

RANS와 LES를 이용한 Ridge Iced 에어포일 유동장에 관한 전산해석

조 제 현,¹ 프린스 라즈 로렌스 라즈,² 이 영 모,³ 이 재 화,³ 명 노 신^{*1,4}

¹경상대학교 기계항공공학부
²인도 공과과학기술대학교 항공우주및응용역학부
³울산과학기술원 기계항공및원자력공학부
⁴경상대학교 항공핵심기술선도연구센터

COMPUTATIONAL SIMULATION OF FLOWS OVER A RIDGE ICED AIRFOIL USING RANS AND LES

J.H. Jo,¹ L.P. Raj,² Y.M. Lee,³ J.H. Lee³ and R.S. Myong^{*1,4}

¹Graduate School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, South Korea

²Dept. of Aerospace and Engineering and Applied Mechanics, Indian Institute of Engineering Science & Technology, India

³School of Mechanical, Aerospace and Nuclear Engineering, Ulsan National Institute of Science and Technology, South Korea

⁴Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University, South Korea

The present study investigated the turbulent characteristics and aerodynamic performance of a ridge iced airfoil using RANS as well as LES. The ridge ice shape selected from the literature was placed at 10 percent of the airfoil chord. The RANS and LES simulations were then carried out on clean and iced airfoils to compare their performance. The results indicate that the LES predictions are in general more accurate than the RANS model for the flows considered in this study, especially at near stall flight conditions in region where the complex turbulence flows occur. Moreover, the prediction of the reattachment point on the iced airfoil by LES was shown to be fairly accurate at most of flow conditions.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 비정상유동(Unsteady Flow), RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes), LES(Large Eddy Simulation), Ridge Iced Airfoil

1. 서 론

에어포일은 유체 흐름 속에서 양력을 효율적으로 생성시키는 특성으로 인해 비행기 날개, 엔진 블레이드, 선박 프로펠러 등의 다양한 분야에서 사용된다. 따라서 에어포일의 특성을 파악하여 사용 목적에 맞게 적용하는 것이 중요하다. 임계 받음각 이상으로 받음각이 증가할 경우, 양력이 감소하고 유동박리가 일어나 Stall현상이 발생하여 항력이 급증하게 되므로 고 받음각 유동에 대한 이해는 매우 중요하다[1].

또한 항공기가 적운, 층운 등 상대적으로 습도가 높고 온도가 빙점 이하인 대기층이나 결빙성 비(Freezing Rain) 상공

을 일정 시간 이상 비행할 경우 곡률반경이 작은 주익 및 수평미익, Windshield 등을 중심으로 항공기 표면에 결빙이 발생하게 된다. 이때 외부 표면에 생긴 결빙은 항공기 외부 형상에 관한 변화를 야기하며, 일차적으로 공력 및 조종안정성에 부정적 영향을 미치게 된다. 고정익기의 경우 최대 양력계수 및 실속각 감소, 형상항력 증가, 트림특성 변화, 추진효율 감소, 조종력 감소 안테나 진동 등 부정적인 영향을 미치며, 이착륙의 경우 실속여유 및 상승률 감소, 수평미익 결빙에 의한 Pitch-Over 등이 발생 할 수 있다[2,3].

항공기에서 발생하는 결빙 형태는 크게 Rime Ice와 Glaze Ice로 구분이 가능하다. Rime Ice는 대기의 온도가 매우 낮은 경우 액적이 항공기 표면에 충돌하면서 바로 착빙하여 생성되는 반면, Glaze Ice는 대기의 온도가 비교적 높은 경우에 생기기 때문에 액적이 표면에 충돌 후 표면에 따라 흐르면서 생성이 된다. 항공기 표면에 박리 및 박리 Bubble 등 복잡한 유동 현상을 야기하는 Horn Ice 형상 또한 Glaze Ice 생성 조건

Received: August 19, 2019, Revised: September 23, 2019,

Accepted: September 23, 2019.

* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr

DOI http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2019.24.3.008

© KSCFE 2019

에서 형성이 되며 공력특성에 많은 영향을 끼친다[4]. 이처럼 임계 받음각과 Ice 형상으로 발생하는 에어포일의 유동박리 및 공력특성을 모델에 따라 어떠한 차이가 발생하는지를 이해하는 것은 매우 중요하다.

현재 Glaze Ice 등 다양한 Ice 형상에 대한 Iced 에어포일 열유동에 관한 실험 및 이론적 해석이 활발히 진행되고 있다. Bragg et al.[5]은 표면압력과 Splinthot-Film 측정 기법을 사용하여 NACA 0012 에어포일의 Glaze Ice 형상을 생성하여 재순환 영역의 특성을 실험적으로 연구하였다. Gurbaki and Bragg[6]은 입자 영상 속도 기법 중 PIV 기법을 사용하여 2, 3차원에서 앞전에 Glaze Ice를 부착시킨 NACA 0012 에어포일에 대한 실험을 수행하였다. 받음각이 증가함에 따라 Reattached 영역이 동시에 증가하는 모습을 확인하였다. Broeren 등[7]은 GLC-305 에어포일을 이용하여 Rime Ice와 Glaze Ice를 부착시켜 유동형태를 측정하였다. 이를 통해 Horn 형상에 의해 Glaze Ice가 Rime Ice보다 더 큰 Reattached 영역이 생성되는 것을 확인하였다. 하지만 경계층 흐름 패턴의 경향은 두 Ice 형상 모두 유사하게 나타났다. 또한 레이놀즈수와 마하수의 변화는 높은 받음각에서 결과가 약간 변경된 것을 제외하고는 Separation Bubble의 특성에 중요한 영향을 미치지 않는 것을 확인하였다.

Jacobs and Bragg[8]는 표면의 유동 시각화와 입자 이미지 유속 측정 기술을 사용하여 NACA 0012 에어포일의 재순환 구역의 특성을 분석한 다음, 앞전에 Glaze Ice를 부착하여 연구를 진행하였다. Kim and Bragg[9]는 NLF 0414 에어포일에 Glaze Ice Horn을 생성시켜 연구를 진행하였다. Horn의 높이가 공기역학적 성능에 미치는 영향은 미미하다는 것을 확인하였다. 그러나 Ice의 형태, 크기 및 위치에 따라 공기역학적 성능에 중요한 영향을 미치는 것을 확인하였다. 앞선 연구와 마찬가지로 레이놀즈수가 에어포일의 성능에 미치는 영향이 미미하다는 것을 확인하였으며, 마하수의 경우 약간의 영향을 미치는 것을 확인하였다. 이처럼 Ice 형상으로 인하여 박리가 발생하여 유동특성에 다양한 영향을 미치게 된다.

한편 난류 특성을 분석하기 위해 Hybrid RANS/LES와 DES (Detached Eddy Simulation)와 같은 다양한 모델이 사용된다. Shim 등[10]은 Baldwin-Barth(BB), Spalart-Allmaras(SA) 그리고 $k-\omega$ SST 모델 등 RANS(Reynolds Averaged Navier - Stokes) 기반 난류모델을 사용하여 Glaze Iced NLF 0414 에어포일을 해석하였다. 전반적으로 유동 흐름은 잘 묘사하는 것을 확인하였으나, 실속 조건 이상에서의 유동 흐름을 잘 묘사하지 못하는 것을 확인하였다.

