

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.6.475>

두께의 불확실성을 갖는 풍동시험 익형모델의 공력특성에 관한 수치해석 연구

이태형*, 권기정*, 김근택*, 안석민*

Numerical Study of the Aerodynamic Characteristics of an Airfoil with Thickness Uncertainty for a Wind Tunnel Testing

Tae-Hyeong Yi*, Ki-Jung Kwon*, Keun-Taek Kim** and Seokmin Ahn***

ABSTRACT

Numerical investigation is performed to understand the effects of thickness uncertainty of a supporting airfoil due to manufacturing processes on the aerodynamic characteristics of an airfoil used for measuring data in a wind tunnel testing. This is done by comparing the coefficients of lift, drag and moment of the airfoils. In this work, the airfoil model consists of three parts, one located in the center for measuring and two outer parts used for supporting. The study is carried out with a NACA64-418 airfoil and the turbulence model of Transition SST. It is found that the effect of thickness uncertainty of the airfoils used for supporting is not significant to the performance of the test airfoil at various angles of attack and Reynolds numbers.

초 록

익형 풍동시험 시 모델의 제작오차에 의해 시험 익형과 지지대 익형의 두께에서 차이가 있을 경우 시험 익형의 공력특성에 주는 영향을 양력, 항력 및 모멘트 값의 변화를 수치 해석하여 비교 및 분석하였다. 이를 위해 익형모델을 세 부분으로 나누어 제작하는 경우 가운데 위치하는 시험 익형을 기준 형상으로 하여 시험 익형 양쪽에 부착하여 지지대 역할을 하는 익형의 최대두께를 가운데 익형에 비해 작게 설정하였다. 익형모델은 NACA64-418을 사용하였으며, 난류모델은 천이현상을 잘 예측할 수 있는 Transition SST를 사용하였다. 다양한 받음각과 레이놀즈 수에서 지지대 역할을 하는 익형모델과 두께차이가 매우 큰 경우에도 가운데 위치한 시험 익형의 공력특성에 미치는 영향이 매우 작음을 확인하였다.

Key Words : Airfoil(익형), Wind Tunnel(풍동), Manufacturing Tolerance(제작공차), Laminar-to-Turbulence Transition(천이현상)

I. 서 론

라이트 형제의 최초 동력비행 이후 익형에 대한 공력측정을 수없이 수행되어져 왔으며, 그 시험결과도 공개되어져 왔다. 하지만 보다 효율적이고 향상된 성능 요구에 따라 새로운 익형에 대

† 2012년 1월 10일 접수 ~ 2012년 5월 14일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 항공기술실
교신저자, E-mail: thyi@kari.re.kr
대전시 유성구 과학로 115번지

한 설계는 현재까지 계속 이루어지고 있으며, 필연적으로 풍동시험을 통한 성능 검증 또한 끊임없이 이루어지고 있다. 풍동시험을 위한 모델 제작에 있어 제작 정밀도는 시험의 목적 및 모델의 크기 등에 따라 조금씩 달리 적용되고 있다. 항공기 전기체 풍동시험 모델의 경우 아음속 모델의 제작 정밀도는 통상적으로 0.1 mm를 적용하고 있다. 2차원 익형의 경우도 비슷한 정밀도를 제작 조건으로 요구하고 있으나, 미국 오하이오주립대학의 아음속 풍동에서 익형 표면 거칠기에 대한 연구에서는 기준 익형의 제작 정밀도를 0.25 mm로 하였고[1], 일리노이대학의 저속 풍동에서는 시험 모델의 제작 정밀도를 0.4 mm로 적용하고 있다[2].

풍동시험용 모델뿐 아니라, Duffner[3]는 제작 공차에 따른 Turbine Vane Performance에 대한 영향을 수치적으로 연구였고, Loeven[4]은 여러 가지 형상 변수를 사용하여 NACA 4-digit 익형의 제작공차에 따른 공력특성 변화를 수치적으로 해석하였다. 또한, Bunker[5]는 High Pressure Turbine용 익형의 제작 정밀도에 따른 Turbine Airfoil Cooling에 미치는 영향을 분석하였다. 이러한 시도는 허용된 익형 성능 안에서 적절한 제작 정밀도를 찾는으로써 전체 제작비용을 얼마나 줄일 수 있는가에 그 목적이 있다.

일반적으로 풍동시험에서 사용하는 익형 모델은 풍동 시험부의 폭 혹은 높이 전체에 걸쳐 장착되며, 익형의 중앙부분에서 표면 압력을, 후류에서 풍속을 측정하여 양력, 피칭모멘트, 그리고 항력을 계산한다. 이때 풍동 시험부가 작은 경우는 익형 모델을 길이 방향으로 일체형으로 제작하지만, 시험부가 큰 풍동의 경우 세 부분으로 나누어 제작을 하는 경우가 많다. 이 경우 세 부분의 익형을 모두 정밀하게 가공하지 않고, 양쪽 지지대 역할을 하는 익형의 제작 정밀도를 보다 낮게 하여 제작한다면 전체 익형모델 제작비용을 크게 절감할 수 있다.

따라서 본 연구에서는 2차원 익형을 세 부분으로 나누어 제작하는 경우 가운데 위치하는 익형을 기준 형상으로 하고, 기준 익형 양쪽에 부착하여 지지대 역할을 하는 익형의 제작 정밀도를 보다 낮게 설정하였을 때, 기준 익형모델의 공력특성을 수치적 기법으로 해석하여 제작공차에 따른 기준 익형의 양력, 항력, 모멘트 값의 변화를 분석하였다.

