論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.8.747

2차원 에어포일의 유리얼음 형상 예측 코드 개발

손찬규*, 오세종**, 이관중***

Prediction of Glaze Ice Accretion on 2D Airfoil

Chankyu Son*, Sejong Oh** and Kwanjung Yee***

ABSTRACT

The ice accreted on the airfoil is one of the critical drivers that causes the degradation of aerodynamic performance as well as aircraft accidents. Hence, an efficient numerical code to predict the accreted ice shape is crucial for the successful design of de-icing and anti-icing devices. To this end, a numerical code has been developed for the prediction of glaze ice accretion shape on 2D airfoil. Constant Source-Doublet method is used for the purpose of computational efficiency and heat transfer in the icing process is accounted for by Messinger model. The computational results are thoroughly compared against available experiments and other computation codes such as LEWICE and TRAJICE. The direction and thickness of ice horn are shown to yield similar results compared to the experiments and other codes. In addition, the effects of various parameters - temperature, free-stream velocity, liquid water contents, and droplet diameter - on the ice shape are systematically analyzed through parametric studies.

초 록

날개위에 쌓인 얼음은 날개의 공기역학적 성능을 저하시키고 항공기 사고를 야기하는 주요한 원인이 된다. 결빙된 날개의 형상 예측 연구는 얼음으로 변형된 날개의 공기역학적 성능 파악과 제빙·방빙 장치 설계에 선행 되어야 한다. 이를 위해 본 연구에서는 2차원 익형에 발생하는 유리얼음 형상을 예측할 수 있는 코드를 개발하였다. 계산의 효율성을 위해 익형 주위의 유동장 계산은 정상 용출 및 중첩 패널기법을 사용하였고 날개표면과 날개에 유입된 물의 열전달은 Messinger 모델을 통해 고려하였다. 본 코드의 해석 결과는 실험 및 LEWICE 등 기존 해석 프로그램과 상호 검증되었다. 결빙형상의 주요한 요소인 얼음 뿔의 진행 방향 및 얼음 두께는 실험 및 타 프로그램과 유사한 결과를 나타내었다. 또한 대기온도, 수증기 함량, 입자 반지름, 자유류 등이 착빙 형상에 미치는 영향을 체계적으로 분석하였다.

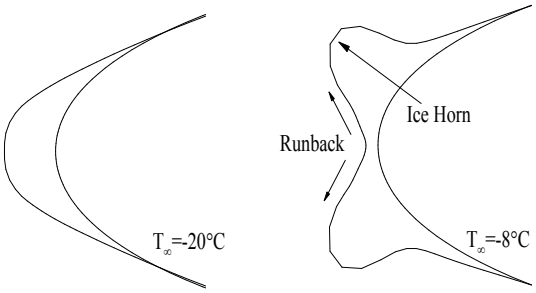
Key Words : Aircraft Icing(항공기 착빙), Rime Ice(서리얼음), Glaze Ice(유리얼음), Equilibrium Temperature(평형 온도), Freezing Fraction(결빙비), Collection Efficiency(부착율)

† 2010년 5월 12일 접수 ~ 2010년 6월 28일 심사완료

* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원
** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과
*** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : daedalus@pusan.ac.kr
부산시 금정구 장전동 산 30번지

Ⅰ. 서 론

결빙형상(Iced Geometry)은 대기온도, 자유류 속도, LWC(Liquid Water Contents)등의 주변 영향 인자에 따라 크게 서리얼음(Rime Ice)과 유리



(a) Rime ice shape (b) Glaze ice shape

Fig. 1. Iced geometry

얼음(Glaze Ice)으로 구분된다. 먼저 서리얼음은 -20℃이하의 낮은 온도에서 발생한다. 이 경우 대기 중 수증기 입자는 항공기 날개와 충돌 후 즉시 결빙하기 때문에 Fig. 1 (a)와 같이 익형과 유사한 완만한 곡선을 띈다. Fig. 1 (b)와 같은 유리얼음은 서리얼음에 비해 상대적으로 높은 온도에서 발생한다. 이때, 유입된 수증기는 표면을 따라 흐르면서 지속적인 열 교환으로 얼음 뿔(ice horn)을 형성한다. 유리얼음은 열 교환을 해석하기 위한 열역학 모델이 추가되어 서리얼음에 비해 코드의 개발과 해석이 어렵다.

결빙이 발생한 익형은 공기역학적 성능이 감소한다. 결빙에 의한 표면 거칠기의 변화는 익형 주위의 유동을 난류 유동으로 바꾸어 양항비를 감소시킨다. 얼음 뿔이 발생한 유리얼음의 익형은 뿔 후부에서 유동박리를 일으켜 Fig. 2와 같이 심각한 공기역학적 성능저하를 유발한다. 실험[1]에 따르면 유리얼음 익형은 50%의 양력손실, 급격한 항력 증가와 더불어 24%의 실속 속도 증가로 항공기 사고와 연결될 수 있다.

항공기 착빙 사고는 착빙된 익형의 공기역학적 특성 파악과 제빙·방빙 장치의 설계로 예방할 수 있다. 결빙형상 연구를 통해 얻은 형상으로 결빙익형의 공기역학적 특성을 파악하기 때문에 형상 예측 연구가 필수적이다. 또한 결빙형상 예측연구는 제빙·방빙 장치의 설계 시 요구되는 열용량의 예측에 이용될 수 있다. 따라서 형상예측 연구는 제·방빙 장치의 설계를 위한 해석툴로 이용 가능하고 수행이 곤란한 실험을 대신할 수 있는 유용한 도구가 된다. 따라서 결빙형상 예측은 착빙관련 연구에서 중요한 분야 중 하나이다.

해외에서는 1980년대 이후 착빙 형상예측 관련연구가 지속적으로 이루어지고 있다. 미국 NASA에서는 착빙 형상 예측과 제빙 및 방빙 장치의 설계에 적용하기 위한 LEWICE를 개발하였다. 프랑스의 ONERA도 이와 유사한 프로그램을

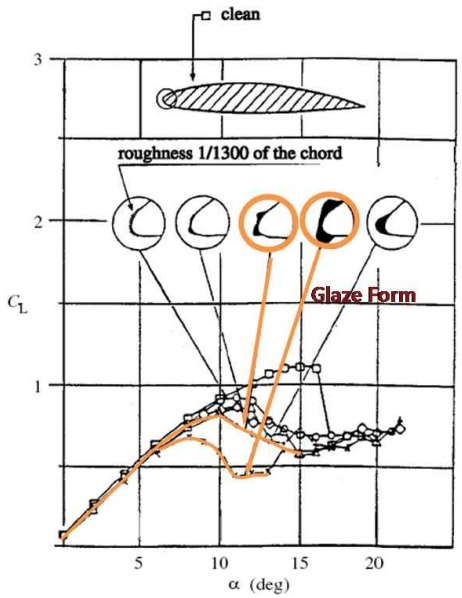


Fig. 2. Lift coefficients of iced airfoil[1]

개발하여 항공기 설계에 사용하고 있다. 영국의 DRA(現 QinetiQ)에서도 TRAJICE라는 프로그램을 개발 하였다[2]. 반면 국내에서는 상용 프로그램인 FENSAP-ICE를 이용한 착빙형상 해석 연구[3,4]를 진행하고 있고, 서리얼음의 형상 예측 연구[5]를 진행하였다.

