

論文

타원형 익형의 공력특성에 관한 수치적 연구

최성윤*, 권오준**

A Numerical Study About
the Aerodynamic Characteristics of Elliptic Airfoils

Sung Yoon Choi* and Oh Joon Kwon**

ABSTRACT

In the present study, the aerodynamic characteristics of elliptic airfoils are investigated numerically based on the RANS equations and the S-A turbulent model on unstructured meshes. Unlike the NACA series airfoil sections, elliptic airfoils have a relatively small leading edge radius and a rounded trailing edge. Also the maximum thickness is located in the middle of the chord. This geometric characteristics are responsible for the difference in the aerodynamic characteristics from those of NACA family airfoils. To identify the aerodynamic characteristics of elliptic airfoils, the results were compared with those of NACA series airfoils with a same maximum thickness. The effect of airfoil thickness variation on the aerodynamic characteristics were also investigated.

초 록

본 연구에서는 수치적 방법을 이용하여 타원형 익형의 공력특성에 대한 연구를 수행하였다. 타원형 익형의 경우 현재까지 널리 사용되어진 NACA 계열 익형들에 비하여 작은 앞전 곡률반경을 가진다. 또한 NACA 계열 익형들과는 달리 앞전과 같은 곡률반경을 가지는 뒷전 형상을 가지며, 익형의 최대 두께가 시위의 1/2지점에 존재한다. 타원형 익형의 경우 이러한 형상적인 특징들에 의하여 NACA 계열 익형들과는 다른 공력특성을 나타내는데, 본 연구에서는 같은 최대 두께를 가지는 NACA 계열 익형과 타원형 익형의 다양한 유동조건에서의 공력특성에 대한 수치해석 결과의 비교를 통하여 타원형 익형의 공력특성에 대하여 살펴보았다. 또한 타원형 익형의 두께변화에 따른 공력특성의 변화 역시 함께 고려하였다.

Key Words : Elliptic airfoil (타원형 익형), Unstructured mesh (비정렬 격자), Aerodynamic characteristics (공력특성)

1. 서 론

† 2005년 10월 14일 접수 ~ 2006년 1월 6일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

연락처, E-mail : ojkwon@kaist.ac.kr

대전시 유성구 구성동 373-1번지

최근 항공분야에서 무인항공기에 대한 관심이 고조되면서 다양한 형태의 무인항공기가 개발되었거나 혹은 개발중에 있다. 미국의 보잉사에서 현재 개발이 진행되고 있는 CRW(Canard-Rotor-Wing)형의 무인항공기도 그중의 하나이다. CRW

형 무인기는 회전익 모드로 수직 이·착륙을 수행하고, 순항 비행시에는 고정익 모드로 전환하여 임무를 수행하는 개념으로 설계되었다. 이러한 설계조건을 만족시키기 위하여 CRW형 무인기의 주 날개는 회전익 항공기 로터의 기능과 고정익 항공기 날개의 기능을 동시에 만족시켜야 한다.

수직 이륙시 회전익기의 로터 기능을 수행하던 주 날개가 순항비행을 위해 고정되었을 경우, 좌·우 주 날개의 앞전 형상이 동일한 곡률을 가져야 하므로 이전에 널리 사용되던 통상의 날개 익형 형상과는 다른 형상적 특징을 가지는 타원형 익형이 CRW형 무인기의 날개 익형으로 제시되었다.

타원형 익형의 경우 동일한 최대두께를 가지는 NACA 계열 익형들에 비하여 작은 앞전 곡률반경을 가진다. 또한 NACA 계열 익형들과는 달리 뒷전이 앞전과 동일한 곡률반경을 가지며, 익형의 최대 두께가 시위의 1/2지점에 존재한다. 이러한 익형의 형상적인 차이로 인하여 NACA 계열 익형들의 공력특성과는 다른 공력특성을 나타낸다.