Pan and Loth[11]은 Hybrid RANS/LES 모델 중에 하나인 표준 모델인 DES(Detached Eddy Simulation)을 이용하여 NACA 23012와 NLF 0414 에어포일을 해석하였다. DES 결과 값이 RANS에 비해 실험값과 보다 유사함을 확인하였다. 다음으로

Zhang 등[12]과 Yue and Wagdi[13]는 DES와 DES를 개선한 ZDES(Zonal Detached Eddy Simulation), DDES(Delayed Detached Eddy Simulation)를 이용하여 높은 받음각에서 기존의 RANS/LES 모델 보다 나은 결과 값을 도출하였다.

전산유체역학은 효율적인 알고리즘의 개발과 컴퓨터의 발달로 비약적으로 발전하고 있다. 해석 결과의 정확성을 향상시키고 타당한 물리적인 해를 제공하기 위해 다양한 난류 해석 기법이 연구되고 있다. 일반적으로 널리 사용되는 RANS 기법의 경우, Navier-Stokes 방정식에 평균화된 속도를 사용하므로, 작은 스케일과 짧은 시간대에서 발생하는 Fluctuation을 확인하는데 한계가 있다. 또한 박리 현상이 발생하는 유동을 예측하는데 한계가 있다[14]. RANS 방식은 유동을 구성하는 스케일 중 큰 Eddy를 수치적으로 평균화하여 계산(Resolve)하는 반면, 에너지 전달(Transfer of Energy)부터 근사 모델링을 진행한다. LES는 유동을 구성하는 스케일 중 큰 Eddy와 에너지 전달을 계산하는 반면, 감쇠(Dissipation)가 있어오는 매우 작은 Eddy는 근사 모델링을 적용한다. 이때 큰 스케일의 Eddy와 에너지 전달 단계에서 높은 에너지가 관여되므로 전체적인 유동의 주요한 특성을 결정짓는다. 이러한 특징으로 인해 LES가 RANS보다 복잡한 유동에서 유동특성을 잘 표현한다. 따라서 경계층 및 Eddy 해석에 보다 정확한 LES 모델을 사용하여 열유동장과 공력 특성 해석을 수행하였다[15].

본 연구에서는 Ridge Iced NACA 0012 에어포일 형상을 생성시켜 복잡한 유동장, 난류특성, 공력성능을 해석하고자 한다. Ridge Iced의 경우 착빙된 Glaze Ice와 Rime Ice 형상이 방제빙 시스템에 의해 녹아 Heating 영역 밖에 착빙된 얼음을 의미한다. 형상은 NASA에서 실험한 형상을 기준으로 앞전 기준 코드 길이 1/10부분에서 시작한다고 가정하였다. RANS 모델과 LES 모델의 정확성을 가늠하기 위하여 단일 에어포일 해석을 먼저 진행하였다. NASA에서 획득한 압력분포와 양향력 계수에 관한 측정값과의 비교를 통하여 LES 모델이 임계 받음각에서의 공력특성을 비교적 잘 예측하는 것을 확인하였다. 이를 바탕으로 Ridge Iced 에어포일에 대해 받음각 4도에서의 Vortex 크기와 Reattached 영역을 해석한 다음, 열유동에 미치는 난류모델의 영향을 상세히 분석하였다.

2. 지배방정식

2.1 Navier-Stokes 방정식

직교 좌표계에서 무차원화된 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 아주 강한 보존형태로 나타내면 다음 식 (1)과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial g}{\partial y} = \frac{\partial f_v}{\partial x} + \frac{\partial g_v}{\partial y} \quad (1)$$

여기서

$$\vec{F} = f\hat{i} + g\hat{j}, \vec{F}_v = f_v\hat{i} + g_v\hat{j} \quad (2)$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix} f = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (e+p)u \end{bmatrix} g = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (e+p)v \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$f_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x \end{bmatrix} g_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + q_y \end{bmatrix} \quad (4)$$

그리고 이상기체 상태방정식에서 다음과 같은 관계식 (5)-(7)이 성립한다.

$$p = (\gamma - 1) \left[e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \right] \quad (5)$$

$$H = \frac{e + p}{\rho} \quad (6)$$

$$a = \sqrt{\frac{\gamma p}{\rho}} \quad (7)$$

2.2 RANS k- ω SST 모델

본 Menter[16]가 제안한 k- ω SST 난류 모델은 유동장의 특성에 따라서 표준 k- ω 난류 모델과 k- ω 난류 모델 및 Johnson-King을 결합한 모델이다. 벽면 근처에서는 k- ω 난류 모델을 사용하여 벽면 함수 등이 필요 없이 경계조건만으로 정확한 계산이 가능하도록 하고, 원방에서는 표준 k- ω 모델을 사용하여 원방경계 값이 계산에 영향을 미치지 않도록 한다. 또한 역 압력 구배가 지배적인 부분에서는 Johnson-King 모델의 전단응력 이송(Shear Stress Transport)효과를 고려한다.

$$\frac{Dk}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \sigma_k \nu_t) - \frac{\partial}{\partial x_j} \right] \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \frac{D\omega}{Dt} = & \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \sigma_\omega \nu_t) - \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega_2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (9)$$

식 (9)에서 Blending 함수 F_1 값에 따라서 k- ω 난류 모델과 표준 k- ω 난류 모델이 자동적으로 적용된다.

2.3 LES Smagorinsky 모델

LES 방법은 필터링된 지배방정식을 통해 격자로 포착할

수 있는 큰 스케일의 성분과 작은 스케일의 성분(Subgrid Scale, SGS)으로 분리하여, 큰 스케일의 성분은 직접 계산하고 후자는 모델링하여 높은 계산 효율을 갖는다. 본 연구에서 사용되는 동적 Smagorinsky 모델은 Germano[17]에 의해 제안되었으며, SGS 응력(τ_{ij})과 Subtest Scale 응력(T_{ij})은 다음과 같이 표현된다.

$$\tau_{ij} - \frac{\delta_{ij}}{3} \tau_{kk} = -2C_S \bar{\Delta}^2 \bar{\rho} |\bar{S}| \left(\bar{S}_{ij} - \frac{\delta_{ij}}{3} \bar{S}_{ij} \right) = C_S \alpha_{ij} \quad (10)$$

$$T_{ij} - \frac{\delta_{ij}}{3} T_{kk} = -2C_S \hat{\Delta}^2 \hat{\rho} |\hat{S}| \left(\hat{S}_{ij} - \frac{\delta_{ij}}{3} \hat{S}_{ij} \right) = C_S \beta_{ij} \quad (11)$$

여기서 C_S 는 동적 Smagorinsky 모델의 모델 상수를 나타내며, α_{ij} 와 β_{ij} 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\alpha_{ij} = -2 \bar{\Delta}^2 \bar{\rho} |\bar{S}| \left(\bar{S}_{ij} - \frac{\delta_{ij}}{3} \bar{S}_{ij} \right) \quad (12)$$

$$\beta_{ij} = -2 \hat{\Delta}^2 \hat{\rho} |\hat{S}| \left(\hat{S}_{ij} - \frac{\delta_{ij}}{3} \hat{S}_{ij} \right) \quad (13)$$

식 (10)-(13)에서 나타난 \bar{S}_{ij} 와 $|\bar{S}_{ij}|$ 는 Strain Rate Tensor와 그 크기를 나타내며 다음과 같다.