CFD를 이용한 유동장 해석은 고정확도 해석이 가능하나 계산시간의 제약이 발생한다. 2차원 날개에 결빙되는 결빙 형상 예측을 위한 계산은 반복을 요하므로 현재 발달된 컴퓨팅 기술에도 많은 계산 자원이 필요하다. 또한 복잡한 착빙형상은 격자의 생성과 해의 수렴성에 어려움을 준다. 이에 반해 NASA, DRA, ONERA는 2D-Panel 또는 2D-Potential 방법을 적용하고 있다. 이와 같은 방법은 CFD에 비해 정밀한 유동장 해석은 제공하지 못하나 공학적 수준의 신뢰도, 격자 생성의 용이성, 반복 계산의 효율성을 가진다. 따라서 본 논문에서는 2차원 에어포일의 착빙형상 예측의 기초연구로 2D-Panel기법을 적용하였다. 코드는 모듈화되어 정밀한 형상 예측이 요구되는 경우 CFD로의 확장성을 갖도록 하였다. 열역학 모듈은 NASA, DRA, ONERA등에서 표준적으로 사용하고 있는 Messinger 모델[6]을 적용하였다.

개발된 프로그램의 결과로 실험 및 타 수치해석 결과와 상호 검증하고 착빙 형상에 영향을 주는 주변 영향 인자에 대한 파라메터 분석을 실시하였다.

Ⅱ. 본 론

본 논문에서는 착빙 형상을 예측하기 위해 Fig. 3과 같이 네 가지 과정을 수행하였다. 1)표면격자를 입력받은 Aerodynamic solver는 날개 주위의 속도 벡터를 계산한다. 2)계산된 속도 벡터로부터 얼음 입자의 궤적, 입자가 날개에 충돌되는 위치, 부착율(collection eficiency) 및 대기로부터 유입되는 수증기량을 결정한다. 3)유입되는 수증기량과 Messinger 모델을 통해 표면에 결빙되는 얼음의 양과 표면을 따라 흐르는 물의 양(runback water)을 결정한다. 4)계산된 얼음의 질량으로 표면에 쌓이게 되는 얼음의 두께를 결정하고 그 두께만큼 표면을 전진시켜 새로운 표면 격자를 형성한다. 새로 생성된 표면격자로 앞서 언급된 과정을 반복하여 주어진 착빙 시간동안의 얼음의 형상을 예측한다.

2.1 Aerodynamic solver

일반적인 착빙현상은 마하수 0.3~0.4이하에서 발생한다. 마하수 0.4보다 속도가 높은 경우 공기역학적 가열에 의해 해빙이 일어나므로 착빙영역은 비압축성 영역으로 가정할 수 있다. 비압축성의 착빙환경에서 2차원 정상 용출 및 중첩 패널기법은 신뢰할만한 결과를 제공한다.

공기의 점성효과를 고려하기 위해 경계층 모델을 적용하였다. 표면조도 기준 레이놀즈수 600을 넘으면 천이가 일어난다고 가정[7]하였고 경계층 계산은 적분 방법을 사용하였다. 층류 경계층은 식(1)과 같이 Thwaite-Walz방법[8]을 사용하였으며 난류경계층의 경우 식(2)와 같다[9].

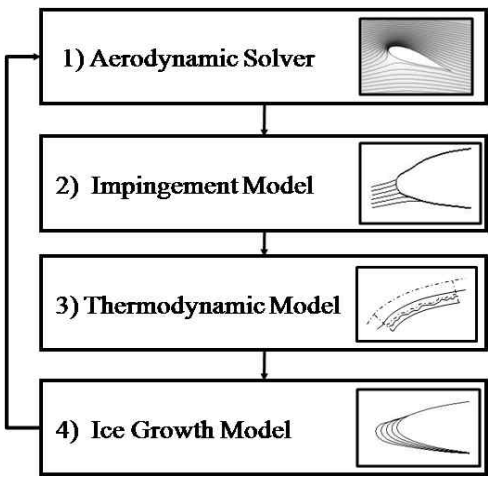


Fig. 3. Procedure of ice shape prediction

$$\theta_l^2(x) = \frac{0.45\nu}{U_e^6(x)} \int_0^x U_e^5(x)dx \quad (1)$$

$$\theta_t = \left[\frac{0.0156}{u_e^{4.11}} \int_{S_{tr}}^{s} u_e^{3.86} \right]^{0.8} + \theta_l \quad (2)$$

$$h_{c,l}(s) = 0.296 \frac{\lambda}{\sqrt{\nu}} \left[V_e^{2.88} \int_0^s V_e^{1.88} ds \right]^{-1/2} \quad (3)$$

$$h_{c,t}(s) = \left[\frac{c_f/2}{\mathrm{Pr}_t + \sqrt{c_f/2}\,(1/St_k)} \right] \rho V_e C_p \quad (4)$$

경계층 계산에 의해 공기의 열전달 계수가 결정된다. 층류의 경우 식(3)과 같고, 난류의 경우 식(4)와 같다[9].

얼음형상의 예측은 Fig. 3의 1)~4)과정이 반복된다. 각각의 과정 중 가장 많은 시간이 소요되는 부분은 날개 주위의 속도벡터를 얻기 위한 유동장 계산이다. 현재 발달된 컴퓨팅 기술에도 결빙형상 예측에서 고정밀도의 CFD해석은 질과 양적인 계산자원이 필요하고 계산시간의 효율이 떨어진다. 또한 잘 설계된 익형에 비해 Fig. 1 (b)와 같은 복잡한 형상은 격자를 형성하는 추가적인 연구가 필요하고 해의 수렴성을 저해한다. 따라서 본 논문에서는 형상 예측 연구의 기초로 패널기법을 사용하였다. 그러나 추후 요구되는 정밀 형상 예측과 컴퓨팅 기술의 발달을 고려하여 현 유동장 및 입자충돌, 열역학 모델, 표면격자의 생성 등을 각각 모듈로 구성하여 고정밀도 해석이 가능하도록 하였다.

2.2 Impingement model

익형 표면에 유입되는 수증기의 질량은 직접 계산할 수 없다. 따라서 Fig. 4와 같이 초기 입자간의 간격과 입자가 부착되는 간격의 비를 통해 유입되는 수증기량을 결정한다.

