공되지 못한다. 또한 0.251 kg으로 세 종류의 결빙 형상 중 가장 적은 무게를 가지고 있어 상승 높이나 이동 속도가 빠를 것으로 예측되었다. 초기의 항력계수는 0.3648로 가장 낮은 수치를 보였으며, 그 이후 항력계수는 0.4652로 3개의 결빙 형상 중 가장 높은 수치를 보였다. 넓은 표면은 자유류에 의해 높은 항력을 생성하게 되고, 결빙 분리 이후 결빙 조각의 비행 속도를 향상시킨다. 그러나 Glaze Ice는 작은 표면적으로 인해 세 결빙 파편 중 가장 긴 비행시간을 보인 것으로 판단된다.

4.2.3 Rime Ice 궤적 해석 결과

Fig. 11은 비대칭형 Rime Ice의 Case 10 ~ 12에 대한 해석 결과를 나타낸다. 다른 결빙 형상에 비해 전체적으로 낮은 궤

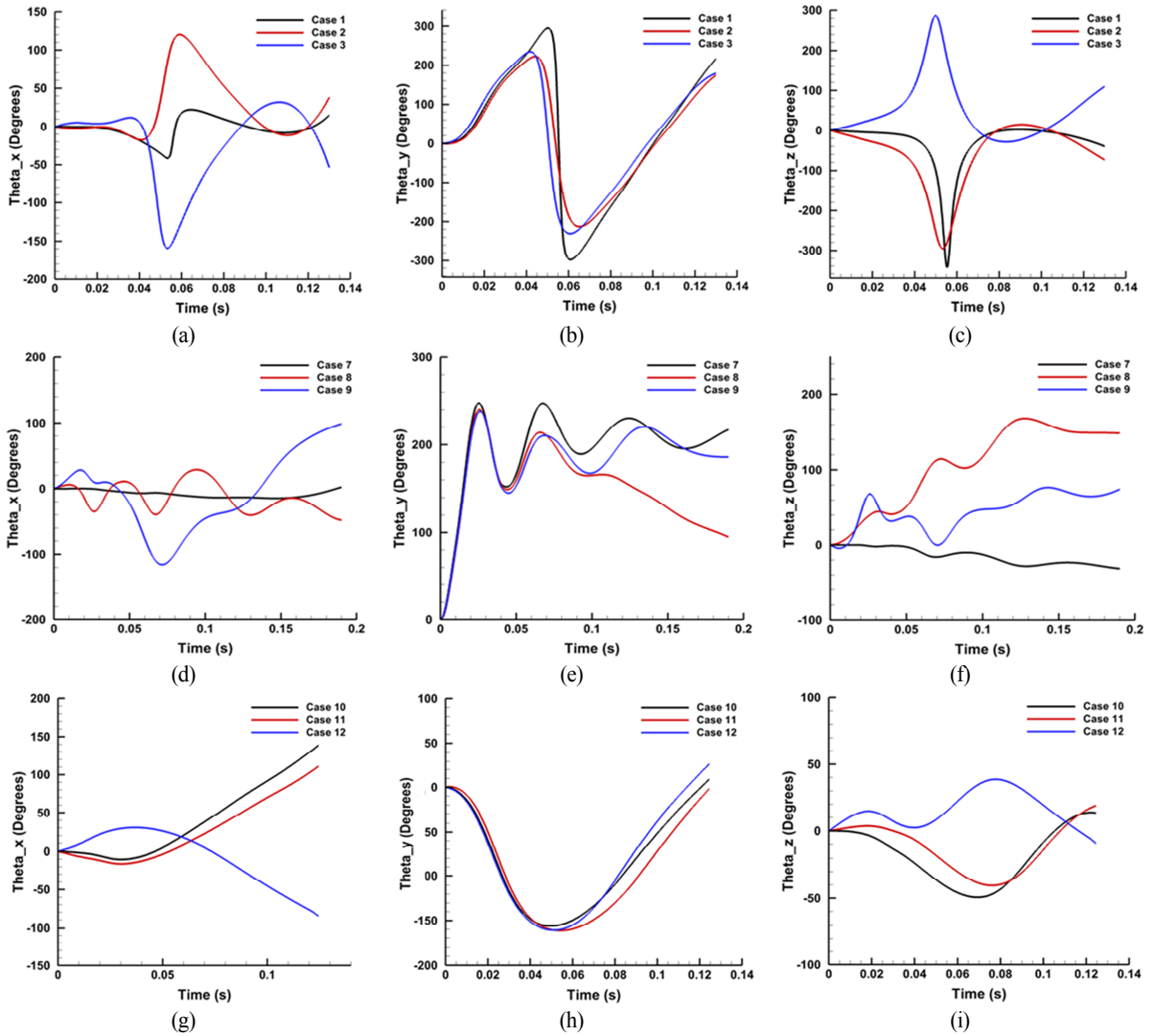


Fig. 12 Change of angles in each ice trajectory cases over time

적을 형성하였다. 비행시간은 0.16초로 Glaze Ice에 비해 빠른 비행을 하였다. Rime Ice는 x, y, z축 모두 비대칭이며, 길이 중심과 무게 중심의 차이가 상대적으로 큰 편이므로 다양한 궤적이 예상되었다. 