



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(1), 23-33(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.1.23

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

표면 조도를 고려한 난류 천이 모델의 항공기 결빙 해석자에 대한 적용 연구

민승인¹, 이관중²

Implementation of Roughness-Induced Turbulent Transition Model on Inflight Icing Code

Seungin Min¹ and Kwanjung Yee²

Department of Mechanical Aerospace Engineering, Seoul National University

ABSTRACT

In this study, the effect of surface roughness distribution and its influence on the inflight icing code was investigated. Previous numerical studies focused on the magnitude of surface roughness, and the effects were only addressed in terms of changes in thermal boundary layers with fully turbulent assumption. In addition, the empirical formula was used to take account the turbulent transition due to surface roughness, which was regarded as reducing the accuracy of ice shape prediction. Therefore, in this study, the turbulent transition model based on the two-equation turbulence model was applied to consider the effects of surface roughness. In order to consider the effect of surface roughness, the transport equation for roughness amplification parameter was applied, and the surface roughness distribution model was implemented to consider the physical properties. For validation, the surface roughness, convective heat transfer coefficient, and ice shape were compared with experimental results and other numerical methodology. As a result, it was confirmed that the excessive prediction of the heat transfer coefficient at the leading edge and the ice horn shape at the bottom of the airfoil were improved accordingly.

초 록

본 연구에서는 표면 조도 분포가 항공기 결빙 수치 해석에 미치는 영향성에 대한 연구를 수행하였다. 기존의 항공기 결빙 해석 연구에서는 표면 조도의 크기에 초점이 맞춰져 있었으며, 표면조도의 효과 측면에서는 완전 난류 가정을 적용하여 난류 천이를 고려하지 못하고 있다. 또한 일부 연구에서, 표면 조도가 천이 과정에 미치는 영향이 선형적인 수식으로 나타났으나, 이러한 기법은 항공기 결빙 해석의 정확도를 낮추는 요인으로 여겨졌다. 따라서 본 연구에서는 표면 조도가 난류 천이 및 열 경계층에 미치는 영향을 모두 고려할 수 있도록, 2-방정식 난류 모델을 기반으로 하는 난류 천이 모델을 적용하였다. 표면 조도의 효과를 고려할 수 있도록 표면 조도 증폭 파라미터를 수송 방정식 형태로 적용하였으며, 물리적인 특성을 고려하기 위해서 표면 조도 분포 모델을 적용하였다. 이를 검증하기 위하여 2차원 익형의 표면 조도, 대류 열전달 계수 및 결빙 형상을 획득하였으며, 실험 결과와 기존 기법들을 사용한 수치 해석 연구결과를 비교하였다. 그 결과, 앞전에서 열전달 계수의 과도한 예측과 그에 따른 익형 아랫면에서의 얼음뿔 형상이 개선되는 것을 확인할 수 있었다.

† Received : November 18, 2019 Revised : December 12, 2019 Accepted : December 17, 2019

¹ Doctoral course, ² Professor² Corresponding author, E-mail : kjyee@snu.ac.kr

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Key Words : Aircraft Icing(항공기 결빙), Surface Roughness(표면 조도), Convective Heat Transfer(대류 열전달), Turbulent Transition(난류 천이)

Nomenclature

A_r	= Roughness amplification parameter
C_D	= Drag coefficient of droplet
LWC	= Liquid water content, g/m^3
MVD	= Median volumetric droplet diameter, μm
Re_{θ}	= Transition onset momentum thickness Reynolds number
$Re_{\theta,c}$	= Critical transition onset momentum thickness Reynolds number
T_s	= Surface temperature, $^{\circ}C$
U	= Velocity, m/s
$c_{p,w}$	= Specific heat of water
\dot{e}	= Energy flow rate, W/m^2s
g	= Gravitational acceleration, m/s^2
h_{cv}	= Heat convection coefficient, W/m^2k
h_f	= Water film height, m
k	= Turbulent kinetic energy, J/kg
κ_{eff}	= Effective thermal conductivity, $W/m \cdot K$
\dot{m}	= Mass flow rate, kg/m^2s
p	= Pressure, Pa
ρ	= Density, kg/m^3
μ	= Viscosity, $Pa \cdot s$
σ_w	= Surface tension, N/m
τ_{wall}	= Wall shear stress, Pa
θ_c	= Average contact angle, rad
γ	= intermittency
ω	= Specific turbulence dissipation rate, $1/s$
Subs	
a	= Air properties
d	= Droplet properties
w	= Water properties
∞	= Freestream properties
imp	= Impinging water properties
ice	= Accumulated ice properties
$conv$	= Convective heat transfer properties
in	= Inflow water properties
out	= Outflow water properties

I. 서 론

항공기 결빙 해석 시, 결빙 형상은 표면에서의 에너지 평형에 의해서 결정되며, 특히 액적이 얼음이 될 때 나타나는 잠열과 그 잠열을 외부로 전달하는 대류 열전달이 큰 비중을 차지한다. 따라서 대류 열전달 계수를 정확히 예측하는 것이 항공기 결빙 수치해석의 정확도에 중요한 요소이다. 대표적으로, 1980년대 NASA에서 개발된 항공기 결빙 해석 코드인 LEWICE는 integral boundary-layer 방정식을 활용하여 대류 열전달 계수를 계산하였다[1]. 이때 선형적 관계식을 사용하여 단일 표면 조도를 추정하였으며, 그에 따른 천이를 무차원화 수인 Re_{ks} 값을 기준으로 난류 천이를 계산하였다. LEWICE는 수치해석 기법의 강건성과 효율성으로 인하여 다양하게 사용되었으나, 대류 열전달 계수를 과도하게 예측하는 경향이 있다고 알려져 있으며[1,2], 이는 유리 얼음 형상을 제대로 예측하지 못하는 원인으로 여겨진다[2]. 이러한 항공기 결빙 수치해석의 정확도를 높이기 위한 일환으로써 표면조도에 따른 대류 열전달 계수의 변화 및 난류 천이 현상에 관한 다양한 실험 및 모델링 연구가 수행되었다.

항공기 결빙에서 표면 조도와 그에 따른 영향성에 대한 정량적인 연구는 1980년대 이후로 시작되었다. Poinsatte. et. al.[3,4]은 표면 조도의 열 경계층과 난류 천이에 대한 영향성을 분석하기 위하여 NACA 0012 익형에 대해서 인공적인 표면 조도를 부착하고 대류 열전달 계수를 측정하였다. 해당 연구는 익형 앞전에 부착된 표면 조도들이 난류 천이 현상을 앞당기는 것을 확인하였으며, 대류 열전달 계수를 증가시켜 결빙 형상에 영향을 미치는 것을 간접적으로 확인하였다. 그러나 인공적인 표면 조도는 실제 항공기 결빙 현상을 모사하지 못하였다. 실제 항공기 결빙에서의 표면조도 분포와 그에 따른 효과는 Yamaguchi와 Hansman[5]에서 드러났다. 실린더 표면에서 생성된 표면 조도 분포가 난류 천이 및 대류 열전달 계수에 영향을 주어 최종적인 형상 예측에 중요한 요소임을 밝혔다. 또한, 실험결과에서 도출된 매끈한 영역과 거친 영역에 대해 개별적인 표면조도 모델을 사용하여 결빙 형상 예측 정확도를 높임으로써, 표면조도 분포의 고려의 필요성을 나타내었다. 이후 Henry et. al.[6]과 Han과 Palacios[7]는 개선된 측정 방법을 통하여 실제 실린더와 항공기 익형에 발생하는 결빙 현상에서의 표면조도 높이와 열전달 계수를 측정하여, 표면조도가 단순히 열전달 계수의 증가뿐만 아니라 난류 천이 위치에도 영향을 미치는 것을 나타내었다.

