

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.11.1094

Part1 : 익형 주위 결빙 예측 코드 검증 및 정량적 분석

손찬규*, 오세종**, 이관중***

Part1 : Numerical Code Validation and Quantitative Analyses
of Ice Accretion around Airfoils

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

ABSTRACT

In the previous studies, the validation of numerical codes has been conducted based on the qualitative comparison of predicted ice shapes with experiments, which poses a significant limit on the systematic analysis of ice shapes due to the variation of meteorological conditions. In response to this, the numerical code has been quantitatively validated against available experiment for the ice accretion on cylinders and airfoils in the present study. Ice shapes accumulated on the bodies are systematically investigated with respect to various icing parameters. To this end, maximum thickness, heading direction and ice thickness are quantified and expressed in the polar coordinate system for the comparison with other numerical results. By applying the quantitative analysis, similar shapes are intuitively distinguished. The developed numerical code underestimates the ice accretion area and the ice thickness of lower surface. In order to improve the accuracy, further accurate aerodynamic solver is required for the water droplet trajectories.

초 록

익형주위 착빙 현상과 관련한 기존 연구는 수치적으로 예측된 결빙형상과 실험 결과를 정성적으로 비교하는데 그쳐, 해석 결과의 정확도에 대한 판단과 외기 조건 변화에 따른 결빙형상의 체계적 분석에 한계가 있었다. 이에 본 논문에서는 실린더와 익형의 결빙 형상을 가용한 실험 및 타 수치해석 결과와 비교, 검증하고 정량적으로 분석하는 연구를 수행하였다. 먼저, 개발된 코드로부터 획득한 결빙형상을 얼음의 최대두께와 얼음의 진행방향, 얼음의 분포, 얼음의 면적을 기준으로 나타낸 후 이를 정량적으로 분석하였다. 정량적 분석을 통해 유사한 결빙 형상을 직관적으로 비교할 수 있었다. 개발한 수치해석 코드는 아랫면에서의 결빙 면적, 얼음의 두께를 작게 예측하였다. 이를 개선하기 위하여 보다 정밀한 유동장 계산을 통해 획득한 입자의 궤적이 요구된다.

Key Words : Aircraft icing(항공기 착빙), Ice accretion area(결빙 면적), Ice horn(얼음 뿔), Ice distribution(결빙 분포), Quantitative analyses(정량적 분석)

† 2010년 8월 13일 접수 ~ 2010년 10월 25일 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

Aircraft Owners and Pilots Association의 조사에 따르면, 1990년에서 2000년 사이 미국의 항공기 사고는 총 3230건이 발생 하였고, 이중 12%

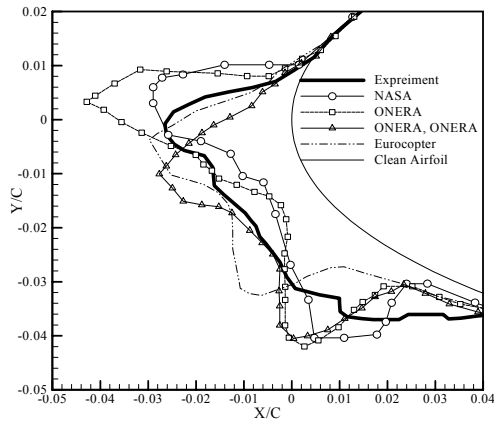


Fig. 1. Previous researches for validations of ice accretion shapes on rectangular coordinate

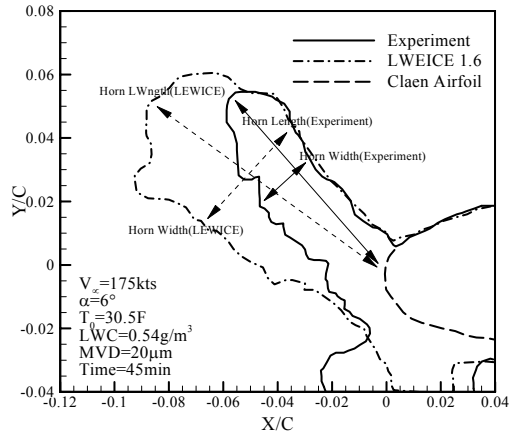


Fig. 2. Previous research for the measurement of ice accretion shapes[14]

인 388건의 사고가 항공기 착빙(Aircraft Icing) 관련 사고로 조사되었다. 착빙 관련사고의 40%는 날개와 같은 항공기 외부 구조물에 발생한 항공기 착빙 현상이 사고의 원인으로 조사되었다[1].

항공기 날개에 착빙이 발생할 경우 결빙된 얼음은 날개 표면의 거칠기와 날개의 표면 형상을 변화시켜 유동 박리를 야기할 수 있다. 또한 최대양력 계수의 감소와 항력증가, 실속각 감소, 실속 속도 증가와 함께 제어성능이 감소하여 항공기 사고 위험성을 증가시킨다[2-3].

착빙 관련 사고를 예방하기 위해서는 결빙이 발생한 날개의 공기역학적 성능 파악과 적절한 Anti/De-Icing장치의 설계가 필요하다. 이를 위해서는 날개 표면의 얼음 형상과, 결빙 영역, 얼음의 크기 등이 정확하게 예측되어야 한다[4]. 따라서 결빙된 익형의 형상을 정확하게 획득하려는 노력은 결빙과 관련한 연구의 기초가 된다고 할 수 있으며 그동안 상당한 실험적, 수치적 연구가 축적되어 왔다.

실험에 의한 연구는 결빙풍동(Icing wind tunnel) 또는 실제 결빙 환경 비행을 통해 진행된다. 결빙풍동은 신규 시설 확보와 유지비용에 따른 제약이 심하고 입자와 실험 모델간의 상대적 크기에 의해 상사성을 만족시키는데 어려움이 있다. 결빙 환경 조건에서 직접 비행 시험을 실시하여 형상을 획득하는 연구는 시간적 공간적 제약과 함께 외기조건의 제어가 어려운 단점이 있다[5].

이와 같은 실험에 의한 형상 획득의 제약을 극복하기 위하여 1980년대 이후 수치해석을 통한 결빙 형상 예측 연구가 활발히 진행되고 있다.