수증기 입자가 날개에 부착되는 위치는 부력, 중력 그리고 항력을 고려하여 식(5)와 같은 운동방정식을 통해 계산할 수 있다. 이때 부력의 영

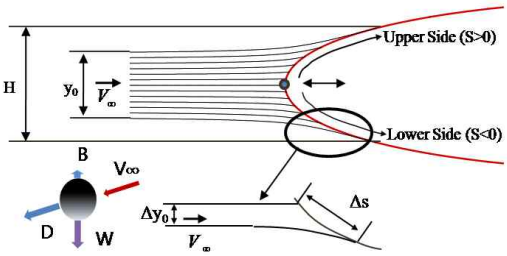


Fig. 4. Concept of collection efficiency

향은 미미하여 무시하였으며 식(5)를 정리하여 입자의 가속도에 대한 항으로 표현하면 식(6)과 같다. 계산된 가속도와 현재위치, 속도를 사용하여 수치적분을 적용하면 단위 시간 간격동안 입자의 이동거리와 속도를 계산 할 수 있다. 이를 반복하여 입자의 궤적을 계산할 수 있으며 날개 위에 충돌하는 입자의 위치가 결정된다.

$$m_d\vec{a_d}=(\rho_d-\rho_{air})V_d\vec{g}+\frac{1}{2}\rho_{air}SC_{D_d}|\vec{V_f}-\vec{V_d}|(\vec{V_f}-\vec{V_d}) \quad (5)$$

$$\vec{a_d}=\left(1-\frac{\rho_{air}}{\rho_d}\right)\vec{V_d g}+\frac{\rho_{air}}{\rho_d}\frac{C_{D_d}(\vec{V_r})^2}{4D} \quad (6)$$

$$\beta=\frac{\triangle y_o}{\triangle s} \quad (7)$$

$$\dot{m}_{com}=LWC\bullet V_\infty\beta\triangle s \quad (8)$$

입자의 부착 위치가 결정되면 초기 입자간의 간격과 부착된 입자간의 간격의 비인 부착율(collection efficiency)을 식(7)과 같이 정의한다. 이를 통해 식(8)과 같이 대기에서 유입되는 수증기의 질량을 결정할 수 있다.

2.3 Thermodynamic model

표면과의 지속적인 열 교환은 Messinger의 열역학 모델로 고려하였다. 각각의 패널에서 Fig. 5와 같이 검사 체적을 형성한다. 형성된 각각의 체적에서 식(9), 식(10)과 같이 질량과 에너지가 보존된다. 하첨자 *com*은 대기에서 표면으로의 유입을 의미한다. *out*은 표면에서 얼지 않고 다음 체적으로 흐르는 Runback을 의미하고 *in*은 이전 체적에서 발생한 Runback으로 현재 체적에 유입을 의미하며, *ice*는 현재 표면에 결빙, *eva*는 증발, *conv*는 대류에 의한 열전달을 의미한다.

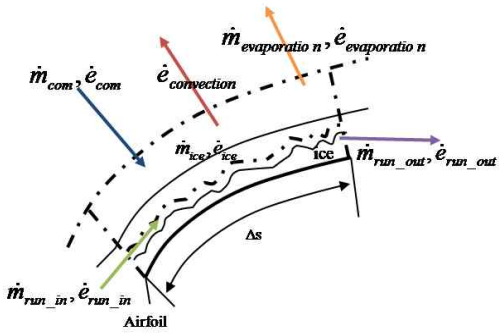


Fig. 5. Thermodynamic control volume

$$\dot{m}_{com}+\dot{m}_{in}=\dot{m}_{ice}+\dot{m}_{out}+\dot{m}_{eva} \quad (9)$$

$$\dot{E}_{com}+\dot{E}_{in}=\dot{E}_{ice}+\dot{E}_{out}+\dot{E}_{eva}+\dot{E}_{conv} \quad (10)$$

$$\dot{m}_{eva}=\frac{h_c}{Cp_{air}}\left(\frac{\mathrm{Pr}}{Sc}\right)^{0.667}\times\frac{P_{v,sur}/T_{sur}-r_h(P_e/T_e)(P_{v,sur}/P_s)}{(1/0.622)(P_e/T_e)(P_{v,sur}/T_{sur})}\triangle s \quad (11)$$

$$f=\frac{\dot{m}_{ice}}{\dot{m}_{com}+\dot{m}_{in}} \quad (12)$$

$$\dot{m}_{ice}=f(\dot{m}_{com}+\dot{m}_{in}) \quad (13)$$

$$\dot{m}_{out}=(1-f)(\dot{m}_{com}+\dot{m}_{in})-\dot{m}_{eva} \quad (14)$$

식(9)에서 $\dot{m}_{com}$은 앞의 과정인 입자 충돌 모델로부터 주어진다. 계산은 정체점에서 뒷전으로 진행된다. 정체점에서는 이전격자로부터 유입되는 Runback이 없으므로 $\dot{m}_{in}$, $\dot{E}_{in}$ 은 0이 된다. 따라서 Runback water의 양, 결빙되는 얼음량, 증발량이 미지수가 된다. 증발량은 식(11)과 같이 표면 온도에 대한 함수가 되고[10], 체적에 유입되는 전체 물의 양과 어는 얼음의 비인 결빙비(freezing fraction)를 식(12)와 같이 정의하면 결빙되는 얼음의 양은 식(13), 흐르는 물의 양은 식(14)와 같다. 미지수인 모든 항을 표면온도와 결빙비의 함수로 표현할 수 있고 표면온도와 결빙비는 에너지 보존법칙에 의해 결정된다.

식(10)의 에너지 보존법칙의 왼쪽항인 대기에서 표면에 유입되는 양과 이전 패널에서 유입되는 양은 각각 식(15), 식(16)과 같다.

$$\dot{E}_{com}=\dot{m}_{com}\left[C_{p,water}(T_{sur}-T_{ice})+V_\infty^2/2\right] \quad (15)$$

$$\dot{E}_{in}=\dot{m}_{in}\left[C_{p,water}(T_{sur(i-1)}-T_{ice})\right] \quad (16)$$

에너지 보존법칙의 오른쪽 항은 아래의 식(17-20)과 같고 모든 항은 결빙비와 표면 온도에 대한 함수로 표현된다.

$$\dot{E}_{eva}=\dot{m}_{eva}\left[C_{p,water}(T_{sur}-T_{ice})+L_v\right] \quad (17)$$

$$\dot{E}_{conv}=h_c\left[T_{sur}-\left(T_e+\frac{r_cV_\infty^2}{2C_{p,air}}\right)\right]\triangle s \quad (18)$$

$$\dot{E}_{ice}=\dot{m}_{ice}\left[C_{p,ice}(T_{sur}-T_{ice})-L_f\right] \quad (19)$$

$$\dot{E}_{out}=\dot{m}_{out}\left[C_{p,water}(T_{sur}-T_{ice})\right] \quad (20)$$

이와 같이 표현된 각각의 항을 식(10)에 대입하여 정리하면 식(21)[10-12]과 같다.