해석 결과, Rime Ice 경우 타 형상에 비해 다양한 궤적을 보였으며, 그 중 Case 12는 동체와 충돌하는 것을 확인할 수 있었다. Rime Ice는 Glaze Ice와 유사한 위치에서 분리가 되었으나, 결빙 궤적이나 꼬리날개까지 도달하는 속도 등 많은 차이를 보였다. 궤적을 결정짓는 가장 큰 요소로는 결빙 형상과 무게, 초기 주익의 양력에 의한 상승력에 기인한 것으로 판단된다. Rime Ice는 0.422 kg으로 Rectangular Plate에 비해 0.08 kg이 무겁다. 0초에서 양력 계수의 경우 각

각 0.20491과 0.2061로 유사한 값을 가진다. 그러나 무게가 결빙 조각의 궤적 상승 정도에 큰 영향을 끼친 것으로 판단되며, Rime Ice는 상대적으로 낮은 궤적을 형성했다.

4.2.4 결과 분석

Fig. 12는 각 결빙 형상의 물체 좌표계에 따른 각도 변화를 나타낸다. Theta_x는 Yaw, Theta_y는 Pitch, Theta_z는 Roll 회전을 보여준다. Case 1 ~ 3은 Rectangular Plate, 7 ~ 9는 Glaze Ice, 10 ~ 12는 Rime Ice의 해석결과를 나타낸다. 수평 축은 각 결빙 형상별 비행시간을 보여준다. 대부분 초기각속도에 따라 각도가 변화된 것을 확인할 수 있었으나, Fig.

