

2차원 날개의 서리얼음 형상 예측

백 선 우,¹ 이 관 중,^{*2} 오 세 종³

PREDICTION OF RIME ICE ACCRETION SHAPE ON 2D AIRFOIL

S.W. Back,¹ K.J. Yee^{*2} and S.J. Oh³

Ice accretion may occur when the solid surface passes through the clouds containing supercooled water droplets. In the case of aircraft, it can result in serious performance degradation and safety hazard. In this study, numerical analysis code has been developed to predict the rime ice shapes on a 2-D airfoil and the computation results are validated against experimental data of NASA and other computation results of well-known ice prediction code, LEWICE. In addition, the effects of various numerical parameters on the ice shape have been systematically investigated.

Key Words : 항공기 착빙(Aircraft Icing), 서리얼음(Rime Ice), 과냉각입자(Supercooled Liquid Droplet), 착빙 형상(Iced Geometry), 정상 패널 기법(Steady Panel Method)

Nomenclature

m_d = 물방울 입자의 질량, kg

\vec{a}_d = 입자의 가속도 벡터

ρ_d = 입자의 밀도, 917 kg/m³

ρ_{air} = 공기의 밀도, 1.22 kg/m³

V_d = 입자의 부피, m³

\vec{g} = 중력가속도, 9.81 m/s²

S = 입자의 단면적, m²

C_{D_i} = 입자의 공기저항계수

D = 입자의 지름, m

r = 입자의 반지름, m

\vec{V}_f = 입자 주변 공기의 속도벡터

\vec{V}_d = 입자의 속도벡터

\vec{V}_r = 입자의 상대 속도

θ = 운동량 경계층 두께(Momentum Thickness)

ν = 공기의 동점성 계수, m²/s

x = 정체점을 기준으로 한 표면의 거리

Re_θ = 운동량 경계층 두께 기준 레이놀즈수

MVD = Median Volumetric Droplet diameter,

LWC = Liquid Water Content

1. 서 론

공기 중에 포함된 순수한 물은 응결핵이 없거나 급격한 온도변화가 있을 경우 영하 40도까지 결정을 생성하지 않고 액체 상태로 존재할 수 있다. 이러한 상태를 과냉각상태(Supercooled Liquid State)라고 한다. 과냉각상태의 물은 불안정해서 약간의 충격으로도 얼어붙기 시작한다. 표준 대기 모델에서는 지상 2 km에서 8 km사이의 고도가 착빙이 일어날 수 있는 고도 구간으로 이 보다 높은 구간에서는 공기 중의 물방울이 과냉각상태가 아니라 얼음 결정 상태로 존재한다.

항공기가 과냉각상태의 물방울이 포함된 지역을 비행할 때 항공기의 날개 표면이나 엔진 흡입구, 기화기나 노출된 파이프 등에 부딪친 물방울이 충돌 직후 얼어붙어 얼음 층을 형성할 수 있다. 이렇게 얼음이 항공기 표면에 형성되는 현상을

접수일: 2008년 12월 24일, 수정일: 2009년 3월 10일,

게재확정일: 2009년 3월 13일.

1 정회원, 부산대학교 대학원 항공우주공학과

2 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

3 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

* Corresponding author, E-mail: daedalus@pusan.ac.kr

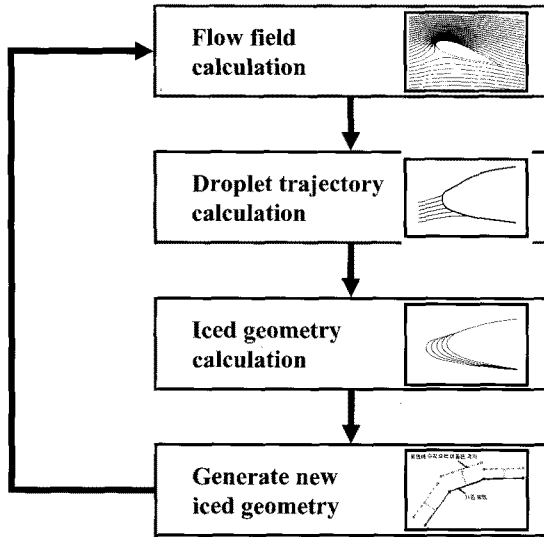


Fig. 1 Flowchart of ice shape calculation

항공기 착빙(Aircraft Icing)이라고 하며, 착빙된 얼음은 항공기 성능을 감소시키고 안정성에 영향을 주므로 주의를 요한다.

실제 항공기 운용 중에는 계절적 요인과 구름의 특성으로 인해 2 km이하의 고도에서도 착빙이 발생하며, 착빙 가능성이 높은 지역은 피해서 비행하도록 하고 있다.

날개 표면에 형성된 얼음 층은 유동의 박리를 빨라지게 하여 양력 발생에 큰 영향을 미친다. 실험[1]에 따르면 날개 앞면에 형성된 미세한 얼음으로도 최대 양력 계수가 20%가량 감소하고 착빙 환경에 더 노출될 경우에는 최대 양력 계수가 40%가량 감소되는 것으로 나타났다.

