

# NACA16-020 익형의 단면을 갖는 날개 끝 와류 현상에 대한 3 차원 난류유동 해석

정 남 균<sup>†</sup>

(2009년 2월 20일 접수, 2009년 6월 24일 수정, 2009년 6월 29일 심사완료)

## Three-Dimensional Analysis of the Turbulent Wingtip Vortex Flows of a Wing with NACA 16-020 Airfoil Section

Namgyun Jeong

**Key Words :** Wingtip Vortex(익단 와류), Three-Dimension(3 차원), Turbulent Flow(난류 유동), Standard  $k-\epsilon$  Model(표준  $k-\epsilon$  모델)

### Abstract

The three-dimensional turbulent wingtip vortex flows have been examined in the present study by using the commercial code FLUENT. The standard  $k-\epsilon$  model is used as a closure relationship. The wing is constructed by using an elliptic body whose aspect ratio is 3.8 and the NACA 16-020 airfoil section. The simulations for various angle attack ( $\alpha=0^\circ, 5^\circ, \text{and } 10^\circ$ ) are carried out. The effect of Reynolds number is also investigated in this study. As the angle attack increases, the wingtip vortex becomes stronger. However, the relative vortex strength to inlet velocity decreases as Reynolds number increases.

### 1. 서론

3 차원 형상의 익단(wing tip) 부근에서는 고압이 형성되는 날개의 아래 면에서의 흐름이 날개의 끝부분을 돌아 윗면으로 올라감으로써 날개 뒤에 강한 와류(vortex)가 형성된다. 이 와류는 익단 주변의 유동을 날개 안쪽과 아래 방향으로 흐르게 하는데, 이는 유동 에너지를 빼앗아 형성되는 것이므로 유기 항력을 초래하게 된다. 뿐만 아니라 선박의 추진장치인 프로펠러에서 발생하는 익단 와류는 날개 표면에서의 공동현상(cavitation)을 초래하기도 하며, 헬리콥터의 날개 주위에서 형성되는 와류는 소음과 진동의 주요 요인 중 하나가 된다. 따라서, 이러한 익단 와류의 악영향을 줄이기 위해, 그 형성과 발달에 대한 이해가 필요하게 되

었고, 이를 위한 많은 실험적인 연구들이 수행되어져 왔다.<sup>(1-6)</sup>

양충모와 백제현<sup>(7)</sup>은 NACA0012 익형의 일정한 단면을 갖는 3 차원 날개 끝에서의 유동을 비점성 Euler 방정식을 이용하여 해석하였다. Srinivasan<sup>(8)</sup> 등은 얇은 층 해석(thin-layer analysis)과 대수적 난류모델인 Baldwin-Lomax 모델을 이용하여 헬리콥터 블레이드(blade) 끝에서의 유동을 수치적으로 해석하였다. De Jong<sup>(9)</sup> 등은 선박의 프로펠러 블레이드의 익단와류에 대하여 계산하였는데, 받음각이 약  $6^\circ$ 와  $11^\circ$ 인 NACA 0012 익형(airfoil)의 날개 주위 및 하류에서의 유동을 연구하였다. Dacles-Mariani<sup>(10)</sup> 등은 Baldwin과 Barth<sup>(11)</sup>의 one-equation 와점성계수(eddy-viscosity)모델을 이용하여 익단와류의 3 차원적 수치해석 및 실험을 수행하여 결과를 비교하였다.

본 연구에서는 익단와류가 발생하는, NACA16-020 익형의 단면을 갖는 3 차원 날개에 대한 유동 해석을 여러 받음각에 대하여 수행하였고, Reynolds 수에 따른 영향도 알아보았다. 유동의 수

<sup>†</sup> 회원, 삼성전자 디지털미디어총괄  
E-mail : namkyun.jung@samsung.com  
TEL : 010-7433-7210 FAX : (031)206-7746

치해석을 위해서 상용코드인 FLUENT 를 이용하고, 난류 모델로는 표준  $k-\varepsilon$  모델을 사용하였다.

## 2. 수치해석 방법

### 2.1 지배방정식

난류 비압축성 정상상태의 연속 방정식, 운동량 보존식, 스칼라량 보존식을 다음과 같이 직교좌표계 속도성분을 이용하여 일반 좌표계로 기술하면 다음과 같다(Peric<sup>(12)</sup>).

$$\frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial x_j} [Ja^{mj} \rho u_m] = S_m \quad (1)$$

$$\frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial x_j} [Ja^{mj} (\rho u_m u_i - (T_{mi} - \overline{\rho u'_m u'_i}))] = S_i^u \quad (2)$$

여기서  $x_j$  는 일반적인 좌표를 나타내고,  $a^{mj}$  는 일반 좌표와 수직 좌표계의 기저 벡터들의 스칼라 곱을 나타내며,  $J$  는 좌표변환의 Jacobian 값이다. 그리고, 응력 tensor 인  $T_{mi}$  와 Reynolds 응력인  $-\overline{\rho u'_m u'_i}$  는 다음과 같다.