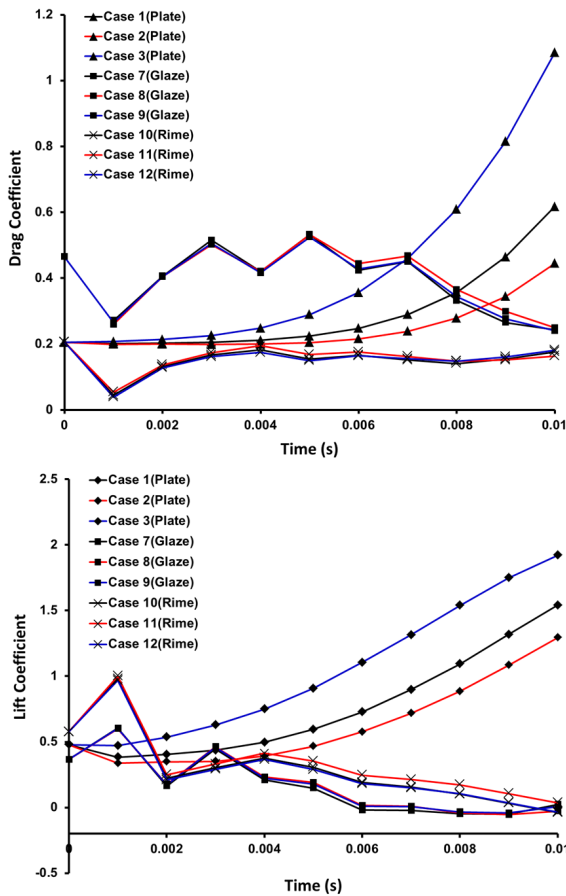


Fig. 13 Change of lift and drag coefficients of ice shapes over

12(b)의 경우 초기 각속도에 관계없이 동일 방향으로 회전한 것을 확인하였다. 이는 주익에 가해진 양력이 결빙 조각을 밀어 올리며 회전시키는 힘을 가하기 때문이다. 마찬가지로 Glaze Ice (Fig. 12(e)), Rime Ice (Fig. 12(h)) 또한 초기 각속도의 영향을 크게 받지 않고 유사한 그래프를 형성하였다. 또한 Rectangular Plate에 비해 상대적으로 낮은 회전 속도로 자유류에 의해 밀려나며 비행함을 확인하였다. Case 3, 12의 경우 θ_x 와 z 가 다른 Case들과 반대되는 경향을 보였다. 이는 Fig. 7과 11에서 볼 수 있듯이 비행 방향의 차이로 나타났다.

Fig. 13은 0 ~ 0.01초까지의 각 결빙 조각별 항력계수와 양력계수 그래프를 보여준다. Case 1 ~ 3은 Rectangular Plate, 7 ~ 9는 Glaze Ice, 10 ~ 12는 Rime Ice의 해석결과를 나타낸다. 각 결빙 별 초기 각속도를 다양하게 하였으나, Rectangular Plate를 제외한 결빙 조각은 큰 변화를 보여주지 못했다. Rectangular Plate는 항력계수 그래프에서 점진적으로 증가하는 경향을 보였다. 그러나 Glaze Ice와 Rime Ice의 경우 큰 변화

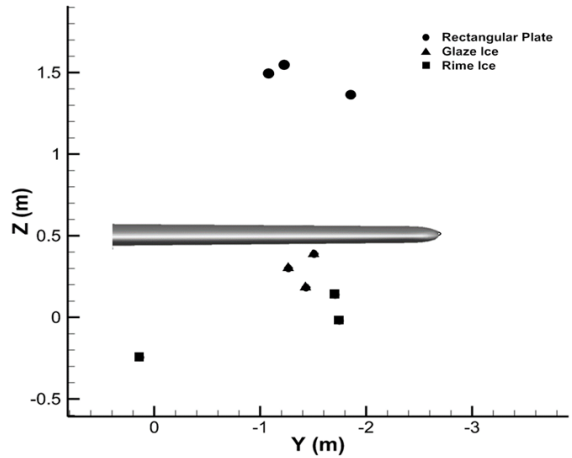


Fig. 14 Footprint of ice trajectories at the tail wing

가 나타나지 않았다. 항력계수가 가장 큰 Rectangular Plate가 꼬리 날개까지의 비행시간이 가장 짧은 것으로 미루어 볼 때, 자유류와 함께 항력이 x축 방향의 속도에 영향을 끼친 것으로 판단된다. 양력계수 그래프에서도 유사한 경향성을 보였으며, 양력 계수가 낮은 Glaze Ice와 Rime Ice는 전체적으로 낮은 궤적을 보였다. Fig. 7과 11을 통해 낮은 양력 계수의 경우 낮은 궤적을 형성함을 확인할 수 있었다. 공력 계수에 따라 물체의 높낮이에 큰 영향을 끼치는 것으로 판단된다.