미국(NASA), 영국(DRA), 프랑스(ONERA)는 결빙형상을 예측하기 위해 Messinger 열전달 모델과 Lagrangian기법을 적용한 코드를 개발하였다[6-7]. 1990년대 이후 이탈리아(CIRA), 스페인, 독일, 캐나다 또한 형상 예측 코드를 개발하였으며 특히 캐나다는 CFD기반의 FANSAP-ICE를 개발하여 자국 항공기 설계에 반영하고 있다 [8-10].

향후 국내의 결빙관련 장치의 개발과 적용, 개발된 항공기의 안전성 입증 등의 필요성을 고려할 때, 항공기 결빙형상 예측 연구가 불가피하다고 할 수 있다. 이에, 본 연구는 LEWICE, TRAJICE 등에서 표준적으로 사용하고 있는 2D 패널 기법과 Messinger 열역학모델[11]을 적용하여 2차원 물체 주위의 착빙 형상을 예측할 수 있는 수치 해석코드를 개발하였다[12-13].

Fig. 1과 같이 직교 좌표계에서 얼음 형상을 정성적으로 비교하는 이전 연구의 경우 수치 해석 코드의 정확도와 착빙조건에 따른 얼음 형상을 정량적으로 분석하는데 어려움이 있었다. 또한 수치해석 기법을 통해 획득한 결빙 형상의 특징을 파악하고 이를 개선하기 위한 해석에 문제점이 발생하였고 결빙 형상에 대한 주관적인 판단이 개입될 소지가 있었다.

이와 같은 문제를 해결하기 위해 Fig. 2와 같이 획득한 결빙형상을 정량적으로 분석하기 위한 연구가 수행되었다[14]. 얼음의 길이, 폭, 얼음의 각도 등을 기준으로 수치해석에 의해 획득한 형상을 정량적으로 분석하였다. 그러나 정량적으로 분석을 수행하기 위해 선정한 기준은 결빙이 발생한 전 구간에서 결빙형상을 분석할 수 없는 한

계를 나타내었다.

이에 본 연구에서는 개발된 결빙 형상 예측 코드의 정확성을 검증하기 위하여 얼음 형상의 특징이 되는 요소인 얼음 뿔의 진행방향(θ_{horn}), 얼음 뿔의 최대 두께(δ_{max}), 얼음의 면적(σ_{area}), 표면의 위치($\pm S$)에서 측정된 얼음의 두께(t)를 기준으로 날개에 축적된 얼음 형상의 정량적 분석을 실시하였다. 또한 얼음 형상의 특징을 정량화하고 기존 해석 코드의 결과와 비교함으로써 코드 간의 해석정확도를 체계적으로 비교하고 각 해석 코드간의 한계를 명확히 하고자 하였다.

II. 본 론

2.1 형상 예측 연구 방법

본 연구에서는 패널 기법과 경계층 이론을 적용하여 유동장을 계산하고 부착되는 수증기 입자의 궤적을 Lagrangian 기법으로 획득한다. 열역학 모델을 통해 결빙되는 얼음의 두께를 결정하고 결빙한 얼음만큼 표면 격자를 전진시켜 결빙 형상을 예측한다. 착빙 환경에 노출된 시간동안 Fig. 3에 언급된 네 가지의 과정을 통해 결빙 형상을 예측한다.

- 1) 유동장 계산 : 날개 주위의 속도 벡터는 2차원 정상 용출 및 중첩 기법을 적용하여 계산된다. 계산된 속도벡터를 이용하여 입자의 충돌 위치를 결정한다.
- 2) 입자 충돌 위치 결정 : 수증기 입자의 궤적 계산은 Lagrangian 기법을 적용한다. 이때 수증기에 작용하는 힘은 항력과 중력으로 고려한다. 항력은 앞서 수행한 속도 벡터부터 계산된다. 입자 궤적 계산으로 날개위에 입자가 충돌 되는 지

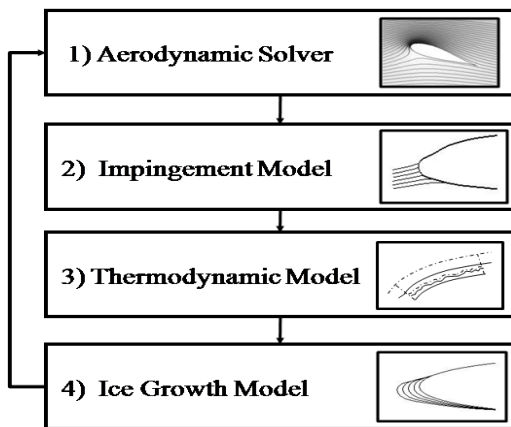


Fig. 3. Procedures of ice shape prediction[12]

점을 결정하고 부착률(Collection Efficiency) 및 대기로부터 표면에 유입되는 수증기의 양을 결정한다.

3) 열역학 모델 : 앞서 결정된 유입되는 수증기량과 Messinger 모델[11]을 통해 표면에 결빙되는 얼음의 양과 표면을 따라 흐르는 물의 양(Runback Water)을 결정한다.

4) 얼음 성장 모델 : 새로운 표면 격자는 앞서 계산된 얼음의 양만큼 격자를 전진시켜 얻을 수 있다. 얼음 성장 모델을 통해 얻어진 새 표면 격자는 다시 1)~4)의 과정을 반복하여 주어진 착빙 시간동안 얼음의 형상을 예측한다.

해석 코드에 적용된 수치해석 기법은 참고문헌[11-12]에 자세히 기술되어 있다.

2.2 결빙 형상의 정량적 분석 방법

과거의 결빙 관련 연구는 형상을 예측하는 연구를 중심으로 진행되어 왔다. 기존의 연구에서는 획득한 얼음형상을 Fig. 1과 같이 실험 및 타 해석 코드의 결과를 직교 좌표계에서 직접 비교하였다. 그러나 이러한 방식으로는 얼음 형상의 정확도에 대한 정량적 판단과 코드의 정밀도, 얼음 성장 방향 등의 분석이 어렵다.

결빙 형상 자체를 정량화하여 비교 검토하는 연구의 필요성에 의해 얼음 뿔의 길이, 폭, 방향을 요소로 정량화 하는 연구가 수행되었다[14]. 그러나 이와 같은 연구는 얼음 뿔 형상에 대한 분석에 초점을 맞추어 날개위에 결빙한 얼음의 전체 형상에 대한 정량적 분석을 위한 요소가 결여되었다. 또한 각 요소를 추출하는 기준이 명확하지 않아 측정하는 기준에 의해 각 요소의 값이 일정하게 산출되지 않았다.