$$T_{mi} = -P \delta_{mi} + \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_n} a^{mn} + \frac{\partial u_m}{\partial x_l} a^{il} \right) \quad (3)$$

$$-\overline{\rho u'_m u'_i} = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_n} a^{mn} + \frac{\partial u_m}{\partial x_l} a^{il} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{mi} \quad (4)$$

여기서,  $\delta_{mi}$  는 Kronecker delta 이고, 와점성계수인  $\mu_t$  는 난류 운동 에너지  $k$  와 난류 에너지 소멸률  $\varepsilon$  으로 표현된다.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (5)$$

### 2.2 난류 모델

난류량들을 풀기 위해서 본 연구에서는 공학적으로 많이 쓰이는 표준  $k-\varepsilon$  모델 (Lauder & Spalding<sup>(13)</sup>)을 사용하였다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ Ja^{mj} \left( \rho u_m k - \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_n} a^{mn} \right) \right] = P_k - \varepsilon \quad (6)$$

$$\frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ Ja^{mj} \left( \rho u_m \varepsilon - \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_n} a^{mn} \right) \right] \quad (7)$$

$$= C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}$$

$$P_k = \tau_{ij}^t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = -\overline{\rho u'_i u'_j} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad (8)$$

$$\tau_{ij}^t = -\overline{\rho u'_i u'_j} = -\frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} + \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \left( \frac{\partial u_i}{\partial y_j} + \frac{\partial u_j}{\partial y_i} \right) \quad (9)$$

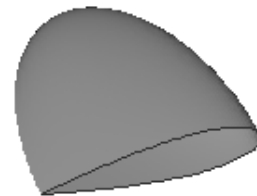
위의 모델에서 사용된 경험적 상수 값들은  $C_\mu=0.09$ ,  $C_{\varepsilon 1}=1.44$ ,  $C_{\varepsilon 2}=1.92$ ,  $\sigma_k=1.0$ , 그리고  $\sigma_\varepsilon=1.3$  이다.

벽면에 가까워질수록 유동의 속도가 작아지기 때문에 Reynolds 수 또한 작아져 높은 Reynolds 수에서 제안된 표준  $k-\varepsilon$  모델은 벽면 근처에서 적용이 곤란하게 된다. 이 문제를 해결하기 위해 수렴성과 경제적 측면에서 공학적으로 많이 쓰이고 있는 벽함수(wall function)를 사용하였다.

## 3. 검증 계산

계산방법과 격자계를 알아보기 위해 본 계산에 앞서, NACA 0020 을 단면 형상으로 하고, 가로 세로 비(aspect ratio)가 3.82 가 되는 elliptic 형상의 3 차원 날개(Fig. 1)를 폭이 8cm, 높이가 15cm 인 공동터널(cavitation tunnel)의 옆면에 고정시킨 경우의 난류 유동에 대하여 계산해 보았다. 계산에 사용된 Reynolds 수는 입구속도와 단면 형상의 최대 익현 길이(maximum chord length)인, 4cm 를 기준으로  $4 \times 10^5$  이고, 유동의 입사각( $\alpha$ )은  $10^\circ$  이다.

NACA 0020 cross section



Elliptical planform of area ratio 3.82

Fig. 1 Geometry of wing with NACA0020 cross section

Fig. 2 에서 보는 바와 같이 절대좌표계를 날개 최대 익현의 중심에 위치시켜 격자를 형성하였다. 계산의 편이를 위하여 입구에서 유체 흐름의 방향을 x 축과 평행하게 하고, 대신 유동의 입사각이  $10^\circ$  가 되도록 날개를 절대좌표계의 원점을 중심으로 회전시켜 계산하였다.

x 가 일정한 단면에서, 와류(vortex)의 중심을 중심으로 지역적인(local) 좌표를 설정했을 때, 와류의 중심에서 z 축 방향으로의 거리를 r 이라 하여 r 축 상에서의 y 축 방향 속도성분을  $V_y$  라 하였고, x 축 방향 속도성분을  $V_x$  라 하였다. 이 속도 성분들의 크기를 비교함으로써 와류의 강도를 비교해 볼 수 있다. 와류의 중심은 와류 내부에서 압력이 최소가 되는 부분에서  $V_y = 0$  인 점이 된다. 계산 영역과 경계조건은 Fig. 3 에 도시하였다. 입구에서는 속도분포가 일정한 유동이 유입되는 것으로 하였고, 각 벽면과 날개 표면에서는 점착(no-slip) 조건을, 출구 조건으로는 노이만(Neumann) 조건을 주었다.