무인기의 경우 임무 수행시 다양한 비행조건과 조우하게 된다. 따라서 무인기의 날개 익형 역시 다양한 속도와 레이놀즈수를 가지는 유동장 내에 놓이게 된다. 현재까지 대부분의 타원형 익형에 관한 연구는 상당히 낮은 레이놀즈수 유동장에 대하여 진행되어졌고, 이러한 연구들에서는 주로 항공기의 익형으로 사용되기에는 두꺼운 편에 속하는 타원형 형상을 사용하였다. 현재까지 알려진 항공기 날개의 익형으로 사용 가능한 두께의 타원형 익형에 대한 공력특성에 관한 연구 결과는 Hoerner[1]의 실험결과, 실험적인 방법을 이용한 정적상태에서의 실속특성에 대한 연구결과[2], 비점성 천유속 유동장에 대한 수치해석 결과[3], 타원형 익형의 두께변화에 따른 공력에 대한 수치적 해석결과[4] 등으로 상당히 제한적이다. 또한 위의 연구들에서는 타원형 익형만을 고려하여 타원형 익형이 일반적으로 사용되는 다른 익형들에 비하여 어떤 공력특성들을 나타내는지 제시하지 못하였다. 따라서, 본 연구에서는 타원형 익형의 공력특성 파악을 위하여 비교적 공력특성이 잘 알려진 NACA 0012 익형과 최대두께가 12%인 타원형 익형에 대해 동일 유동장에서의 수치해석을 수행하고, 두 익형의 공력특성에 대한 결과 비교를 통하여 타원형 익형의 공력특성을 제시하였다. 뿐만 아니라, NACA 계열 익형들과는 다른 형상적인 특징에 의하여 나타나는

타원형 익형 주위의 유동특성에 대하여도 살펴보았다. 또한, 두께 변화에 따른 공력특성의 변화를 고려하기 위하여 각각 시위의 12%, 20%, 30%의 두께를 가지는 세 가지 타원형 익형에 대하여 동일한 유동장에 대한 수치해석을 수행하여 그 결과들에 대한 비교 연구를 수행하였다.

II. 지배방정식 및 수치해석 기법

2.1 지배방정식

이차원 에어포일 주위의 유동을 해석하기 위하여 비정상, 압축성 Navier-Stokes방정식을 이용하였고, 수치해석에 사용된 적분형태는 식 (1)과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint_{\partial V} F(Q, n) dS = \int_V G(Q, n) dV \quad (1)$$

난류의 영향을 고려하기 위하여 1-방정식 모형인 Spalart-Allmaras 모형을 사용하였다.

2.2 수치해석 기법

수치해석을 위한 지배방정식의 공간적 차분을 위하여 비정렬 격자계에서의 격자점 중심의 유한체적법을 이용하였다. 비점성 유속의 계산을 위하여 Roe의 FDS방법을 이용하였고, 점성 유속의 계산을 위하여는 2차 정확도의 중심 차분법으로 규칙적인 격자에서 뿐만 아니라 불규칙적인 격자에서도 positivity 조건을 보장해주며, 혼합격자를 사용하는 경우에도 격자 형상에 관계없이 계산이 가능한 방법[5]을 사용하였다. 시간적분을 위하여는 Gauss-Seidel 반복계산 기법을 이용한 2차 정확도의 내재적 방법을 사용하였다. 수렴성 증진 및 계산 효율의 증가를 위하여 정상 상태에서는 국소시간 전진기법을, 비정상 상태에서는 이중 시간 전진 기법을 각각 도입하였다.