이처럼 표면 조도 분포와 해당 효과에 대한 연구는 다양하게 진행되었다. 초기 결빙 해석 코드에서는 항공기 결빙의 외기 조건에 따른 표면조도를 모사하기 위해서 Gent et. al.[8]이 수행한 실험을 기반으로 선형적인 관계식을 통해 단일 표면조도를 추정하였다. 이후 Anderson[9]과 같이 실험들을 기반으로 [9,10] 표면 조도 분포를 나타낼 수 있는 선형적인 모델과, Fortin 등[11]의 물리적인 특성을 기반으로 한 표면 조도 모델들이 제시되었으나, 이러한 결과는 표면 조도에 초점이 맞춰졌으며, 난류 천이는 제한적으로 고려되었다. Han과 Palacios[7]는 실험을 기반으로 표면조도 분포와 그에 따른 난류 천이와 대류 열전달 계수의 변화를 나타내었으나, 패널 기법 기반의 결빙 해석 코드에 대해 적용하여, 복잡한 형상이 나타나는 다양한 결빙 조건에 대해서 적용이 제한되었다.

이러한 점을 개선하기 위해서 본 연구에서는 범용적인 항공기 결빙 조건에 적용이 가능한 표면 조도 모델과 그에 따른 효과를 나타낼 수 있는 난류 천이 모델을 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식 기반의 2세대 항공기 결빙 해석 코드에 적용하는 연구를 수행하였다.

본 연구에서는 표면 조도 분포의 효과를 유동장에 전달하기 위하여 표면 조도 증폭 파라미터(Roughness Amplification Parameter)의 수송 방정식[12]을 천이 모델인 $\gamma-Re_\theta$ 모델과 연동하여 난류 모델을 개선하였다. 표면 조도 분포를 나타내기 위하여 기존에 개발된 표면 조도 모델[13]을 적용하였다. 이러한 모델 적용의 타당성을 검증하기 위하여 표면 조도와 대류 열전달 계수를 기존에 사용하던 선형적인 모델과 정량적으로 비교하였으며, 실제 결빙 형상과의 비교를 통해 표면 조도 분포와 그에 따른 난류 천이 효과의 필요성을 확인하였다.

II. 연구 방법

2.1 항공기 결빙 해석 코드 구조

본 연구는 서울대학교에서 개발된 2세대 결빙 해석 코드인 ICEPAC(Ice Contour Evaluation and Performance Analysis Code)[14]을 확장하였다. ICEPAC은 Fig. 1과 같이 1) 유동 해석 모듈, 2) 액적 궤적 계산 모듈, 3) 열역학 모듈, 4) 결빙 형상 생성 모듈로 구성되어 있으며, 붉은 박스 안에 있는 유동 해석 모듈의 난류 천이 모델과 열역학 모듈의 표면 조도 모델을 추가하여 적용하였다. 유동 해석은 오픈소스 코드인 OpenFOAM에서 제공하는 Navier-Stokes 방정식 기반의 Segregated solver를 사용하였다. 난류 모델의 경우 천이 해석을 위해 기존 결빙 해석에 사용되던 Spalart-Allmaras 모델[15]이 아닌 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델

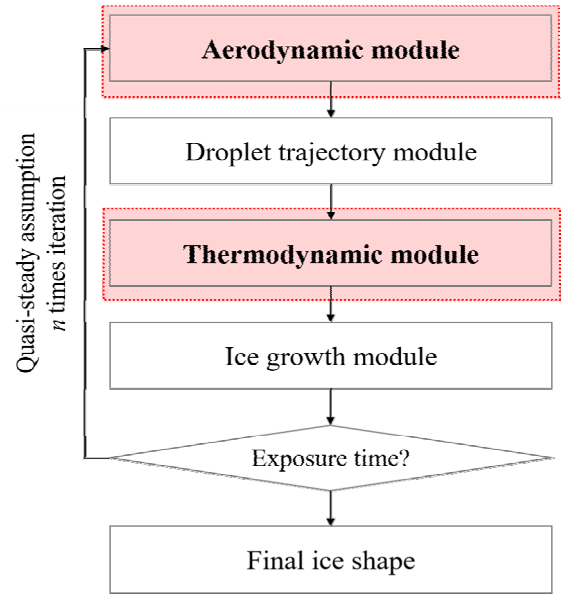


Fig. 1. Flow chart of ICEPAC

[16]을 사용하였으며, 해당 과정은 후술되었다.

액적 궤적 계산 모듈의 경우 유동 박리 및 음영 영역에서의 해석과 3차원 효과가 지배적인 조건에서 정확한 해석을 위하여 Eulerian 기반의 액적 궤적 계산 기법을 적용하였으며 다음 식 (1)과 (2)와 같은 지배 방정식을 적용하였다.

$$\frac{\partial \rho_d}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d U_d) = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho_d U_d}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d U_d U_d) = \\ \frac{3}{4} \frac{\rho_d \mu_a C_D Re_d}{\rho_w MVD^2} (U_d - U_a) + \rho_d g \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

열역학 모듈의 경우 얼어붙는 얼음의 질량을 예측하는 역할을 수행하는 부분으로써, 수막이 흐를 수 있는 스펠 방향과 시위 방향 모두를 고려할 수 있도록 얇은 수막 결빙 모델(Shallow Water Icing Model, SWIM)[17]을 적용하였으며, 식 (3)과 (4)와 같이 수막 (h_f)에 대한 질량 보존식과 에너지 보존식으로 나타낸다.

$$\rho_w \left[\frac{\partial h_f}{\partial t} + \nabla \cdot (h_f U_f) \right] = \dot{m}_{imp} - \dot{m}_{ice} \quad (3)$$

$$\rho_w \left[\frac{\partial h_f c_p T_s}{\partial t} + \nabla \cdot (h_f U_f c_p T_s) \right] = \dot{e}_{imp} + \dot{e}_{ice} - \dot{e}_{conv} \quad (4)$$

$$U_f = \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} u(x, y) dy = \frac{h_f}{2\mu_w} \tau_{wall}(x) \quad (5)$$

실제 결빙형상은 시간에 따라 변화는 비정상 특성을 갖고 있으나, 계산 시간의 한계를 고려하여 본 연구에서는 모든 계산을 주어진 시간단계에서 준정상 상태(Quasi-Steady)로 가정하여 수행되었다.

2.2 표면 조도에 따른 난류 천이 모델

일반적으로, 2세대 결빙 해석 코드에서 사용되는 난류 모델은 1 equation model인 Spalart-Allmaras 모델[15]을 기반으로 격자에서 벽면까지의 거리 항을 수정하고, 방정식의 변수에 대해서 경계 조건을 수정한 modified Spalart-Allmaras 방정식[15]을 사용한다. 이러한 모델을 사용하면, 난류 경계층의 형성이 변화하며, 열 전달률과 표면 마찰 계수의 예측을 향상할 수 있다. 그러나 이러한 방식의 경우 앞서 계산된 표면 조도 분포를 반영하지 못하며, 동시에 그에 따른 영향성을 고려하지 못한다는 단점이 있다. 이러한 한계점을 개선하기 위하여 본 연구에서는 2 equation model인 $k-\omega SST$ 모델[18]을 기반으로 새로운 난류모델 기법을 제안하였다.