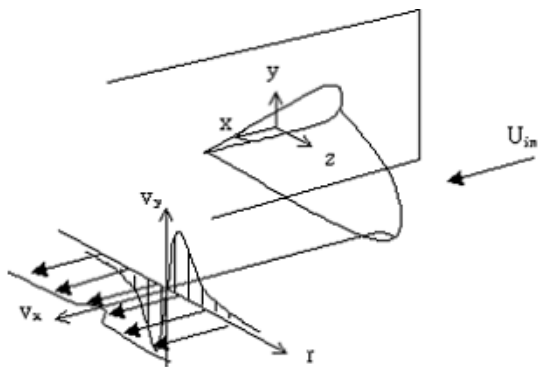


Fig. 2 Schematic of the problem

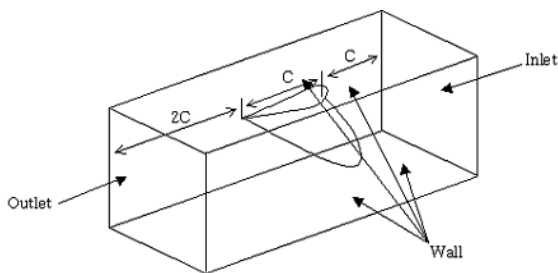


Fig. 3 Calculation domain and boundary conditions

Fig. 4 에는 날개표면에서의 격자를 나타내었는데, 주로 정렬격자계를 사용하였으나, 익단 주위에서는 비정렬격자계를 사용하였다. 날개 주변에는 날개의 형상을 고려하여 여러 영역으로 나누어 격자를 형성하였는데, Fig. 5 에 계산영역 내부 격자의 일부를 도시하였다. 계산에 사용된 격자 수는 330727 개 이다.

Fig. 6 에  $x/C=0.1$  (C 는 최대 익현의 길이)인 단면에서의 속도분포를 X. Viot<sup>(14)</sup> 등의 실험치 및 계산결과와 비교하였다. 이 부분은 익단에 상당히 근접한 곳이므로, 익단에서 막 떨어져 나오는 유동이 매우 복잡한 양상을 띠기 때문에 계산 값과 실험 치가 많은 차이를 보이고 있음을 알 수 있다. 이는 X. Viot<sup>(14)</sup> 등이 STAR-CD 를 이용하여 계산한 결과에서도 동일하게 나타나고 있다.

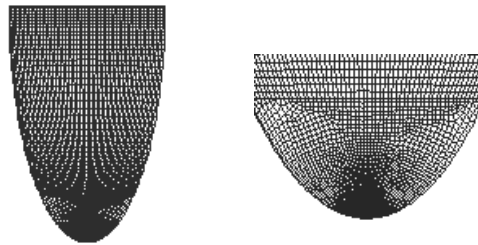


Fig. 4 Grids on the wing surface

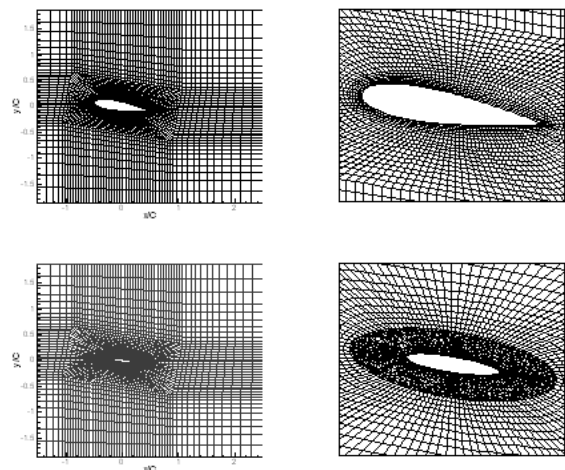


Fig. 5 Grids at the interior parts of domain

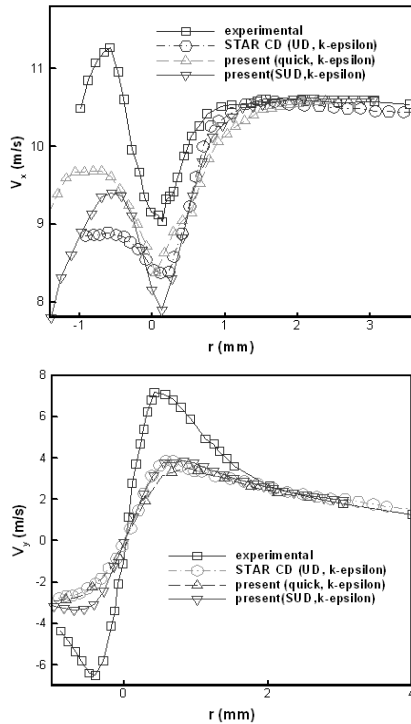


Fig. 6 Velocity magnitude at section  $x/C=0.1$

본 연구에서는 결과의 정확도를 알아보기 위해서 QUICK 기법과 Second order Upwind 기법으로 계산하여 X. Viot<sup>(14)</sup> 등의 계산 결과와 비교하였다. 다른 부분에서는 QUICK 과 Second order Upwind 기법이 큰 차이를 보이지 않고, X. Viot<sup>(14)</sup> 등의 결과와도 비슷하지만,  $x/C=0.1$  인 단면에서 QUICK 기법이 x 축 방향의 속도성분의 비교에서 실험치를 더 잘 따르고 있기 때문에 즉, X. Viot<sup>(14)</sup> 등의 결과보다 더 좋은 결과를 보이고 있으므로, 본 연구에서는 이 후의 계산에서 대류항 차분 기법으로 QUICK 기법을 사용하였다.