2.3 계산 격자

Fig. 1은 본 연구에 사용된 NACA 0012 익형과 12% 두께의 타원형 익형주위의 혼합 격자계를 나타낸 것이다. 두 격자계 모두 점성유동장의 경계층 내부에 대한 수치해석을 위하여 익형 주위에 높은 가로세로비를 가지는 점성격자를 사용하여 수직방향으로 조밀한 격자계를 형성하고, 수치해석의 효율을 높이기 위하여 점성 격자계 이외의 수치해석 영역은 등방성의 삼각형 격자계를 이용하여 구성하였다. 격자계의 벽면에서의 초기두께는 2×10^{-5} 이고, 원방경계는 시위의 20배에 위치하였다. 뒷전에 침점이 존재하는 NACA

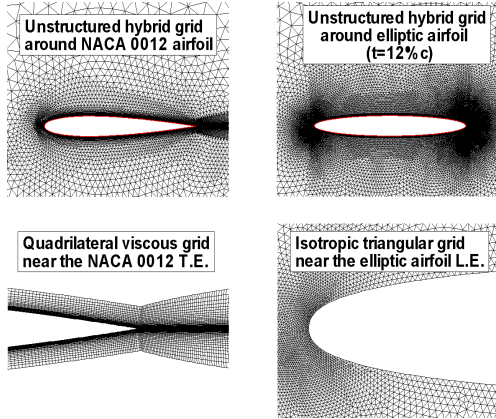


Fig. 1. Computational meshes around a NACA 0012 airfoil and a 12% thickness elliptic airfoil

0012 익형은 후류의 영향을 고려하기 위하여 익형 시위의 3배 지점까지 후류 격자계를 형성하였고, 타원형 익형의 경우 뒷전에 침점이 있는 NACA 계열 익형과는 달리 둥근 뒷전형상을 가지고 있어, 뒷전 부분에 후류 격자가 존재할 경우 비물리적인 수치해를 예측하므로[3], 본 연구에서는 후류격자가 없는 혼합 격자계를 사용하였다.

2.4 경계조건

원방경계에서는 국소적인 1차원 유동으로 가정하여 Riemann 불변량을 이용하여 유입·유출 경계조건을 사용하였으며, 익형의 벽면에서는 점착조건 사용하였다.

III. 계산 결과 및 분석

3.1 수치해석 기법의 검증

낮은 레이놀즈수 유동장에 대한 수치해석 기법의 검증을 위하여 NACA 0012 익형에 대한 $Re_c = 8.6 \times 10^5$ 에서의 실험결과[6]와 동일 익형에 대한 유동조건 $M_\infty = 0.1, Re_c = 8.6 \times 10^5$ 에서의 수치해석 결과를 비교하여 Fig. 2에 나타내었다. 그림에서 보여지듯이 대부분의 받음각에서 양력, 항력, 모멘트 계수에 대한 수치해석 결과가 실험 결과와 비교적 잘 일치됨을 확인할 수 있었다.

높은 레이놀즈수 유동장에 대한 수치해석 기법의 검증을 위하여 유동조건 $M_\infty = 0.3, Re_c = 3.91 \times 10^6$ 에서의 NACA 0012 익형에 대한 실험결과[7]와 동일 익형의 동일한 유동장에 대한 수치해석 결

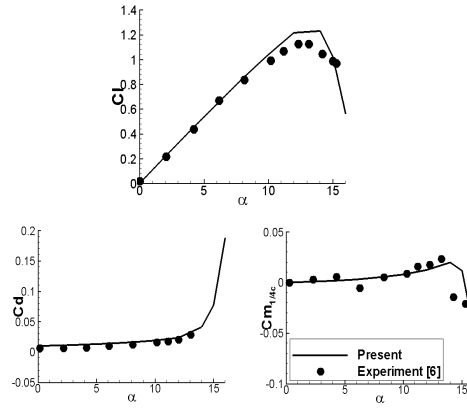


Fig. 2. Predicted aerodynamic force and moment coefficients compared with experimental results[6] ($M_\infty = 0.1, Re_c = 8.6 \times 10^5$)