풍동시험을 위해 2차원 익형을 가공할 때 형상의 특성상 공작기계 공구의 이송을 일반적으로 스핀방향으로 하게 되며, 그 결과 제작공차가 스

핀 방향으로 아주 작으나, 익형 단면에 대해서는 더 크게 발생하는 특성을 가지고 있다. 이를 반영하여 본 논문에서는 기준 익형 양쪽에 부착하는 지지대 역할을 하는 익형의 제작공차를 익형 단면 형상으로 제한하였으며, 또한 시험 모델의 제작공차를 익형표면의 거칠기를 제외하여 형상공차로만 하였다. 난류모델로는 Transition SST (Shear Stress Transport) 모델을 사용하였고, 다양한 받음각과 Reynolds 수에서 네 가지의 서로 다른 제작공차를 사용하여, 기준 익형의 공력특성 변화를 비교·분석하였다.

II. 모델 형상 및 수치해석 기법

2.1 풍동시험 개요

2차원 익형 풍동시험에서 세 부분으로 나누어 설치한 익형모델의 개략도를 Fig. 1에서 보여준다. 그림은 한국항공우주연구원 아음속 풍동 폐쇄형 시험부를 보여주고 있으며, 풍동벽면의 위·아래에 지지대 역할을 하는 익형들이 있고, 양력과 피칭모멘트 측정을 위한 익형 표면 압력 측정탭은 가운데 위치한 익형의 중심부를 따라 제작하였으며, 항력 계산을 위한 레이크는 익형의 뒷부분에 설치하였다. 그림에서와 같이 시험부의 위·아래에 회전판을 설치하여 다양한 받음각에서 공력특성을 측정할 수 있다. 참고로 폐쇄형 시험부의 최대 풍속은 120 m/s이며, 흐름방향의 난류강도는 풍속 88 m/s에서 0.07%이다.

2.2 모델 형상 및 격자



Fig. 1. Schematic of airfoil experiment in the KARI low-speed wind tunnel

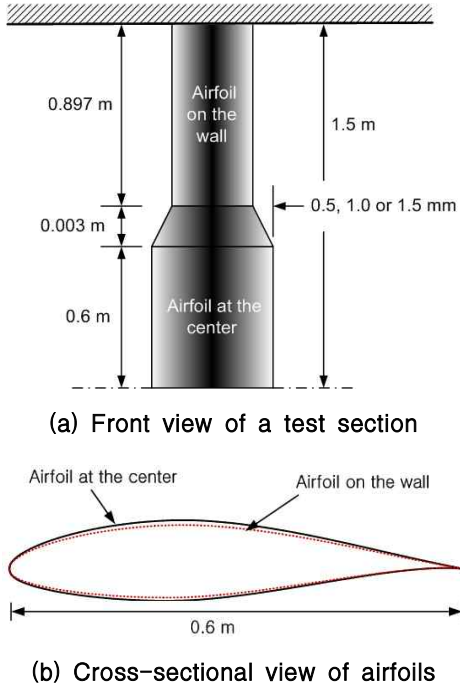


Fig. 2. Wind tunnel test section with airfoils

본 연구에서는 MEXICO 풍력터빈 블레이드의 바깥쪽 부분에 사용되고 있는 NACA64-418 익형을 사용하였다. 이는 $Re=1 \times 10^6$ 에서 NACA64-418의 풍동시험 값[7]이 공개되어 이를 기준으로 수치해석 값과 비교함으로써 익형모델과 해석방법을 검증할 수 있기 때문이다. NACA64-418 익형은 코드(c) 방향으로 0.37c에서 18%의 최대두께를 가지며, 0.55c에서 2%의 최대캠버 값을, 0.4c에서 최소압력 값을 가진다. 익형 풍동시험 시 제작공차의 영향에 따른 공력특성의 변화를 해석하기 위해 Fig. 2와 같이 지지대 익형의 코드 길이는 같으나 최대두께가 다른 익형을 사용하였다. 따라서 그림에서와 같이 익형 표면의 제작공차를 모델링하기 위해 중앙에 위치한 기준 익형 모델과 양쪽 벽면에서 지지대 역할을 하는 익형 모델의 최대두께 차이를 0, 0.5, 1, 1.5 mm로 설정하고, 코드 길이는 0.6 m로 동일하게 하였다. 가운데 위치한 기준 익형모델의 스패방향으로 길이는 1.2 m이고, 양쪽에 지지대 역할을 하는 익형의 길이는 0.9 m로 설정하였다. 입구면은 익형의 앞전으로부터 3.7 m 앞쪽에 위치하고, 출구면은 뒷전으로부터 5.7 m 뒤쪽에 위치하고 있다. 따라서 전체 계산영역은 $3(H) \times 4(W) \times 10(L)$ m로 격자를 생성하였다. 이러한 해석모델의 치수와 모델링 방법은 Fig. 1과 같이 실제 폐쇄형 시험부에서 수행하는 풍동시험과 같은 조건으로

설정하였다.

익형과 풍동의 격자는 ICEM-CFD의 Blocking Hexa 기능을 사용하여 생성하였으며, 정확한 천이지점을 예측하기 위해 y^+ 값을 1이하로 유지하였다. 따라서 $Re=3 \times 10^6$ 에서 경계층의 첫 번째 격자를 익형의 수직방향으로 $y_s=1 \times 10^{-5}$ m로 설정하였고, 수치해석 모델은 4.6×10^6 개의 격자를 사용하여 생성하였다.

