



2차원 에어포일에서의 결빙부착 수치해석

신 훈 범,^{*1} 최 원,¹ 서 석 주,¹ 유 진 복¹

STUDY OF ICING ACCRETION ON THE 2D AIRFOIL

H.B. Shin,^{*1} W. Choi,² S.J. Seo³ and J.B. Ryu⁴

Ice accretion is one of the potential hazards in airplane flight, adversely affecting aircraft aerodynamic. There are two distinct icing analysis that can be simulated. One is predicting the effect of ice on the aerodynamic performance of airfoils when ice geometry is known. The other is simulating ice accretion. This work presents the method of icing accretion analysis.

This work presents an Eulerian approach to calculate the droplet collection efficiency on the 2D airfoil. The initial flow solution are obtained the FLUENT and copled with droplet motion in the ambient condition.

Key Words : 결빙부착(Ice Accretion), 액적 부착율(Collection Efficiency), 전산유체(CFD)

1. 서 론

외기온도가 낮고 상대습도가 높은 영역에서 항공기를 운용 하데 되면 공기중의 액적들이 항공기 날개, 흡입구, windshield 와 같은 항공기 표면에 순간적으로 표면에 얼어붙게 된다. 이러한 결빙현상은 항공기 외부형상을 일부 변경시키는 효과를 가져와 비행안정성이나 공력특성에 심각한 영향을 줄 수가 있다. 또한, 항공기 흡입구 주변에 발생한 결빙은 항공기 운용중에 엔진으로 유입되어질 수 있으므로 안정성 측면에서 중요하게 고려되어야 한다.

순항중인 항공기 성능에 부정적인 영향을 미치는 결빙현상은 중요하면서 설계 관점에서 매우 어려운 부분이었다. 1950년대부터 이러한 결빙현상에 대한 실험이 수행되어져 왔으며 1970년대부터 컴퓨터 기술의 발달로 수치해석을 이용한 결빙 해석 연구가 진행되어 왔다. 1990년대 이후에는 세계 여러 연구기관이 이러한 결빙현상에 대한 여러 이론적인 해석방법을 제시하고 있다[1].

본 연구에서는 항공기 표면에 발생할 수 있는 결빙현상을 예측하기 위한 해석적인 방법을 검토하여 봄으로서 표면

에서의 결빙현상을 예측하고자 하였다.

2. 결빙현상

2.1 결빙생성 주요 인자

항공기에 표면에 결빙을 일으키는 여러 기상조건들 중에서 결빙형태 및 결빙율을 결정하는 몇 가지 인자를 열거하면 다음과 같다[1,2].

- 외부공기온도(OAT) : 항공기 외부 대기온도
- Liquid water concentration(LWC) : 단위체적당 포함된 액적의 질량을 나타내며 항공기 표면에서의 결빙 생성을 및 결빙형태를 결정한다.
- Mean volume diameter(MVD) : 공기중의 분포한 액적의 직경을 대표하는 인자
- 항공기 속도
- 항공기 운용고도: 항공기의 외부온도와 항공기 표면 압력분포 및 액적들이 포함된 구름형태가 운용고도에 따라 변하게 된다.

2.2 결빙형태

위의 결빙조건에 따라 항공기 표면에 발생하는 결빙형태는 크게 3가지로 분류 될 수 있다.

1 정희원, 한국항공우주산업

* Corresponding author, E-mail: hbshin@koreaero.com

- Rime icing

Rime ice 형태는 Fig. 1에서 보여지고 있다. 주로 낮은 온도, 낮은 LWC에서 항공기가 저속일 경우 발생하며 불투명한 특징을 갖는다.



Fig. 1 Rime ice

- Glaze icing

Glaze ice 형태는 Fig. 2에서 보여지고 있다. 주로 빙점근처의 상대적으로 높은 온도, 높은 LWC에서 항공기가 고속일 경우 발생하며 반투명한 특징을 갖는다.