본 논문에서는 얼음 뿔과 전체 형상을 정량화할 수 있는 요소를 추가하고 각 요소를 산출하는 기준을 선정하여 결빙형상을 정량화하는 방법을 모색하였다. 얼음의 면적(σ_{area}), 최대두께(δ_{max}), 얼음 뿔의 진행 방향(θ_{horn}), 표면의 위치($\pm S$)에서 측정된 얼음의 두께(t)를 결빙 형상의 특징으로 선정하고 다음과 같이 산출하였다.

얼음의 면적은 식(1)과 같이 닫힌 폐곡선과 면적과의 관계를 이용한 Green 정리를 적용하여 계산하였다.

$$\sigma_{area} = \frac{1}{2} \oint_C (-ydx + xdy) \quad (1)$$

Fig. 4와 같이 익형에서 얼음이 결빙하지 않은 구간과 순수 얼음면으로 이루어진 폐곡선을 따라 적분하여 면적을 획득하였다.

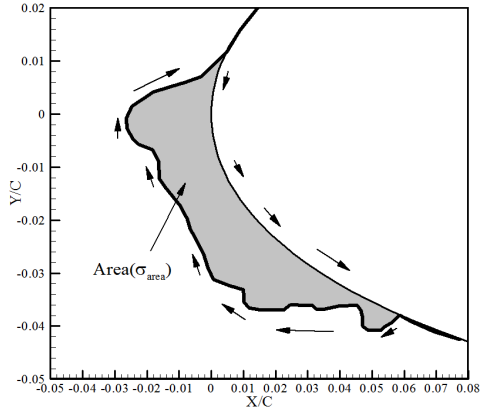


Fig. 4. Ice area calculation by Green's theorem

$$\dot{m}_{com} + \dot{m}_{in} = \dot{m}_{ice} + \dot{m}_{out} + \dot{m}_{eva} \quad (2)$$

표면에 결빙하는 얼음의 질량은 식(2)와 같다. 이때 전체 얼음의 질량과 관계가 있는 항은 표면으로 유입하는 질량과 증발되는 질량이다. 증발량은 표면에 유입하는 질량에 비해 그 값이 작기 때문에 결빙 면적은 표면에 유입하는 질량과 관계가 있다. 따라서 결빙 면적을 분석함으로써 표면에 유입되는 질량을 간접적으로 비교할 수 있다.

최대두께(δ_{max}) 및 얼음 뿔의 진행 방향(θ_{horn})은 Fig. 5와 같이 25%의 시위길이를 기준으로한 극좌표로 나타내었다. 극좌표의 기준은 에어포일의 앞전, 뒷전, 앞전 반경의 중심 등으로 선정할 수 있다. 앞전과 뒷전을 기준으로 정량적 분석을 수행할 경우, 앞전에서는 각도 수치가 크게 측정되고 뒷전에서는 작게 측정되어 변별력이 떨어진 다. 또한 앞전과 뒷전을 기준으로 측정한 각도는 실제 얼음이 진행되는 방향과 일치하지 않는다.

반면, 앞전 반경의 중심은 기준이 명확하고 진

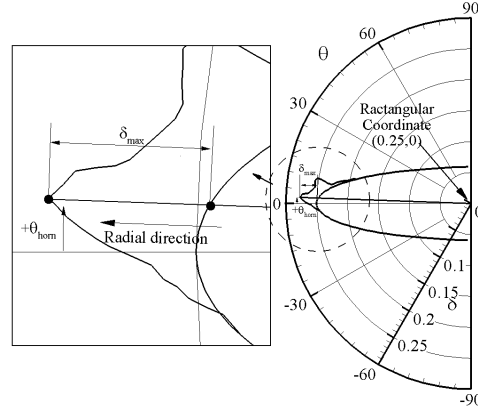


Fig. 5. Maximum thickness(δ_{max}) and ice he-ading direction(θ_{horn})

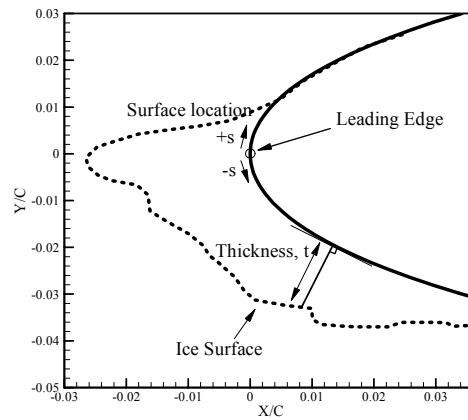


Fig. 6. Thickness of ice along the airfoil surface

행 방향 및 최대두께의 측정이 용이한 장점이 존재하나 익형에 따라 위치에 차이가 발생하기 때문에 표준적인 측정점이 되기 어렵다. 따라서 본 연구에서는 일반적인 익형의 공력중심인 시위길

Table 1. Flow fields conditions for the validations and quantitative analyses

| | CASE1[15] | CASE2[15] | CASE3[16] | CASE4[16] |
|-------------------------------------|--------------------|-----------|--------------------|-----------|
| Geometry | Cylinder | | NACA0012 | |
| $\alpha(^{\circ})$ | $\alpha=0^{\circ}$ | | $\alpha=4^{\circ}$ | |
| Diameter/Chord(m) | 0.0635 | 0.1145 | 0.5334 | 0.5334 |
| V_{∞} (m/s) | 77.2 | 77.2 | 67.1 | 93.89 |
| T_{∞} ($^{\circ}\text{C}$) | -3.0 | -3.0 | -13.6 | -6.6 |
| LWC(g/m^3) | 0.44 | 0.38 | 1.0 | 1.05 |
| MVD(μm) | 18 | 18 | 20 | 20 |
| Time(s) | 330 | 330 | 360 | 372 |

이의 25%를 극좌표의 중심으로 선정하였다. 주어진 위치에서는 앞전 또는 뒷전을 선택하였을 때, 발생하는 문제를 극복할 수 있으며 익형의 변화에 따른 결빙 형상의 분석이 가능하다.

최대 두께(δ_{max})는 기준점에서 가장 멀리 떨어진 위치 얼음면의 위치를 결정하고 얼음면에서 얼음이 결빙하지 않은 익형까지의 거리를 최대두께로 설정하였다. 또한 최대 길이를 갖는 점에서의 각도를 얼음 빙의 진행방향으로 정하였다.