#### 4. 결과 및 고찰

##### 4.1 계산 영역 및 격자

익단에서의 와류 유동장의 특성을 파악하기 위하여, NACA16-020 을 단면 형상으로 하고, 가로 세로 비가 3.8 인 타원형상의 3 차원 날개(Fig. 7) 주위의 난류 유동장을 해석하였다. 받음각은  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  인 경우로 하였는데, 검증 계산에서와 마찬가지로 방법으로 유입되는 유동의 방향을 고정시키고 날개를 최대단면의 중심점을 중심으로 회전시키는 방법으로 격자를 형성하였다.

계산 영역은 모든 계산에 걸쳐서  $-3 < x/C < 13$ , -

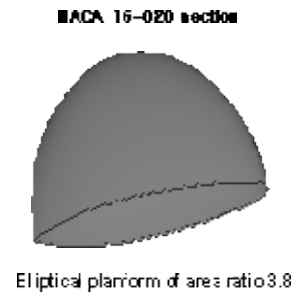


Fig. 7 Geometry of the NACA16-020 wing section

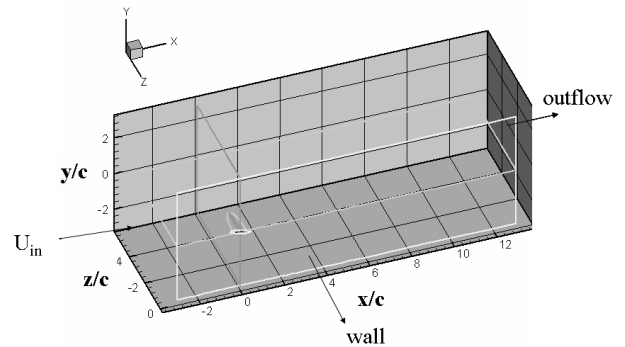


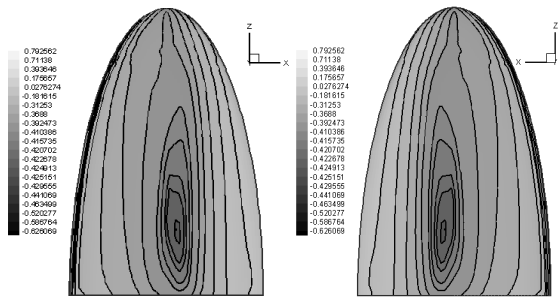
Fig. 8 Calculation domain & boundary condition

$3 < y/C < 3$ ,  $0 < z/C < 5.6$  으로 하였는데, Fig. 8 에 계산 영역과 경계조건을 함께 도시하였고, 모든 계산에서 격자 수는 471489 개로 하였다. 터널의 크기가 날개의 크기에 비하여 상당히 크다고 가정하여 날개를 고정시킨 벽면과 입, 출구를 제외한 경계조건으로는 대칭조건을 주었다. 입구에서는 유입되는 유동의 속도분포는 일정하다고 가정하였고, 출구 조건으로는 노이만 조건을 주었으며, 벽면과 날개의 표면에서는 점착 조건을 주었다. 계산에 사용한 격자는 검증 계산에서와 마찬가지로 정렬격자계와 비정렬격자계를 혼용하여 생성하였다.

##### 4.2 유동장 해석

입구속도와 날개의 최대 익현의 길이를 기준으로 Reynolds 수  $1.5 \times 10^6$  에 대하여 위에서 언급한 받음각 3 가지 종류의 유동해석을 하였다.

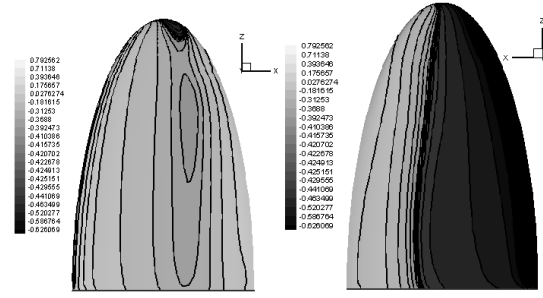
입구조건에서 난류강도(turbulence intensity)를 입구속도 크기의 5%, 난류 점성계수 비(turbulent viscosity ratio)를 3 으로 하여 유입되는 유체의 난류강도가 비교적 작다고 가정하였다.