결론

본 연구는 Overset 기법을 사용하여 결빙 대기 조건에서 항공기의 결빙 궤적 예측을 수행하였다. CFD-RBD 기법에 의한 예측 결과를 실제 풍동 시험을 통해 획득한 Rectangular Plate에 대한 궤적 결과를 통해 검증하였다. 이후 Rectangular Plate, Glaze Ice, Rime Ice 세 가지 형상에 대해 해석을 수행하였다. 임의의 초기 각속도를 설정하여 공력, 궤적, 충돌 위치 등 다양한 궤적에 대한 분석을 수행하였다.

기본 형상이 되는 Rectangular Plate의 경우 날개 위에서 생성되는 가속 유동장의 영향을 크게 받았으며, 날개 위의 높은 궤적을 형성하는 것을 확인할 수 있었다. 초기 각속도에 따른 궤적의 변화가 상대적으로 적은 편이었으며, 동체 또는 꼬리 날개와 충돌하지 않을 것으로 예측되었다.

반면 Glaze Ice와 Rime Ice처럼 실제와 유사한 결빙 조각은 상대적으로 낮은 궤적을 형성하였으며, 일부 경우 동체 및 꼬리 날개와 충돌하는 것을 확인하였다. Glaze Ice와 Rime Ice 경우는 앞전의 정체점 근처에서 분리되는 것으로 가정하였기 때문에 Rectangular Plate에 비해 상대적으로 낮은 양력의 영향

을 받았다. 두 형상은 무게에 따른 상승 궤적의 차이를 보였으며, 무게가 무거울수록 꼬리 날개와 충돌할 가능성이 증가하였다. 두 경우 모두 초기 각속도에 따른 다양한 궤적을 보였으며, 일부 초기 조건의 경우 항공기의 동체 및 꼬리 날개에 근접하는 것으로 예측되었다.

Fig. 14은 주 날개에서 결빙 조각이 분리되어 후방의 꼬리 날개 도달 시 궤적을 보여준다. Rectangular Plate와 Glaze Ice는 대체로 밀집한 궤적을 형성하는 반면, 두께 및 호의 길이가 다른 Rime Ice는 비대칭적 요소에 의해 다양한 궤적을 형성하였다.

본 연구에서 사용된 항공기 모델의 경우 문제를 단순화시키기 위해 프로펠러 효과를 무시하였다. 프로펠러의 날과 회전으로 생성되는 불규칙한 유동을 무시함으로써 동체를 따라 흐르는 유동, 주익에서 생성되는 양력, 자유류 등 유동을 상대적으로 단순화시켰다. 그 결과 대부분의 궤적이 꼬리 날개로 향하였으며, 특정 위치에 밀집하는 것으로 판단된다. 그러나 프로펠러의 회전 효과를 반영할 시 동체나 주익 주변에서의 복잡한 유동에 의해 다양한 궤적이 예상되므로 향후 이를 반영한 해석이 필요하다고 판단된다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2017R1A5A 1015311).