$$\dot{m}_{com}\left[C_{p,w,s}(T_{sur}-T_{ice})+\frac{V_\infty^2}{2}\right]+\dot{m}_{in}\left[C_{p,w,s(i-1)}(T_{sur(i-1)}-T_{ice})\right]=h_c\left[T_{sur}-T_e-\frac{r_c V_e^2}{2C_{p,a}}\right]\triangle s+\dot{m}_{eva}\left[C_{p,w,s}(T_{sur}-T_{ice})+L_v\right]+f(\dot{m}_{com}+\dot{m}_{in})\left[C_{p,i,s}(T_{sur}-T_{ice})-L_f\right]+\left[(1-f)(\dot{m}_{com}+\dot{m}_{in})-\dot{m}_{eva}\right]C_{p,w,s}(T_{sur}-T_{ice}) \quad (21)$$

미지수인 표면온도를 빙점온도(0℃)로 가정하면 식(21)로부터 결빙비가 결정된다. 결정된 표면온도와 결빙비로부터 모든 항이 결정된다. 이때 가정된 표면온도는 결빙비의 정의와 표면의 상태로 판별한다.

표면 상태는 세 가지로 구분된다. 결빙되지 않는 liquid condition, 얼음과 물이 같이 존재하는 wet condition, 그리고 유입되는 전체 물이 결빙하는 dry condition이다. 결빙비는 물리적으로 0과 1사이의 값을 가진다. 결빙비가 0보다 작은 경우, 표면 상태가 liquid 상태로서 결빙비는 0의 값을 갖고 표면 온도는 빙점보다 높은 상태이다. 따라서 표면온도를 증가시켜 식(21)을 만족시킨다. 결빙비가 1보다 큰 경우는 dry 상태로서 결빙비는 1의 값을 갖고 표면 온도는 빙점이하로 감소시켜 식(21)을 만족 시킬 수 있다. 결빙비가 0과 1사이의 값을 가질 경우 표면온도는 초기 가정한 온도인 빙점의 온도이고 식(21)을 만족한다.

앞의 과정을 통해 결정된 표면 온도는 질량과 에너지 보존법칙을 만족 시키며 이때의 표면 온도를 평형 온도(equilibrium temperature)라 한다. 결정된 평형 온도와 결빙비로 각각의 질량과 에너지가 계산되고 얼음의 질량 또한 얻을 수 있다.

2.4 Ice growth model

새로운 표면격자는 다음과 같은 과정에 의해 생성된다. 먼저 식(22)와 같이 얼음의 질량과 밀도로 두께를 계산한다. 다음으로 이전의 표면격자를 수직한 방향으로 격자를 전진시킨다. 마지막으로 Fig. 6과 같이 중첩되는 격자의 끝을 평균하여 새로운 격자표면을 생성한다.

착빙에 노출되는 시간이 길어질수록 최초의 격자 길이에 비해 새로 생성된 격자의 길이가 길어져 형상의 왜곡이 발생한다. 이를 해결하기 위해 생성된 격자길이가 최초 격자 길이보다 2배 이상 길어질 경우 길어진 격자의 중간에 새로운 격자점을 생성함으로써 격자 길이의 증가로 인한 왜곡을 방지하였다[5].

$$h=\frac{\dot{m}_{ice}}{\rho_{ice}\triangle s}\triangle t \quad (22)$$

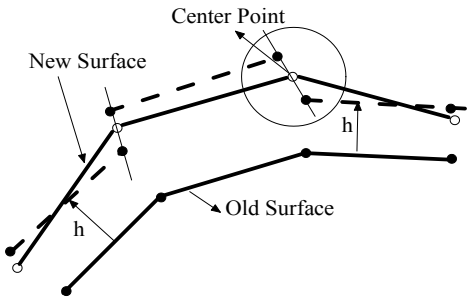


Fig. 6. Iced surface grid

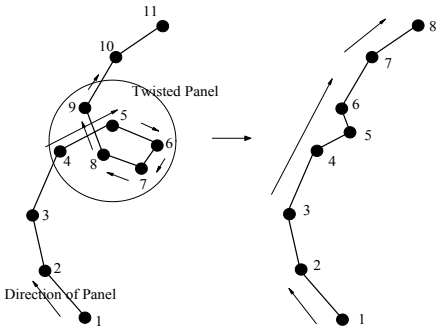


Fig. 7. Surface gird rearrangement

유리얼음 형상은 Runback의 영향으로 각 표면에서 성장 속도와 방향이 일정하지 않아 격자가 꼬인 채 성장한다. Fig. 7과 같이 격자가 뒤틀린 경우 격자의 교차점을 기준으로 새로운 격자번호를 부여하고 교점내부의 격자는 삭제하였다.

새로 생성된 격자는 유동장 해석을 위한 형상정보가 되고 Fig. 3의 과정을 노출된 착빙 시간동안 반복하여 얼음형상을 예측한다.

Ⅲ. 결 과

3.1 코드 검증

본 연구 결과의 검증을 위해 일곱 가지의 조건을 설정하였다. 두 가지의 서리얼음이 형성되는 조건과 다섯 가지의 유리얼음이 형성 조건이다. M_∞는 각각 0.18, 0.29, 0.32이고, LWC는 0.55, 0.6, 1.05g/㎥, 대기 온도는 -22.8, -16.7, -12, -6.6, -3.9℃등 다양한 대기조건에서 현재 개발된 프로그램을 검증하였으며 각각의 조건은 Table 1과 같다.

Rime 1(Fig. 8)과 Rime 2(Fig. 9)는 각각 -16.7℃와 -22.8℃로 Glaze 1~5 보다 낮은 대기온도

조건에서 수증기 입자가 날개 표면에 충돌과 동시에 결빙되는 서리얼음 조건이다. 주어진 조건에서는 결빙비가 모두 1이 되어 Runback에 의한 영향이 없고 외부 대기로부터 표면에 유입되는 얼음의 질량이 얼음 층 형성에 가장 큰 영향을 미친다. 그러나 이러한 서리얼음 조건에서도 승화와 대류에 의한 열전달이 존재하기 때문에 열역학 모델은 필수적이다. 대류와 승화를 고려하여 계산한 결과 얼음의 진행 방향과 얼음의 최대 두께가 두 조건에서 실험결과 및 LEWICE의 결과와 유사한 형상을 가진다.