$k-\omega SST$ 모델은 여러 항공 역학 분야에서 사용되는 2 equation Eddy-점도 모형으로써 이것은 Wilcox $k-\omega$ 와 $k-\epsilon$ 모형을 결합한 하이브리드 형태로 되어 있다. 해당 모델에 대해서 본 연구에서는 Menter [17]등이 제시한 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델과 결합하였다. 이러한 방법은 직접적으로 표면 조도의 영향성을 포함할 수 없기 때문에 추가적으로 표면 조도 증폭 파라미터(A_r)[12]를 도입하였다. 해당 천이 모델은 Fig. 2와 같이 현재 결빙 해석 코드에 적용되었다.

A_r 의 수송 방정식[12]은 식 (6)과 같이 나타나며, 이러한 A_r 값은 식 (7)에서 나타나는 경계 조건에 따

라서 실제 표면 조도 높이에 대해서 상수 계수 C_{r1} 의 곱으로 나타내었다.

$$\frac{\partial(\rho A_r)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j A_r)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_f} \right) \frac{\partial A_r}{\partial x_j} \right] \quad (6)$$

$$A_r|_{wall} = C_{r1} k^+ \quad (7)$$

A_r 은 경계층 운동량 두께에 대한 Reynolds 수를 증가시키는 역할을 하며 이는 식 (8)에서 나타난 것과 같이 $\gamma-Re_\theta$ 모델의 식 중 하나인 Re_θ 방정식에서 생산항을 변형시킴으로써 천이 과정을 시작한다 [12]. 이러한 생산항은 원래의 항에 대하여 식 (9)와 같이 추가적으로 A_r 에 대한 함수 F_{A_r} 를 도입하여 적용되며. 자세한 과정은 참고문헌[12]에서 나타난다.

$$\frac{\partial(\rho Re_\theta)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j Re_\theta)}{\partial x_j} = P_{\theta,rough} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\theta \frac{\partial Re_\theta}{\partial x_j} \right] \quad (8)$$

$$P_{\theta,rough} = c_{\theta t} \frac{\rho}{t} [(Re_{\theta,c} - Re_\theta)(1 - F_{\theta,t}) - F_{A_r}] \quad (9)$$

난류 천이 위치는 경계층 운동량 두께에 대한 Reynolds 수 Re_θ 와 실험적 관계식에서 도출된 $Re_{\theta,c}$ 의 값을 비교함으로써 결정된다. 천이 위치는 해당 결과를 통해 γ 라는 변수를 통해 나타나며, 해당 변수는 식 (10)을 수치적으로 계산함으로써 도출되는 무차원화 변수이다.

$$\frac{\partial(\rho \gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_f} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \quad (10)$$

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j k)}{\partial x_j} = \gamma_{eff} P_k - \min(\gamma_{eff}, 1.0) D_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_k \mu_t \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (11)$$

계산된 γ 는 식 (11)에 도식된 바와 같이 $k-\omega SST$ 모델의 난류 운동 에너지 k 방정식의 생산항을 수정함으로써 난류모델과 연계되었다. 난류 운동 에너지의 증가에 표면 조도는 영향을 주며, 이러한 영향성은 표면 조도의 유동장의 방해를 의미한다. 이를 통해 표면 조도 효과를 고려하는 층류-난이 천이 현상을 모사하였다.

표면 조도는 난류의 천이 발생 위치에 영향을 미치는 것 이외에도, 벽면 전단 응력 및 열 전달 계수의 증가에 영향을 미친다. 표면 조도 증폭 파라미터 (A_r) 수송 방정식은 천이 과정을 발생시키는 표면 조도의 영향성을 고려한다면, $k-\omega SST$ 모델의 경계 조건을 변경함으로써 이러한 난류 경계층에 미치는 표면 조도의 영향성을 고려하였다. Fig. 3과 4는 각

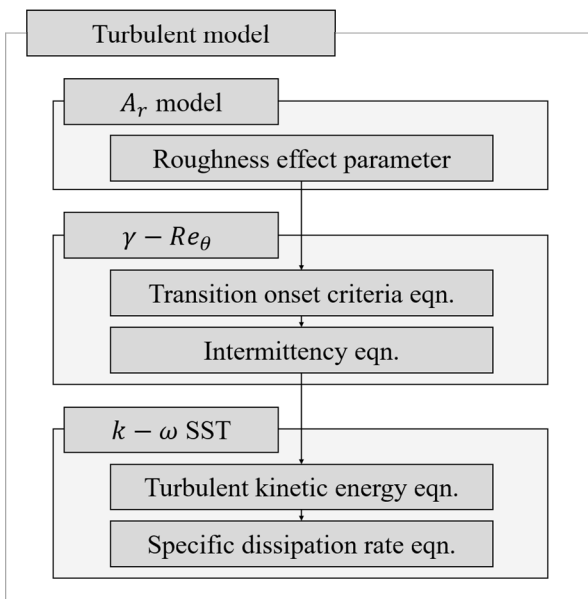


Fig. 2. Turbulence model for roughness induced transition

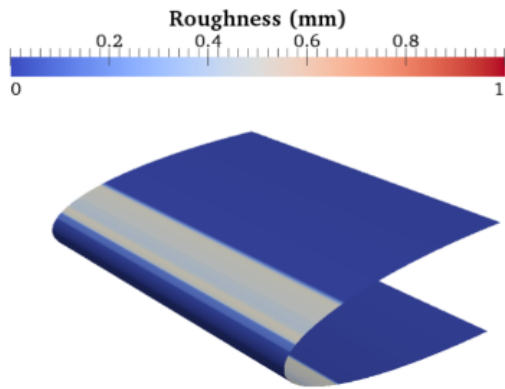


Fig. 3. Roughness height distribution

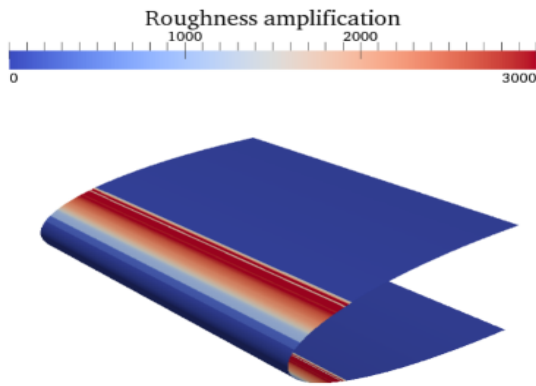


Fig. 4. Roughness amplification parameter distribution

각 표면조도의 분포와 그에 따른 표면 조도 증폭 파라미터(A_r)의 분포를 나타낸 것이다.