Fig. 2 Glaze ice

- Break icing

Break ice는 주로 빙점근처의 상대적으로 높은 온도에서 발생하며 발생위치는 헬리콥터의 블레이드 끝단과 같은 속도가 높고 상대적으로 낮은 압력을 갖는 표면위에서 성장한다

3. 수치해석 방법

항공기 표면에서의 액적 분포를 예측하는 것이 결빙해석에 있어서 중요한 부분이며 이러한 액적 분포는 Collection Efficiency로 표현되어진다[2]. 이러한 Collection Efficiency 정의는 외부공기의 액적양에 대한 항공기 표면에 접촉하는 액

적의 양에 대한 비이다

항공기 표면에서의 Collection Efficiency를 계산하기 위해서는 우선적으로 항공기 외부유동해석을 수행하여야 한다 그 결과를 바탕으로 액적의 궤적을 추적하여 항공기 표면에 접촉하는 액적의 양을 계산하게 된다. 이러한 계산을 위해서 Lagrangian개념이나 Eulerian 개념을 적용되어질 수가 있다[3]. 본 연구에서는 Eulerian 개념을 이용하여 항공기 표면에서의 Collection Efficiency을 예측하였다.

3.1 수치해석기법

본 연구에서 상용해석 프로그램인 FLUENT을 이용하였으며 3차원 정상 Navier-Stokes 방정식을 적용하여 에어포일 주변의 유동장에 대한 수치 해석을 수행하였다. 경계조건은 에어포일 벽면에서는 No-Slip 조건을 사용하고 원방에서는 Far-Field 조건을 사용하였다. 2차 공간정확도로 수치계산을 수행하였으며 난류모델은 kw-SST 모델을 사용하였다.

기존의 유동장 계산결과를 이용하여 자유류에서의 액적거동에 대한 수치적인 계산을 수행하였다. 자유류에서의 액적거동 지배방정식은 아래와 같으며 이러한 지배방정식을 FLUENT에서 제공 되어지는 UDF(사용자 정의 함수)를 이용하여 기존의 유동장 계산결과를 이용할 수 있도록 수치적으로 구현 하였다.

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

$$\frac{\partial \alpha \rho u}{\partial t} + \nabla \times (\alpha \rho u \otimes u) = K \alpha \rho (u_a - u) + \alpha \rho F \quad (2)$$

여기서, α 는 액적의 체적분율을 나타낸다. 액적에 대한 항력은 다음과 같은 수식으로 표현된다.

$$f = \frac{C_D Re}{24} \quad (3)$$

여기서, Reynolds number는 다음과 같다.

$$Re = \frac{\rho_a |u_a - u| d_p}{\mu_a} \quad (4)$$

ρ_a 는 공기의 밀도를 나타내며 (drag coefficient)는 Reynolds number의 함수로 표현되는 Morsi and Alexander[4] 모델을 적용하였다.



3.2 Collection Efficiency

항공기 표면에서의 액적 분포를 예측하는 Collection Efficiency이며 물리적으로는 자유류에 포함된 액적의 양에 대한 항공기 표면에 부딪히는 액적의 비율을 의미한다 정의는 다음과 같다[2].

$$\beta = \frac{LWC_s(-\hat{n} \cdot \vec{u})}{LWC_\infty u_\infty} \quad (5)$$

여기서, LWC_s 는 항공기 표면에서의 단위공기 체적당 액적의 양을 나타낸다.

4. 수치해석결과

자유류에서의 액적계측 예측결과의 정확도를 검증하기 위하여 날개형상 대한 Collection Efficiency를 예측하여 실험값 [4]과 비교하여 보았다.

4.1 Airfoil(NACA65₂-415)의 Collection efficiency 예측

대기압은 1기압 조건으로 하였으며 유속은 78.68m/s, 유동각은 0 및 8도라고 가정하였으며 Fig. 3은 에어포일 표면에서의 압력계수 분포를 실험값과 비교 도시한 그림이다

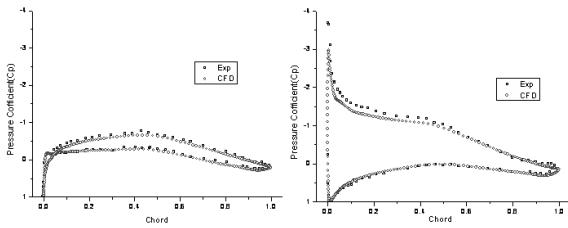


Fig. 3 Comparison of pressure distribution (Top: AOA 0deg, Bottom: AOA 8deg)

액적이 없는 조건을 계산한 결과를 바탕으로 하여 자유류에서의 액적 거동을 수치적으로 계산하였다. 자유류의 액적조건은 액적 크기가 11.5 및 21 μ m이라고 가정하였으며 공기중의 액적의 양을 대표하는 LWC는 각 액적크기별로 0.04 및 0.15g/m³이라고 가정하였다.