2.3 수치해석 기법 및 난류모델

Transition SST 난류모델은 SST $k-\omega$ 모델과 두가지의 Transport 방정식을 결합한 모델로서 일반적으로 다른 RANS 난류 모델들에 비해 천이 현상을 잘 예측할 수 있고[6], 익형의 공력특성이 시험[7]이나 이론[8]값과 비교하여 매우 근사하게 예측 가능한 것으로 알려져 왔다. 또한 저자의 이전 연구[9]와 같이 여러 가지의 난류모델들을 사용하여 NACA64-418 익형의 공력특성을 비교·검정한 결과 Transition SST 모델이 시험 및 이론값들과 매우 근사하게 해석되어졌다. 따라서

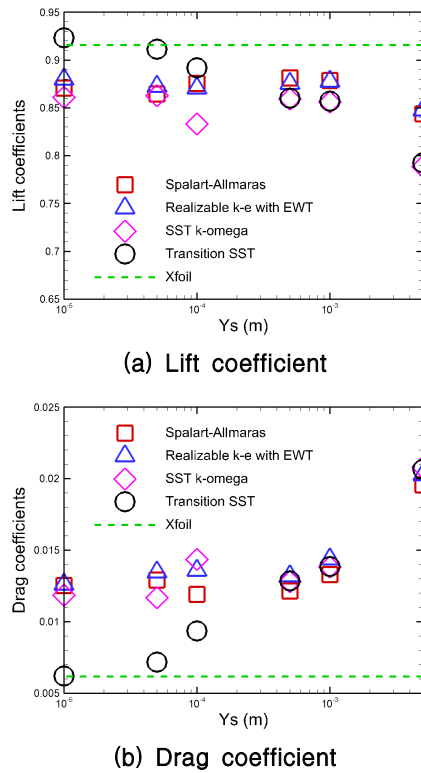


Fig. 3. Comparison of airfoil characteristics with various turbulence models and y^+ at $Re=3 \times 10^6$ and $\alpha=5^\circ$

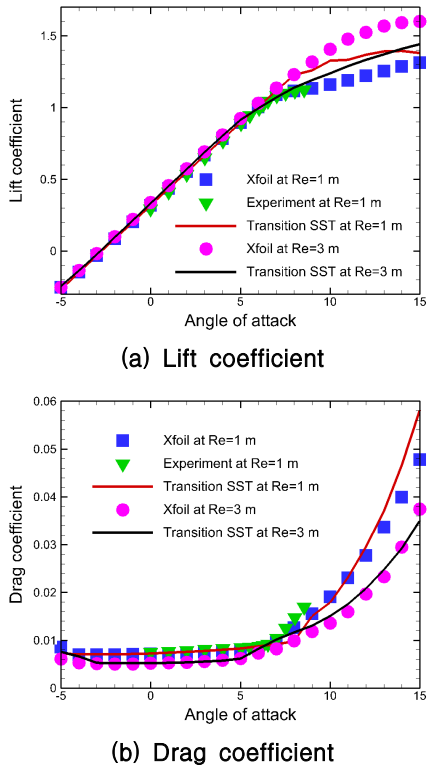


Fig. 4. Comparison of airfoil characteristics at various angles of attack

본 논문에서는 Fluent를 기반으로 Transition SST 난류모델을 사용하여 익형을 수치해석 하였다. 입구면의 조건은 $Re=3 \times 10^6$ 에서 $V_\infty=73.037$ m/s로, 난류강도와 Length Scale은 각각 0.1%와 0.001 m로 설정하였다. 입구 경계면에서는 Velocity Inlet으로, 출구 경계면에서는 Pressure Outlet으로 경계조건을 정의하였다.

III. 모델 및 해석방법 검증

3.1 $y+$ 값에 따른 공력특성 비교

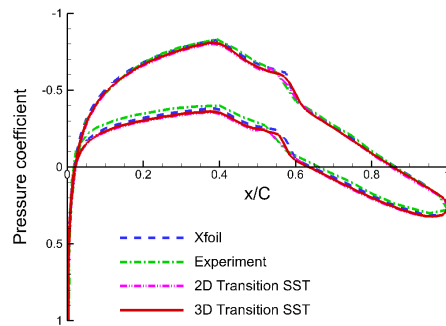
저자의 이전 연구[9]에서 $Re=1 \times 10^6$ 과 받음각이 5° 일 때 NACA64-418 익형을 사용하여 $y+$ 값의 변화에 따른 RANS 난류모델들의 공력특성을 시험[7] 및 이론[8]값과 비교하였다. 이와 함께 $Re=3 \times 10^6$ 과 받음각이 5° 일 때 NACA64-418 익형을 사용하여 본 연구에서 사용할 적절한 난류모델을 찾아보았다. RANS 난류모델로는 Realizable $k-\epsilon$ with Enhanced Wall Treatment (EWT), Spalart-Allmaras, SST $k-\omega$, Transition SST 등 익형주변

난류 경계층의 Viscous Sublayer와 Buffer Layer를 해석할 수 있는 난류모델들을 사용하여 익형의 공력특성을 비교하였다.