결빙 과정에서 발생하는 표면 조도의 값은 표면 조도 Reynolds 수인 Re_k 값으로 나타낼 때, 1,000 내지 10,000을 초과하는 큰 표면 조도를 형성한다. 이러한 결빙 현상에서의 표면 조도를 고려하여 Aupoix [19]가 제시한 Colebrook[20]의 실험 결과에 기반하여 새로운 경계 조건을 제시하였다. 수정된 경계 조건은 난류 점도 계산 및 열대류 계수에 영향을 준다. 난류 점도는 전체 난류 모델을 통해 계산되며, 이는 식 (12)에 나타난 열전도도 계산에 영향을 미친다.

$$h_{cv} = -\kappa_{eff} \frac{\partial T}{\partial n} \left(\frac{1}{T_s - T_\infty} \right) \quad (12)$$

2.3 표면 조도 분포 모델

위에서 논의된 기법은 표면 조도에 따른 난류 천이 위치를 예측하기 위한 모델이다. 실험적 연구[5]에서 나타난 것과 같이 난류 천이는 표면 조도의 분포에 영향을 받아, 결빙 형상에 영향을 주기 때문에, 표면 조도 분포 모델을 적용하였다. 이러한 표면 조

도 분포 모델은 참고문헌[13]에서 적용한 물리적 표면 조도 모델을 사용하였다. 해당 모델을 적용하기에 앞서 기존에 제시된 표면 분포 모델과 비교 연구를 수행하였다.

2.3.1 NASA LEWICE 3.2 모델

1980년 Gent. et. al.[8]이 수행한 실험 연구를 기반으로 만들어진 NASA의 선형적 모델[1]은 속도, 온도, LWC에 대해서 단일 표면 조도 높이를 추정하였다. 이는 수학적으로 항공기 결빙 해석 코드에 적용하기 용이했으며, 모델의 단순함으로 인해 많이 사용되었다. 그러나 Hansman[21]의 실험과 같이 항공기 결빙에서 표면 조도가 분포 형태로 나타나며 이러한 특성이 결빙 형상에 영향을 미치는 것이 알려져, 표면 조도 분포를 수치적으로 모델링 하기 위한 연구가 진행되었다. 그 일환으로 Anderson[9]은 다양한 실험의 매개변수 연구를 통해 결빙율(Freezing Fraction) n_0 를 기반으로 표면 조도를 식 (13)과 같이 나타내었다.

$$x_k = \frac{1}{2} \sqrt{0.15 + \frac{0.3}{n_0}} \quad (13)$$

그러나 표면 조도의 분포는 결빙율에 대한 단일 함수로 나타나지 않는 것이 알려졌으며, 또한 결빙율 변수는 1세대 결빙 해석 코드에서만 적용 가능하여, 2세대 결빙 해석 코드로 확장이 되지 않는 단점이 있다.

2.3.2 Penn state univ. AERT 모델

항공기 결빙 실험에 레이저 스캐닝 방식이 도입된 이후 Han과 Palacios[7]는 Penn State 대학의 AERT 시설에서 표면조도와 결빙 표면에서의 대류 열전달 계수를 측정하였다. 이러한 실험 결과를 기반으로 앞서 언급된 Anderson[9]이 만든 표면 조도 분포식을 개선하였다. 기존의 결빙율을 기반으로 한 모델에 대하여, 결빙 축적 변수, Ac(Accumulation Parameter)에 대한 경험식을 추가하였다. 그러나 Anderson[9]이 제시한 모델과 마찬가지로 결빙율을 사용하며, 제한적인 실험 결과를 기반으로 하여 현재 2세대 항공기 결빙 해석 코드의 적용이 어렵다.

2.3.3 표면조도 분포 모델

앞서 제시된 두 가지의 모델은 결빙 매개변수를 통하여 표면 조도의 분포를 나타내었으나, 해당 매개변수가 패널 기법을 기반으로 하는 1세대 결빙 해석 코드에서 나타나는 무차원 수인 결빙율에 의존한다는 점에서 2세대 결빙 해석 코드에 확대 적용이 어렵다. 또한 실험에 의존하여 만들어진 선형적인 모델로써, 실험 외의 조건 및 다양한 받음각 혹은 형상에 대해서 해당 모델을 적용하기 어려운 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 이러한 점들을 개선하고 물리적인 특성을 고려할 수 있는 표면 조도 분포 모델을

적용하였다.

본 연구에서 적용한 모델은 Fortin[11]에 의해 제안된 표면상의 물의 양과 표면에 작용하는 힘에 따라서 표면 상태를 (1) 수막, (2) 물줄기, (3) 물방울로 나누는 개념을 기반으로 하고 있다. 각 상태의 물의 양은 열역학 모듈의 질량 보존식 (3)의 변형 형태인 식 (14)에서 유도된다. 표면에 적용되는 힘의 경우 식 (15)와 같이 체적력과 유동에 따른 전단응력과 같은 외력과, 해당 힘에 대한 반작용으로써 표면장력으로 구분할 수 있다. 해당 힘 성분들에 대해서 힘 평형 방정식을 나타내었으며, 이를 통해서 표면의 상태와 표면 조도를 계산하였다. 자세한 과정은 참고문헌 [13]에 나타나 있다.

$$\rho_w \frac{\partial h_f}{\partial t} = \dot{m}_{imp} + \dot{m}_{in} - \dot{m}_{ice} - \dot{m}_{out} \quad (14)$$

$$\int_0^\pi \sigma_w \cos \theta(\phi) \cos \phi r_b(h_b) d\phi = \rho_b g V_b + \tau_w A_b + \int \frac{dp}{dx} dV \quad (15)$$

III. 연구 결과

표면 조도에 따른 난류 천이 모델의 적용이 항공기 결빙 해석에 미치는 영향성을 분석하기 위하여 표면 조도와 그에 따른 열전달 계수 및 결빙 형상 해석의 결과를 실험값과 기존의 NASA의 단일 표면 조도 높이 모델[1]을 적용한 결과를 비교하였다.

3.1 표면 조도

표면 조도 모델의 경우 2세대 항공기 결빙 해석자에 적용이 가능한 단일 크기의 NASA의 선형적 관계식과 현재 연구에 적용된 표면 조도 분포 모델을 활용하였다. Anderson[9]과 Han과 Palacios[7]의 모델들은 표면 조도 분포를 나타내긴 하지만, 해당 기법들은 2세대 결빙 해석 코드에서 사용되지 않는 변수를 사용하므로 비교하지 않았다.

표면 조도 비교를 위해서 Table 1에서 나타난 해석 조건에 대해서 해석을 수행하였다. 해당 해석 조

Table 1. Test conditions

No	MVD (μm)	LWC (g/m^3)	Temp ($^{\circ}\text{C}$)	Vel (m/s)	Time (sec)
1	20	1.7	-3	5	94
2	20	1.7	-5	5	94

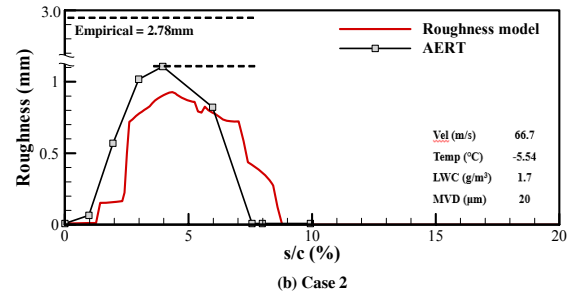
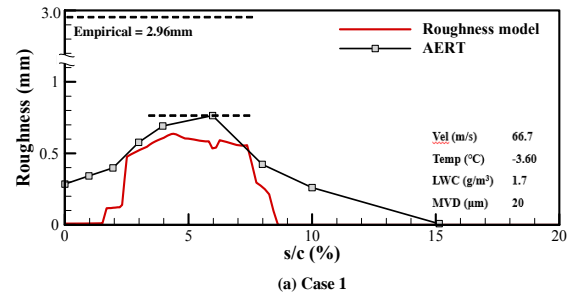


Fig. 5. Roughness height distribution for AERT facility measurement case [7]

건은 Penn State 대학의 AERT 시설에서 코드 길이 0.5334m의 NACA0012 익형에 수행된 표면 조도 및 대류 열전달 계수 측정 실험[7]의 결과 중 일부를 나타낸 것이다. Fig. 5는 해당 조건에 대해서 표면조도의 높이를 비교한 것이다.