AOPA(Aircraft Owners and Pilots Association)의 조사에 따르면, 1990-2000년 사이 미국에서 전체 3230건의 사고 중 12%인 388건의 사고가 착빙으로 인해 발생하였고, 착빙 사고의 52%는 공기 흡입구 부분, 40%는 항공기 외부 구조물에 발생한 착빙과 관련이 있는 것으로 조사되었다[2].

항공기 착빙 현상에 의한 사고 위험성 때문에 미국NASA에서는 그간의 연구 결과를 토대로 LEWICE를 개발하여 착빙 현상 예측과 제빙 및 방빙 장치 설계에 사용하고 있고, 프랑스 ONERA에서도 이와 유사한 프로그램을 개발하여 자국의 항공기 설계에 사용하고 있다. 영국의 DRA에서도 LEWICE와 유사한 TRAJICE라는 프로그램을 개발하였고, 캐나다에서도 CANICE라는 프로그램을 개발하여 자국의 Bombardier사의 항공기 설계에 사용하고 있다[3].

대한민국은 2007년 국토해양부의 자료[4]에 따르면 등록된 민간 항공기가 422대에 이르고, Airport Council International의 통계에 따르면 2007년 인천 국제공항의 화물 수송량[5]이 세계 5위로 조사되었다. 이처럼 여객기의 운송이 빈번한 국내에

서 안전운항에 큰 영향을 미치는 항공기 착빙 형상에 관한 연구는 사실상 전무한 실정이다. 실험을 이용한 연구를 수행하려면 신규시설 건설과 설비 운용에 드는 높은 비용으로 인해 경제적 부담이 크므로, 수치해석적인 방법을 이용한 착빙 현상 연구로 시작하는 것이 바람직하다.

본 논문에서는 수치해석방법을 이용한 착빙현상 연구의 일환으로 서리얼음의 형상을 예측하는 프로그램을 개발하여 실험 결과와 비교 검증을 수행하였고, 착빙에 영향을 미치는 각 변수에 따른 형상의 변화를 살펴보았다.

2. 서리얼음 형상 예측 모델

착빙되는 얼음의 형상은 온도에 따라 크게 2가지로 분류할 수 있다. 대기 온도가 빙점 근처이고 습도가 높을 경우에는 (유리얼음: Glaze Ice 상태) 충돌한 입자가 표면을 따라 흐르면서 얼어붙게 되므로 생성된 얼음의 형상이 부드러운 형태를 띠게 된다. 대기 온도가 영하 8도 이하의 낮은 습도에서는 (서리얼음: Rime Ice 상태) 충돌한 입자가 충돌 직후 표면에 바로 얼어붙기 시작하고, 영하 26도 이하에서는 모든 입자가 과냉각 상태가 되어 충돌 직후 모두 얼어붙게 된다. 생성된 얼음 층 내부에 기포가 많이 생기므로 유백색의 얼음이 형성되게 된다.

Fig. 1은 착빙 현상 계산을 위한 프로그램의 계산 과정을 보여주는 그림으로 단위 시간동안 4가지 과정을 거쳐 서리얼음 형상이 계산되는 순서를 나타낸다. 4가지 과정을 계산 순서대로 살펴보면 아래와 같이 구분할 수 있다.

- 1) 날개 주위의 유동장을 계산하는 과정: 날개 주위 유동의 속도 벡터를 계산한다
- 2) 물방울 입자의 궤적을 계산하는 과정: 물방울 입자의 초기 분무 위치에서 각 지점의 속도 벡터를 이용하여 입자의 이동 경로를 계산한다. 물방울이 날개 표면에 충돌한 지점을 계산한다.
- 3) 착빙 형상을 계산하는 과정: 날개 표면 격자 별로 충돌된 입자의 양을 계산하여 얼음의 두께를 예측한다.
- 4) 날개 표면 격자를 재생성하는 과정: 예측된 격자별 얼음 두께를 이용하여 새로운 표면 격자를 생성한다
- 5) 1)에서 4)의 과정을 반복하여 계산 시간동안의 착빙 형상을 예측할 수 있다.

2.1 유동장 속도 벡터 계산

물방울 입자가 포함된 유동장을 계산하기 위해서는 입자가 전체 유동장에 미치는 영향이 고려되어야 하나 날개의 길이에 비해 물방울 입자의 크기가 매우 작으므로 입자에 의한 영향은 무시하였다.

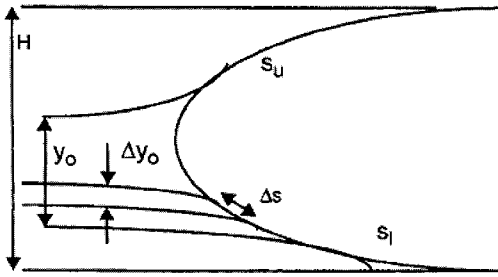


Fig. 2 Calculation method of collection efficiency

유동장 계산 방법은 간단한 패널기법에서부터 CFD기법까지 다양한 계산 방법이 있으나 최종 착빙 시간 동안 많은 반복계산이 요구되므로 빠른 계산이 필요하고 높은 마하수에서는 공력 가열 현상으로 인해 착빙이 일어나지 않으므로 낮은 마하수에서 빠른 계산이 가능한 기법이 요구된다 위 조건을 만족하는 정상, 비압축성, Constant Source Doublet 패널 기법을 사용하여 유동장을 계산하였다.