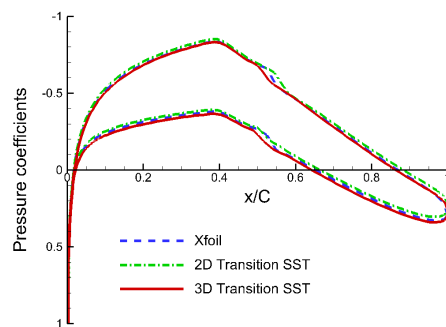
이전의 연구[9]에서는 $y_s=1 \times 10^{-4}$ m ($y+=5$)까지는 Transition SST 모델을 사용하여 매우 정확하게 양력과 항력계수를 해석할 수 있었으나, $y_s=5 \times 10^{-4}$ m ($y+=24$) 이상에서는 Spalart-Allmaras 모델이 다른 모델들에 비해 보다 더 정확한 결과를 얻을 수 있었다. 일반적으로 Reynolds 수가 증가함에 따라, 같은 $y+$ 값을 유지하기 위해서는 y_s 의 값이 작아져야 한다. 따라서 $Re=3 \times 10^6$ 에서는, Fig. 3과 같이 $y_s=1 \times 10^{-5}$ m에서 Transition SST 모델만이 이론값과 비교하여 공력특성을 정확하게 해석되었다. 따라서 본 연구에서는 난류 모델로 Transition SST 모델을 선택하였으며, 익형의 수직방향으로 첫 번째 격자점을 $y_s=1 \times 10^{-5}$ m로 설정하였다.

3.2 Transition SST 난류모델 검증

앞에서 선정된 Transition SST 난류모델과 격자를 사용하여 $Re=1 \times 10^6$ 과 3×10^6 에서 다양한 받음



(a) Pressure coefficient at $Re=1 \times 10^6$



(b) Pressure coefficient at $Re=3 \times 10^6$

Fig. 5. Comparison of pressure coefficient with theory and experiment

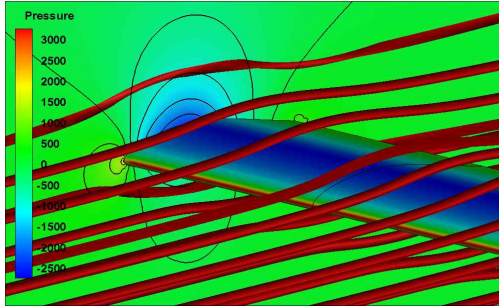


Fig. 6. Streamline around airfoils with the pressure distribution at $Re=3 \times 10^6$ and $\alpha=0^\circ$

음각에 따른 익형의 공력특성을 시험[7] 및 이론[8]값과 비교하여 이러한 수치해석 기법들이 적절한지 확인하였다. Fig. 4(a)는 각각의 Reynolds 수에서 받음각의 변화에 따른 양력계수 값을 보여주고 있는데, 받음각이 약 7° 까지는 시험 및 이론값과 매우 근사하게 나타났으나, 이후에서는 그 차이를 보였다. 항력계수 값도 Fig. 4(b)와 같이 비슷한 경향을 보였다. 이러한 현상은 RANS 난류모델의 전형적인 경향으로써[6], 이는 난류모델이 Separation Region에서 난류현상을 제대로 해석할 수 없음을 의미한다.

Fig. 5는 $Re=1 \times 10^6$ 과 3×10^6 에서 익형 위·아래면의 압력계수를 시험 및 이론값과 비교한 것으로 천이현상을 잘 보여주고 있다. $Re=1 \times 10^6$ 에서 NACA64-418 익형의 0.55c 주변에서 천이가 일어나고 있으나, $Re=3 \times 10^6$ 에서는 0.5c 주변에서 천이가 일어나고 있다. 앞에서 언급한 것과 같이 NACA64-418 익형은 0.4c에서 최소압력 값이 생성되고 있음을 그림에서도 보여주고 있다. 또한 Transition SST 모델로 해석한 값들은 Xfoil[6] 값과 거의 일치함을 보였으나, Fig. 5(a)와 같이 익형 아래면의 압력계수 값은 시험 결과보다 다소 작게 나타났다. 그러나 전반적으로 Transition SST 난류모델의 천이위치나 압력계수 값이 시험이나 이론값에 매우 근사하게 해석할 수 있음을 알 수 있다.

IV. 해석 결과 및 논의

4.1 익형주변의 유동장

$Re=3 \times 10^6$ 과 $\alpha=0^\circ$ 에서 익형과 풍동벽면 주변의 압력분포와 유선(Streamline)을 Fig. 6에서 보여주고 있다. 익형 윗면에서는 0.473c 주변에서 천이가 시작되고, 아랫면에서는 0.477c 주변에서 천

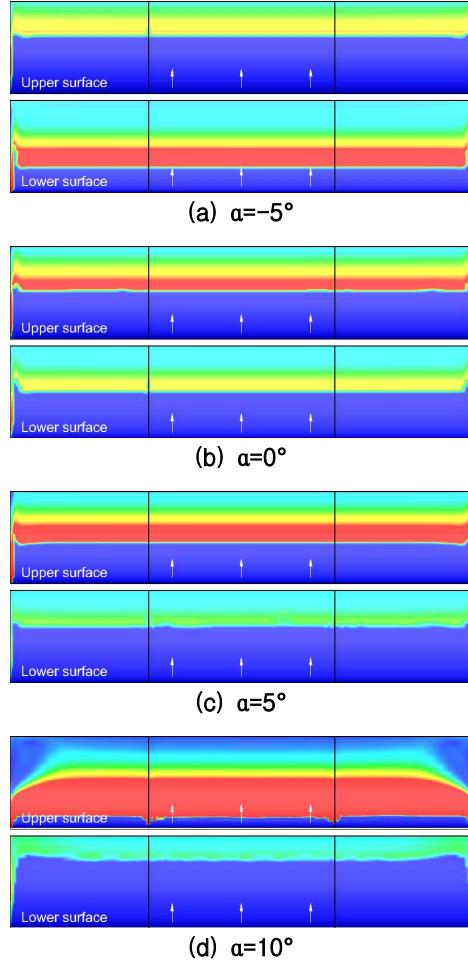


Fig. 7. Turbulent kinetic energy on the upper and lower surface of airfoils at $Re=3 \times 10^6$ and $\delta=0$ mm