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} (\partial u_i / \partial x_j + \partial u_j / \partial x_i) \quad (14)$$

$$|\bar{S}_{ij}| = (2 \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij})^{1/2} \quad (15)$$

여기서 Germano Identity[18]를 이용하여 난류 응력 L_{ij} 를 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} L_{ij} = & C_S (\beta_{ij} - \hat{\alpha}_{ij}) + \frac{\delta_{ij}}{3} (T_{kk} - \hat{\tau}_{kk}) \\ = & C_S M_{ij} + \frac{\delta_{ij}}{3} L_{kk} \end{aligned} \quad (16)$$

$$M_{ij} = \beta_{ij} - \hat{\alpha}_{ij}$$

식 (16)의 모델 상수 C_S 는 오차를 최소화하기 위해 Lilly[18]가 제안한 최소 제곱법을 적용하여 동적으로 다음과 같이 구할 수 있다.

$$C_S = \frac{L_{ij} M_{ij}}{M_{ij} M_{ij}} \quad (17)$$

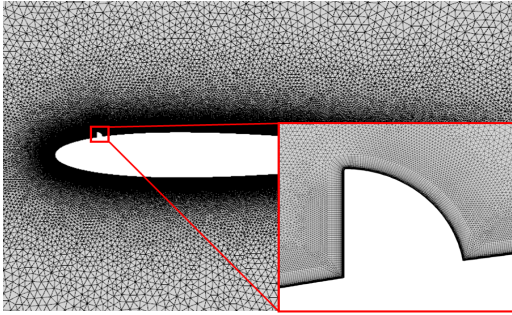


Fig. 1 Mesh for ridge iced airfoil

3. 수치해석 방법

3.1 유동조건 및 격자 생성

본 연구에서는 대칭 형상의 NACA 0012 에어포일을 선정하였다. Ridge Iced 형상은 앞전에서 코드길이 1/10에 시작한다고 가정하며, 높이는 x/c 0.0139으로 Fig. 1과 같이 제작하였다. 받음각은 각 2도씩 0도에서 16도까지 총 9 Case로 구성하였으며, Table 1과 같이 압력 101,325 Pa, 온도 300 K, 마하수 0.15 등의 유동조건을 사용하였다. Pressure Far Field와 벽면 Wall 경계조건을 사용하였다. 격자는 Airfoil에서 많이 쓰이는 O-type Grid를 사용하였으며, y 는 1, x 는 50을 기준으로 격자 개수는 총 68만개를 사용하였다.

3.2 수치 기법 및 모델

상용 소프트웨어인 Fluent 19.1를 사용하여 압축성 Navier-Stokes 방정식을 기반으로 해석을 진행하였다. Ridge Iced 형상에 관련된 비정상 유동을 분석하기 위해 Unsteady 해석을 진행하였다. 난류 모델은 Menter가 제안한 $k-\omega$ SST를 이용하여 유동장의 특성에 따라 표준 $k-\omega$ 난류 모델과 $k-\omega$ 난류 모델 및 Johnson-King을 결합한 모델을 사용하였다. LES의 경우 Germano에 의해 제안된 동적 Smagorinsky 모델을 이용하였다.

4. 단일 에어포일 해석 및 검증

4.1 형상 및 경계조건

본 연구에서 RANS와 LES 해석의 정확성을 검증하기 위하

Table 1 Input variables for simulation

Mesh	680,441
Pressure	101,325 Pa
Temperature	300 K
Mach Number	0.15

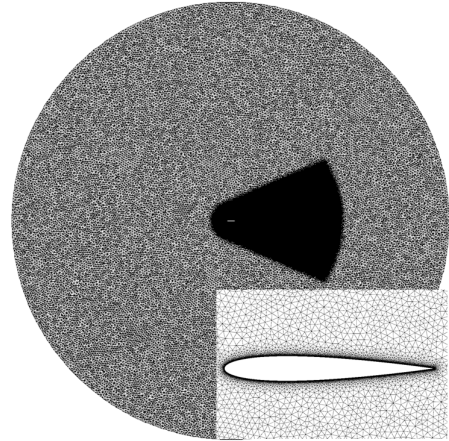


Fig. 2 O-type mesh for NACA 0012 airfoil

여 실험결과가 많은 대칭 형상의 NACA 0012 에어포일을 이용하여 해석을 진행하였다. 형상은 코드 길이 1을 기준으로 총 크기를 결정하는 Far-Field 경계조건을 Fig. 2와 같이 코드 길이 20으로 설정하였다. 받음각은 각 2도씩 0도에서 18도까지 총 10 Case로 구성하였으며, 유동조건은 NASA에서 진행한 NACA 0012의 난류 해석 조건 Table 2와 같다. Grid는 $y+1$, $x+30$ 기준으로 총 56만개를 사용하였다.

4.2 양항비

Fig. 3와 4는 받음각에 따른 단일 에어포일에 대한 RANS SST 모델, LES, NASA의 Experimental Data[19]와의 비교를 나타낸다. Table 3에 상세한 양력 및 항력 계수 값을 요약하였다.

Fig. 3에서 Stall이 발생하는 받음각은 LES, RANS 각각 16도 14도에서 발생한다. NASA에서 진행한 실험 Data는 Stall이 받음각 17도에서 발생하였다. LES, RANS 모델의 양력은 각각 실험값과 2%, 29% 차이를 보이며 LES모델이 RANS 모델보다 잘 예측하였다.

Fig. 4는 받음각 14도까지 두 모델 모두 실험값과 유사한 항력을 예측하였다. 하지만 받음각 16도 부터 실험값과 큰 차이를 보여준다. LES모델과 RANS 모델의 결과 값이 서로 비슷하여 미미한 차이를 보이지만, LES가 약 5% 정도 RANS와의 차이가 보이며 실험값에 더 근접하는 것으로 알 수 있다. 차이가 발생하는 이유는 RANS 해석이 큰 박리를 포함하는

Table 2 Input variables for simulation (NACA 0012 airfoil)