정상 비압축성 유동의 경우 Laplace방정식을 이용하여 속도 퍼텐셜을 계산하고, 경계조건을 통해 속도 벡터를 계산할 수 있다. 2차원 유동에서 Laplace방정식은 식 (1)과 같이 표현되고, 식 (2)와 식 (3)의 경계조건을 적용하여 속도 벡터를 계산한다.

$$\nabla^2 \phi = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = n \cdot q_{body} \tag{2}$$

$$\nabla \phi = 0 \quad (r \rightarrow \infty) \tag{3}$$

계산된 속도를 바탕으로 표면 경계층의 두께를 계산한다 실제 천이현상은 일정 구간에 걸쳐 일어나게 되나 계산의 편의를 위해 식 (4)와 같이 경계층 레이놀즈수를 기준으로 600을 넘으면 천이가 일어난다고 가정하였다[6]. 경계층 계산은 적분 방법을 이용하였으며 층류경계층 계산은 식 (5)의 Thwaitz-Walz방법, 난류경계층은 식 (6)과 같은 A. Buri의 방식을 사용하였다.

$$Re_{\theta}(x) = \frac{\theta(x) U_e(x)}{\nu} \tag{4}$$

$$\theta^2(x) = \frac{0.45\nu}{U_e^6(x)} \int_0^x U_e^5(x) dx \tag{5}$$

$$(Re_{\theta})^{1+0.268} = \frac{\int_0^x U_e(x)^4 dx}{\nu [U_e(x)]^3} \tag{6}$$

2.2. 입자궤적 계산

중력가속도와 부력, 공기 저항을 고려한 입자의 운동방정식은 식 (7)과 같다.

$$m_d \vec{a}_d = (\rho_d - \rho_{air}) V_d \vec{g} + \frac{1}{2} \rho_{air} S C_{Dd} |\vec{V}_f - \vec{V}_d| (\vec{V}_f - \vec{V}_d) \tag{7}$$

입자의 크기가 500 μ m보다 작을 경우 구(Sphere)로 가정이 가능하므로[7] 입자의 질량은 식 (8)과 같이 표현할 수 있다. 식 (7)에 대입하여 입자의 가속도에 대해 정리하면 식 (9)와 같이 표현할 수 있다.

$$m_d = \frac{4}{3} \pi r^2 \rho_d \tag{8}$$

$$\vec{a}_d = \left(1 - \frac{\rho_{air}}{\rho_d} \right) \vec{V}_d \vec{g} + \frac{\rho_{air}}{\rho_d} \frac{C_{Dd}}{4D} \vec{V}_r^2 \tag{9}$$

입자의 공기저항은 식 (11), 식 (12)와 같은 레이놀즈수의 함수로 가정할 수 있다[8].

$$Re_d = \frac{V_r D}{\nu} \tag{10}$$

$$C_{Dd} = \frac{24}{Re_d} (Stokes, 0.1 < Re < 10) \tag{11}$$

$$C_{Dd} = \frac{12}{\sqrt{Re_d}} (Empirical, 10 < Re < 1000) \tag{12}$$

식 (9)를 시간에 대해 4차 Runge-Kutta 방식을 사용하여 적분하여 입자의 궤적을 계산할 수 있다.

2.3. 착빙 형상 계산

착빙 형상을 계산하기 위해서는 입자가 부딪치는 패널의 부착율(Collection Efficiency)을 계산하여야 한다. 부착율은 자유류 속의 얼음 입자 부피와 각 표면 격자에 부딪치는 얼음 입자 부피와의 비율을 나타내므로 0에서 1사이의 값을 가지

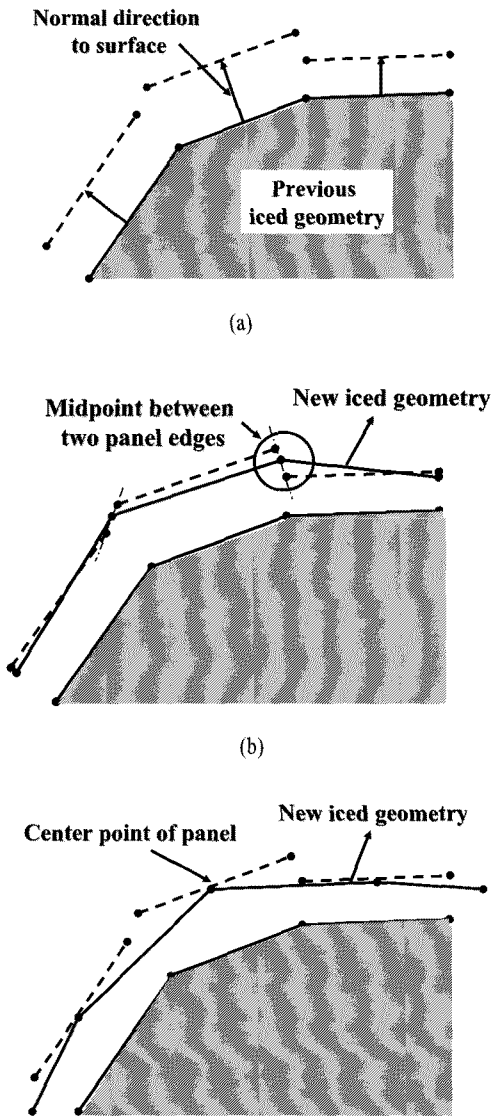


Fig. 3 (a) Iced geometry translated to normal direction; (b) Redefined iced geometry - I (Midpoint); and (c) Redefined iced geometry - II (Center Point)