얼음의 두께(t)는 Fig. 6과 같이 익형 면에서 얼음 면까지의 수직 거리로 나타내었다. 이때 각 패널은 앞전으로부터 익형을 따라 떨어진 거리($\pm S$)로 나타내었다. 윗면의 경우 양의 값을 갖고 아랫면의 경우 음의 값을 갖는다.

2.3 해석 코드의 검증

해석 코드의 검증은 다음 네 가지 착빙 조건에 대하여 실시하였다. 형상은 실린더와 NACA0012 에어포일로 정하고 각각 유리얼음과 서리얼음이 발생하는 조건으로 설정하였다. 계산된 얼음 형상은 NASA, ONERA, DRA 등의 연구결과와 상호 검증하였고 각각의 조건은 Table 1에 보인 바와 같다. 각각의 조건에서 결빙한 형상은 앞서 언급한 기준(θ_{horn} , δ_{max} , σ_{area} , t)을 적용하여 얼음 형상의 정량적인 분석을 수행하였다.

○ CASE1

Case1[15]은 자유류 속도 77m/s, -3°C의 대기 온도, 0.44g/m³의 LWC(Liquid Water Content), 18 μ m의 MVD(Mean Volumetric Droplet diameter) 조건이며 지름이 0.0635m의 실린더로 결빙형상은 Fig. 7과 같다.

주어진 조건에서 NASA, ONERA, CIRA의 결과는 층류에서 난류로의 전이가 다소 늦게 발생하여 표면을 따라 흐르던 물이 실험에 비해 보다 뒤에서 결빙한다. 따라서 앞전에서부터 결빙하는 얼음의 양이 적고 약 70° 이후에서 결빙이 주로 일어나 얼음이 쌓인 위치가 후퇴한 것을 볼 수 있다.

Fig. 8과 Fig. 9는 각각 윗면과 아랫면에서의 얼음 진행 방향, 얼음의 두께를 실린더의 중심을 기준으로 극좌표로 나타낸 그림이다. 본 연구 결과와 DRA가 Fig. 7에서 나타난 것과 같이 실험과 유사한 형상을 가지며 윗면의 경우 1° 이내, 아랫면의 경우 10° 이내의 오차를 갖는다. 본 연구 결과의 얼음 빙은 윗면에서 22%, 아랫면에서 30% 적게 결빙되었다.

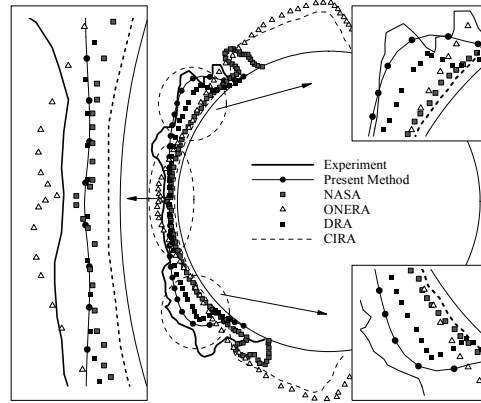


Fig. 7. Ice accretion shapes (Case 1[15])

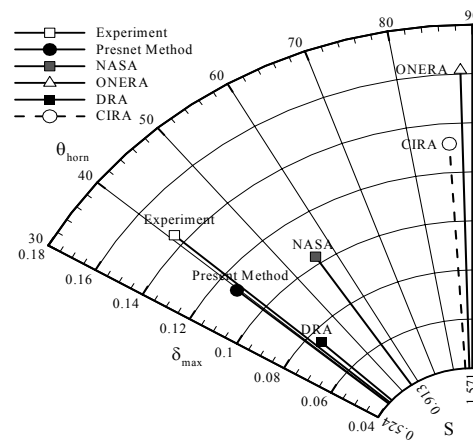


Fig. 8. Max. thickness and ice heading direction at the upper surface

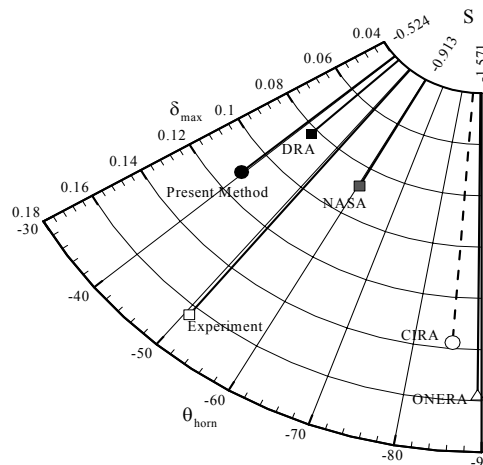


Fig. 9. Max. thickness and ice heading direction at the lower surface

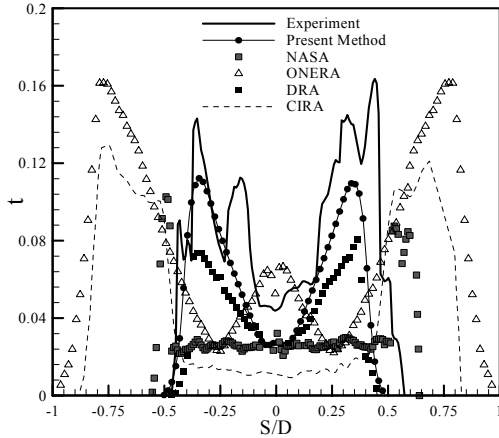


Fig. 10. Ice thickness along the airfoil surface

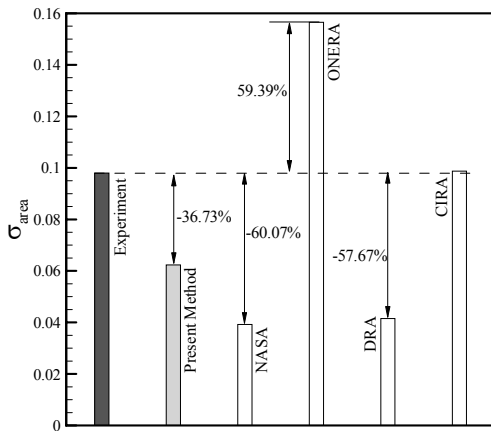


Fig. 11. Ice accumulated area

Table 2. Comparisons of the errors between the experiment and numerical results

| | Experiment | Present Method | NASA | ONERA | DRA | CIRA |
|---------------------|------------|----------------|-------|-------|-------|------|
| Upper Surface | | | | | | |
| θ_{horn} (°) | -0.5 | 15.4 | 47.4 | 1.7 | 45.9 | |
| δ_{max} (%) | -22 | -28.5 | +12 | -48 | -8.4 | |
| Lower Surface | | | | | | |
| θ_{horn} (°) | 10.9 | -9.7 | -38.8 | 8.3 | -35.1 | |
| δ_{max} (%) | -33 | -46.4 | -2.7 | -50 | -15.3 | |