Figure 5에서 나타나는 것과 같이 현재 모델은 표면조도를 매끈한 영역과 거친 영역으로 구분하는 것을 확인할 수 있다. 앞전의 정체점에서 코드길이의 2-3% 영역까지는 높은 액적의 충돌량으로 인하여 10^{-2} - 10^{-3} mm 높이의 수막이 형성되는 것을 확인할 수 있으며, 이후로는 물줄기와 물방울 형태로 이루어진다. 수치 해석 결과에 의하면, 매끄러운 영역 이후 거친 영역에서 표면 조도가 급격하게 생성되었으나, 실험 결과는 부드럽게 전이되는 결과를 보이고 있다. 그러나 선형적 모델[1]과 비교하여, 현재 모델은 표면 조도 분포와 영역의 분할이 AERT 실험[7] 결과와 유사하게 나타나는 것을 확인하였다.

이러한 결과는 표면 조도 분포 모델의 신뢰성을 보여준다. 해당 모델은 힘 평형 방정식을 통해 표면 조도 분포를 시뮬레이션 한 것으로, 높이가 정확하게 맞지는 않지만, 거친 영역과 매끄러운 영역으로 구분한다는 점, NASA의 선형적 실험식에 비해서 높은 LWC 조건에 대해서 개선된 결과를 나타낸다. 현재 방법론과 기존 선형식과의 차이를 확인하기 위해 대류 열전달 계수에 대해서 비교 연구를 수행하였다.

3.2 대류 열전달 계수

앞서 계산된 표면 조도 값은 난류 모델에 포함되어 대류 열전달 계수를 계산하는데 활용된다. 이 단

락에서는 표면 조도가 난류 천이와 그에 따른 대류 열전달 계수에 미치는 영향성을 분석하기 위하여 Table 1에 나타난 조건들에 대해서 대류 열전달 계수를 계산하여 비교하였다.

해당 대류 열전달을 계산하기에 앞서, 현재 적용된 난류 모델을 검증하기 위하여, Poinatte et. al.[3,4]이 수행한 익형에 대한 대류 열전달 계수 측정 실험과 현재 모델의 수치 해석 결과를 비교하였다. 검증에 사용된 모델은 NACA 0012 익형이며 외기 조건은 Reynolds 수 120만에 대해서 실험을 수행하였으며, 대류 열전달 측정을 위하여, 표면의 온도와 외기 온도는 각각 35°C와 -6.7°C로 설정하였다. 해당 결과는 대류 열전달 계수의 무차원화 수인 Frossling 수로 나타내었다. Frossling 수는 Nusselt 수($Nu = h_{cw}L/c$)를 자유류 Reynolds 수의 제곱근으로 나눠 준 것이다.

Figure 6은 매끄러운 익형에 대해서 대류 열전달 계수를 나타낸 것으로 실험값과, 현재 적용한 확장된 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델과 Spalart-Allmaras로 해석한 결과를 비교 검증하였다. 정체점에서는 두 가지 모델이 모두 실험값과 유사한 값을 나타내고 있으나, 뒷전으로 가면 기존 항공기 결빙 해석에서 사용되는 Spalart-Allmaras 모델이 더 큰 값을 나타내는 반면, 현재 기법은 실험값과 유사하다. 이는 매끄러운 익형의 앞전에서는 Spalart-Allmaras 모델과 현재 모델이 층류 경계층을 묘사하는 것을 나타내는 반면, 익형 하류로 가면 완전 난류 모델인 Spalart-Allmaras 모델의 경우 빠르게 난류 경계층 영역으로 전환하여, 높은 열전달 계수를 나타내기 때문이다.

Figure 7은 익형의 앞전에 인공의 표면 조도를 부착하여 균일하게 거친 표면을 만들어 대류 열전달 계수를 비교한 결과이다. Spalart-Allmaras 모델 결과의 경우 앞전에서 매우 낮은 값을 갖고 급격하게 증

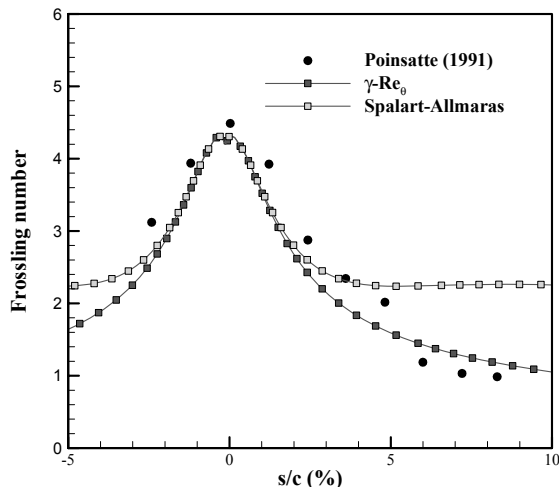


Fig. 6. Frossling number for smooth airfoil

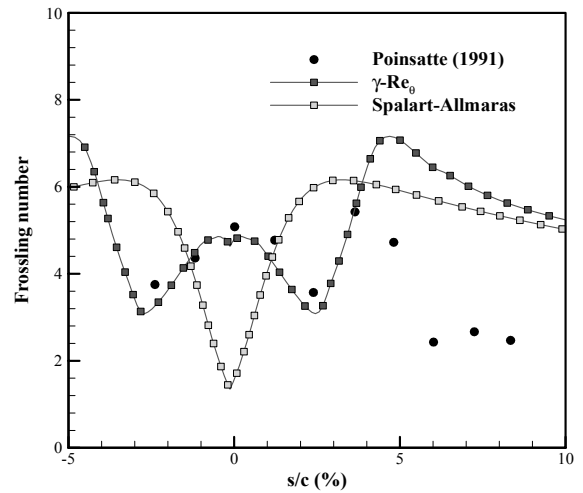


Fig. 7. Frossling number for rough airfoil

가하는 것을 확인할 수 있다. 이는 표면 조도에 따른 효과를 현재 사용된 Spalart-Allmaras 모델이 로그법칙의 감소를 통해 나타내기 때문이다[15]. 이러한 방법은 로그 법칙 층이 거의 나타나지 않는 앞전에서는 물리적인 현상을 묘사하지 못한다. 반면 현재 모델은 앞전 근처를 층류 영역으로 나타내어, 실험값과 유사한 경향을 보이고 있으며, 이후 난류 천이가 발생하여 증가하는 Frossling 수를 확인할 수 있다. 뒷전으로 실험값이 급격하게 줄어드는 이유는, 실험의 경우 앞전에만 표면조도가 존재하는 반면, 수치해석은 전체적으로 표면조도가 존재하는 경우에 대해서 해석하였기 때문이다. 이를 통해 현재 기법이 표면조도에 따른 난류 천이 효과를 잘 나타내는 것을 확인할 수 있다.