Fig. 4는 입구조건에서의 액적 체적분율을 기준으로 하여 상대적인 체적분율을 표현한 그림이다. 유동조건은 받음각이 8도인 경우이며 액적 크기는 11.5, 21 μ m인 경우이다. Fig. 4에서 어두운 부분은 액적들이 분포하지 않는 부분이며 Airfoil의 leading edge 근처의 상대적으로 밝은 영역은 많은 액적들이

분포하여 결빙생성 가능성이 높은 영역을 확인할 수가 있었다.

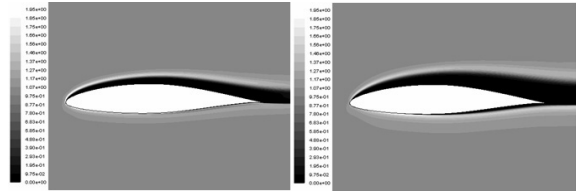


Fig. 4 Normalized volume fraction (AOA: 8deg, MVD: left: 11.5 μ m, Right: 21 μ m)

Fig. 5는 받음각이 없는 경우 날개표면을 따라 Collection Efficiency를 기존 실험결과와 비교하여 도시한 그림이다 실험 결과값을 살펴보면 액적직경이 11.5 μ m일 경우 최대 Collection Efficiency는 Airfoil의 전단 하부면에서 발생하며 최대 0.47정도의 값을 갖으며 21 μ m일 경우는 0.66정도이다. 수치계산결과 액적 직경이 11.5 μ m일 경우 최대값이 0.465로서 실험값과 거의 일치하며 Imping limit의 위치도 거의 일치하는 경향을 보였다. 액적직경이 21 μ m일 경우 최대값의 발생하는 위치는 상부면 leading edge 근처로 거의 유사한 결과를 보이나 최대값은 0.7정도이며 실험값 대비 6%정도의 차이를 보였다. Imping limit의 위치는 실험값과 거의 유사한 것으로 판단된다.

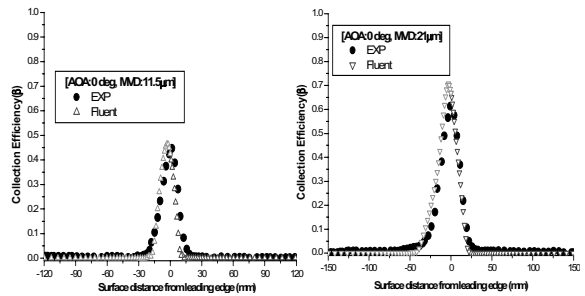


Fig. 5 Collection efficiency(AOA 0deg, MVD:11.5 μ m, 21 μ m)

Fig. 6은 받음각이 8도인 경우 날개표면을 따라 Collection Efficiency를 기존 실험결과와 비교하여 도시한 그림이다 실험 결과값은 액적직경이 11.5 μ m일 경우 최대 Collection Efficiency는 Airfoil의 전단 하부면에서 발생하며 최대 0.3정도의 값을 갖으며 21 μ m일 경우는 0.52정도이다. 수치계산결과 액적 직경이 11.5 μ m일 경우 최대값 발생위치가 실험값과 차이를 보이나 최대값은 0.34로서 실험값과 거의 일치하는 것으로 판단된다. 액적직경이 21 μ m일 경우는 최대값이 0.65로서

실험값과 비교하여 차이를 보이거나 Impinge limit 및 경향성은 거의 유사한 결과를 보였다

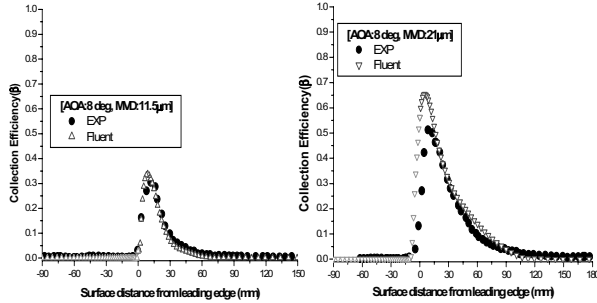


Fig. 6 Collection efficiency(AOA 8deg, MVD:11.5µm, 21µm)