Fig. 10은 표면을 따라 쌓인 얼음의 두께를 나타낸 그림으로 가로축은 앞전을 기준으로 표면의 거리, 세로축은 표면에서 쌓인 얼음의 두께를 나타낸다. Fig. 8에서 윗면에 결빙하는 얼음은 +0.44, -0.35 지점에서 최대 두께가 발생한다. 본 연구 결과는 아랫면의 최대두께가 발생하는 위치는 예측하고 있으나 윗면에서 20%앞쪽에서 최대 두께가 발생한다. 해석 코드간의 얼음의 최대 두께와 진행 방향의 오차를 Table 2에 정리하였다.

Fig. 11은 얼음이 쌓인 면적을 나타낸 그림이다. 수치해석을 이용한 결과는 ONERA를 제외하고 앞전에서부터 수증기 입자가 충돌하지 않는 위치인 충돌한계(Impinging limit)까지 결빙양이 적은 것을 확인 할 수 있다. 그 결과 전체 결빙 양은 적게 나타나며 본 연구의 결과는 40%가 적게 결빙되었다. Fig. 10과 같이 결빙되는 구간이 적게 나타나고 얼음 뿔의 성장 또한 적어서 전체 면적이 작게 나타나는 것이고 이는 앞에서 언급한 Aerodynamic solver와 Thermodynamic 모델을 보다 정밀한 모델을 적용하면 개선될 것으로 판단된다. 고정밀도 해석이 요구되는 경우 현 코드를 모듈로 구성하여 현 패널기법에서 CFD로 변경이 가능하도록 하였다.

○ CASE2

Case2[15]는 자유류 속도 77m/s, 영하 3도의 대기온도, 0.38g/m³의 LWC, 18μm의 MVD조건이며 지름이 0.1145m의 실린더로 결빙형상은 Fig. 12와 같다. Case1의 조건에 비해 지름이 증가하고 LWC가 감소하여 대기로부터 유입되는 수증기량이 적어 얼음이 상대적으로 적게 결빙하고 얼음의 형상이 다소 완만하게 나타난다.

ONERA와 CIRA의 결과는 앞선 결과와 같이 층류에서 난류로의 천이가 다소 늦게 발생하여 얼음이 후방으로 후퇴하여 결빙한다.

Fig. 13과 Fig. 14와 같이 ONERA, CIRA등의 결과는 최대두께가 윗면과 아랫면에서 각각 ±60°에서 발생한다. 본 연구의 결과는 실험치와 윗면에서 약 10°, 아랫면에서 약 18°의 차이를 가지며 실험치에 비해 윗면에서 22%, 아랫면에서 33%의 길이에 대한 오차를 갖는다. 각각의 결과를 Table 3에 정리하였다.

Fig. 15는 표면을 따라 결빙한 얼음의 두께로 본 연구는 실험에 비해 얼음의 분포가 좁게 나타났다. 최대 두께의 발생 위치는 실험에 비해 윗면의 경우 40% 앞에서 발생하였고 아랫면의 경우 24% 앞에서 발생하였다. 표면을 따라 쌓인 얼음의 양이 전체적으로 적게 결빙되고 얼음에 노출된 면적 또한 좁게 나타나 Fig. 16과 같이

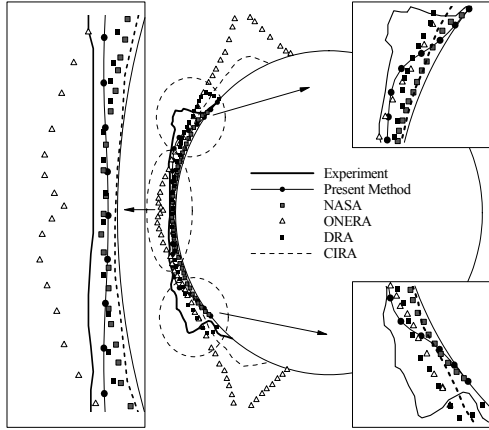


Fig. 12. Ice accretion shapes (Case 2[15])