Glaze 1(Fig. 10)과 Glaze 2(Fig. 11)는 다른 대기조건이 동일한 상태에서 대기온도를 각각 -12.2°C와 -6.6°C로 달리하여 실험결과 및 타 프로그램과 비교한 그림이다. 뿔의 방향이 정체점을 기준으로 상하로 나누어진 Double horn의 형상이 나타나는 결과로 윗면 뿔의 두께와 방향이 실험결과 및 타 프로그램에 의한 결과와 유사한 경향을 보인다. 아랫면에서 발생하는 뿔은 DRA의 해석결과만이 예측하였다. 본 논문과 NASA, ONERA의 열전달 계수의 값은 경계층 모델을 통해 계산된다. 반면 Glaze 1조건에서 DRA는 경계층 모델이 아닌 원형 실린더에서 계산한 값을 보정하여 사용하였다[2]. 그 결과 DRA는 아랫면에서 큰 열전달 계수를 얻어 아랫면의 얼음 뿔을 예측하였다. Glaze 2는 모든 프로그램이 경계층 모델을 이용한 방법으로 계산을 수행하였고 그 결과 본 논문의 결과와 NASA, ONERA, DRA의 결과는 유사한 결과가 도출됨을 확인할 수 있었다. Glaze 1과 Glaze 2를 통해 열전달계수의 값이 착빙 형상에 민감한 영향을 미치는 것을 확인하였다.

Glaze 3(Fig. 12)과 Glaze 4(Fig. 13)는 앞의 두 조건인 Glaze 1, Glaze 2에 비해 대기 온도와 자유류 속도가 낮은 조건으로 윗면에 하나의 얼음 뿔이 형성된다. 결빙익형의 공기역학적 성능에 직접적인 영향을 주는 요소는 얼음 뿔의 크기와 진행방향으로 본 논문의 결과 및 타 프로그램 모두 주어진 조건에서 뿔의 진행 방향 및 뿔의 크기를 예측하고 있고 아랫면에서 얼음두께 또한 실험결과와 유사하게 예측하고 있다. Glaze 4 조건에서는 다른 프로그램의 해석 결과보다 뿔의 진행방향과 두께를 보다 정확하게 예측하고 있다. 이러한 결과는 표면조도를 모델링 하는 방법에 의한 차이로 보이며 DRA는 표면조도를 예측할 수 있는 모델이 없어 0.1~0.5mm사이 임의의 값을 사용하고 ONEARA는 코드길이 기준 0.001의 값을 사용한다. 현재 사용된 방법은 LEWICE와 유사하게 자유류 속도, 대기 온도, LWC에 따라 표면조도를 반영할 수 있는 모델을 적용한 결과로 예상된다.

Glaze 5(Fig. 14)의 경우 실험결과 및 다른 5개의 프로그램과 검증 하였다. 현 조건에서는 결빙되는 얼음량, Runback, 증발량, 유입량 등이 비슷한 수준의 자릿수를 갖기 때문에 결빙비가 0과 1 사이의 값을 갖는 영역이 넓게 분포한다. ONERA의 경우 얼음 뿔을 크게 예측하고 있으며, CIRA의 경우 서리얼음 형상으로 예측하였다. 현재의 방법을 포함한 모든 프로그램에서 윗면에서의 Impinging Limit과 Runback이 끝나는 위치는 유사하게 예측하고 있으나 각각의 항에 적용되는 방법적 차이로 모든 프로그램이 다양한 결과를 보이고 있다. 현재 사용한 방법은 공기역학적 성능에 민감한 영향을 주는 얼음의 진행 방향 및 전체 얼음 형상이 실험결과 유사한 예측을 보이고 있다.

Table 1. Flow field conditions

	Rime1[13]	Rime2[13]	Glaze1[2]	Glaze2[2]	Glaze3[2]	Glaze4[2]	Glaze5[13]
NACA0012, α=4°, Chord=0.5334m							
V_∞(m/s)	102.8	102.8	93.89	93.89	58.1	58.1	102.8
T_∞(°C)	-16.7	-22.8	-12.2	-6.6	-6.9	-3.9	-11.1
P_∞(kPa)	90.76	90.76	92.06	92.06	95.61	95.61	90.76
LWC(g/m³)	0.55	0.55	1.05	1.05	1.3	1.3	0.6
MVD(μm)	20	20	20	20	20	20	15
Time(s)	420	420	372	372	480	480	384

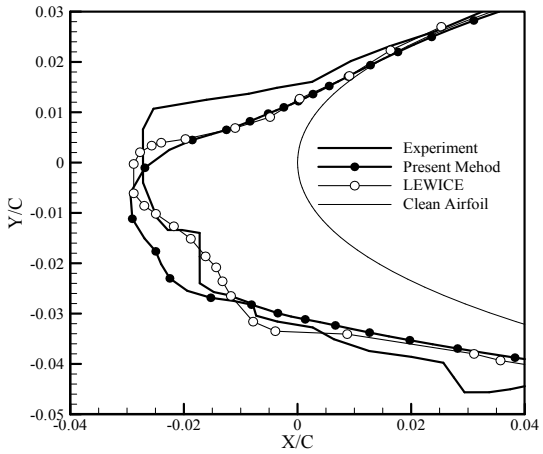


Fig. 8. Case rime 1[13]

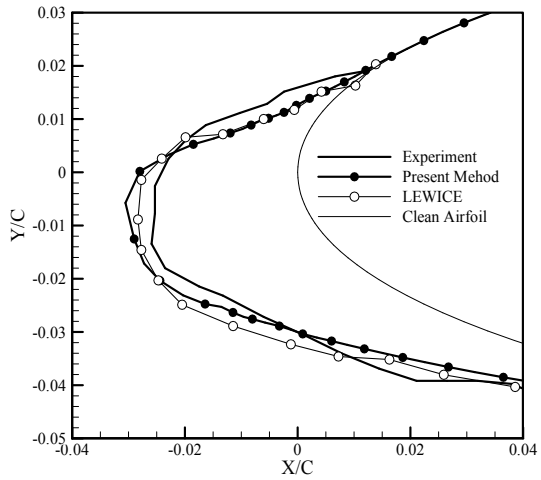


Fig. 9. Case rime 2[13]

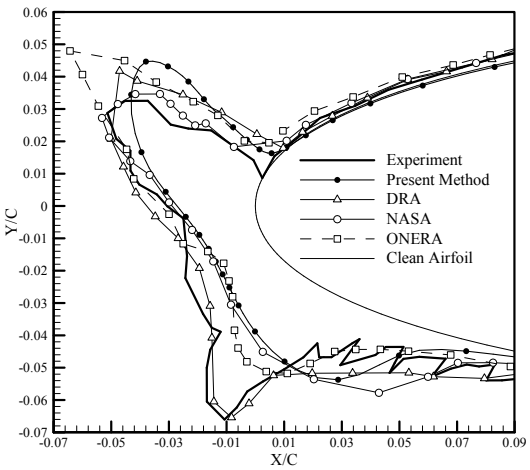


Fig. 10. Case glaze 1[2]

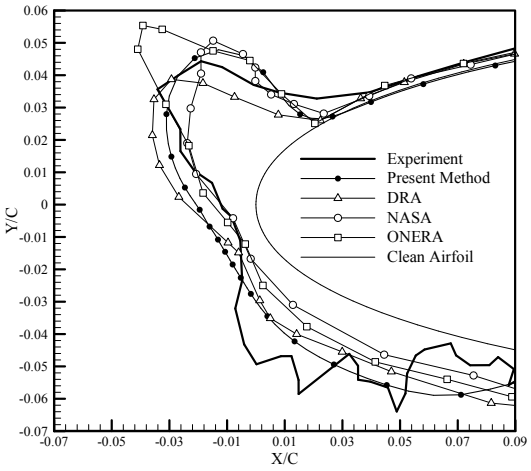


Fig. 11. Case glaze 2[2]