(a) bottom

(b) top

Fig. 9 Pressure distribution on the wing surface ( $\alpha = 0^\circ$ )



(a) bottom

(b) top

Fig. 11 Pressure distribution on the wing surface ( $\alpha = 5^\circ$ )

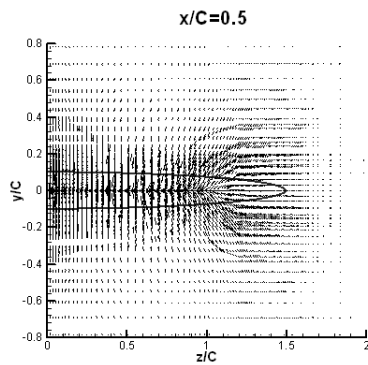


Fig. 10 Velocity distribution at section  $x/C=0.5$  ( $\alpha = 0^\circ$ )

받음각이  $0^\circ$  인 경우는 날개의 전체적인 형상이  $y/C=0$  인 단면을 중심으로 상하대칭이므로 결과 역시 대칭으로 나올 것이 예상된다. Fig. 9 에 날개 표면에서의 압력분포를 도시하였는데, 날개의 윗면과 아래 면에서 대칭인 결과를 보이고 있다.

Fig. 10 에 도시한  $x/C=0.5$  인 단면에서의 속도분포를 보면, 날개의 앞전에서 부딪혀 익단을 돌아 흐르는 유동과 날개의 윗면과 아래 면을 타고 흐르던 유동이 서로 만나 벽면을 향해 흐르는 유동을 발생시키는 모습을 볼 수 있는데, 익단에서의 와류는 발생하지 않음을 알 수 있다.

받음각이  $0^\circ$  에서  $5^\circ$  로 바뀌면  $y/C=0$  인 단면을 중심으로 대칭성이 깨지게 된다. 상류에서 흘러오던 유체가 날개에 부딪힐 때, 날개가 기울어져 있으므로 아래 면에 고압의 영역이 형성되고 윗면에는 아래 면에서 부딪힌 유동이 윗면을 타고 흐르면서 심한 곡률을 겪게 되므로 유속이 증가하여 상대적으로 저압의 영역을 형성시킨다. 이 때문에 날개에 양력이 작용하게 된다. Fig. 11 에 받음각이  $5^\circ$  인 경우, 날개 표면에서의 압력분포를 나타내었다. 윗면에서 저압의 영역을 형성시키며 빠르게 흐르던 유동은 날개의 뒷전으로 갈수록 점

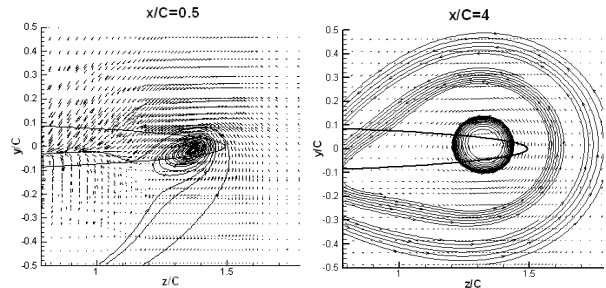


Fig. 12 Velocity distribution at various sections ( $\alpha = 5^\circ$ )

차 압력을 회복하게 되고, 아래 면에서 고압으로 흐르던 유체는 곡면을 타고 흘러 잠시 저압으로 되었다가 다시 압력을 회복하게 된다. 특이한 사항은 아래 면의 익단부분에서 저압의 영역이 형성되었다는 것인데, 고압으로 익단의 아래 면을 흐르던 유체가 상대적으로 저압이 형성된 익단의 윗면으로 흘렀기 때문이다.

익단을 돌아 아래 면에서 윗면으로 흐르는 이 유동으로 말미암아 익단와류가 발생하게 된다.

Fig. 12 에  $x/C=0.5, 4$  인 단면에서의 속도분포를 도시하였는데, 받음각이  $0^\circ$  인 경우와는 다른 양상을 나타낸다.  $x/C=0.5$  인 경우 익단에 해당하는 부분에서 와류가 발생하고 있음을 알 수 있다. 이 와류는 비대칭적인 모습으로 약간 찌그러진 타원의 형상을 띠고 있으나 하류로 갈수록 점점 원형에 가까운 모습으로 발달하고 있다. 또한 하류로 갈수록 와류의 세기는 줄어들고, 대신 그 영역이 점점 더 확장하고 있음을 알 수 있다. Fig. 13 는  $x/C=0.5, 4$  일 때 단면에서의 압력분포를 도시하였는데, 굵은 선으로 그려진 타원의 형상은  $x/C=0$  인 곳에서의 날개의 단면으로, 하류에서의 결과를 볼 때  $y$  축 방향과  $z$  축 방향의 위치를 인지하기 쉽게 하기 위해서 함께 나타낸 것이다.