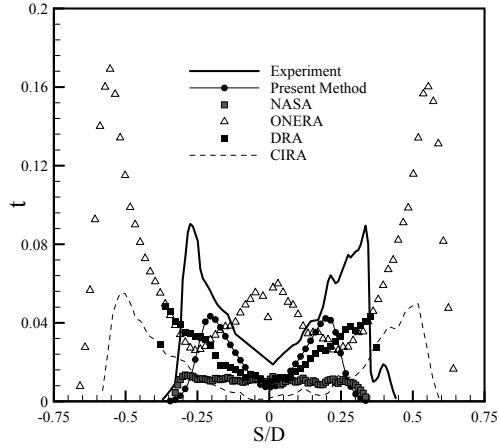


Fig. 15. Ice thickness along the airfoil surface

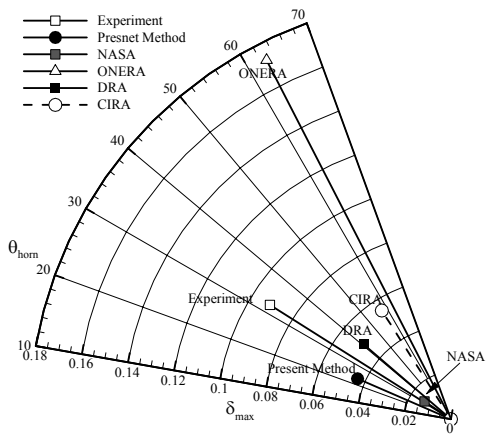


Fig. 13. Max. thickness and ice heading direction at the upper surface

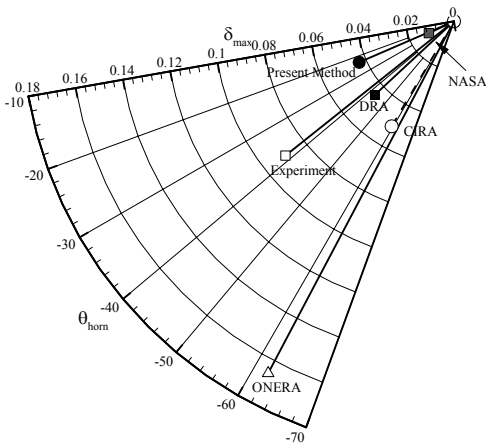


Fig. 14. Max. thickness and ice heading direction at the lower surface

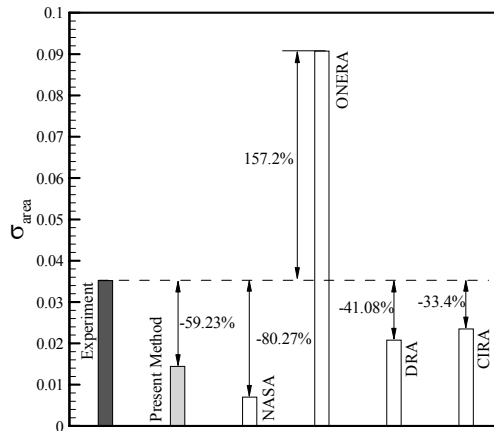


Fig. 16. Ice accumulated area

Table 3. Comparisons of the errors between the experiment and numerical results

| | Present Method | NASA | ONERA | DRA | CIRA |
|---------------------|----------------|-------|-------|------|-------|
| Upper Surface | | | | | |
| θ_{horn} (°) | -8.2 | 2.4 | 30.75 | 8.6 | 25.2 |
| δ_{max} (%) | -52.4 | -85.5 | 88.3 | -46 | -40 |
| Lower Surface | | | | | |
| θ_{horn} (°) | 15.6 | 14.77 | -23.5 | 4.28 | 20.8 |
| δ_{max} (%) | -51.8 | -86.9 | 86.7 | -50 | -42.8 |

얼음면적이 적은 것을 확인할 수 있다. 본 연구 및 NASA, DRA, ONERA, CIRA에서 사용한 유동장 계산 방법은 점성에 의한 효과를 고려할 수 없는 포텐셜 또는 패널 기법을 적용하고, 열역학 모델로 Messinger 모델을 사용하고 있기 때문에 박리가 발생하는 실린더 형상에 쌓이는 얼음 면적을 정확하게 예측하는데 한계를 가지고 있는 것으로 보인다.

○ CASE3

Fig. 17은 Table 1의 Case3[16] 조건에서 6분간 노출된 결빙형상을 나타내며 NASA의 LEWICE[7] 결과와 검증하였다. 실험은 앞전에서 자유류 속도에 의한 가열현상으로 Runback이 발생하고, 발생한 Runback이 윗면과 아랫면으로 흘러 수치 해석 결과에 비해 앞전이 뭉툭하고 전면의 면적이 증가한 형상을 가진다. 그러나 수치해석에 의한 결과는 서리얼음 형상을 가지며 이는 열역학 모델에 의한 결과이다. 서리얼음 형상에서 결빙에 가장 큰 영향을 미치는 요소는 외부에서 유입된 수증기량으로 LWC, 자유류 속도, 부착률에 의해 결정된다. 주어진 조건에서는 LEWICE의 결과와 본 해석의 결과에 있어서 입자의 충돌한계(Impinging limit)와 부착률이 유사한 값을 갖기 때문에 유입되는 수증기량에 큰 차이가 나타나지 않아 결빙 형상의 차이가 나타나지 않는다.

정량적 분석의 결과 결빙 형상이 유사함에도 결빙면적, 최대두께, 얼음의 진행방향, 얼음의 분포에 차이가 있음을 확인할 수 있다. Fig. 18과 같이 얼음 뿔의 진행방향과 최대두께가 6%의 값을 갖는다. 본 연구의 결과 및 LEWICE의 결과의 차이를 Table 4에 정리하였다.

얼음의 면적은 Fig. 19와 같다. Runback이 발생한 실험의 경우 뭉툭한 전면 형상으로 수증기가 접촉하는 면적이 증가하여 Fig. 20과 같이 앞

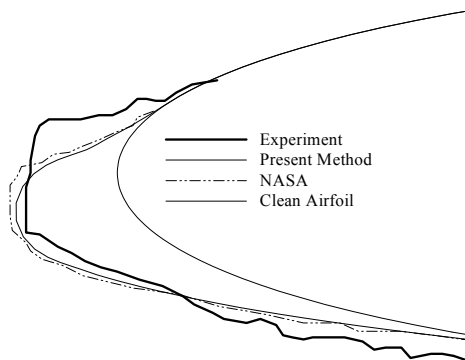


Fig. 17. Ice accretion shapes (Case 3[16])

전(S=0) 이후에 결빙된 얼음양이 수치해석에 비해 큰 값을 갖는다. 따라서 전체 결빙하는 얼음 양이 증가한다.

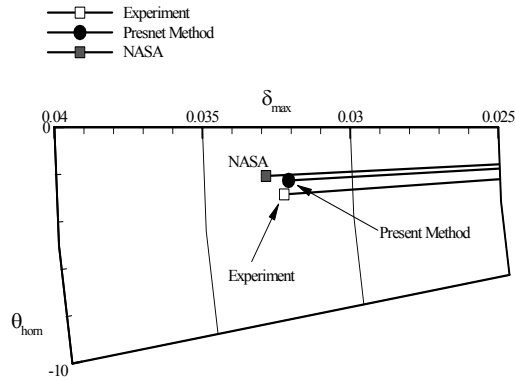


Fig. 18. Max. thickness and ice heading direction

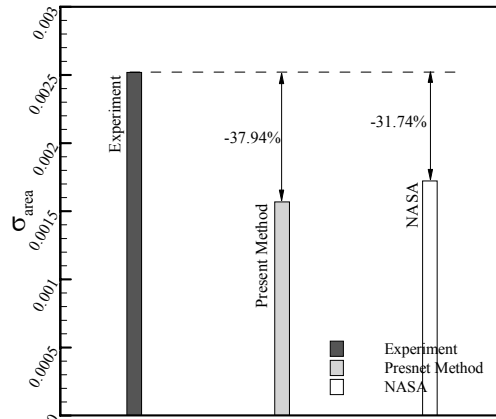


Fig. 19. Ice accumulated area

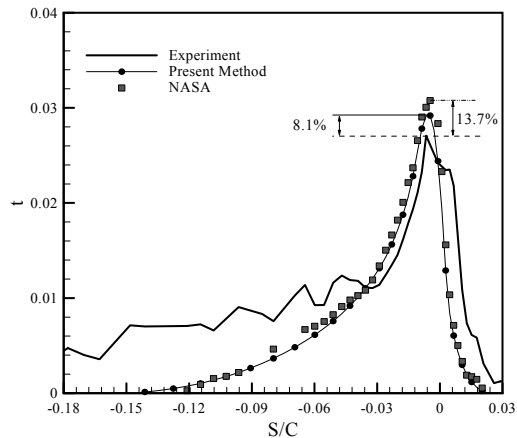


Fig. 20. Thickness of ice along airfoil surface

Table 4. Comparisons of the errors between the experiment and numerical results

| | Present Method | NASA |
|---------------------|----------------|-------|
| θ_{horn} (°) | 0.83 | 1.08 |
| δ_{max} (%) | -0.19% | 2.33% |