게 되고, 1에 가까울수록 쌓이는 얼음의 양이 많아지게 된다. 날개표면의 격자별 부착율이 계산되면 각 격자에 쌓이는 얼음의 두께를 계산할 수 있다. Fig. 2는 부착율 계산 방식을 보여주는 그림으로, 부착율은 초기 입자 사이의 간격 dy 를 충돌한 지점의 표면 거리 ds 로 나누어 계산한다. 부착율은 식 (13)과 같이 계산된다.

$$\beta = \frac{\Delta y_o}{\Delta s} \tag{13}$$

S는 정체점(Stagnation Point)을 기준으로, 표면의 거리를 나타내며, 날개 윗면은 양으로 아랫면은 음으로 표시된다. 부착율은 초기에 분무한 입자의 충돌 지점 사이의 거리를 계산하여 충돌한 격자의 부착율을 계산하고 계산된 격자사이의 값을 Cubic-Spline곡선으로 보간하여 전체 격자의 부착율을 계산한다.

2.4 격자 재생성

표면 격자에 부딪치는 얼음의 질량은 자유류 속에 포함된 얼음의 질량에 부착율을 곱한 양과 같으므로 식 (14)와 같이 표현되고 얼음의 밀도로 나누게 되면 해당 격자에 쌓이는 얼음 부피를 계산할 수 있다. 격자별 얼음의 부피를 격자의 길이로 나누면 격자에 쌓이는 얼음의 두께를 구할 수 있게 된다.

$$\dot{m}_d = \beta \rho_d V_\infty \tag{14}$$

$$\dot{V}_d = \frac{\dot{m}_d}{\rho_d} \tag{15}$$

새로운 격자를 생성하는 방법은 2가지로 수행되었다. Fig. 3(a)와 같이 계산된 두께로 격자의 표면에 수직인 방향으로 새로운 격자를 생성한 다음 새로 생성된 격자의 끝 지점의 좌표를 평균하여 Fig. 3(b)처럼 새로운 표면 격자를 생성하는 방법과 Fig. 3(c)처럼 새로 생성된 격자의 중앙을 이어 새로운 표면 격자를 생성하는 방법이 사용되었다.

계산 시간이 길어지면 최초의 격자 길이에 비해 새로 생성된 격자의 길이가 길어지게 되어 형상의 왜곡이 일어나게 된다. 이를 해결하기 위해 최초 격자 길이의 2배 이상 길어질 경우 길어진 격자의 중간에 새로운 점을 생성하여 격자 길이의 증가로 인한 왜곡을 방지하도록 하였다.

3. 서리얼음 형상 예측 모델의 검증

3.1 검증 방법 개요

프로그램 해석 결과를 검증하기 위해 받음각이 다른 2가지 조건에서 표면의 압력 분포를 실험과 비교하고, NACA0012 익형의 착빙 형상을 실험 및 NASA의 LEWICE 해석 프로그램의 결과와 비교하였다. 검증을 위한 계산 조건은 Table 1과 같다.

3.2 표면 압력 계수 비교

Fig. 4는 마하수 0.3, 코드길이 0.5334 m, 레이놀즈수

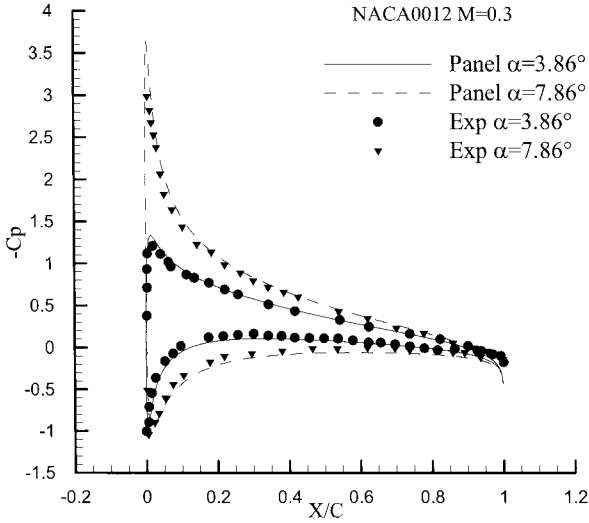


Fig. 4 Distribution of pressure coefficient on NACA0012[9]

3.0×10⁶에서 NACA0012 표면의 C_p분포를 실험결과[9]와 비교한 그림이다. 받음각 3.86도의 경우 실험 결과와 유사하며, 받음각 7.86도에 경우에도 최소 압력 계수 값을 제외하고는 유사한 결과를 보이고 있다. 받음각 7.86도 이하의 조건에서는 계산 결과를 신뢰할 수 있으므로 계산 조건을 7.86도 이하로 설정하여 수치해석을 수행하였다.