이현상이 일어나기 시작하여 약 0.575c에서 Fully Turbulent Flow가 형성되었다. 이러한 천이현상은 Fig. 7에서도 잘 보여주고 있다. 그림은 익형 위·아래면의 Turbulent Kinetics Energy를 보여주는데 파랑색 부분은 Fully Laminar Flow 지역을 의미하고, 그 밖의 색은 Transition 또는 Fully Turbulent Flow 지역을 표시한다. 그림에서와 같이 익형의 위·아래면에서 천이위치가 스펜방향으로 미세하게 변동이 있으며 풍동벽면의 주변에서 벽면효과로 인해 천이현상이 다른 지점에 비해 상당히 빨리 일어남을 보여준다. Fig. 7(a)은 받음각이 -5° 일 때 전체 익형 위·아래면의 Turbulent Kinetics Energy를 보여준다. 그림에서와 같이 난류로의 천이가 윗면보다 아랫면에서 먼저 일어나며, 아랫면의 Turbulent Kinetics

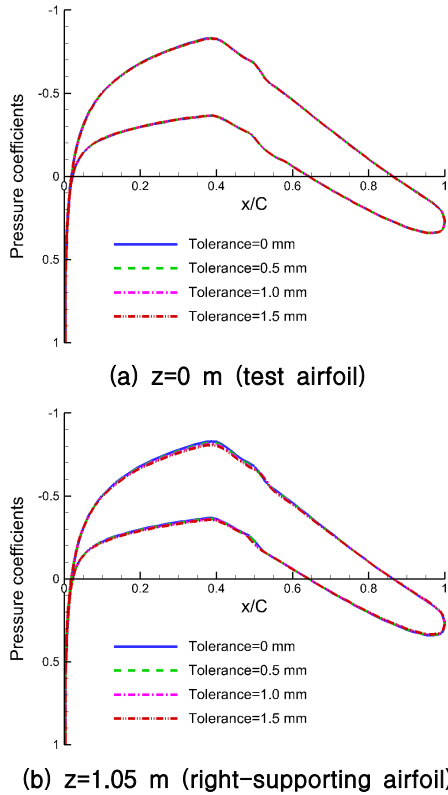


Fig. 8. Comparison of pressure coefficient along a chord at $Re=3 \times 10^6$ and $\alpha=0^\circ$

Energy가 더 높은 것을 알 수 있다. 받음각이 커짐에 따라 이러한 경향이 역전되어 받음각이 0° 일 때 위·아래면의 천이위치가 비슷하며, 이후의 받음각에서는 윗면의 천이위치가 앞전으로 이동하고, 아랫면의 천이위치는 뒷전으로 이동하는 경향을 보였다.

4.2 $Re=3 \times 10^6$ 과 $\alpha=0^\circ$ 에서 제작 정밀도에 따른 공력특성 변화

양쪽 지지대 역할을 하는 익형들의 제작공차에 따른 영향으로 인해 중앙에 위치한 기준 익형의 공력특성 변화를 $Re=3 \times 10^6$ 과 $\alpha=0^\circ$ 에서 비교·분석하였다. Fig. 8에서는 기준 익형의 중간점($z=0$ m)과 지지대 역할을 하는 오른쪽 익형의 중간점($z=1.05$ m)에서 제작공차에 따른 압력계수 값의 변화를 비교하였다. Fig. 8(a)과 같이 $z=0$ m에서는 제작공차에 따른 압력계수 값의 변화는 거의 없었으나, $z=1.05$ m에서는 최대두께 주변에서 압력계수 값의 변화가 미미한 수준으로 있었다. 따라서 전체적으로 보면 $z=0$ 과 1.05 m에서

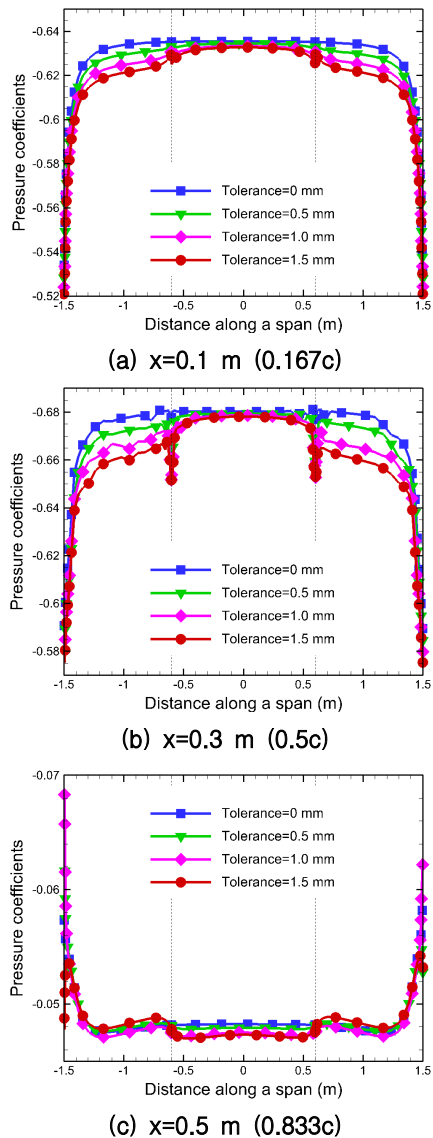


Fig. 9. Comparison of pressure coefficient along a span at $Re=3 \times 10^6$ and $\alpha=0^\circ$

코드방향으로 제작공차에 따른 압력계수 값의 변화는 거의 없었다.