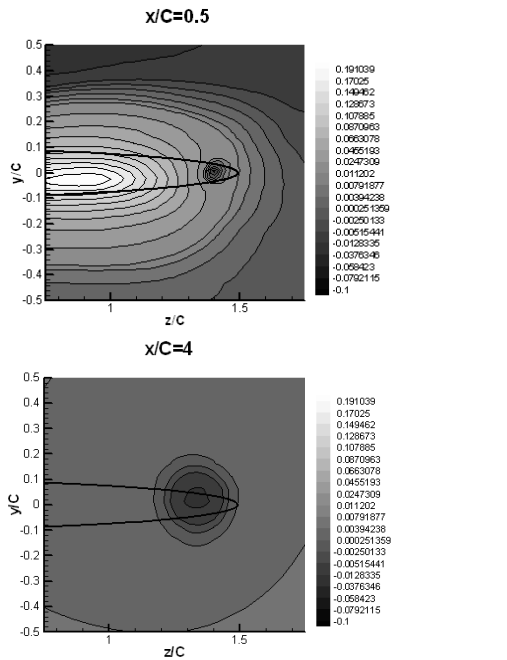


Fig. 13 Pressure distribution at section  $x/C=0.5$  &  $x/C=4$  ( $\alpha = 5^\circ$ )

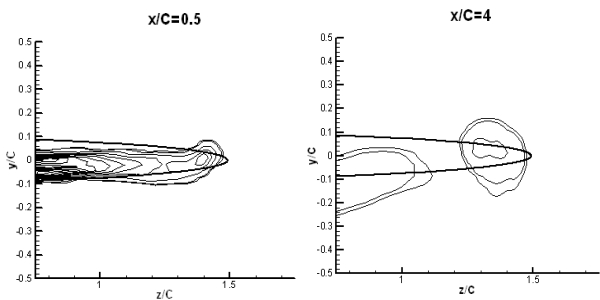


Fig. 14 Vorticity distribution at section  $x/C=0.5$  &  $x/C=4$  ( $\alpha = 5^\circ$ )

날개의 최대 익현 길이 즉, 벽면에서의 익현 길이를 1로 했기 때문에  $x/C=0.5$ 인 곳에서의 결과는 유체가 날개를 지난 바로 직후의 결과가 된다.  $x/C=0.5$ 인 단면에서 익단 주위에 작은 동심원의 형태로 압력분포가 그려지고 있고, 동심원의 내부로 갈수록 압력이 떨어지는 것을 알 수 있다. 이는 익단에서 떨어져 나온 유체가 와류를 발생시키면서 와류내부의 유동이 정체되어 압력이 주위보다 떨어지기 때문이다. 이 압력저하로 인하여 날개에 작용하는 항력이 커지게 된다. 동심원의 형태를 띤 압력분포는 하류로 갈수록 그 크기가 커지면서 와류의 영역이 점점 확장되고 있다. 이러한 사실은 와류분포를 도시한 Fig. 14에서도 확인할 수가 있다.

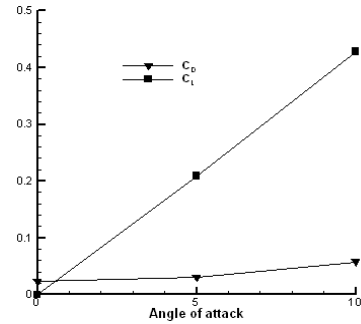


Fig. 15 Drag & Lift coefficients along angle of attack

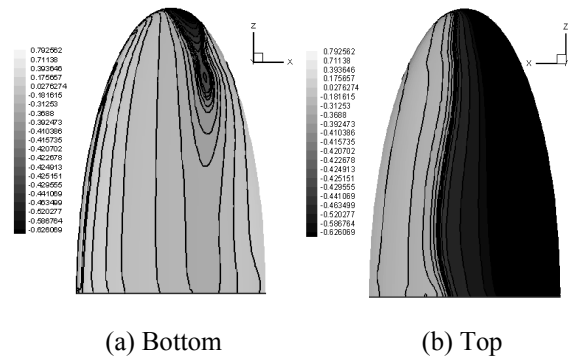


Fig. 16 Pressure distribution on the wing surface ( $\alpha = 10^\circ$ )

받음각이  $10^\circ$ 가 되면 유체가 날개와 부딪히게 되는 정체점이  $5^\circ$ 일 때보다 더 아래쪽에 위치하게 되고, 날개의 상, 하면에서 발생하는 압력차는 받음각이  $5^\circ$ 일 때보다 더 커지게 된다. 따라서, 양력과 항력이 증가하게 되는데, Fig. 15 받음각에 따른 양력계수(lift coefficient)와 항력계수(drag coefficient)를 나타내었다. 무차원화 시킬 때 기준 면적(reference area)은 받음각이  $0^\circ$ 일 때  $y$ 축에 수직한 투영면적으로 하였다. 받음각이 커짐에 따라 양력계수( $C_L$ )와 항력계수( $C_D$ ) 모두 증가함을 알 수 있다.

Fig. 16은 받음각이  $10^\circ$ 인 경우의 날개 표면에서의 압력분포를 나타내었는데, 아래 면에서의 압력분포를 보면 받음각이  $5^\circ$ 일 때보다 익단 주위의 저압영역이 더 확산되어 있음을 알 수 있다. 따라서 받음각이  $10^\circ$ 일 때의 와류의 세기가  $5^\circ$ 일 때보다 더 커질 것을 예측할 수 있는데, Fig. 17에서 보는 바와 같이 그 사실을 와류세기를 계산하여 확인할 수가 있다.