3.3 착빙 형상 비교

Fig. 5는 조건 1에서의 착빙 형상과 부착율을 비교한 그림으로 LEWICE의 결과와 유사한 착빙 형상이 예측되는 것을 볼 수 있다. Fig. 6은 격자의 생성 방법에 따른 형상 차이를 2분의 간격으로 보여주는 그림으로 4분까지는 격자의 생성 방법에 따른 차이가 미미하나 그 이후부터는 최대 두께에서 차이가 난다. Fig. 3(b)에서처럼 수직한 방향으로 격자를 생성하

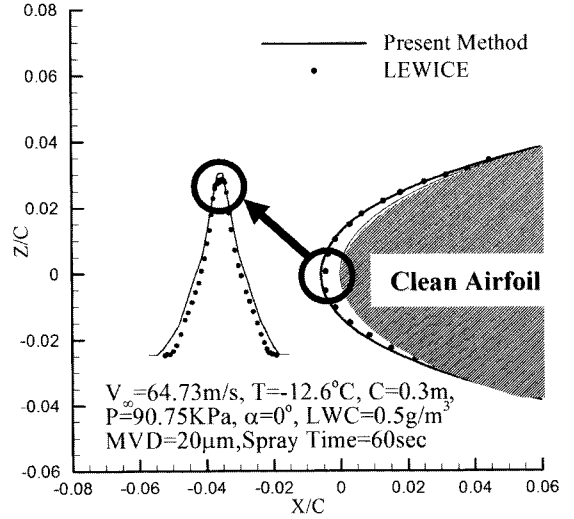


Fig. 5 Comparison of iced geometry with LEWICE (Case 1)[10]

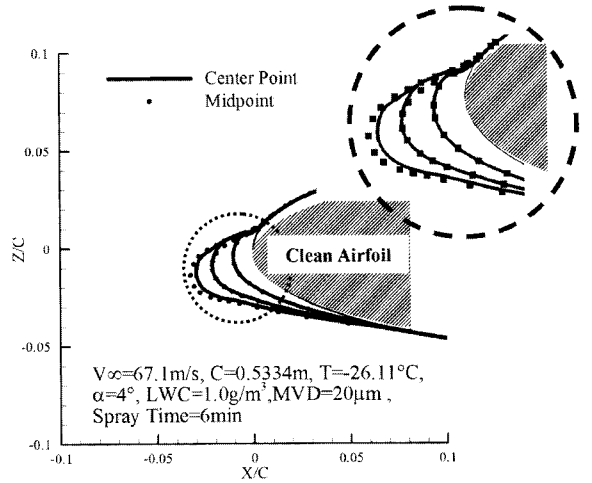


Fig. 6 Effect of redefine method on iced geometry

Table 1 Calculation characteristics

	조건 1	조건 2
MVD	20 μm	20 μm
V_∞	67.3m/s	67.1m/s
Temperature	-12.6 $^\circ\text{C}$	-26.1 $^\circ\text{C}$
LWC	0.5g/m ³	1.0g/m ³
Chord	0.3m	0.53m
α	0 $^\circ$	4 $^\circ$
Spray Time	1 Min	6 Min

는 방식에 비해 Fig. 3(c)의 방법이 착빙되는 얼음의 두께가 얇다. Fig. 7은 조건 2에서 LEWICE 및 실험의 착빙 형상을 비교한 그림으로 수직한 방향으로 생성하는 방법에 비해 중점을 있는 방법이 LEWICE에 비해 얼음의 두께가 작으며 윗면의 최대 부착위치는 낮게 예측되는 것을 볼 수 있다. 수직 방향 격자 생성법은 최대 착빙 두께가 LEWICE보다 8%정도 크게 계산되었으나, 전반적인 착빙 형상은 중점을 이용한 방법보다 더 유사하게 계산되었다. 얼음의 최대 두께보다 얼음의 부착 위치와 전반적인 형상의 예측이 날개의 공력성능에 더 큰 영향을 미치므로 수직 방향 격자 생성법이 더 정확한 결과를 나타낸다고 볼 수 있다.