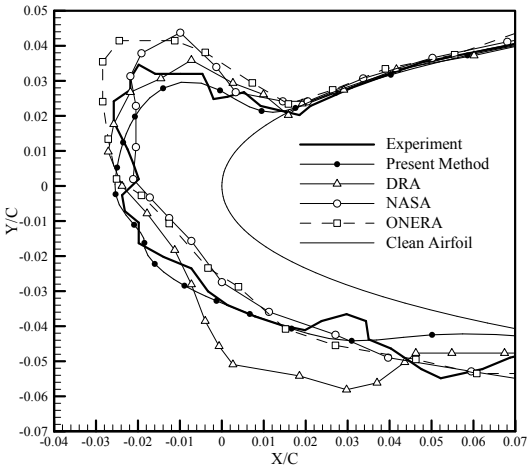


Fig. 12. Case glaze 3[2]

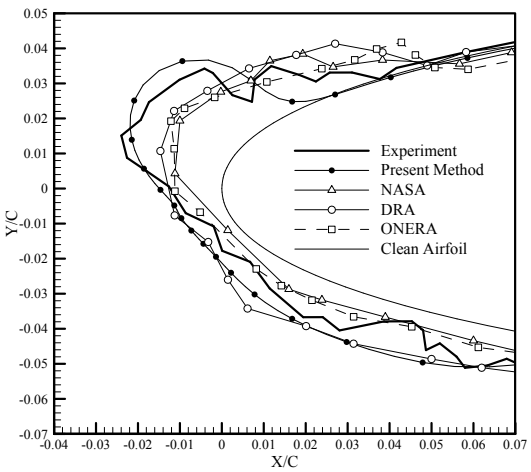


Fig. 13. Case glaze 4[2]

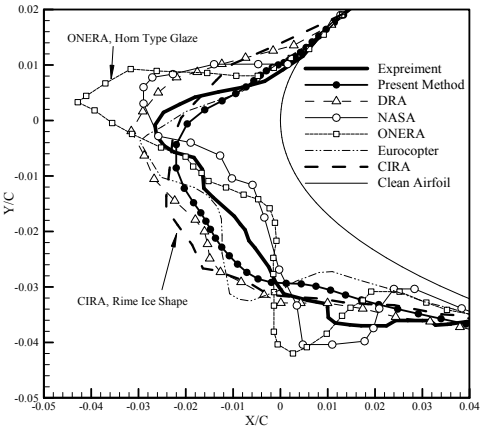


Fig. 14. Case glaze 5[13]

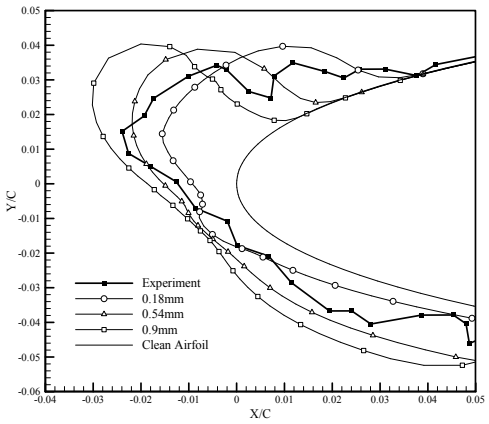


Fig. 17. Roughness effect

3.2 Parametric studies

표면조도

실제 얼음은 표면에 불규칙한 형태로 익형에 쌓이게 되나 Fig. 15와 같이 얼음의 높이가 k_s로 일정하게 모델링 할 수 있다[14].

모델링된 표면조도는 Fig. 16과 같은 과정에 의해 얼음의 형상을 변화 시킨다. 앞에서 언급한 것과 같이 표면 조도를 기준으로 천이점이 바뀌어 층류와 난류에서의 열전달계수의 값을 변화시킨다. 난류 경계층의 경우 식(4)와 같이 표현되며 c_f(skin friction coefficient), St_k(stanton number)는 각각 식(23), 식(24)와 같다[9]. 바뀐 열전달 계수는 증발량과 대류에 의한 열전달을 변화 시켜 전체 얼음 형상에 영향을 주게 된다.

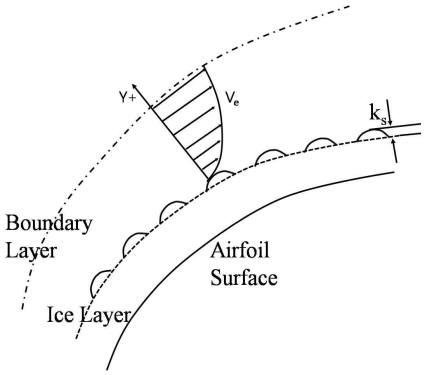


Fig. 15. Sand grain roughness

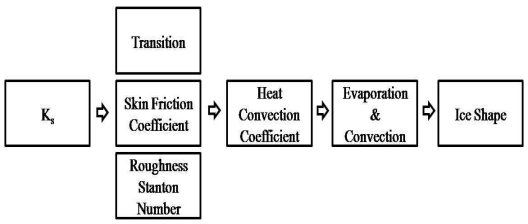


Fig. 16. Flow chart of the roughness effect

$$c_f = 0.3362\left[\ln\left(\frac{864\theta_k}{k_s}\right)+2.568\right]^{-2} \tag{23}$$

$$St_k = 1.16\left(\frac{Vk_s}{\nu}\right)^{-0.2} \tag{24}$$

$$\begin{aligned} k_s &= [k_s/c]_{V_\infty}[k_s/c]_{LWC}[k_s/c]_{T_\infty}k_s/s|_{base} \\ [k_s/c]_{V_\infty} &= 0.4289+0.0044139\,V_\infty \\ [k_s/c]_{T_\infty} &= 46.8384\left(\frac{T_\infty}{1000}\right)-11.2037 \\ [k_s/c]_{LWC} &= 0.571+0.246LWC+1.257LWC^2 \end{aligned} \tag{25}$$

Fig. 17은 Glaze 4의 조건에서 표면 조도에 따른 영향을 나타낸다. 표면 조도의 값이 증가 할수록 얼음 뿔의 두께는 증가하고 폭이 좁아진다. 이와 같이 얼음 뿔의 진행 방향과 두께에 민감한 영향을 미치는 표면조도 값을 모델링 하기위한 다양한 연구[15,16]가 진행되고 있으나 본 논문은 식(25)와 같이 자유류 속도, 대기 온도 및 LWC에 관한 함수로써 예측하였다[14].