그러나 앞서 언급된 Poinatte. et. al.의 실험은 균일한 표면 분포에 대한 결과를 나타내므로, 표면 조도의 분포에 대한 현재 기법의 적절성을 판단하기 위해, Bragg와 Kerho[22]가 수행한 실험과 추가적인 검증을 수행하였다. Bragg와 Kerho는 익형의 일부 영역에 대해서만 표면 조도를 적용하고 표면에서의 마찰 계수를 측정하여 난류 천이 위치 및 영역을 확인하였다.

Figure 8은 층류, 천이, 난류 영역을 실험결과와 수치해석 결과에 대해서 비교하여 해당 위치를 나타낸 것이다. 해당 그래프는 Thompson[23]에 의해 제시된 경계층 형상 인자($H = \delta^*/\theta$)에 따라 각 영역을 구분하였다. 해당 인자가 이론적으로 층류 영역에서 2.59 이상의 값, 난류 영역에서 1.57 이하의 값을 나타내는 것을 기준으로 하였다. y축은 표면 조도의 영역과 시작되는 위치를 순서대로 나타내고 있다. 해당 결과에 의하면 현재 모델의 경우, 천이 위치에 대해서는 대체로 잘 예측하고 있으나, 천이 구간 길이에 대해서는 실험에 비해서 작게 예측하는 것을 확인할 수

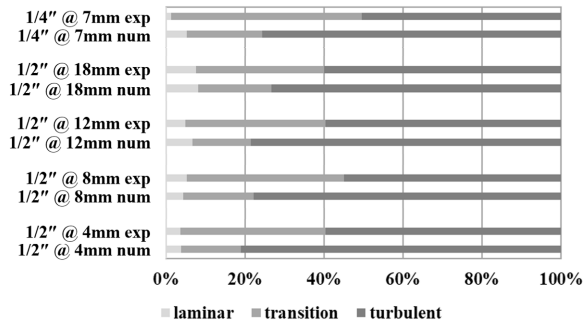


Fig. 8. Transition position comparison [22]

있었다. 본 연구는 표면 조도가 천이 시작 위치에 미치는 영향을 나타내기 위한 연구에 초점이 맞춰져 있으며, 천이 구간 길이에 대해서는 기존의 $\gamma-Re_\theta$ 모델의 선형식을 사용하고 있다. 따라서 천이 구간 길이의 경우 매끄러운 평판을 기준으로 모사되었으며, 표면 조도의 천이 구간의 길이에 미치는 영향을 고려하지 않는다. 이는 추가적인 실험을 통해 모델의 개선이 필요한 부분으로 파악된다.

앞서 수행한 검증 결과를 토대로 Table 1에서 나타난 조건과 Fig. 5에서 구한 표면조도 값을 토대로 항공기 결빙 문제에서 난류 천이 모델에 따른 대류 열전달 계수를 계산하였다. Fig. 9에는 대류 열전달 계수의 무차원화 수인 Frossling 수를 사용하였으며, 빨간색 굵은 실선은 표면 조도 분포 모델과 $\gamma-Re_\theta$ 모델을 파선은 NASA의 선형식과 Spalart-Allmaras 모델을 적용하여 계산한 결과이다. 빨간색 점선의 경우 Fig. 5에서 나타난 예측된 표면 조도 분포이다.

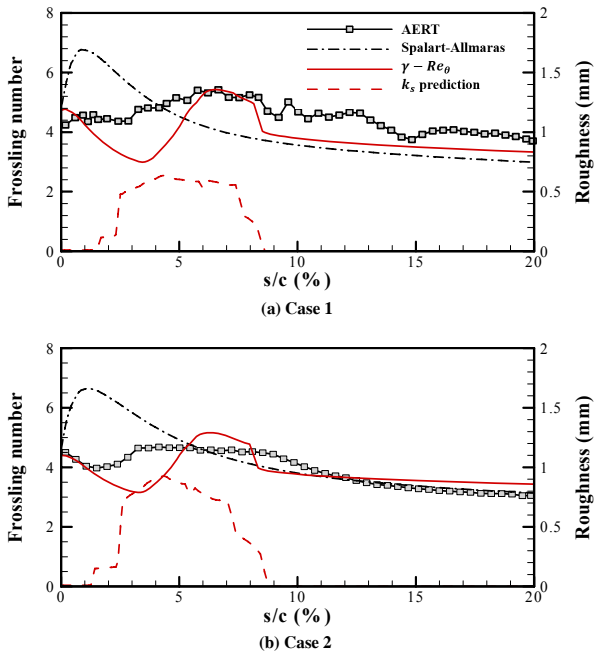


Fig. 9. Comparison of heat transfer coefficient [7]

선형식에 의존한 Spalart-Allmaras 모델의 경우, 전체 표면 영역을 완전 난류 영역으로 예측하며, 따라서 앞전에서부터 높은 열전달 계수를 나타낸다. 반면 현재 기법의 경우 층류 영역이 나타나다가, 난류 영역으로 천이되는 과정이 나타나 실험 결과와 유사한 특성을 나타낸다. 난류 영역으로 천이가 완료된 이후 현재 모델의 대류 열전달 계수가 기존 방법에 비해 높게 나타나는데, 이는 앞전의 층류 흐름이 전체 익형의 경계층 운동량에 영향을 주기 때문이다.

이러한 경향을 비추어 보면, 기존 기법을 통해 예측된 열전달 계수는 앞전에서 실험값과 비교하여 특히 높은 열전달 계수를 나타내어, 결빙 형상 예측에 부정적인 요소로 작용할 것으로 생각된다. 현재 기법의 경우, 층류 영역과 천이 영역에서 대류 열전달 계수가 과도하게 나타나는 경향이 있으며, 이러한 점은 매끄러운 영역에서 실험의 표면 조도 값이 더 높았다는 것을 고려하면, 보다 정확한 표면 조도 분포 계산으로 개선된 결과를 보일 것으로 추론된다.

3.3 결빙 형상

난류 천이 모델이 결빙 형상 예측에 미치는 영향은 NASA IRT (Icing Research Tunnel)에서 수행된 2차원 익형 결빙 실험[24]에 대한 비교 검증을 통해 나타내었다. 각 조건은 기존의 항공기 결빙 해석 도구가 잘 예측하지 못했던 얼음뿔이 나타나는 유리 얼음 조건에 대하여 선정하였다.

Figure 10과 Fig. 11은 Table 2에서 나타난 2가지 조건의 결빙 형상을 방사형 그래프로 나타낸 것이다. 붉은 실선은 현재 기법을 사용하여 얻은 결과를 나타내며, 검은 실선은 NASA의 단일 표면 조도 모델과 Spalart-Allmaras 난류 모델을 적용한 결과이다. 얼음 형상의 차이는 1) 정체점 근처 얼음 두께, 2) 윗면의 얼음뿔, 3) 아랫면 얼음뿔에서 주로 나타난다.