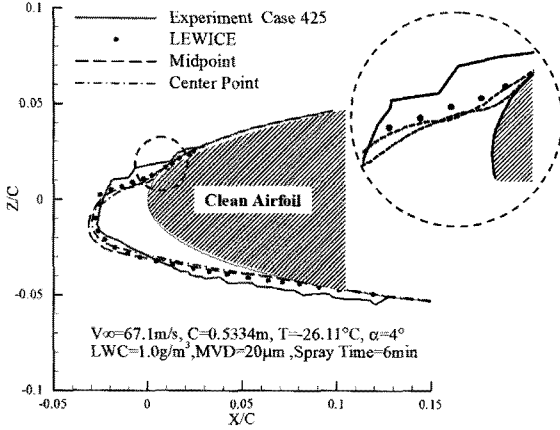


Fig. 7 Comparison of iced geometry with LEWICE and experiment (Case 2)[11]

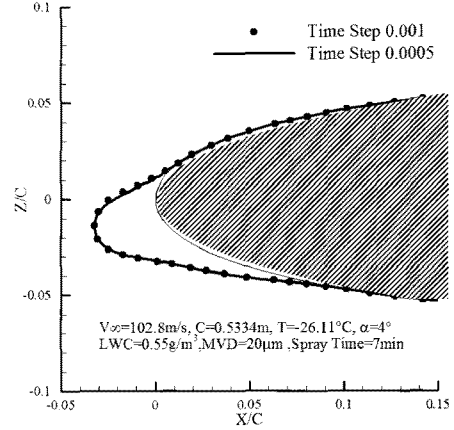


Fig. 9 Effect of calculation time step on iced geometry

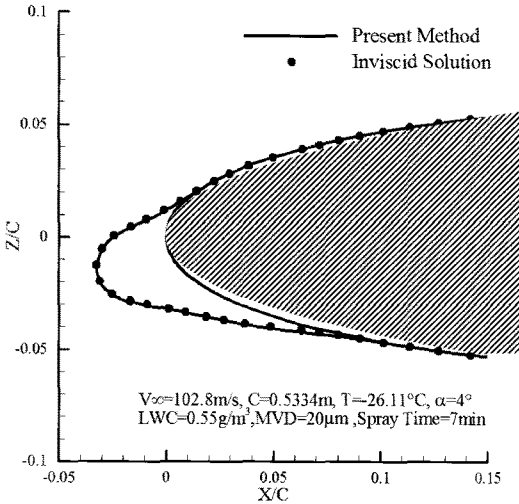


Fig. 8 Effect of boundary layer on iced geometry

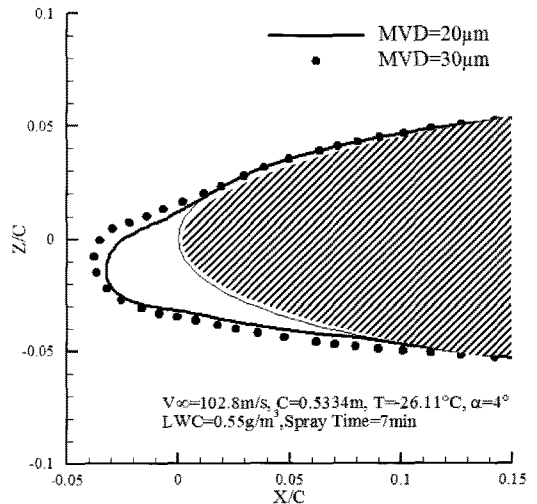


Fig. 10 Effect of MVD on iced geometry

4. 착빙 형상에 영향을 미치는 변수의 효과

착빙 형상의 계산에는 여러 변수들이 영향을 미칠 수 있는데, 충돌지점에 영향을 미칠 수 있는 경계층의 영향과 입자의 공기저항에 영향을 미치는 MVD, 초기 입자의 분무개수, 각 격자의 얼음 두께를 계산하는 부착물의 보간 방법의 영향을 살펴보았다.

4.1 경계층 및 계산 시간 간격의 영향

경계층 내부에서는 날개표면 근처의 속도 분포가 크게 달라지므로, 착빙 형상에 미치는 영향이 클 것으로 예상되나, 경계층의 유무에 의한 착빙 형상 변화를 비교해 보면 영향이

거의 없음을 Fig. 8에서 볼 수 있다. 이는 입자 궤적의 계산 시간 간격이 길어 입자가 경계층을 통과하지 않고 바로 표면에 충돌하여 경계층의 고려가 되지 않을 수 있으므로 시간 간격을 줄여 보았다. Fig. 9는 입자 궤적의 계산 시간 간격에 따른 변화를 나타내며 경계층의 두께가 날개 길이에 비해 매우 얇아 입자의 충돌위치에는 큰 영향을 미치지 않음을 알 수 있다.

4.2 MVD(평균 입자 직경)의 영향

MVD(Mean Volumetric Droplet diameter)는 입자의 평균 직경으로, 식 (9)를 다시 살펴보면 $C_{D_i}/4D$ 의 값에 따라서 입자에 작용하는 공기저항의 크기가 변하게 된다. 공기저항 계