Mesh	562,120
Pressure	101,325 Pa
Temperature	300 K
Mach Number	0.15

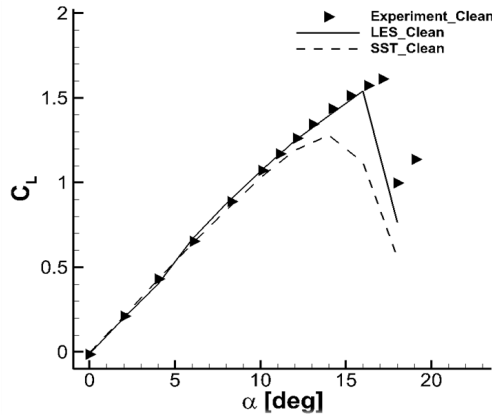


Fig. 3 Comparison of CL for the NACA 0012 airfoil

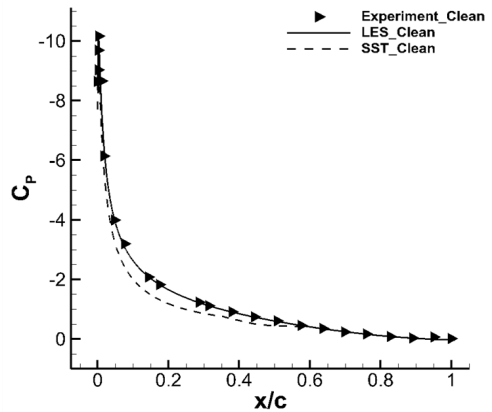


Fig. 5 Comparison of pressure coefficients at $\alpha = 15$ degree

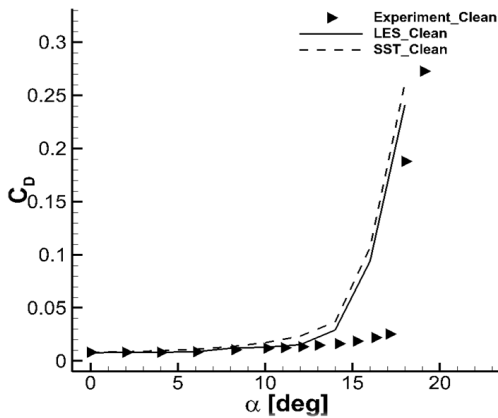


Fig. 4 Comparison of CD for the NACA 0012 airfoil

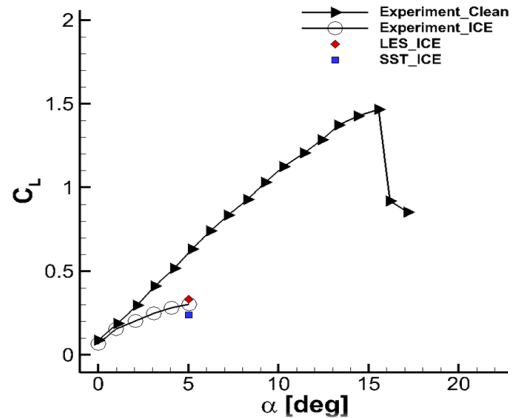


Fig. 6 Comparison of CL for the ridge iced NACA 23012 airfoil

비정상 유동 해석에서 덜 정확하고, LES 해석의 경우 유동특성을 결정짓는 큰 스케일 Eddy와 에너지 전달 부분을 감안하기 때문인 것으로 판단된다.

4.3 압력계수

Fig. 5는 받음각 15도에서 익형 윗면에서의 압력 분포를

나타낸다. 앞전에서 RANS 결과 값이 실험 결과 값과 일부 차이를 보여 준다. 고 받음각의 유동 박리로 인해 익형 윗면의 압력 분포가 높게 예측되었다. 한편 LES는 RANS보다 압력 분포를 실험값과 보다 유사하게 예측하였고, Fig. 3에서 양력이 받음각 14도 이후 LES와 RANS 결과 값의 차이를 설명해 준다.

Table 3 C_L data of NACA 0012 airfoil

AOA	Experiment	LES	RANS
0	-0.0126	-0.0114	-0.0044
2	0.2125	0.2041	0.2124
4	0.4316	0.4020	0.4275
6	0.6546	0.6647	0.6386
8	0.8873	0.8759	0.8389
10	1.1685	1.0689	1.0265
12	1.2605	1.2469	1.1874
14	1.4365	1.3945	1.2761
16	1.5739	1.5408	1.1194
18	0.9967	0.7624	0.5574

5. 결과 및 분석

Ridge Ice를 NACA 23012과 NACA 0012 에어포일에 적용하여 해석을 진행하였다. 받음각 5도에서 양력계수와 압력계수를 구한 다음, Streamline 분석으로 통해 Reattached Point를 산출하였다. 다음으로 Clean과 Ridge Iced NACA 0012 에어포일을 이용하여 양항비, 피칭모멘트, 압력계수 및 Streamline을 통한 Reattached Point 그리고 벽면에서의 속도 구배, 전단 응력 결과를 분석하였다.

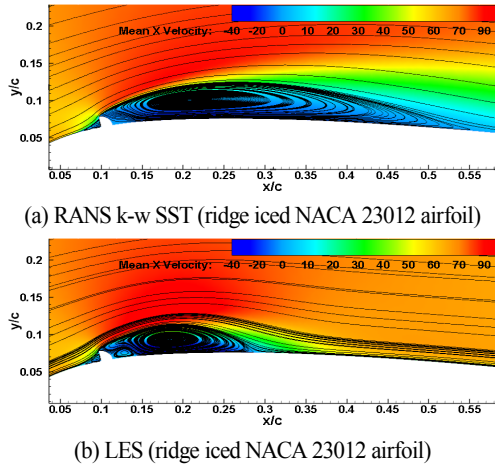


Fig. 7 Time-averaged velocity streamlines at $\alpha = 5$ degree

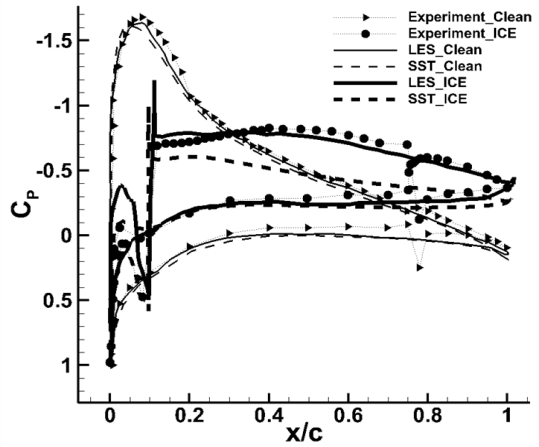


Fig. 8 Comparison of CP for the ridge iced NACA 23012 airfoil at $\alpha = 5$ degree

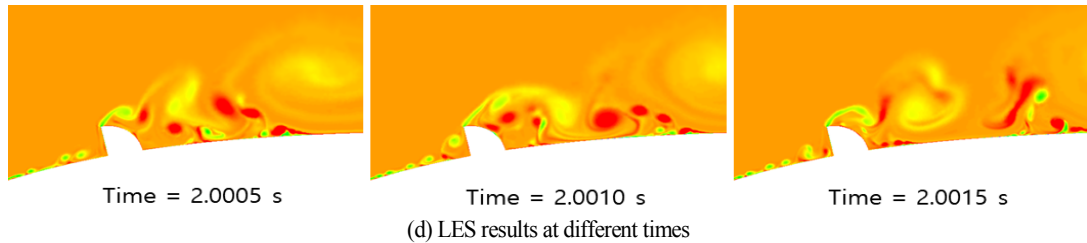
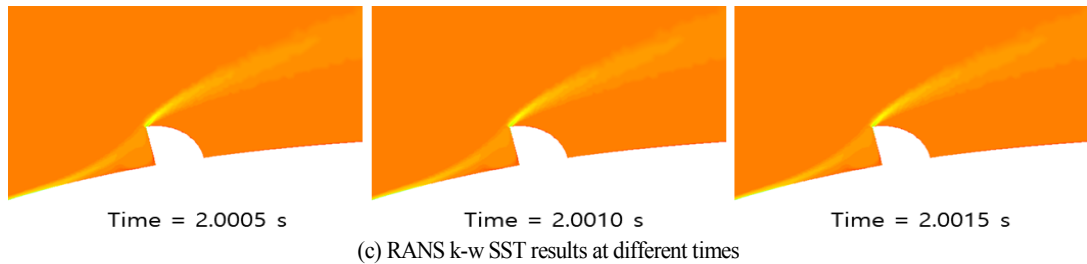
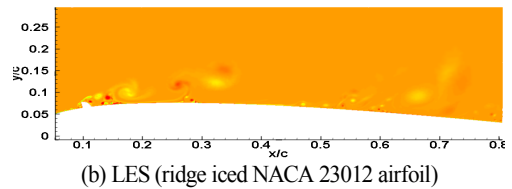
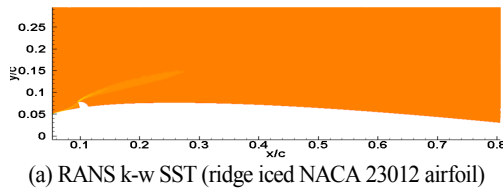