Table 2. Ice shape comparison case [24]

	Case A	Case B
Airfoil	NACA 0012	
Chord (m)	0.5334	
Angle of attack (°)	4	
Airspeed (m/s)	102.8	102.8
Temperature (°C)	-11.11	-9.87
LWC (g/m ³)	0.55	1.3
MVD (μm)	20	30
Time (sec)	420	480
NASA IRT case#	403	072591.002

정체점의 얼음 두께는 현재 기법이 기존에 비해서 작게 예측하는 것을 확인할 수 있다. 이는 앞의 대류 열전달 비교에서 나타난 것과 같이 정체점 근처에서 기존 기법이 과도하게 열전달 계수를 예측하는 경향으로 인해 나타나는 결과로 볼 수 있다.

익형 윗면에서 난류 천이에 따른 얼음뿔의 차이는 두드러지지 않는다. 이는, 익형 상부의 순압력구배로 인해 발생하는 높은 열전달 계수와 비교하였을 때, 해당 위치에서 난류 천이에 의한 열전달 계수의 변화는 미미하기 때문이다. 따라서 익형 윗면에서는 현재 기법 적용 시 얼음뿔이 기존보다 조금 뒤쪽에서 예측되는 것으로만 나타나며, 대류 열전달 계수 값의 차이가 크게 다르지 않으므로 두 얼음 형상 모두 유사한 얼음뿔 높이를 갖게 된다.

아랫면의 경우 천이 모델 적용에 따른 차이가 크게 나타난다. 현재 기법을 적용할 경우 기존의 Spalart-Allmaras 모델을 적용한 것에 비해 얼음뿔의 높이가 30-75% 증가하여 얼음뿔의 형상이 뚜렷하게 구분된다. 이는 앞서 논의된 바와 같이, 천이 과정에서 대류 열전달 계수가 급격하게 증가하는 영역이 발생하여, 해당 위치에서 결빙 현상이 집중되기 때문이다. 반면 기존 기법에서는 천이 위치가 뚜렷하게 나타나지 않으므로 열전달 계수의 큰 차이가 나타나지 않아, 대체로 작거나 평평한 얼음 형상을 나타낸다. 따라서 난류 천이를 고려함에 따라 기존에 잘 예측하지 못하던 아랫면에서의 얼음뿔 형상이 개선되는 것을 확인할 수 있었다.

Figure 10과 Fig. 11에서 검은 파선은 표면 조도 분포 모델 없이 NASA의 선형식 모델과 확장된 현재 $\gamma-Re_\theta$ 모델을 적용한 결과이다. 이는 표면 조도 분포 모델의 영향을 보기 위한 결과로써, 표면 조도 분포를 고려하는 경우보다 얼음뿔과 같은 형상들이

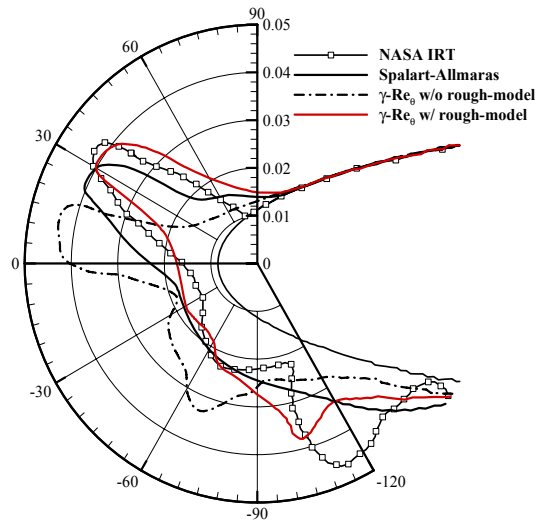


Fig. 11. Ice shape comparison for case B

앞전으로 치우쳐서 나타나는 것을 확인할 수 있다. NASA의 모델이 매끄러운 영역의 구분 없이 단일 표면 조도를 제공하기 때문이다. 따라서 난류 천이를 고려하기 위해서는 표면 조도 분포 모델을 같이 적용해야 함을 유추할 수 있다.

Figure 12는 난류 천이 고려에 따른 효과를 나타내기 위한 그림으로, 현재 적용된 표면 조도 분포 모델에 대하여 $\gamma-Re_\theta$ 모델과 Spalart-Allmaras 모델을 적용한 결과를 나타낸 것이다. 표면 조도 분포 모델만을 적용했을 경우, 전체적인 결빙량이 적게 예측되는 것을 확인할 수가 있는데, 이는 표면 조도 분포가 NASA의 선형식이 제공하는 단일 크기 표면 조도보다 작게 나타나 열 경계층에 미치는 영향성이 기존에 비해서 작게 나타나기 때문이다. 반면, 천이 모델

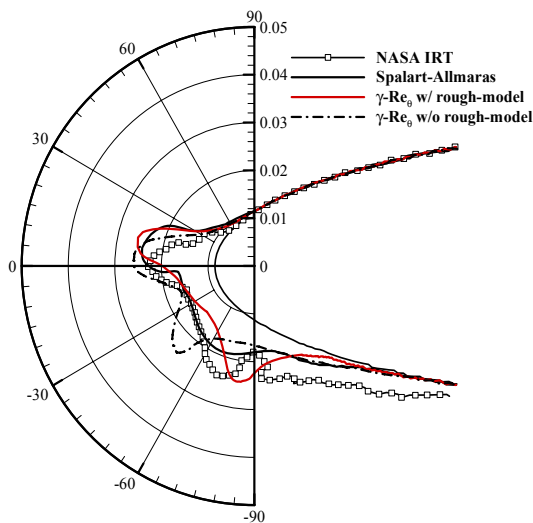


Fig. 10. Ice shape comparison for case A

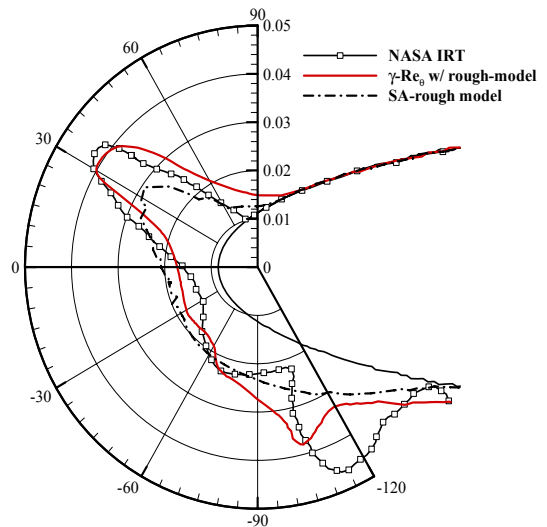


Fig. 12. Ice shape comparison for turbulence model

의 경우 앞전에서 나타난 층류 영역이 천이 이후 난류 영역의 대류 열전달 계수 증가에 영향을 주게 되어 Fig. 12와 같은 형상을 나타나게 한다.

표면 조도 분포에 따른 난류 천이 모델의 검증을 위하여 AERT와 NASA IRT에서 수행된 실험을 기반으로 표면 조도, 대류 열전달 계수, 그리고 결빙 형상에 대해 모델의 비교하였다. 난류 천이 모델을 항공기 결빙 해석 코드에 적용한 결과, 기존 기법들이 표면 조도와 대류 열전달 계수를 과도하게 예측하는 것을 완화하였으며, 이를 통해 잘 예측하지 못하였던 얼음뿔과 같은 형상을 개선하는 효과가 있었다.