○ CASE4

Fig. 21은 Table 1 의 Case4[16]조건에서 372초 간 노출된 결빙 형상을 실험 및 LEWICE 결과와 비교한 그림이다. LEWICE의 경우 앞전에서 2° 상향으로 얼음 뿔을 생성하고 있다. 본 연구는 실험에 비해 전면이 좁은 면적의 얼음 형상을 갖는다. Fig. 22와 같이 실험에 비해 최대 두께가 15% 증가하고 -1.5° 아래로 얼음이 성장한다. 또한 Fig. 23과 같이 아랫면과 윗면에서의 얼음 두

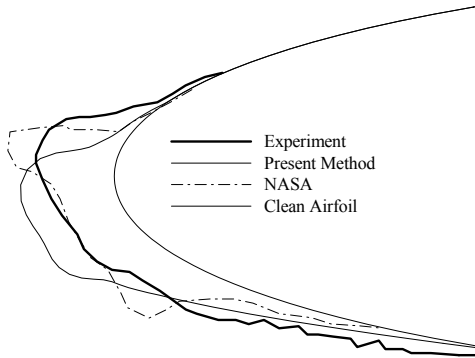


Fig. 21. Ice accretion shapes (Case 4[16])

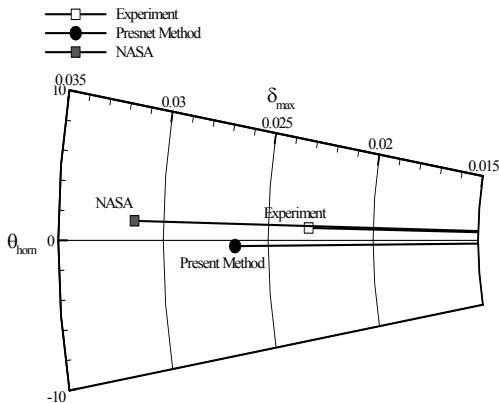


Fig. 22. Max. thickness and ice heading direction

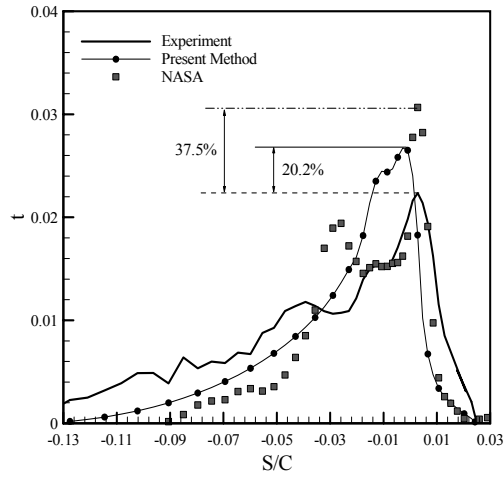


Fig. 23. Thickness of ice along airfoil surface

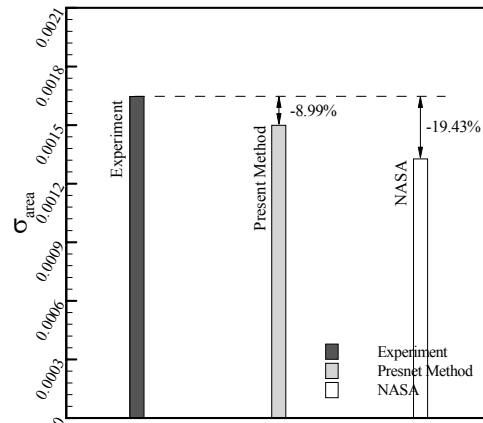


Fig. 24. Ice accumulated area

Table 5. Comparisons of errors between numerical results

| | Present Method | NASA |
|---------------------|----------------|-------|
| θ_{horn} (°) | -1.68 | 0.211 |
| δ_{max} (%) | 15.3% | 35.7% |

께 차이에 의해 전체 결빙 양이 적게 예측되고 있다. 따라서 결빙 면적에 대한 정확도를 높이기 위해서 아랫면의 형상을 정확하게 획득하기 위한 노력이 필요하다.

주어진 조건에서 정체점 전후의 위치에서 결빙비가 0에서 1사이의 값을 가지며, Runback이 형성되는 유리얼음 조건이다. 이와 같은 조건은

열역학 항에서 증발, 대류 등이 유사한 크기를 갖기 때문에 각각의 항을 모델링 하는 방법에 따라 얼음 형상이 크게 변한다. 본 연구와 LEWICE의 결과를 Table 5와 같이 정리 하였다.

현재 개발된 코드를 통해 획득한 결빙 형상과 실험에 의해 획득된 결빙 형상의 결빙 면적, 최대 두께, 진행 방향에 대한 오차는 유사한 방법을 적용한 타 수치해석 코드의 오차 범위 이내로 나타났다. 따라서 현재 개발된 코드를 이용하여 착빙 조건 변화에 따른 결빙 형상 변화를 분석하기 위한 적합성을 확인 하였다.

본 논문에서 정량적 분석을 위하여 적용한 기준은 전체 결빙 형상 및 얼음 뿔의 특징을 나타낼 수 있다. 그러나 보다 구체적인 형상의 특징을 파악하기 위하여 추가적인 분석 기준이 필요하다.

전 검증 영역에서 ONERA의 결과를 제외한 나머지 수치해석에 의해 획득한 면적은 실험에 의해 획득한 면적에 비해 적게 예측되었다. ONERA의 결과는 결빙이 증식하여 입자와 충돌하는 전면 면적이 증가하고 증가한 전면 면적에 의해 오차가 누적된 결과로 판단된다.