자유류 속도

Fig. 18은 동일한 대기조건에서 자유류의 속도가 증가함에 따라 변하는 얼음 형상을 나타낸 그림이다. 낮은 자유류 속도에서는 익형과 유사한 완만한 곡선을 그리며 얼음이 성장한다. 그러나 자유류 속도의 증가는 자유류가 갖고 있던 운동

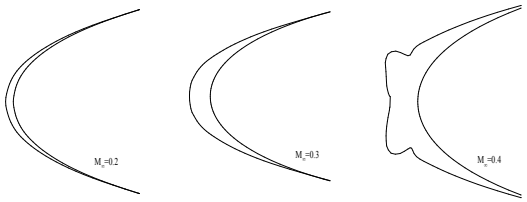


Fig. 18. The effect of freestream velocity (NACA0012, Chord=0.3m, α=0°, T∞=−12.6℃, P∞=90.75kPa, LWC=0.5g/m^3, MVD=20μm,120s)

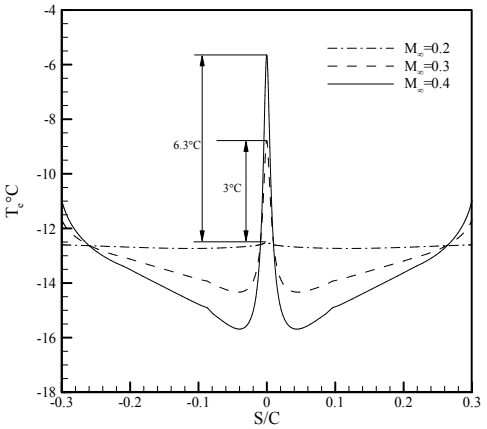


Fig. 19. Temperature at the boundary layer

에너지를 증가시킨다. M_∞=0.4의 경우 Fig. 19와 같이 대기온도가 -5.2℃까지 상승한다. 정체점에서 상승된 온도는 낮은 결빙비와 Runback을 형성하여 결빙되는 얼음을 얇게 형성한다. 낮은 자유류 속도(M_∞=0.2)에서 발생하지 않는 Runback이 높은 온도(M_∞=0.3)에서 발생한다. 발생한 Runback은 표면 온도가 낮아지는 곳에서 결빙되어 얼음 뿔을 형성하는 유리얼음 형상을 만든다.

LWC(Liquid Water Contents)

Fig. 20은 동일한 대기조건에서 LWC가 증가함에 따라 변하는 얼음 형상을 나타낸 그림이다. 동일한 조건에서 LWC의 증가는 Fig. 21과 같이 표면에 유입되는 수증기량을 증가시킨다. 표면에 유입되는 수증기량의 증가로 결빙되는 얼음이 많아져 얼음의 두께가 증가한다. 또한 표면에 결빙하지 않고 남는 Runback을 형성한다. 형성된 Runback은 표면을 따라 흐르다 온도가 낮은 곳에서 집중적으로 결빙하여 얼음 뿔을 형성한다. 유입되는 수증기량이 많아 적은 폭의 변화도 얼음형상을 크게 바꿀 수 있다.

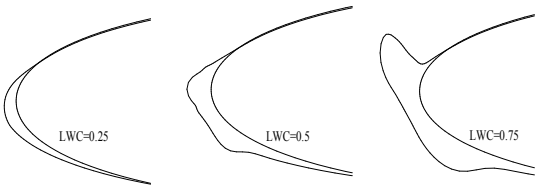


Fig. 20. The effect of LWC (NACA0012, Chord=0.3m, α=4°, T∞=−12.6℃, P∞=90.75kPa, V∞=129m/s, MVD=20μm,120s)

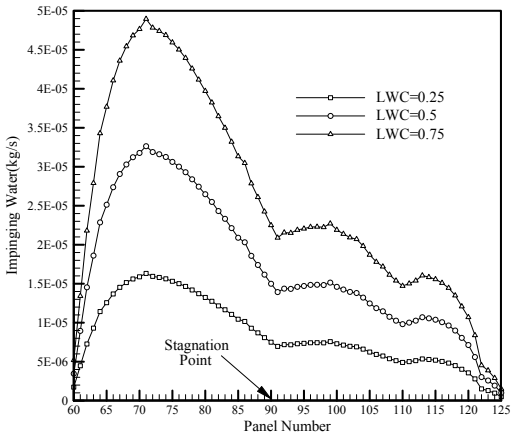


Fig. 21. Impingement mass from atmosphere

대기 온도

대기온도의 증가는 Fig. 22와 같이 정체점에서 얼음의 두께를 감소시킨다. 감소한 얼음량 만큼 Runback이 형성되어 유리얼음 형상을 만든다. 식(18)은 대기온도에 의한 냉각(convective cooling)과 공기의 운동에너지에 의한 가열(kinetic heating)로 구성된다. 낮은 대기온도에서는 냉각에 의한 효과가 지배적이다. 그로인해 충돌된 입자는 모두 결빙하고 결빙비는 1의 값을

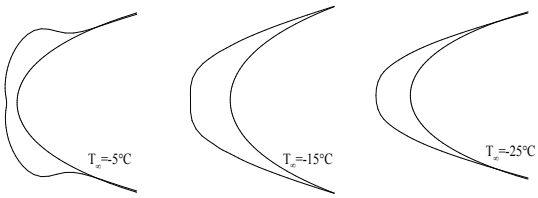


Fig. 22. The effect of ambient temperature (NACA0012, Chord=0.5334m, α=0°, V∞=131m/s, P∞=90.75kPa, LWC=0.5g/m^3, MVD=20μm, 240s)

갖는다. 이에 반해 높은 대기온도 조건은 낮은 조건에 비해 날개의 표면온도가 증가하여 Runback을 형성하고 생성된 Runback은 특정지점에 결빙하여 얼음 뿔 형상을 만든다.

MVD(Mean Volumetric Droplet diameter)

Fig. 23은 MVD가 각각 10, 30μm로 입자의 차이에 따른 착빙 형상의 변화를 타나낸 그림이다. 입자의 크기가 증가함에 따라 레이놀즈수가 증가하여 입자에 작용하는 항력이 줄어든다. 따라서 큰 입자의 경우 항력의 영향이 작아 입자가 그리는 유적선(pathline)은 유체의 유선(streamline)과 달리 관성에 의해 Fig. 24와 같이 직선에 가까운 이동 경로를 보이게 되어 날개위에 넓은 분포를 그린다. 동일한 익형의 경우 초기 입자가 출발하는 간격인 식(7)의 $\triangle y_0$가 넓어지는 효과로 대기에서 유입되는 물의 질량이 증가되어 보다 두꺼운 얼음의 형상을 갖게 된다. 그러나 유동장의 변화에 영향을 주지 않는 크기의 입자에서는 큰 의미가 없어 얼음 두께의 차이가 미미하게 변하였다.