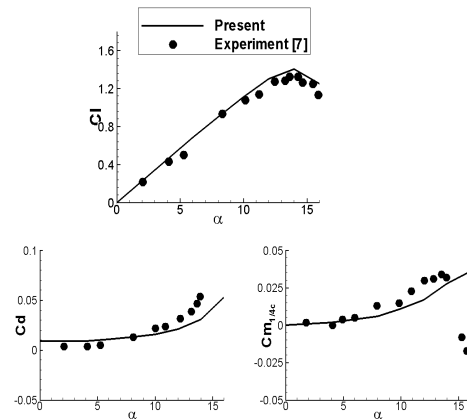


Fig. 3. Predicted aerodynamic force and moment coefficients compared with experimental results[7] ($M_\infty = 0.3, Re_c = 3.91 \times 10^6$)

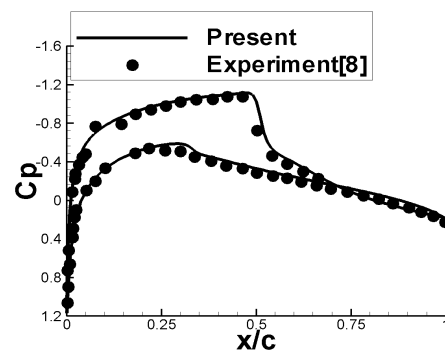


Fig. 4. Predicted surface pressure coefficient compared with experimental result[8] ($M_\infty = 0.8, Re_c = 3.0 \times 10^6, \alpha = 2.86^\circ$)

과를 비교하여 Fig. 3에 나타내었다. 이 경우 역시 주어진 받음각에서 양력, 항력, 모멘트 계수에 대한 수치해석 결과가 실험결과와 비교적 잘 일치됨을 확인할 수 있었다.

충격파가 존재하는 천음속 영역의 유동장에 대한 수치해석 기법의 검증은 위하여 $M_\infty = 0.8$, $Re_c = 3.0 \times 10^6$, $\alpha = 1.86^\circ$ 에서의 NACA 0012 익형의 표면 압력분포에 대한 실험결과[8]와 수치해석결과를 비교하여 Fig. 4에 나타내었다. 천음속 영역에서 역시 실험결과와 잘 일치하는 수치해석 결과를 나타냄을 그림을 통하여 확인할 수 있다.

위의 세 결과를 통하여 본 연구에 사용한 수치해석 기법이 본 연구에서 고려한 모든 유동장의 정상상태 난류 유동장에 대해 적절한 예측이 가능함을 확인할 수 있었다.

3.2 낮은 레이놀즈 수 유동장

낮은 레이놀즈 수 유동장에 대한 타원형 익형의 공력특성을 파악하기 위하여 수치기법의 검증에 사용한 유동조건 $M_\infty = 0.1$, $Re_c = 8.6 \times 10^5$ 에서 NACA 0012 익형과 시위의 12%두께를 가지는 타원형 익형에 대한 수치해석을 수행하여 그 결과를 비교하였다.

받음각의 변화에 따른 타원형 익형과 NACA 0012 익형의 표면 압력분포 변화에 대하여 Fig. 5에서 비교하여 살펴보았다.

타원형 익형의 경우 앞전의 곡률반경이 작은 형상적인 특징으로 인하여 NACA 0012 익형에 비하여 상대적으로 낮은 최대 흡입압력을 나타냄을 그림의 받음각 0도의 결과에서 확인할 수 있다. 또한 최대두께가 시위의 1/2지점에 존재하는 타원형 익형의 형상적인 특징으로 인하여 실속이 발생하기 이전인 받음각 6도와 12도에서 NACA 0012 익형에 비하여 약간 높은 크기의 최대 흡입압력을 가지지만, 이후 시위의 약 1/4지점까지 더 높은 압력의 증가를 나타내고, 시위의 1/2 이후에서 NACA 0012 익형에 비하여 압력의 증가가 더 낮게 나타남을 그림을 통하여 확인할 수 있다.