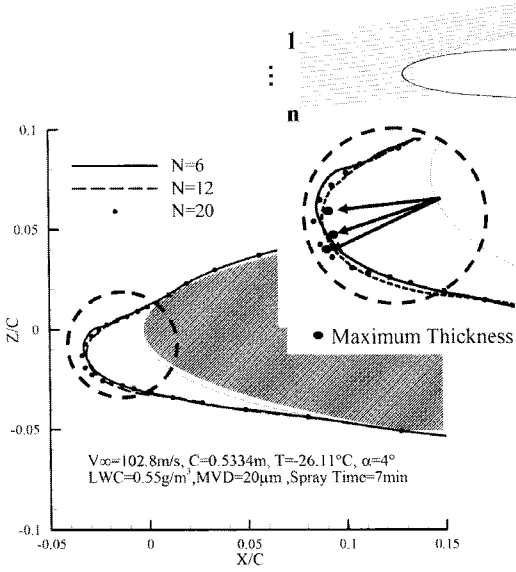


Fig. 11 Effect of sprayed particle number on iced geometry

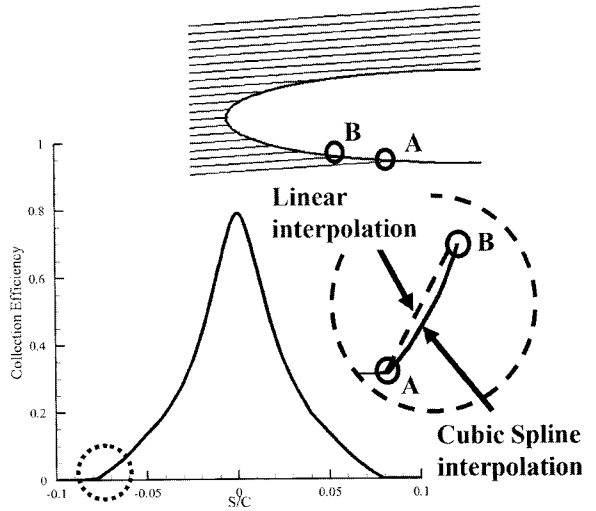


Fig. 13 Difference between two interpolation methods

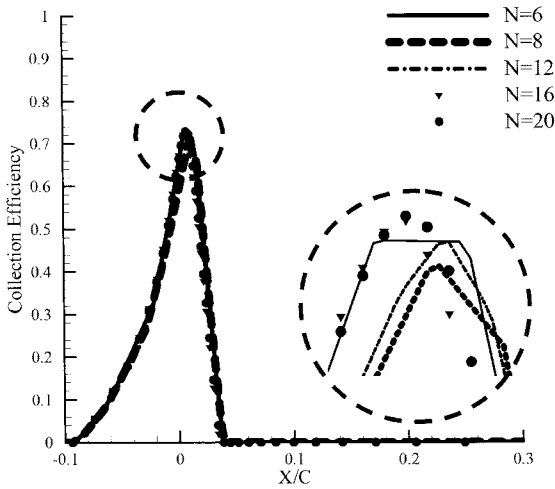


Fig. 12 Effect of sprayed particle number on collection efficiency

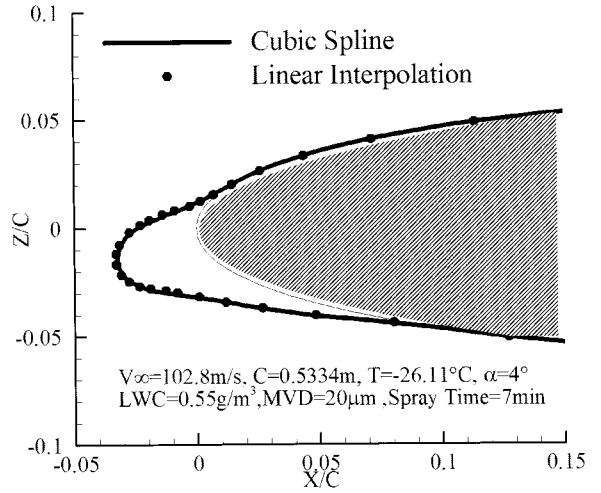


Fig. 14 Effect of interpolation method on iced geometry

수를 나타낸 식을 살펴보면, 식 (11)은 $(24\nu)/(4V_r D^2)$ 로 식 (12)는 $(12\sqrt{\nu})/(4V_r D\sqrt{D})$ 로 나타나며 두 경우 모두 직경이 증가함에 따라 $C_{D_i}/4D$ 값이 감소하는 것을 알 수 있다.

날개를 고정하고 공기가 움직이는 경우 물방울 입자는 항공기의 진행방향과 반대 방향으로 이동하게 된다. 날개 앞전 부위에서는 유선의 방향이 급격히 변화할 때 공기 저항이 작을 경우, 물방울 입자는 관성에 의해 유선(Stream Line)을 따라 이동하지 못하고 직선 운동에 가까운 이동경로를 보이게 된다. 공기저항이 줄어들면 날개 앞전 근방에서 더 많이 충돌하여 얼음의 두께가 두꺼워 질 것으로 예상된다. Fig. 10은

MVD를 50% 증가시켜 비교한 결과로 입자의 직경이 증가할수록 착빙 형상이 더 두껍게 형성되는 것을 확인할 수 있다.