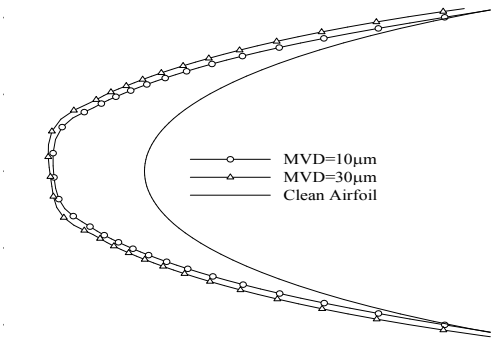


Fig. 23. The effect of MVD (NACA0012, Chord=0.5334m, α=4°, T_∞=-20℃, P_∞=90.75kPa, V_∞=129m/s, LWC=0.5g/m^3, 120s)

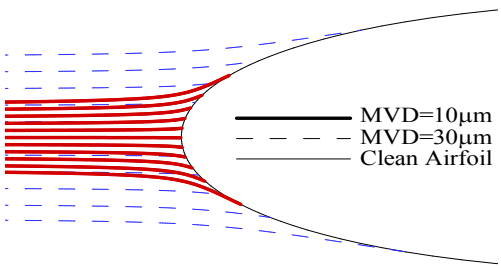


Fig. 24. Droplet trajectory

Ⅳ. 결 론

다양한 착빙 환경에서 얼음 형상을 예측하기 위해 Messinger모델을 적용한 얼음 형상 예측 프로그램을 개발하였다. 실험결과 및 LEWICE 등 기존 해석 프로그램과 상호 검증을 실시했고, 대기 조건에 대한 파라메터 분석을 수행하였다. 그 결과 다음과 같은 사실을 확인하였다.

1) 착빙 발생 시 익형의 성능에 영향을 미치는 요소인 얼음 뿔 두께 및 진행방향을 얼음 뿔 이후의 박리 현상을 예측할 수 없는 방법적 한계 내에서 실험 및 타 프로그램과 유사한 결과를 산출하였다.

2) 표면 조도는 결빙형상에 민감한 영향을 주며 표면 조도가 커질수록 얼음 뿔의 두께가 작아지고 얼음이 날개를 덮는 면적이 커짐을 확인하였다. 표면조도 모델은 본 논문의 방법 외에도 CFD를 이용한 해석에 있어서도 필요하다. 따라서 보다 정밀하게 표면 조도를 모델링할 수 있는 방법에 대한 추가적인 연구가 필요하다고 판단된다.

3) 검증결과로 열전달계수를 적용하는 방법의 차이가 결빙형상의 예측에 중요한 요소임을 확인하였다. 열전달 계수는 경계층 모델에 의해 결정된다. 형상의 굴곡정보를 이용할 수 없는 한계가 있으나 본 논문에서 적용한 경계층모델은 패널기법을 이용한 형상 예측 연구에서 표준적으로 사용하는 방법으로 타 연구와 유사한 결과를 산출하였다. 패널기법을 이용한 형상예측은 정밀한 경계층 모델의 도입이 요구됨을 확인하였다.

4) 대기온도, LWC, MVD, 자유류 속도 등이 착빙 형상에 영향을 미치는 것을 확인 하였다. 대기 온도가 상승함에 따라 얼음형상은 뿔을 형성하는 유리얼음 형상을 가진다. LWC가 증가하면 대기로부터 유입되는 수증기량이 증가되어 표면에 얼지 않는 물의 양이 증가하여 얼음 뿔을 형성한다. 자유류 속도가 증가하면 표면의 온도가 상승되어 Runback water를 형성하여 유리얼음 형상을 만들었다. MVD가 커지면 입자가 이동하는 궤적을 바꾸어 얼음 형상을 변화 시켰으나 그 변화량은 미미하였다.

후 기

이 논문은 2008년도 정부재원(교육인적자원부 학술연구조성사업비)으로 한국 학술 진흥 재단의 지원을 받아 연구되었음(KRF-2008-314-D00170).

참고문헌

1) Gent, R. W., Dart, N. P., and Cansdale, J. T., "Aircraft Icing", *Philosphical Transactions of the Royal Society of London*, Vol. 358, 2000, pp. 2873~2911.

2) Wright, B. W., Gent, R. W., and Guffond, D., "DRA/NASA/ONERA Collaboration on Icing Research PartⅡ - Prediction of Airfoil Ice Accretion", NASA/CR-202349, Lewis Research Center, 1997.

3) 정경진, 강인모, 최낙윤, "FENSAP-ICE를 이용한 에어포일 결빙해석", *KSAS추계학술발표대회*, November, 2009, pp. 88~91.

4) 신성민, 이창훈, 정성기, 명노신, 조태환, 정재홍, 정훈화, "KC-100 항공기 주날개 익형의 결빙 해석", *KSAS춘계학술발표대회*, April, 2010, pp. 113~116.

5) 백선우, 이관중, 오세종, "2차원 날개의 서리얼음 형상 예측", *한국전산유체공학회지*, 제14권, 제1호, 2009, pp. 45~52.

6) Messinger, B. L., "Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as Function of Airspeed", *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 20, No. 1, 1953, pp. 29-42.

7) Von Doenhoff, A. E., and Horton, E. A., "Low-Speed Experimental Investigation of the Effect of Sandpaper Type of Roughness on Boundary-Layer Transition", NACA TN 3858, 1956.

8) Cebeci, T., and Bradshaw, P., "Momentum Transfer in Boundary Layers", MacGraw-Hill, New York, 1997.

9) Kays, W. M., and Crawford, M. E., "Convective Heat and Mass Transfer 2nd Edition", MacGraw-Hill, New York, 1980.

10) Sogin, H. H., "A Design Manual for Thermal Anti-Icing Systems", Wright Air Developement Center(WADC) Technical Report 54-313, 1954.

11) Lozowsji, E. P., Stallabrass, J. R., and Hearty, P. F., "The Icing of an Unheated Non-Rotating Cylinder in Liquid Water Droplet-Ice Crystal Clouds", National Research Council of Canada (NRC) Report LTR-LT-96, 1979.

12) Cansdale, J. T., and Gent, R. W., "Ice Accretion on Aerofoils in Two-Dimensional Compressible Flow-A Theoretical Model", Royal Aircraft Establishment Technical Report 82128, 1983.

13) Wright, W. B., and Rutkowski, A., "Validation Results for LEWICE 2.0", NASA/CR-1999-208690, 1999.

14) Gary A. R., and Brian M. B., "Users Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code (LEWICE)", NASA/CR-185129, Lewis Research Center 1990.

15) Fortin, G., Ilinca, A., Laforte, J., and Brandi, V., "New Roughness Computation Method and Geometric Accretion Model for Airfoil Icing", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 1, 2004, pp. 119-127.

16) Yamaguchi, K., and Hansman, R. J. Jr., " Deterministic Multi-zone Ice Accretion Modeling", NASA/NAG3-666, 1991.