4.2 고양력 포일의 Collection efficiency 예측

Fig. 7은 실험에서 사용된 고양력 에어포일 형상 및 수치 해석을 위한 격자구성으로 보여주고 있다

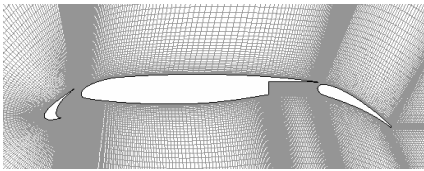


Fig. 7 Geometry and mesh of high lift airfoil

대기압은 1기압 조건이며 유속은 78.68m/s이며 받음각은 없는 조건이다. Fig. 8은 에어포일의 Main Element 표면에서의 압력계수 분포를 실험값과 비교 도시한 그림이다 실험값과 비교하여 Leading edge 부근을 제외한 나머지 영역에서 경향성이 거의 일치하는 것으로 판단되어 에어포일 표면에서의 Collection Efficiency를 수치적인 계산을 수행하여 보았다.

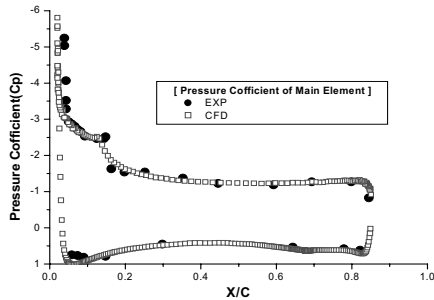


Fig. 8 Pressure coefficient of main element

Fig. 9는 입구조건에서의 액적 체적분율을 기준으로 하여 상대적인 체적분율을 표현한 그림이다. 유동조건은 받음각이 없는 경우이며 액적 크기는 11.5, 21µm인 경우이다.

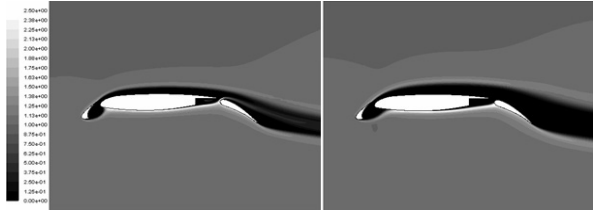


Fig. 9 Normalized volume fraction (AOA: 0deg, MVD: left: 11.5µm, Right: 21µm)

Fig. 9에서 액적직경이 클수록 Main Element에서의 Impinge limit가 후방으로 이동하는 것을 볼 수가 있으며 Flap표면에 부착되는 액적들의 위치 또한 후방으로 이동하는 것을 확인할 수가 있었다. 즉, Slat과 Main Element 사이보다 Flap과 Main Element 사이가 결빙 가능성이 높을 것으로 예상되며 액적 운동량이 작을수록 받음각이 존재할수록 결빙 가능성은 더욱 높아질 것으로 판단된다.

Fig. 10은 받음각이 0도, MVD가 11.5µm와 21µm인 경우 날개표면을 따라 Collection Efficiency를 기존 실험결과와 비교하여 도시한 그림이다.

MVD가 11.5µm인 경우 Main Element를 제외한 영역에서 최대값의 발생위치 및 Imping limit가 실험값과 유사한 경향을 보이는 것으로 판단된다. Main element 하부면에서 실험의 경우 최대값이 0.05정도이며 수치계산 결과는 0.18정도로 Collection Efficiency를 과도하게 예측되었다.

MVD가 21µm인 경우 실험값과 비교하여 Flap에서의 최대값의 차이를 보이는 영역 제외한 다른 영역에서 최대값의 발생위치 및 Imping limit의 위치가 실험값과 유사한 경향을 보이는 것으로 판단된다. 또한, Main element 하부면에서의 Collection Efficiency의 분포 경향이 실험값과 차이를 보이거나 최대값은 거의 유사하게 예측되었다. 액적직경 변화에 따라 Slat 및 Flap에서의 Collection Efficiency의 값이 증가하는 경향을 볼 수가 있으며 특히, Flap에서의 결빙 가능성 증가를 확인할 수가 있다.

4.3 에어포일(Naca0012)의 결빙형상 예측

에어포일의 표면에서의 Collection Efficiency를 수치적으로 계산한 결과를 바탕으로 하여 에어포일에서의 결빙형상을 수치적으로 구현하여 실험값[5]과 비교함으로써 수치해석 가능성을 확인하고자 하였다.