Fig. 9 Instantaneous vorticity contours at $\alpha = 5$ degree

5.1 Ridge Iced NACA 23012 에어포일 해석 결과

LES와 RANS 검증 목적으로 Ridge Iced NACA 23012 에어포일 형상에 대한 실험[20]과 동일하게 해석을 진행하였다. Fig. 6에 NACA 23012에 대한 양력 그래프를 나타내었다. Ridge Iced 에어포일의 양력 계수가 Clean 에어포일에 비해 약 50% 낮게 나타났다. 그리고 받음각 5도에서의 양력을 비

교한 결과, LES(9% 차이)가 RANS (20% 차이) 보다 실험값과 보다 유사함을 확인하였다.

Fig. 7의 Velocity Contour Streamline을 통하여 Reattached Point를 확인하였다. x/c 기준으로 RANS는 0.55, LES는 0.28에 위치하였으며, Fig. 8은 받음각 5도에서의 압력 분포에 대한 비교를 보여준다. Clean 에어포일과 Ridge Iced 에어포일에 대

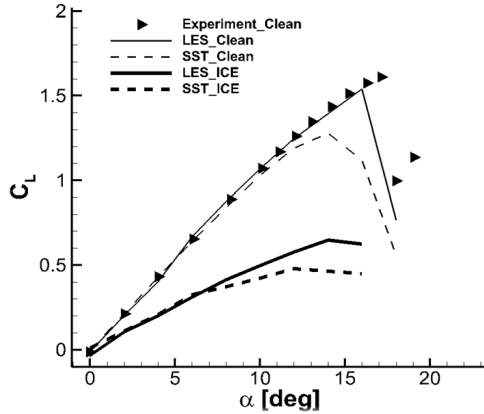


Fig. 10 Comparison of C_L for the ridge iced NACA 0012 airfoil

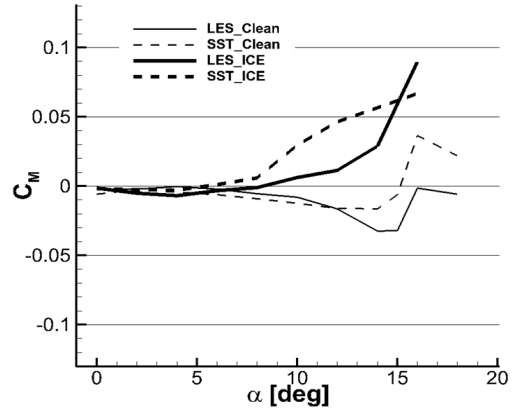


Fig. 12 Comparison of C_M for the ridge iced NACA 0012 airfoil

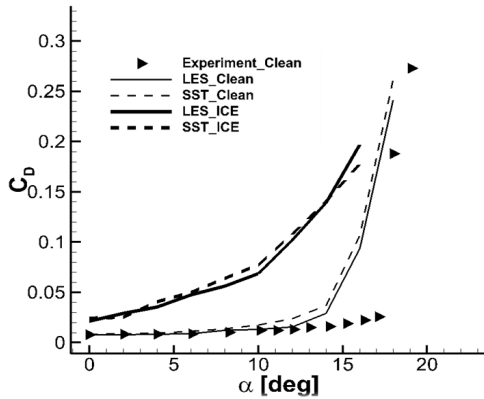


Fig. 11 Comparison of C_D for the ridge iced NACA 0012 airfoil

한 압력 분포를 확인한 결과, x/c 0.3부근에서 Reattached Point 를 확인하였다. 즉 LES 예측이 실험과 더 유사하게 나타났다.

Fig. 9는 받음각 5도에서 Vorticity Contour를 보여 준다. Fig. 9(a), (c)에서 Ridge Iced 생성 위치인 x/c 0.1에서 RANS의 유동 박리를 예측하는 성능이 떨어짐을 확인할 수 있다. 소형 Vortex 또한 예측하지 못하였으며, 시간이 경과하며 Vorticity 특성이 미미한 것을 볼 수 있다.

LES의 경우 작은 Bubble을 예측하고 Ridge Iced 영역에서 생기는 유동 박리를 포착하며 큰 Vortex와 작은 Vortex를 함께 예측하는 것을 확인할 수 있다. Ridge Iced 영역을 지남에 따라 복잡한 와류 구조를 보이게 되는데, 격자가 조밀한 벽면 근처일수록 보다 작은 와류 구조를 모사하고 있음을 확인하였다. Fig. 9(c)와 (d)를 통해 Ridge Iced 형상에서 발생하는 Vorticity를 시간에 따라 관측하였다. (c)의 경우 시간에 흐름에 따라 Vorticity 특성이 변하지 않고 일정하게 흘러가는 것을 볼 수 있다. (d)에서 시간변화 0.0005s로 Vorticity를 관측하

였으며, Ridge Iced 형상에 의해 발생하는 유동변화를 잘 예측하는 것을 확인할 수 있다.

5.2 Ridge Iced NACA 0012 에어포일 해석 결과

Fig. 10과 11은 NACA 0012 에어포일에 대한 양력과 항력에 대한 그래프이다. Clean 에어포일과 같은 유동 조건에서 Ridge Iced 형상에 대하여 0도에서 16도 까지 해석을 진행하였다. 양력의 경우 Clean 에어포일에 비해 약 12%에서 크게는 68%까지 감소하는 것을 확인하였다. LES와 RANS 결과를 비교할 경우 10%정도 차이가 발생하였다. 항력을 비교한 결과 Ridge Iced 형상이 Clean 에어포일 보다 1.5배에서 5.8배까지 증가함을 확인 할 수 있다. 큰 스케일의 Eddy만을 해석하고 나머지는 근사 모델링하는 RANS에 비해, 큰 스케일의 Eddy와 에너지 전달을 해석하는 LES가 유동의 중요한 특징을 보다 잘 묘사하기 때문이다.