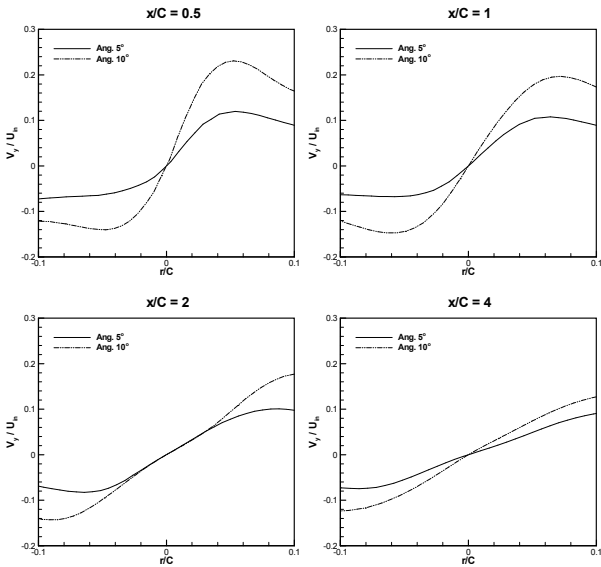


Fig. 17 Velocity magnitude comparison along the y axis at various sections ( $\alpha=5^\circ$ ,  $\alpha=10^\circ$ )

와류의 세기를 알아보기 위하여 와류의 중심에서 z 축 방향으로의 거리를 r 이라 했을 때, r 축 상에서의 y 축 방향 속도 성분  $V_y$  를 유입속도에 대한 상대적 크기로 Fig. 17 에 도시하였다. 받음각이  $5^\circ$  일 때,  $x/C=0.5$  에서  $V_y$  의 최대치가 입구속도의 12% 정도였다가 하류로 갈수록 점점 그 크기가 줄어들고 있다. 받음각이  $10^\circ$  일 때,  $x/C=0.5$  인 단면에서의 결과를 보면  $V_y$  의 최대치가 입구속도의 23% 정도로 받음각이  $5^\circ$  일 때보다 거의 2 배 가까이 증가하였다. 그리고, 그 차이는 하류로 갈수록 점점 줄어들고 있음을 알 수 있다.

이제까지의 결과로 3 차원 날개에서 양력이 존재하게 되면 익단와류가 발생하게 됨을 알 수 있었고, 양력이 증가할수록 즉, 받음각이 커질수록 익단와류의 세기가 더 커짐을 알 수 있었다.

4.3 Reynolds 수의 변화에 따른 유동장 해석

익단와류는 날개의 아래 면과 윗면의 압력차에 의해 유체가 아래 면에서 윗면으로 흐를 때 생성되며 위, 아래 면의 경계층구조와 익단에서의 3 차원 박리에 의해 결정된다 하겠다. 이번 절에서는 받음각이 동일할 때 Reynolds 수의 변화가 익단와류에 어떤 영향을 끼치는지 알아보기 위해, 받음각이  $10^\circ$  일 때, Reynolds 수가  $2.5 \times 10^6$  인 경우와  $5.0 \times 10^6$  인 경우의 결과를 비교하였다.

Reynolds 수에 따른 와류의 세기를 비교하기 위하여 Fig. 18 에 각 단면에서 r 축에 따른 y 축 속

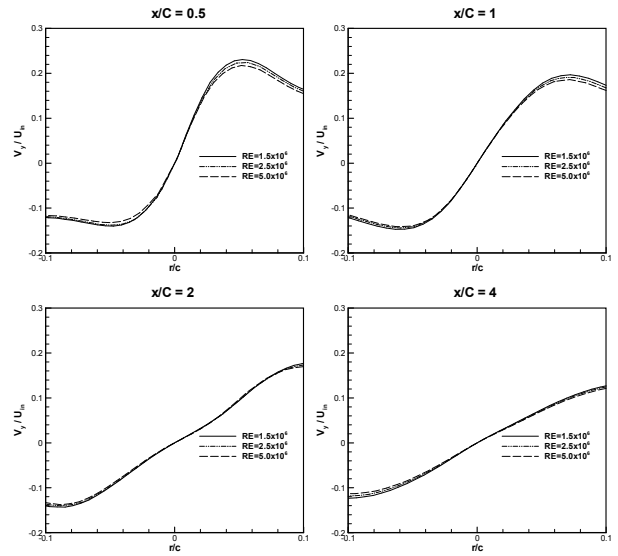


Fig. 18 Velocity magnitude along the y axis for various Reynolds numbers

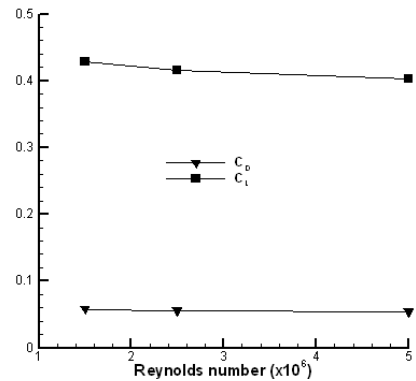


Fig. 19 Drag & Lift coefficients at  $\alpha=10^\circ$  for various Reynolds numbers

도 성분을 비교하였다. Reynolds 수가 커짐에 따라 와류의 세기는 증가하나, 유체의 유입속도에 대한 상대적 크기는 감소하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 19 에 Reynolds 수에 따른 양력계수와 항력계수를 도시하였는데, Reynolds 수가 증가함에 따라 차이는 작지만 완만한 곡선을 그리며 감소하고 있음을 알 수 있다.