Figs. 9(a)-(c)는 $Re=3 \times 10^6$ 과 $\alpha=0^\circ$ 에서 익형의 코드 방향으로 각각 $x=0.1, 0.3, 0.5$ m에서 제작공차에 따른 익형 윗면의 압력계수 값을 비교하였다. Fig. 9(a)는 Fully Laminar Flow 지역인 $x=0.1$ m (0.167c)에서 스펠방향으로 익형 윗면의 압력계수를 보여주고 있다. 그림에서 제작공차(δ)가 없는 익형과 $\delta=1.5$ mm를 가진 익형사이의 압력계수 차이가 가장 크며, 기준 익형의 중앙

Table 1. Comparison of the characteristics of a test airfoil at $Re=3 \times 10^6$ and $\alpha=0^\circ$

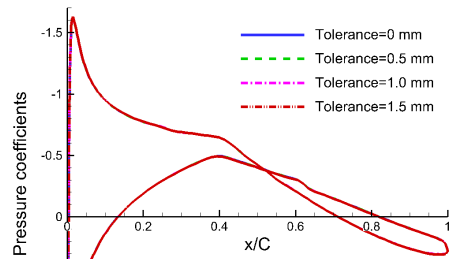
δ (mm)	C_L	dC_L (%)	C_D	dC_D (%)	C_M	dC_M (%)
0	0.3319	—	0.00552	—	-0.07992	—
0.5	0.3308	0.33	0.00555	-0.54	-0.07981	0.14
1.0	0.3295	0.73	0.00559	-1.25	-0.07968	0.30
1.5	0.3291	0.85	0.00560	-1.43	-0.07963	0.36

($z=0$)에서 0.44%의 차이를, 오른쪽 지지대 익형의 중앙($z=1.05$ m)에서 2.01%의 차이를 보였다. 참고로 아랫면의 압력계수는 $z=0$ m에서 0.3%의 차이를, $z=1.05$ m에서 2.91%의 차이를 보였다. 따라서 Laminar 영역인 $x=0.1$ m에서 제작공차에 따른 기준 익형의 압력계수 차이는 아주 미미하다고 할 수 있다. 다음은 Fig. 9(b)와 같이 난류 영역으로 천이가 시작하는 지역인 $x=0.3$ m (0.5c)에서 제작공차에 따른 윗면의 압력계수 차이를 비교하였다. 이 지역에서는 압력계수 값들이 스패방향을 따라 다소 불규칙한 경향을 보였다. $z=0$ m에서 제작공차에 따른 익형 윗면의 최대 압력계수 차이는 0.29%이고, $z=1.05$ m에서는 2.93%였다. Full Turbulence 영역인 $x=0.5$ m에서도 비슷한 경향을 보여준다. Fig. 9(c)에서 제작공차에 따른 윗면의 압력계수 차이는 $z=0$ m에서 1.97%였고, $z=1.05$ m에서는 1.62%였다.

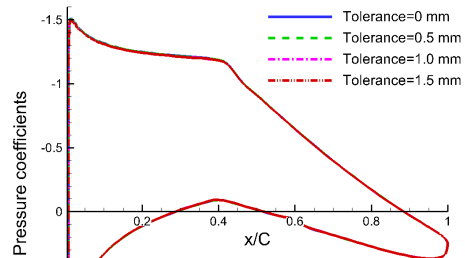
지지대 익형의 제작공차에 따른 기준 익형의 공력특성 변화를 Table 1에서 비교하였다. 먼저 기준 익형의 제작공차에 따른 양력계수는 $\delta=0.5$ mm에서 0.33%(1.1 카운트)의 차이를 보였고, $\delta=1$ mm에서는 0.73%(2.4 카운트)의, $\delta=1.5$ mm에서는 0.85%(2.8 카운트)의 차이를 보였다. 항력계수는 $\delta=0$ mm인 익형과 각각 0.54, 1.25, 1.43% (0.03, 0.07, 0.08 카운트)의 차이를 보였으며, 모멘트계수는 각각 0.14, 0.3, 0.36% (0.11, 0.24, 0.29 카운트)의 차이를 보였다. 결과적으로 항력계수가 양력 또는 모멘트계수에 비해 제작공차에 따른 영향을 더 크게 받았다. 실제 풍동시험용 익형모델 제작 시 양쪽 지지대 역할을 하는 익형의 제작공차가 1.5 mm는 매우 큰 경우이며, 본 연구에서와 같이 상당히 큰 제작공차의 경우에서도 가운데 위치한 기준 익형의 공력특성의 차이가 항력계수에서 최대 1.51%로 매우 작았다.