Fig. 12는 다양한 받음각에 대해 에어포일에 작용하는 피칭모멘트를 나타내었다. Clean 형상의 경우 RANS, LES 모두 실속이 발생하는 14도부터 피칭모멘트 값이 증가하였다. 반면 RANS의 경우 받음각 15도를 부근에서 피칭 모멘트 값이 양수로 바뀌는 것을 볼 수 있다. 피칭 모멘트 값의 증가폭은 RANS 가 LES에 비해 큰 것으로 나타난다. Ridge Iced 형상의 경우 Clean 형상에 비해 상대적으로 낮은 받음각에서 피칭 모우멘트 값이 양으로 변하는 것을 예측하였다. Ridge Iced 형상으로 인해 공력 특성 및 최대 양력계수 그리고 안정성이 저하되는 것을 확인하였다. Fig. 13은 받음각 4도에서의 평균속도에 기초한 유선을 나타낸다. RANS와 LES의 결과에서 일부 차이가 나는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 14에 받음각 4도에서의 압력 분포를 나타내었다. Clean 에어포일과 Ridge Iced 형상에 대한 압력 분포를 확인

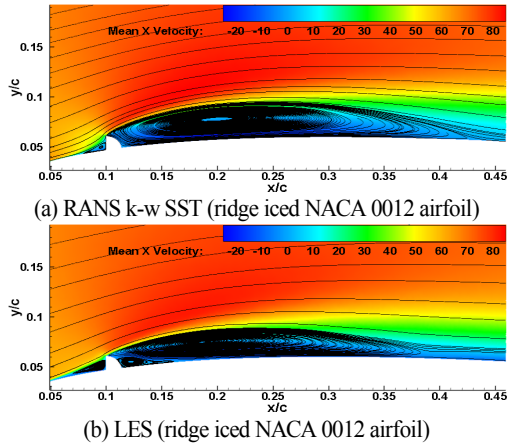


Fig. 13 Time-averaged velocity streamlines at $\alpha = 4$ degree

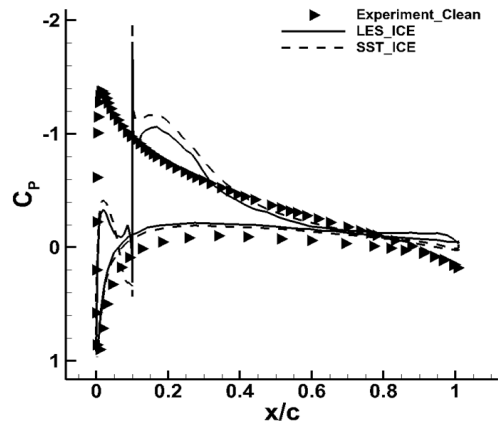


Fig. 14 Comparison of CP for the ridge iced NACA 0012 airfoil $\alpha = 4$ degree

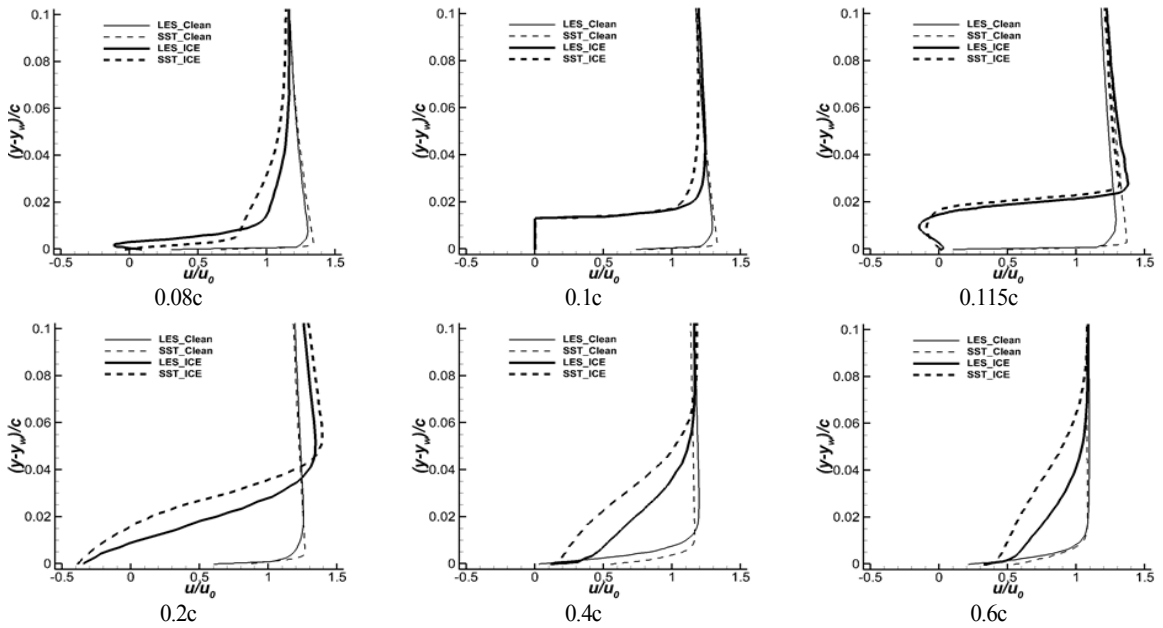


Fig. 15 Comparison of non-dimensional streamwise velocity (u/u_0) profiles at various locations on the upper surface for a clean airfoil and an iced NACA 0012 airfoil at angle of attack $\alpha = 4$ degree

한 결과 x/c 0.37, 0.43 부근에서 압력 분포 선이 겹쳐지는 것을 확인했다. 이는 Reattached Point을 의미하며, 이를 바탕으로 Velocity Contour를 통해 Streamline을 표시 할 수 있다. LES는 x/c 0.38, RANS는 0.43지점에서 Reattached Point를 확인하였으며, LES의 Streamline 크기가 상대적으로 RANS에 비해 작게 관측되었다. 또한 Fig. 7과 Fig. 13에서의 Streamline과 비교하면 LES와 RANS의 차이점이 Ridge Iced 형상 후방의 작은 Vortex에서 두드러짐을 알 수 있다. RANS의 경우 하나

의 큰 Vortex로 확인 되지만, LES의 경우 작은 Vortex까지 포함하여 2개의 Streamline을 확인 할 수 있었다. Ridge Iced를 지남에 따라 복잡한 와류 구조를 보이게 되는데, LES가 작은 Bubble과 유동 박리 현상을 RANS 보다 잘 예측하였다.

Fig 15은 NACA 0012 에어포일 윗면에서의 속도 구배를 나타낸다. 코드 길이의 0.08c, 0.1c, 0.115c, 0.2c, 0.4c, 0.6c 총 6개 위치에서 속도를 나타내었다. RANS와 LES 모두 속도 분포 경향성은 유사하게 나타나는 반면, Ridge Ice 형상의 앞뒤