5. 결론

상용 프로그램인 FLUENT 를 이용하여 타원형 익단주위의 난류 유동을 3 차원적으로 해석하였다. 날개의 단면 형상으로는 NACA 16-020 익형을 이

용하였으며, 난류 모델로는 Standard k- $\epsilon$  모델을 사용하였다. 받음각을  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  로 변화시켜가며 계산을 수행하였는데, 받음각이  $0^\circ$  인 경우는 익단와류가 발생하지 않고, 받음각이  $0^\circ$  보다 큰 경우에서 익단와류가 발생함을 알 수 있었다. 또한, 받음각이 증가할수록 그 세기도 커짐을 예측할 수 있었다.

Reynolds 수의 영향을 알아보기 위하여, 받음각이  $10^\circ$  일 때, Reynolds 수가  $2.5 \times 10^6$  인 경우와  $5.0 \times 10^6$  인 경우의 결과를 비교하였다. Reynolds 수가 커짐에 따라 와류의 세기는 커지지만, 입구속도에 대한 상대적인 크기는 감소하고 있음을 알 수 있고, 양력계수 및 항력계수 또한 감소함을 알 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 삼성 중공업 조선해양 연구소의 수탁 과제의 연구결과 일부임을 밝히며, 본 과제를 후원하여 주신 관계자 여러분께 감사 드립니다.

## 참고문헌

- (1) Francis, M. S., 1979, "Formation of a Trailing Vortex," *Journal of Aircraft*, Vol. 6, No. , pp. 148~154.
- (2) Li, H., Burggraf, O. R., and Conlisk, A. T., 2002, "Formation of a Rotor Tip Vortex," *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 5, pp. 739~749.
- (3) Blich, D., Lee, T., Mokhtarian, F., and Kafyeke, F., 2003, "Rollup and Near-Field Behavior of a Tip Vortex," *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 3, pp. 603~607.
- (4) Chow, J. S., Zilliac, G., and Bradshaw, P., 1997, "Mean and Turbulence Measurements in the Near Field of a Wingtip Vortex," *AIAA J.*, Vol. 35, No. 10, pp. 1562~1567.
- (5) Oh, S. and Jung, S., 1998, "Experimental Study on the Near Field Structure of Wing-Tip Vortex," *Proc. of 4<sup>th</sup> KSME-JSME Fluids Eng. Conf.*, Haeundae, Pusan, Korea, October 18-21, pp. 341~344.
- (6) Han, Y. O., Kim, Y. S., and Bae, H., 1998, "Turbulent Structure of the Tip Vortex Generated by a Half Wing," *Proc. of 4<sup>th</sup> KSME-JSME Fluids Eng. Conf.*, Haeundae, Pusan, Korea, October 18-21, pp. 345~348.
- (7) Yang, C. M. and Baek J. H., 1995, "Numerical Simulation of Wing Tip Vortex in Subsonic Flows," *KSME Fall Conference (II)*, pp. 247~251.
- (8) Srinivasan, G. R., McCroskey, W. J., Baeder, J. D., and Edwards, T. A., 1988, "Numerical Simulation of Tip Vortices of Wings in Subsonic and Transonic Flows," *AIAA J.*, Vol. 26, pp. 1153~1162.
- (9) De Jong, F. J., Govindan, T. R., Levy, R., and Bradshaw, P., 1988, "Validation of a Forward Marching Procedure to Compute Tip Vortex Generation Processes for Ship Propeller Blades," *Report R88-920023*, Scientific Research Associates Inc.
- (10) Dacles-Mariani, J., Zilliac, G., Chow, J. S., and Bradshaw P., 1995, "Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field," *AIAA J.*, Vol. 33, pp. 1561~1568.
- (11) Baldwin, B. S. and Barth, T. J., 1990, "A 1-Equation Turbulence Model for High-Reynolds Number Wall-Bounded Flows," *TM 102847*, NASA.
- (12) Peric, M., 1985, "A Finite Volume Method for the Prediction of Three-Dimensional Fluid Flow in Complex Ducts," *PhD Thesis*, University of London.
- (13) Launder, B. E. and Spalding, D. B., 1974, "The Numerical Computation of Turbulent Flows," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 3, pp. 269~289.
- (14) Viot, X., Fruman, D., Deniset, F., and Billard, J., 1998, "Numerical Simulation of Tip Vortices Roll-Up," *Proc. of the 2nd Symposium on Naval Hydrodynamic*, Washington, pp. 189~205.