대기압은 1기압 조건이며 유속 조건은 102.8m/s이며 받음

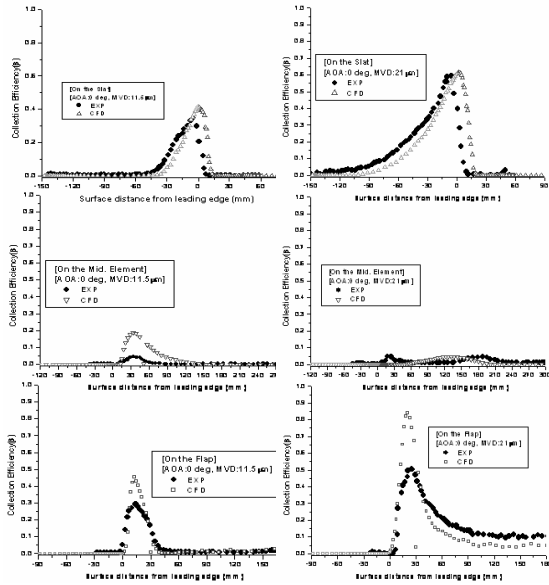


Fig. 10 Collection efficiency (Left--> MVD:11.5um, Right --> MVD:21um)

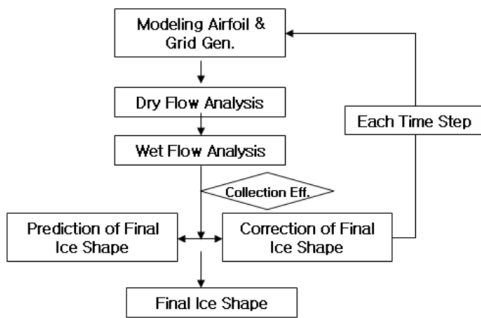


Fig. 11 Process of ice accretion

각은 4도 조건이다. 자유류의 액적크기는 $20\mu\text{m}$ 이며 LWC는 $0.55\text{g}/\text{m}^3$ 이라고 가정하였다. 결빙노출 시간은 7분으로 하였다. 시간전진에 대한 결빙형태 해석순서는 다음과 같다.

시간전진마다 현재의 Collection Efficiency를 이용하여 최종 형태의 결빙형태를 예측하고 최종 형태에서의 Collection Efficiency와 비교함으로써 현재의 결빙형태를 수정하는 방법으로 시간전진을 수행하였다.

Fig. 11은 입구조건에서의 액적 체적분율을 기준으로 하여 상대적인 체적분율을 표현한 그림이다. 결빙노출 시간은 초기 상태이다.

Fig. 12는 결빙 노출시간이 7분이 경과했을 때 결빙부착에 의한 에어포일 형태를 실험값과 비교 도시하고 있다.

그림에서 7분이 경과한 후의 예측된 결빙형태는 실험값과

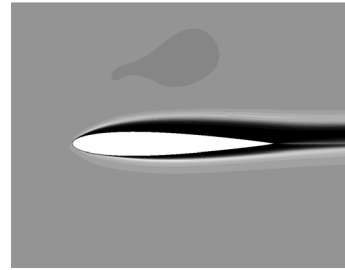


Fig. 12 Normalized volume fraction (AOA: 4deg, MVD: left: $11.5\mu\text{m}$, Right: $21\mu\text{m}$)

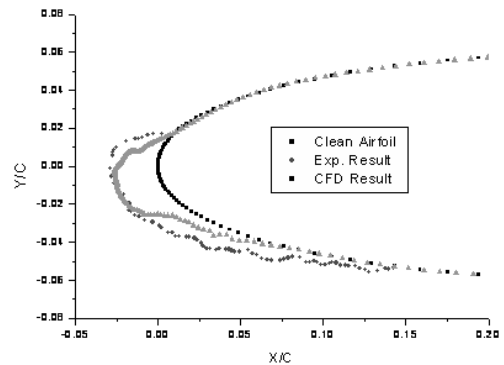


Fig. 13 Ice Accretion shape on the airfoil

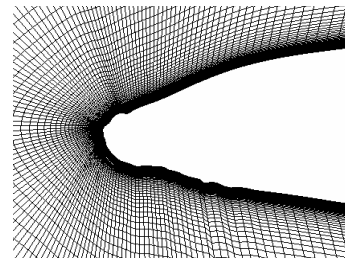


Fig. 14 Grid system of ice accretion shape

비교하여 최대높이는 유사하나 크기가 작게 예측되는 경향을 보이고 있다. 이러한, 결과는 액적이 에어포일 표면을 흐르면서 결빙되는 현상(Run back)을 고려하지 않아 나타나는 결과로 판단된다.