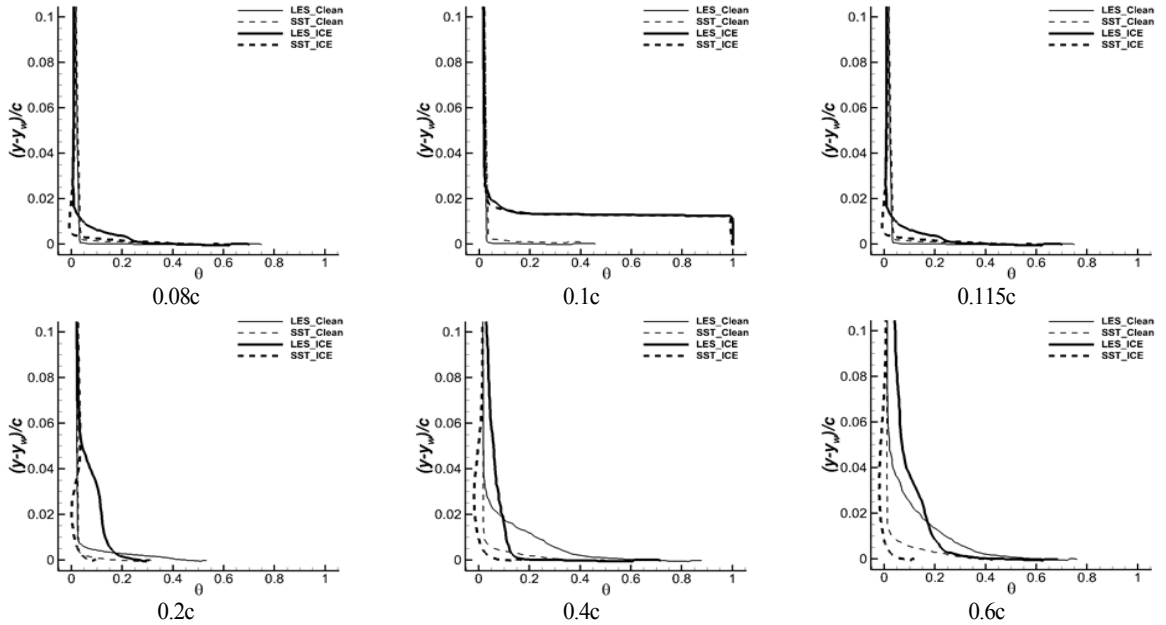


Fig. 16 Comparison of non-dimensional temperature (θ) profiles at various locations on the upper surface for a clean airfoil and an iced NACA 0012 airfoil at angle of attack $\alpha = 4$ degree

0.08c, 0.115c 지점에서 벽면근처에서 속도 구배 형상이 다른 것을 확인할 수 있다. 이는 Fig. 13에서 Streamline을 통해 Bubble 크기 및 위치에 따라 다른 속도 구배가 형성된 것으로 보인다. 즉 Ridge Ice 형상의 앞뒤에서 속도 구배의 형상이 역으로 나타나는 것과 관련이 있다. 특히 0.08c 지점 벽면 위에서 LES와 RANS 차이를 크게 생김을 확인 할 수 있다.

Fig. 16은 에어포일 윗면에서의 온도 구배를 나타낸다. $\theta = (T - T_{\infty}) / (T_w - T_{\infty})$ 이며, T_w 는 벽면에서의 온도, T_{∞} 는 자유류 온도 값을 의미한다. Fig. 15와 같이 코드 길이에 따라 총 6개 위치에서 온도를 나타내었다. 벽면에서 시작되는 온도 분포의 경우 앞전에서의 온도 구배는 비슷한 경향을 보인다. 0.1c Ice 형상 앞뒤에서 Clean 형상에 비해 벽면에서 온도 변화가 달라지는 것을 알 수 있다. 또한 Airfoil 뒷전으로 갈수록 차이 값이 커지는 것을 확인하였다.

Fig. 17은 Skin Friction Coefficient를 받음각 0도에서 6도 까지 나타냈다. 전단응력의 경우 에어포일의 앞전에서 높게 나타나며 점차적으로 감소하는 것을 볼 수 있다. 또한 받음각이 증가함에 따라 윗면에 대해 증가하고 아랫면에 대해 감소하는 것을 확인할 수 있다. 그 이유는 흐름의 강도가 윗면에 대해 계속 증가하지만, 받음각이 증가함에 따라 아랫면에 대해 감소하기 때문이다. 윗면에서의 마찰계수 C_f 의 붕괴가 아랫면에서 붕괴하는 것 보다 더 가파르기 때문에 높은 받음각에서 벽면 전단 응력이 윗면보다 더 커진다. Ice 형상의 경우 속도

구배가 0인 지점에서 감소하는 것을 확인 할 수 있다. 마찰계수는 Ridge Ice 형상이 시작하는 0.1c에서 최댓값으로 증가한 다음, 에어포일 길이에 따라 다시 감소하고 Reattached Point를 지나는 지점에서 0의 값, 그 다음 다시 증가하는 것을 확인할 수 있다. Reattached Point 영역에서 Ice 에어포일은 벽면 전단 응력이 윗면에 대해 감소하고 아랫면에 대해 증가하며 이는 받음각이 증가에 따라 같이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 이유로 Ice 에어포일 윗면에 대한 C_f 경향은 Clean 에어포일 아랫면과 거의 일치한다. Ridge Ice 형상에서 전단응력은 받음각 0도에서 SST = 0.035, LES = 0.0275, 2도에서 SST = 0.0362, LES = 0.0291, 4도에서 SST = 0.0358, LES = 0.0277, 6도에서 SST = 0.0397, LES = 0.0304의 최댓값을 가진다.

6. 결 론

본 연구에서는 Ridge Iced 형상을 이용하여 에어포일 주위의 열유동 현상에 대하여 LES와 RANS 모델을 사용하여 해석하였다. 먼저 Clean 형상에 대하여 NACA 0012 에어포일 실험값을 통해 해석기법을 검증하였다. Ridge Iced 형상에 대한 검증은 실제 모형을 이용하여 실험을 진행한 NACA 23012 에어포일에 대하여 해석을 수행하였다. 또한 항공기 결빙 형상의 관점에서 필수적인 벽 전단 응력과 대류 열 유속을 분석하였다.

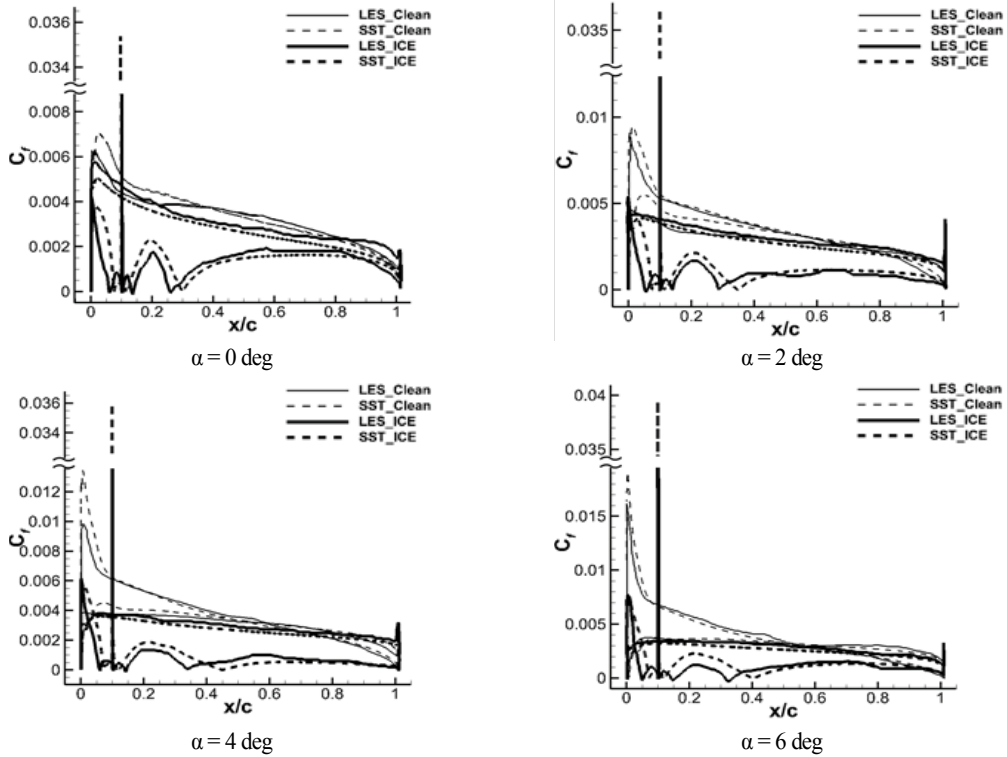


Fig. 17 Variation in skin friction coefficients (C_f) for a clean airfoil and an iced NACA 0012 airfoil at various angles of attack within the range $\alpha = 0 - 6$ degrees

해석 결과 NACA 0012 에어포일의 경우 임계 받음각에서 열유동장과 공력특성을 비교해 본 결과 LES가 RANS보다 실험값과 유사하게 나타났다. 임계 받음각에서 발생하는 복잡한 유동특성과 박리가 일어나는 지점을 잘 예측한 결과로 판단된다. 유동을 구성하는 스케일 중 큰 Eddy 만 해석하고, 에너지 전달 스케일 부터 근사 모델링을 적용하는 RANS와 달리 큰 Eddy 뿐만 아니라 작은 스케일의 Eddy를 해석하는 LES가 열유동의 중요한 특성을 잘 묘사하기 때문이다.