수치해석에 의해 산출된 얼음 면적이 적게 계산된 결과는 다양한 원인에 의해 발생한다. 그 중에서 가장 큰 영향을 미치는 요인은 유입되는 수증기량으로 이를 적게 예측한 결과로 판단된다. 유입되는 수증기량은 날개 주위의 속도벡터로부터 계산되는 입자의 궤적과 관계가 있다. 입자의 궤적을 현재 사용된 패널 기법과 경계층 이론으로 정밀하게 획득하는데 어려움이 있다.

또한 정체점을 기준으로 아랫면에서 두께의 오차가 크게 발생하였다. 아랫면에 충돌하는 수증기 입자는 자유류 속도에서 출발하는 초기와 달리 충돌하는 시점에서 입자의 간격이 넓게 분포하고 있어 부착물의 값이 작아 정밀한 표현이 어렵다. 따라서 실제 결빙 면적을 예측하기 위해 보다 정밀한 유동장 계산을 통해 획득한 입자의 궤적이 요구된다.

III. 결 론

개발된 코드를 이용하여 실린더와 NACA0012에 결빙하는 결빙형상을 검증하였다. 결빙 형상의 검증은 서리얼음과 유리얼음의 형상이 나타나는 조건으로 선정하였고 획득한 결빙형상을 정량적으로 분석하기 위한 기준을 설정하여 정량적 분석을 수행하였다. 수행한 기준은 얼음 뿔의 길이, 얼음 뿔의 진행 방향, 얼음 면적, 얼음 두께

이며 가용한 실험 결과 및 NASA, ONERA, DRA 등의 타 수치해석 결과와 비교, 검증하였다. 결빙 형상에 대한 검증과 정량적 분석을 통하여 다음과 같은 결과를 확인하였다.

1) 기존에 수행된 결빙 형상의 정성적 분석으로는 비교가 어려웠던 결빙면적, 얼음의 진행방향, 최대 두께를 본 연구에서 수행한 정량적 분석을 통하여 결빙 형상의 직관적인 비교가 가능하였다.

2) Case3과 같이 육안으로 명확하게 구분하기 어려운 결빙 형상을 정량적 분석을 통하여 그 차이를 명확하게 구분할 수 있었다. 특히 얼음의 진행 방향 및 최대 두께의 차이는 익형의 성능계수에 영향을 미치기 때문에 결빙 형상의 차이에 따른 익형의 성능을 파악하기 위해서는 결빙 형상의 정량적 분석이 필요하다.

3) 현재 적용한 정량적 분석의 기준은 선행 연구에 비하여 얼음 뿔의 특징뿐만 아니라 전체 결빙 형상의 특징을 분석할 수 있다. 그러나 보다 구체적인 형상의 특징을 파악하기 위한 추가적인 정량적 분석 기준이 필요하다.

4) 본 연구에서 개발한 수치해석 코드는 결빙 면적을 적게 산출하였다. 이는 유입되는 수증기량을 적게 예측한 결과이다. 표면에 유입되는 수증기량은 입자의 궤적과 관계가 있고, 입자의 궤적은 날개 주위의 속도 벡터에 의해 결정되므로 결빙 면적에 대한 오차를 개선하기 위하여 보다 정밀한 유동장 계산을 통한 입자의 궤적이 요구된다.

후 기

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

참고문헌

- 1) AOPA Air Safety Foundation "Aircraft icing", AOPA Air Safety Foundation, 2002.
- 2) Gent, R. W., Dart, N. P., Cansdale, J. T. "Aircraft Icing," *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, Vol. 358, No. 1778, pp. 2873~2911.
- 3) Bragg, B. M., Broeren, P. A., Addy, A. H., Potapczuk, M. G., Guffond, D., Montreuil, E., "Airfoil Ice-Accretion Aerodynamics Simulation", NASA/TM-2008-214830, January, 2008.

- 4) Sogin, H. H., "A Design Manual For Thermal Anti-Icing Systems", *Wright Air Development Center*, 616, AF33616444, December, 1954.
- 5) Robert, J. W., Randall, K. B., Thomas, H. B., "Role of Wind Tunnels and Computer Codes in the Certification and Qualification of Rotorcraft for Flight in Forecast Icing", NASA/TM-106747, October, 1994.
- 6) Wright, B. W., Gent, R. W., and Guffond, D., "DRA/NASA/ONERA Collaboration on Icing Research Part II - Prediction of Airfoil Ice Accretion", NASA/CR-202349, May, 1997.
- 7) Ruff, G. A., Berkowitz, B. M., "Users Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code(LEWICE)", NASA/CR-185129, May, 1990.
- 8) Hartman, P., Narducci, R., Peterson, A., Dadone, L., Mingione, G., Zanazzi, G., Brandi, V., "Prediction of Ice Accumulation and Airfoil Performance Degradation : A Boeing - CIRA Research Collaboration", *AHS*, 62nd Annual Forum, Arizona, May, 2006.
- 9) Beaugendre, H., Morency, F., Habashi, W. G., "FENSAP-ICE's Three-Dimensional In-Flight Ice Accretion Module : ICE3D", *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 2, March, 2003, pp. 239~247.
- 10) Paraschivoiu, I., Gouttebroze, S., Saeed, F., "Ice Accretion Simulation Code CANICE", *Proceedings of the International Aerospace Symposium "carafoli 2001"*, Bucharest, Romania, 1997, pp. 81~86.
- 11) 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.
- 12) 손찬규, 오세중, 이관중, "2차원 에어포일의 유리얼음 형상 예측 코드 개발", *한국항공우주학회지*, 제38권, 제8호, 2010, pp. 747~757.
- 13) 백선우, 이관중, 오세중, "2차원 날개의 서리얼음 형상 예측", *한국전산유체공학회지*, 제14권, 제1호, 2009, pp. 45~52.
- 14) Weight W. B., Potapczuk M. G., "Comparisons of LEWICE 1.6 and LEWICE/NS with IRT Experimental Data from Modern Airfoil Tests", *AIAA*, 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January, 1997.
- 15) Paraschivoiu, I., Gouttebroze, S., Saeed, F., "CANICE-Capabilities and Current Status", *NATO/RTO Workshop, Assessment Icing Code Prediction Capabilities*, at CIRA in Capua, Italy, December. 2000.
- 16) Wright, W. B., Rutkowski, A., "Validation Results for LEWICE 2.0", NASA/CR-1999-208690, 1999.