4.3 초기 분무 입자 개수의 영향

초기에 분무하는 입자의 수에 의한 착빙 형상의 영향을 살펴보기 위해 입자의 분무 개수를 변화시키면서 형상을 비교해 보았다. Fig. 11은 입자의 개수에 따른 착빙 형상을 비교한 그림이다. 날개 앞전 부분의 얼음의 형상이 차이나는 것을 제외하고는 전반적인 형상이 모두 일치한다. 앞부분에서의 형상 차이는 부착율의 계산을 위해 보간하는 과정에서 충돌지점의

숫자가 적을 경우 Spline곡선의 최대 지점이 변하기 때문에 생긴다. Fig. 12를 보면 부착율의 최대값이 개수에 따라 변하는 모습을 확인할 수 있다. 초기 부착율의 차이가 시간이 지날수록 차이가 누적되어 최종 착빙 형상에서 초기의 형상 차이가 이상의 변화를 일으키지만 Fig. 11과 Fig. 12에서 확인할 수 있듯이 입자의 개수가 8개 이상일 경우, 정체점의 위치가 동일한 방향으로 계산되며 형상의 차이도 미미한 것을 알 수 있다.

4.4 부착율 보간 방식의 영향

입자가 날개표면과 충돌한 격자들 사이에 있는 격자의 부착율을 계산하기 위해서는, 충돌 지점의 부착율을 보간하여 격자별 부착율을 계산한다. Fig. 13은 충돌 지점 사이 격자의 부착율을 계산하는 보간법을 설명하는 그림으로 선형보간법과 Cubic-Spline보간법의 차이를 볼 수 있다. Fig. 14는 보간 방법의 차이로 인한 착빙 형상의 영향을 알아보기 위해 선형보간법과 Cubic-Spline보간법을 이용하여 계산한 착빙 형상의 비교 그림이다. 12개의 입자를 날개 앞쪽 -1.65C 지점에서 분무하여, 착빙 형상을 계산하였다. 선형 보간법에 비해 Cubic-Spline방식이 부착율이 더 크게 예측되는 경향이 있으나, 7분간의 착빙 후에도 최종 착빙 형상에 미치는 영향은 미미한 것을 볼 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 서리얼음의 착빙 형상을 예측하는 프로그램을 개발하고, 개발된 프로그램을 실험 결과와 유사한 기능의 다른 프로그램의 결과와 비교하여 검증하였고, 착빙 형상에 영향을 미칠 수 있는 요소들이 얼마나 최종 착빙 형상의 변화를 일으킬 수 있는지 알아보았다. 서리얼음 상태의 착빙 형상 계산에 있어 경계층의 영향을 알아본 결과 경계층의 두께가 코드에 비해 아주 얇아 입자의 충돌 지점 변화에 미치는 영향은 미미하였고, MVD의 증가에 따라 입자의 공기저항이 감소하여 착빙되는 얼음의 양이 증가되는 것을 확인할 수 있었다. 그리고 부착율의 보간법은 초기에 분무되는 입자의 수가 충분할 경우 큰 영향은 미치지 않는 것으로 나타났다. 격자의 재생성 방법에 따라서 최대 두께 및 얼음 부착 지점이 차이나 났으며 특히 착빙 시간이 길 경우 두께에 큰 영향을 미치는 것을 확인할 수 있었다. 현재 사용하는 격자 생성 방법이 LEWICE의 결과와 비교할 때, 전반적인 형상 예측은 유사하나 최대 두께 및 실험 결과와 차이를 보이고 있어 이에 대한 추가적인 연구가 필요하다고 판단된다. 향후 유리얼음(Glaze Ice)상태의 착빙 형상을 예측하기 위한 연구를 진행할 계획이다.

후 기

이 논문은 2008년도 정부재원(교육인적자원부 학술연구조성사업비)으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 연구되었음 (KRF-2008-314-D00170)

본 연구의 패널해석기법은 부산대학교 항공우주공학부 이재원의 지원을 받았으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 2000, Gent, W.R., Dart, N.P. and Cansdale, J.T., "Aircraft Icing," *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, Vol.358, No.1778, pp.2873-2911.
- [2] 2002, *Aircraft Icing*, AOPA Air Safety Foundation, pp.1-3.
- [3] 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*, Lewis Research Center, pp.1-5.
- [4] 2008, 이홍섭, "항공기 등록 현황, 국토해양부 정기통계," 국토해양부.
- [5] 2008, *Top 30 airports by cargo tonnage 2007*, Airport Council International.
- [6] 1980, Abu-Ghannam, B.J. and Shaw, R., "Natural Transition of Boundary Layers-The Effects of Turbulence, Pressure Gradient, and Flow History," *Journal of Mech. Eng. Sci.*, Vol.22, pp.213-228.
- [7] 1974, Hobbs, P.V., *Ice Physics*, Oxford University Press, Ely House, London.
- [8] 1969, Beard, K.V. and Pruppacher, H.R., "A Determination of the Terminal Velocity and Drag of Small Water Drops by Means of a Wind Tunnel," *Journal of the Atmospheric Science*, Vol.26, pp.1066-1072.
- [9] 1981, Harris, C.D., "Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil in the Langley 8-Foot Transonic Pressure Tunnel," *NASA-TM-31927*, Langley Research Center, pp.57-69.
- [10] 1990, Ruff, G.A. and Berkowitz, B.M., "User Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code (LEWICE)," *NASA CR-185129*, Lewis Research Center, pp.132-136.
- [11] 1999, Wright, W.B. and Rutkowski, A., "Validation Results for LEWICE 2.0," *NASA/CR-1999-208690*, Lewis Research Center, pp.599-675.