4.3 다양한 받음각에서 제작 정밀도에 따른 공력특성 변화

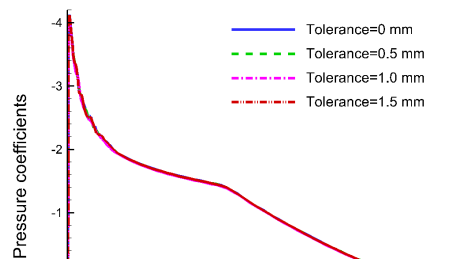
$Re=3 \times 10^6$ 에서 지지대 익형의 제작공차에 따른 기준 익형의 공력특성 변화를 다양한 받음각에서



(a) $Re=3 \times 10^6$ and $\alpha=-5^\circ$



(b) $Re=3 \times 10^6$ and $\alpha=5^\circ$



(c) $Re=3 \times 10^6$ and $\alpha=10^\circ$

Fig. 10. Comparison of pressure coefficient with various angles of attack along a chord at $z=0$ m

Table 2. Comparison of the characteristics of a test airfoil with various angles of attack at $Re=3 \times 10^6$

α	δ (mm)	C_L	dC_L (%)	C_D	dC_D (%)	C_M	dC_M (%)
-5°	0	-0.2497	—	0.00647	—	-0.06928	—
	0.5	-0.2504	-0.28	0.00647	0	-0.06918	0.14
	1.0	-0.2516	-0.76	0.00660	-1.97	-0.06892	0.52
	1.5	-0.2518	-0.83	0.00649	-0.31	-0.06897	0.45
5°	0	0.9108	—	0.00711	—	-0.09119	—
	0.5	0.9094	0.15	0.00720	-1.25	-0.09108	0.12
	1.0	0.9058	0.55	0.00740	-3.92	-0.09065	0.60
	1.5	0.9059	0.54	0.00738	-3.66	-0.09077	0.46
10°	0	1.3502	—	0.02296	—	-0.09708	—
	0.5	1.3476	0.19	0.02323	-1.16	-0.09690	0.19
	1.0	1.3325	1.33	0.02379	-3.49	-0.09478	2.43
	1.5	1.3471	0.23	0.02319	-0.99	-0.09698	0.10

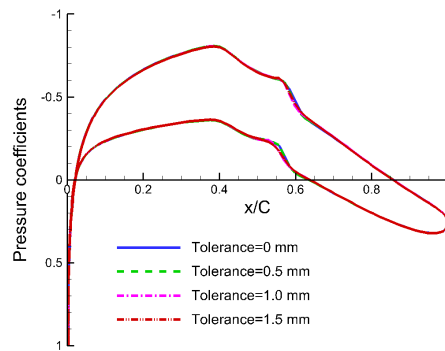
알아보았다. Fig. 10(a)은 받음각이 -5°일 때 $z=0$ m에서 코드 방향으로 익형 위·아래면의 압력계수를 보여주고 있으며, 약 0.52c에서 위·아래면의 압력 값이 역전되었다. Fig. 10(b)은 받음각이 5°일 때 압력계수 값을 보여준다. 그림에서와 같이 윗면은 약 0.45c에서, 아랫면은 약 0.6c에서 천이가 일어난다. Fig. 10(c)은 받음각이 10°일 때 압력계수 값을 보여주는데, 익형의 윗면에서 천이가 일어나기 전에 압력 값의 변동이 있음을 알 수 있다. 천이는 익형 윗면의 약 0.13c에서, 아랫면에서는 약 0.73c에서 일어난다. Fig. 10(a)-(c)에서 다양한 받음각에서 제작공차에 따른 기준 익형의 압력계수 차이는 4.2절의 받음각이 0°인 경우와 같이 미미하였다.

Table 2는 다양한 받음각에서 제작공차에 따른 기준 익형의 공력특성의 차이를 보여준다. 양력계수는 받음각이 10°일 때 다른 받음각에 비해 가장 큰 1.33%(17.7 카운트)의 차이를 보였다. 항력계수는 받음각이 5°일 때 3.99%(0.83 카운트)의 차이를, 모멘트 계수는 받음각이 10°일 때 2.43%(2.3 카운트)의 차이를 보였다. 따라서 받음각이 증가할수록 제작공차에 따른 기준 익형의 공력특성의 차이가 다소 커지나 그 변화율은 미미한 수준이었다. 또한 이러한 변화율은 항력에서 상대적으로 크게 나타났다.

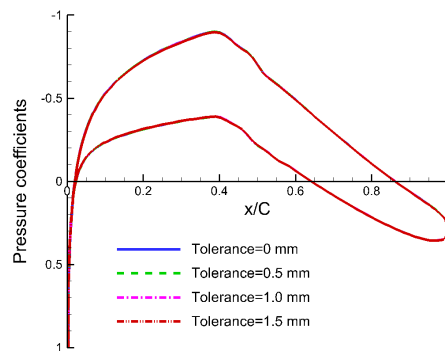
4.4 다양한 Reynolds 수에서 제작 정밀도에 따른 공력특성 변화

지금까지는 $Re=3 \times 10^6$ 에서 지지대 익형의 제작공차에 따른 기준 익형의 공력특성 변화를 알아보았다. 본 절에서는 Reynolds 수의 변화에 따른

영향을 알아보기 위해 $Re=0.98 \times 10^6$ 과 4.93×10^6 에서 기준 익형의 공력특성 변화를 살펴보았다. 따라서 입구면의 속도는 각각 $V_\infty=23.786$ 과 120



(a) $Re=0.98 \times 10^6$ and $\alpha=0^\circ$



(b) $Re=4.93 \times 10^6$ and $\alpha=0^\circ$

Fig. 11. Comparison of pressure coefficient with various Reynolds numbers along a chord at $z=0$ m

Table 3. Comparison of the characteristics of a test airfoil with various Reynolds numbers at $\alpha=0^\circ$