References

- [1] 2000, Gent, R.W., Dart, N.P. and Cansdale, J.T., "Aircraft Icing," *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, Vol.358, No.1776, pp.2873-2911.
- [2] 2010, Jung S.K., Myong, R.S. and Cho, T.H., "An Eulerian-Based Droplet Impingement and Ice Accretion Code for Aircraft Icing Prediction," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.15, No.2, pp.71-78.
- [3] 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," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.18, No.2, pp.41-49.
- [4] 2015, Ahn, G.B., Jung, K.Y., Myong, R.S., Shin, H.B. and Habashi, W.G., "Numerical and Experimental Investigation of Ice Accretion on a Rotorcraft Engine Air Intake," *Journal of Aircraft*, Vol.52, No.3, pp.903-909.
- [5] 2002, *Icing Aircraft*, AOPA Air Safety Foundation.
- [6] 2015, *Aircraft Icing Accidents*, National Transportation Safety Board.
- [7] 2003, Santos, L.L.C., Papa, R. and Ferrari, M.D.A., "A Simulation Model for Ice Impact Risk Evaluation," *AIAA Paper 2003-30*.
- [8] 2010, Shimoi, K., "Numerical and Experimental Investigation of Ice Shedding," *M.S. Thesis*, Wichita State University.
- [9] 2015, Soares, I.G., "Ice Particle Trajectory Simulation," *M.S. Thesis*, Wichita State University.
- [10] 2005, Jacob, J., "Experimental and Computational Aerodynamic Analysis of Ice Fragments Shed From Aircraft Surfaces," *M.S. Thesis*, Wichita State University.
- [11] 2007, Papadakis, M., Yeong, H. and Soares, I.G., "Simulation of Ice Shedding from a Business Jet Aircraft," *AIAA Paper 2007-506*.
- [12] 2019, Nilamdeen, S., Zhang, Y., Ozcer, I. and Baruzzi, G.S., "An Ice Shedding Model for Rotating Components," *SAE Technical Paper 2019-01-2003*.
- [13] 1999, Tomaro, R.F., Witzeman, F.C. and Strang, W.Z., "A Solution on the F-18C for Store Separation Simulation Using Cobalt (60)," *AIAA Paper 99-0122*.
- [14] 2019, Palmer, R., Roberts, I., Moser, R., Hatch, C. and Smith, F., "Non-Spherical Particle Trajectory Modelling for Ice Crystal Conditions," *SAE Technical Paper 2019-01-1961*.
- [15] 2011, Jung, S.K., Lee, C.H., Nagdewe, S., Myong, R.S. and Cho, T.H., "A Study on Truncated Flapped Airfoil for Efficient Icing Wind Tunnel Test," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.39, No.6, pp.481-486.
- [16] 2001, Lynch, F.T. and Khodadoust, A., "Effects of Ice Accretions on Aircraft Aerodynamics," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.37, pp.669-767.
- [17] 2019, Sathyanarayana, N.D. and Hoffmann, K.A., "Trajectory Prediction Using Coupled CFD-RBD With Dynamic Meshing," *AIAA Paper 2019-2304*.
- [18] 1997, Hellsten, A. and Laine, A., "Extension of the k-omega-SST Turbulence Model for Flows over Rough Surfaces," *AIAA Paper 97-3577*.
- [19] 2011, Benara, F.K., Dohmen, H.J., Pei, J., Schuster, S. and Bo, W., "A Comparison of One-Way and Two-Way Coupling Methods for Numerical Analysis of Fluid-Structure Interactions," *Journal of Applied Mathematics*, Vol.2011, pp.1-16.
- [20] 2003, Snyder, D.O., Koutsavdis, E.K. and Anttonen, J.S.R.,

- "Transonic Store Separation Using Unstructured CFD With Dynamic Meshing," *AIAA Paper 2003-3919*.
- [21] 2019, *Fluent Theory Guide*, ANSYS Inc.
- [22] 2009, Papadakis, M., Yeong, H., Shimoi, K. and Wong, S.H., "Ice Shedding Experiments with Simulated Ice Shapes," *AIAA Paper 2009-3972*.
- [23] 2019, Sathyanarayana, N., "Numerical Simulation of Flat Plate Trajectory using Coupled CFD-RBD with Dynamic Meshing," *M.S. Thesis*, Wichita State University.
- [24] 2009, Yeong, H., Papadakis, M. and Shimoi, K., "Ice Trajectory and Monte Carlo Analyses for a Business Jet," *AIAA Paper 2009-3973*.
- [25] 1997, *FAA Inflight Aircraft Icing Plan*, United States Department Of Transportation Federal Aviation Administration.
- [26] 2002, Wright, W.B., "User Manual for the NASA Glenn Ice Accretion Code LEWICE: Version 2.2.2," *NASA/CR-2002-211793*.
- [27] 2010, Jung, S.K., Lee, C.H., Shin, S.M., Myong, R.S., Cho, T.H., Jeong H.H. and Jung, J.H., "An Investigation of Icing Effects on the Aerodynamic Characteristics of KC-100 Aircraft," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.38, No.6, pp.530-536.