IV. 결 론

본 연구에서는 항공기 결빙 해석 코드에 난류 천이 모델이 미치는 영향을 수치적으로 분석하였다. 이를 위하여 기 개발된 표면 조도 분포 모델을 2세대 항공기 결빙 해석 코드에 적용하였으며, 표면 조도 분포의 난류 천이에 대한 영향성을 고려하기 위하여, 표면 조도 증폭 파라미터를 수송 방정식 형태로 $\gamma-Re_\theta$ 모델에 대해 확장하여 난류 모델을 개선하였다. 이를 기존의 실험 결과들과 비교하여 해당 모델을 검증하였으며, 다음의 개선점을 확인하였다.

1) 현재 모델을 적용한 결과, 기존의 항공기 결빙 해석 코드들이 잘 예측하지 못하였던 익형의 아랫면의 얼음뿔 형상이 개선되었다. 75% 정도의 오차가 났던 얼음뿔의 크기가 10-20% 내외로 줄어든 것을 확인하였다. 이는 아랫면에서 천이로 인한 대류 열전달의 증가가 해당 위치에서 결빙량의 급격한 증가로 인하여 나타난 결과이다.

2) 이러한 난류 천이 모델은 표면 조도 증폭 파라미터를 수송 방정식 형태로 적용함으로써, 다른 추가적인 모델 없이 천이 과정을 예측하도록 하였다. 기존의 Spalart-Allmaras 모델에서 사용되던 트립 항이나, Integral boundary layer 방법과는 달리 표면 조도의 영향을 유동 영역에 전달하여 천이 위치의 변화를 선행 연구 없이 유추할 수 있었다. 또한 해당 모델이 난류 모델에 외재적으로 확장됨에 따라 2세대 결빙 해석 코드에 적용이 용이하였다.

3) 난류 천이 모델이 효과적으로 결빙 해석 코드에 적용되기 위해서 표면 조도 분포 모델이 같이 적용되어야 한다. 난류 천이는 특정 위치의 표면 조도가 아닌, 유동 앞쪽의 모든 표면 조도 크기에 영향을 받으므로, 단일 표면 조도 모델을 적용할 경우, 천이가 더 앞쪽에서 발생하는 경향이 있다. 이는 난류 천이를 고려함에도 불구하고, 항공기 결빙 형상 예측 정확도를 낮추는 원인이 된다.

본 연구에서는 항공기 결빙 해석 시 난류 천이를 고려하기 위한 수치적인 기법을 제안하였으나, 이를

범용적으로 사용하기 위해서는 천이 구간 길이와 경계 조건에 대한 추가 연구가 필요하다. 현재 모델은 천이 구간 길이에 대해서는 표면 조도의 영향성을 제대로 포함하지 못하고 있다. 또한, 적용된 경계 조건은 대체로 거친 평판에 대한 실험 결과에 대한 상관식으로 이루어져 있으며, 따라서 항공기 결빙 상황과는 상이한 부분이 있다. 실제 항공기 결빙에서 발생하는 표면 조도와 그에 따른 효과의 실험적인 연구가 수행된다면, 차후 난류 천이 모델과 그에 따른 결빙 형상 예측 정확도를 더 향상시킬 수 있을 것으로 보인다.

후 기

본 연구는 국토교통부의 재원으로 국토교통과학기술진흥원 철도기술연구사업(20RTRP-B146024-03)의 지원으로 작성되었습니다.

References

- 1) Ruff, G. A., and Berkowitz, B. M., "Users manual for the NASA Lewis ice accretion prediction code(LEWICE)," NASA/CR-185129, May 1990.
- 2) Wright, W., "Advancements in the LEWICE Ice Accretion Model," NASA CR-191019, Feb, 1993.
- 3) Poinatte, P. E., Fossen, G. V., Newton, J. E., and DeWitt, K. J., "Heat Transfer Measurements from a Smooth NACA0012 Airfoil," *Journal of Aircraft*, Vol. 28, No. 12, 1991, pp. 892~898.
- 4) Poinatte, P. E., Fossen, G. V., and DeWitt, K. J., "Roughness effects on heat transfer from a NACA0012 airfoil," *Journal of Aircraft*, Vol. 28, No. 12, 1991, pp. 908~911.
- 5) Yamaguchi, K., and Hansman, R. J., "Heat Transfer on Accreting Ice Surfaces," *Journal of Aircraft*, Vol. 29, No. 1, 1992, pp. 108~113.
- 6) Henry, R. C., Hansman, R. J., and Breuer, K. S., "Heat Transfer Variation on Protuberances and Surface Roughness Elements," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 9, No. 1, 1995, pp. 175~180.
- 7) Han, Y., and Palacios, J., "Transient Heat Transfer Measurements of Surface Roughness Due to Ice Accretion," *6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, June 2014, p. 2464.
- 8) Gent, R., Markiewicz, R., and Cansdale, J., "Further studies of helicopter rotor ice accretion and protection," *Vertica*, Vol. 11, 1987, pp. 473~492.

- 9) Anderson, D., Hentschel, D., and Ruff, G., "Measurement and Correlation of Ice Accretion Roughness," NASA CR-2003-211823, June 2003.
- 10) Shin, J., "Characteristics of Surface Roughness Associated with Leading Edge Ice Accretion," NASA TM-106459, January 1994.
- 11) Fortin, G., Ilinca, A., Laforte, J.-L., 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.
- 12) Langel, C. M., Chow, R., Van Dam, C. C. P., Rumsey, M. A., Maniaci, D. C., Ehrmann, R. S., and White, E. B., "A computational approach to simulating the effects of realistic surface roughness on boundary layer transition," 52nd Aerospace Sciences Meeting, June 2014, p. 234.
- 13) Min, S., Son, C., and Yee, K., "Application of the Physical Surface Roughness Model for Aircraft Icing Code," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 23, No. 2, pp. 32~43.
- 14) Son, C., Oh, S., and Yee, K., "Development of 2nd Generation Ice Accretion Analysis Program for Handling General 3-D Geometries," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 20, No. 2, 2015, pp. 23~36.
- 15) Spalart, P. R., and Aupoix, B., "Extensions of the Spalart - Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 24, No. 4, 2001, pp. 454~462.
- 16) Menter, F. R., Langtry, R., and Volker, S., "Transition Modelling for General Purpose CFD Codes," *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 77, No. 1-4, 2006, pp. 277~303.
- 17) Beaugendre, H., Morency, F., and Habashi, W. G., "FENSAP-ICE's Three-Dimensional In-flight Ice Accretion Module: ICE3D," *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 2, 2003, pp. 239~247.
- 18) Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598~1605.
- 19) Aupoix, B., "Wall Roughness Modelling with k - w SST Model," *10th International ERCOFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements*, September 2014.
- 20) Colebrook, C. F., and White, C. M., "Experiments with Fluid Friction in Roughened Pipes," *Proceedings of the Royal Society of London A*, Vol. 161, 1937, pp. 367~381.
- 21) Hansman, R. J., and Turnock, S., "Investigation of Surface Water Behavior during Glaze Ice Accretion," *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 2, 1989, pp. 140~147.
- 22) Kerho, M. F., and Bragg, M. B., "Airfoil Boundary-Layer Development and Transition with Large Leading-Edge Roughness," *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 1, 1997, pp. 75~84.
- 23) Thompson, B. G. J., *A critical review of existing methods of calculating the turbulent boundary layer*, HM Stationery Office, 1967.
- 24) Wright, W. B., and Rutkowski, A., "Validation Results for LEWICE 2.0," NASA/CR-1999-208690, January 1999.