Re	δ (mm)	C_L	dC_L (%)	C_D	dC_D (%)	C_M	dC_M (%)
0.98 $\times 10^6$	0	0.3115	—	0.00746	—	-0.07566	—
	0.5	0.3106	0.29	0.00748	-0.27	-0.07556	0.13
	1.0	0.3095	0.65	0.00750	-0.53	-0.07546	0.27
	1.5	0.3088	0.87	0.00752	-0.80	-0.07538	0.37
4.93 $\times 10^6$	0	0.3551	—	0.00536	—	-0.08488	—
	0.5	0.3541	0.28	0.00539	-0.56	-0.08477	0.13
	1.0	0.3523	0.79	0.00545	-1.65	-0.08459	0.34
	1.5	0.3519	0.91	0.00547	-2.01	-0.08453	0.41

m/s로 설정하였고, $Re=4.93 \times 10^6$ 에서는 압축성을 고려하여 해석하였다. 즉, 에너지 방정식을 추가하고 유동의 밀도는 이상기체 상태방정식으로 계산하였다. 또한 Reynolds 수의 증가에 따라 y^+ 값을 1이하로 유지하기 위해 $y_s=5 \times 10^{-6}$ m로 설정하였다.

Fig. 11(a)과 (b)는 각각의 Reynolds 수에서 기준 익형의 가운데 지점($z=0$ m)에서 위·아래면의 압력계수를 보여주고 있는데, Reynolds 수가 증가함에 따라 천이위치가 앞전으로 이동하고 최소 압력 값이 점점 작아짐을 알 수 있다.

Table 3은 각각의 Reynolds 수에서 제작공차에 따른 기준 익형의 공력특성의 차이를 보여준다. 표에서 Reynolds 수가 증가함에 따라 양력계수는 증가하고, 항력계수는 감소함을 알 수 있다. 또한 제작공차에 따른 기준 익형의 공력특성의 차이가 다소 커졌으며 특히, 항력계수에 상대적으로 많은 영향을 미쳤다. 양력계수는 $\delta=1.5$ mm에서 최대 0.91%(3.2 카운트)의 차이를, 항력계수에서는 최대 2.01%(0.11 카운트)의 차이를 보였다.

V. 결 론

2차원 익형 풍동시험 시 양쪽 지지대 역할을 하는 익형의 형상이 제작공차를 가질 때 가운데에 위치하는 기준 익형의 공력특성 변화를 수치해석적 방법으로 비교 및 분석하였다. 익형 모델은 NACA64-418을 사용하였으며, 제작공차를 모델링하기 위해 코드길이는 0.6 m로 동일하게 하고, 지지대 익형과 기준 익형의 최대두께 차이를 0, 0.5, 1.0, 1.5 mm로 두었다. 난류모델은 천이현상을 잘 예측할 수 있는 Transition SST 모델을 사용하였으며, 이에 따라 y^+ 값을 1이하로 유지하도록 격자를 생성하였다. 본격적인 수치해석 전에 다양한 난류모델들을 사용하여 y^+ 값의 변화

에 따른 공력특성 비교와 Transition SST 모델 검증 등을 통해 해석모델, 격자 및 난류모델을 시험 및 이론값과 비교하여 검증하였다.

양쪽 지지대 역할을 하는 익형의 제작공차가 매우 큰 1.5 mm의 경우에도 가운데 위치한 기준 익형의 공력변화는 $Re=3 \times 10^6$ 과 $\alpha=0^\circ$ 에서 최대 1.51%로 그 변화가 매우 작았다. 또한 다양한 받음각 및 Reynolds 수에서 익형의 제작 정밀도에 따른 기준 익형의 공력특성 변화도 항력계수에서 최대 3.99%의 차이를 가졌다. 따라서 풍동시험 시 양쪽 지지대 역할을 하는 익형의 제작 정밀도는 실제로 공력특성을 측정하는 가운데 위치한 기준 익형의 공력특성에 미치는 영향이 매우 작음을 본 연구에서 보였다.

참고문헌

- 1) Reuss, R. L., Hoffmann, M. J., and Gregorek, G. M., "Effects of Surface Roughness and Vortex Generators on the NACA4415 Airfoil," NREL TP-442-6472, 1995.
- 2) Selig, M., Deters, R., and Gush, P., "Wind Tunnel Model Construction Notes (version 6)," http://www.ae.illinois.edu/m-selig/uiuc_lsaf/modelNotes.html (검색일 2011년 3월 10일).
- 3) Duffner, J. D., "The Effects of Manufacturing Variability on Turbine Vane Performance," Thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2008.
- 4) Loeven, G. J. A., Bijl, H., "Airfoil Analysis with Uncertain Geometry using the Probabilistic Collocation Method", AIAA 2008-2070, 2008.
- 5) Bunker, R. S., "The Effects of Manufacturing Tolerances on Gas Turbine Cooling," Journal of Turbomachinery, Vol. 131,

041018, 2009.

6) Langtry, R. B., Gola, J. and Menter, F. R., "Predicting 2D Airfoil and 3D Wind Turbine Rotor Performance using a Transition Model for General CFD Codes," AIAA 2006-0395, 2006.

7) Boorsma, K. and Schepers, J. G., "Description of Experimental Setup: Mexico Measurements," Tech. Report, Energy Research

Centre of the Netherlands, 2009.

8) Drela, M., "Xfoil 6.97 user guide," MIT Aero & Astro Harold Younren Aircraft, Inc. <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.

9) 이태형, 김철완, "풍력터빈 블레이드의 익형 성능해석을 위한 난류모델 및 격자수에 관한 민감도 분석," 한국항공우주학회 2011 추계학술대회 논문집, 2011.