Ridge Iced 에어포일의 경우 Unsteady 특성이 강하고 형상의 끝 부분에서 유동박리가 발생하게 된다. 따라서 Ridge Iced NACA 0012 에어포일 형상에 대한 유동특성의 해석 신뢰성을 높이기 위하여 실제 풍동 Data를 갖는 Ridge Iced NACA 23012 에어포일을 통해 양력계수 및 압력계수를 비교하였다. Iced 형상 뒤에 생기는 Streamline과 Vortex를 비교하고 유동 박리 현상을 확인하였다. 압력계수 그래프를 통해 Reattached Point를 파악할 수 있었으며, 이를 비교한 결과 LES가 RANS 보다 복잡한 유동특성을 잘 예측하였다.

Ridge Iced NACA 0012 에어포일에 대해 받음각 0도에서 16도까지 2도씩 변화를 주어 해석을 진행하였다. Ridge Iced 형상의 경우 기존 Clean 에어포일 형상보다 양력은 12 ~ 68%

까지 감소하였으며, 항력은 1.5 ~ 5.8배까지 증가하였다. 또한 Clean 형상에 비해 상대적으로 낮은 받음각에서 피칭 모우먼트 값이 양으로 변하는 것을 예측하였다. 결과적으로 Ridge Iced 형상으로 인해 공력 특성 및 최대 양력계수 그리고 안정성이 급격히 저하되는 것을 확인하였다.

후 기

본 연구는 2019년 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다. (NRF-2017R1A5A1015311)

References

- [1] 1992, Gursul, I. and Ho, D.M., "High Aerodynamic Loads on an Airfoil Submerged in an Unsteady Stream," *AIAA Journal*, Vol.30, NO.4, pp.1117-1119.
- [2] 2009, Jung, S.K., Shin, S.M., Myong, R.S. and Cho, T.H., "A CFD Analysis on Effects of Ice Accretions on

- Characteristics of Stall and Drag in Airfoil Aerodynamics," *Computational Fluids Engineering Conference*.
- [3] 2015, Ahn, G.B., Jung, K.Y. and Myong, R.S., "Numerical and Experimental Investigation of Ice Accretion on Rotorcraft Engine air Intake," *Journal of Aircraft*, Vol.52, No.3, pp.903-909.
- [4] 2019, Raj, L.P., Lee, L.W. and Myong, R.S., "Ice Accretion and Aerodynamic Effects on a Multi-Element Airfoil Under SLD Icing Condition," *Aerospace Science and Technology*, Vol.85, pp.320-333.
- [5] 1992, Bragg, M.B., Khodadoust, A. and Spring, S.A., "Measurements in a Leading-Edge Separation Bubble Due to a Simulated Airfoil Ice Accretion," *Journal of AIAA*, Vol.30, No.6, pp.1462-1467.
- [6] 2004, Gurbachi, H.M. and Bragg, M.B., "Unsteady Flowfield about an Iced Airfoil," *J42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*.
- [7] 2006, Broeren, A.P., Bragg, M.B. and Addy, H.E., "Flowfield measurements about an airfoil with leading-edge ice shapes," *Journal of Aircraft*, Vol.43, No.4, pp.1226-1234.
- [8] 2006, Jacobs, J.J. and Bragg, M.B., "Particle Image Velocimetry Measurements of the Separation Bubble on an iced airfoil," *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference*.
- [9] 1999, Kim, H.S., Bragg, M.B., "Effects of Leading-Edge Ice Accretion Geometry on Airfoil Performance," *17th AIAA Applied Aerodynamics Conference*.
- [10] 2000, Shim, J., June, H. and Lee, K.D., "A Comparison of Turbulence Modeling in Flow Analysis of Iced Airfoils," *18th AIAA Applied Aerodynamics Conference*.
- [11] 2005, Pan, J. and Loth, E., "Detached Eddy Simulations for Iced Airfoils," *Journal of Aircraft*, Vol.42, No.6, pp.1452-1461.
- [12] 2015, Zhang, Y., Habashi, W.G. and Khurram, R.A., "Zonal Detached-Eddy Simulation of Turbulent Unsteady Flow over Iced Airfoils," *Journal of Aircraft*, Vol.53, No.1, pp.168-181.
- [13] 2016, Yue, Z. and Wagdi, G., "Zonal Deatched-Eddy Simulation of Turbulent Unsteady Flow over Iced Airfoils," *Journal of Aircraft*, Vol.5, No.1, pp.168-181.
- [14] 1997, Spalart, P.R., Jou, W.H., Strelets, M. and Allmaras, S.R., "Comments on the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach," *Advances in DNS/LES*, Vol.1, pp.4-8.
- [15] 2019, Lee, G.B., Chang, K.S., Lee, S.W. and Kim, G.H., "Numerical Simulations of Transitional Flow over Aerospace A-Airfoil Using DDES and IDDES," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.24, No.1, pp.1-7.
- [16] 1994, Mentor, F.R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol.32, No.8, pp. 1598-1605.
- [17] 1991, Germano, M., Piomelli, U., Moin, P. and Cabot, W.H., "A Dynamic Subgrid-Scale Eddy Viscosity Model," *Phys. Fluids*, Vol.3, pp.1760-1765.
- [18] 1992, Lilly, D., "A Proposed Modification of the Germano Subgrid Closure Method," *Phys. Fluids*, Vol.4, pp.633-635.
- [19] 2018, Assam, A., Kalkote, N.N. and Sharma, V., "An Automatic Wall Treatment for Spalart-Allmaras Turbulence Model," *Journal of Fluids Engineering*, Vol.140, FE-17-1514.
- [20] 1999, Lee, S. and Bragg, N.M., "Experimental Investigation of Simulated Large-Droplet Ice Shapes on Airfoil Aerodynamics," *Journal of Aircraft*, Vol.36, No.5, pp.844-850.
- [21] 2005, Deck, S., "Zonal-Detached-Eddy Simulation of the Flow Around a High-Lift Configuration," *AIAA Journal*, Vol.43, No.11, pp.2372-2384.
- [22] 2012, Deck, S., "Recent Improvements in the Zonal Detached Eddy Simulation (ZDES) Formulation," *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, Vol.26, No.6, pp.523-550.
- [23] 2008, Shur, M.L., Spalart, M.K. and Travin, A.K., "A Hybrid RANS-LES Approach with Delayed-DES and Wall-Modelled LES Capabilities," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol.29, No.6, pp.1638-1649.