Fig. 12는 결빙발생 후 유동장 계산을 위한 격자계를 보여주고 있다.

Fig. 15는 초기 에어포일 표면에서의 압력계수와 결빙 생성 후의 표면에서의 압력계수를 비교 도시한 그림이다. 계산 조건은 대기압은 1기압 조건이며 유속 조건은 $102.8\text{m}/\text{s}$ 이며 받음각은 4도 조건이다. 그림에서 에어포일의 전방 상부면에서의 압력변화가 하부면보다 큰 것을 볼 수가 있다. 받음각

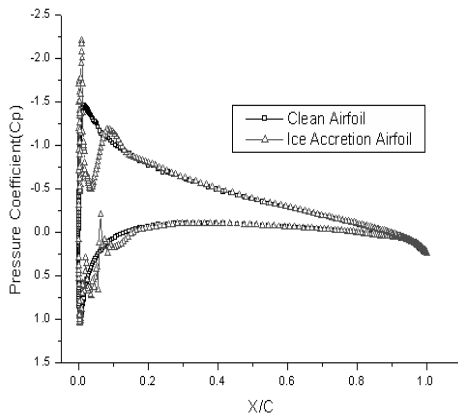


Fig. 15 Pressure coefficient

존재로 인한 결과로 판단되며 결빙 발생으로 인한 압력분포 변화를 확인할 수가 있었다.

결빙발생 전 에어포일의 항력계수(Cd)의 경우 0.0087정도로 예측되었으나 결빙 발생 후 항력계수가 0.0141로서 40% 정도의 증가를 가져왔으나 실험값인 0.0311과는 차이를 보였다.

5. 결 론

본 연구에서는 수치적인 방법을 이용하여 결빙 해석에 필요한 자유류에서의 액적거동을 모사하였으며 항공기 표면에서의 결빙발생 가능성이 있는 영역을 확인할 수 있었다. 유동장내에서 액적 거동은 Eulerian 개념을 적용하여 수치적으로 모사하였으며 항공기 표면에서의 결빙정도를 표현하기 위하여 Collection Efficiency라는 변수를 사용하였다. 기존의 Airfoil의 실험값과 비교하여 계산결과의 경향성 및 정확도를 비교하였다. 수치적 방법을 통한 Collection Efficiency 예측결과가 실험값과 비교하여 작은 경향을 보였으며 액적 항력 예측에

관한 정확한 모델 검증이 필요하다고 판단된다.

본 연구에서 에어포일 표면에 발생 가능한 결빙형상을 예측하기 위하여 에어포일 표면에서의 Collection Efficiency를 이용하였으며 열전달은 고려되지 않았다. 최종시간에서의 결빙 형태를 실험값과 비교하였을 때 최대높이는 거의 유사하나 크기가 작은 것을 확인할 수가 있었으며 Rime Ice 조건에서 열전달을 고려한 Run-Back 현상을 고려하지 않은 결과로 판단되어진다. 또한, 결빙생성으로 인한 항력증가가 큰 것을 확인할 수가 있었다.

향후 액적의 항력예측에 대한 수치모델 검토와 열전달을 고려한 Run-Back현상에 대한 수치적인 방법의 고려가 필요하다고 판단된다.

참고문헌

- [1] 2000, Gent, R.W., Dart, N.P. and Cansdale, J.T., "Aircraft icing," Defence and Evaluation and Research Agency.
- [2] Mingione, G. and Bran, V., "A 3D Ice Accretion Simulation Code," *37th Aerospace sciences and meeting & exit.*
- [3] da Silveira, R.A. and Maliska, C.R., etc., "EVALUATION OF COLLECTION EFFICIENCY METHODS FOR ICING ANALYSIS," *17th International Congress of Mechanical Engineering.*
- [4] 2002, Vu, G.T., Yeong, H.W., etc., "Experimental Investigation of Water Droplet Impingement on Airfoils, Finite Wings, and an S-Duct Engine Inlet," *NASA/TM-2002-211700.*
- [5] 1992, Shin, J. and Bond, T.H., "Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a Naca0012 airfoil," *NASA/TM-105743.*