타원형 익형의 경우 앞·뒤, 상·하가 대칭인 형상을 가지고 있어 참고문헌 [9]에 언급한 바와 같이 포텐셜 혹은 비점성 유동장의 해에서는 받음각 0도에서 앞전과 뒷전의 표면 압력분포가 대칭적으로 나타난다. 하지만 그림에서 보여지는 것과 같이 점성 유동장에서는 앞전과 뒷전의 표면 압력분포의 대칭성이 나타나지 않는다. 또한, 일정한 받음각을 가지는 경우에는 시위의 약 80%

이후에서 NACA 0012 익형과는 달리 익형 윗면의 표면 압력계수가 아랫면의 표면 압력계수에 비하여 높게 나타난다. 이러한 현상들의 원인은 Fig. 6에서 제시한 타원형 익형의 뒷전부근에 존재하는 vortex들에서 찾을 수 있다. 타원형 익형의 경우 뒷전이 앞전과 동일한 곡률반경을 가지는 형상적인 특징에 의해 뒷전에서 Kutta condition을 만족시키는 NACA 0012 익형과는 달리 뒷전 부근에 윗면과 아랫면에 한 쌍의 vortex가 존재한다. 그림에서 보여지는 것과 같이 받음각의 증가에 따라 익형 윗면쪽에 존재하는 vortex가 커지면서 앞전쪽으로 이동하고, 아랫면쪽에 존재하는 vortex가 후류쪽으로 이동하기는 하나 그림에서 제시된 모든 받음각에서 그 형태를 확인할 수 있다. 이러한 vortex의 영향에

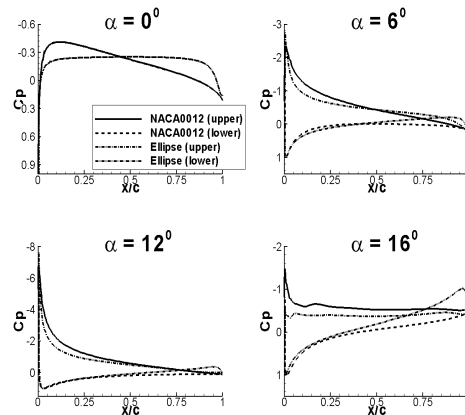


Fig. 5. Comparison of surface pressure distributions between 12% elliptic and NACA0012 airfoil ($M_\infty = 0.1$, $Re_c = 8.6 \times 10^5$)

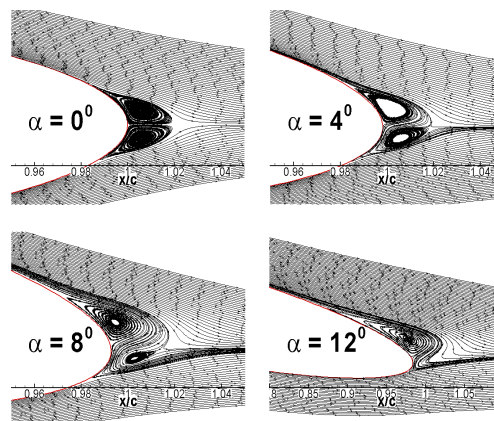


Fig. 6. Trailing edge vortices at different angles of attack ($M_\infty = 0.1$, $Re_c = 8.6 \times 10^5$)

의하여 낮은 받음각에서도 익형의 뒷전 부근에서 유동박리가 발생한다. 이러한 뒷전부근에서의 유동박리는 부가적인 압력의 증가를 가져오게 되고, 이것으로 인하여 Fig. 5에서 보여지는 것과 같이 윗면의 압력계수가 아랫면의 압력계수에 비하여 더 큰 값을 나타내게 된다. 이러한 현상은 받음각의 증가에 따른 위쪽 vortex의 크기 증가에 따라 더욱 크게 나타나게 된다.

받음각에 따른 공력계수와 모멘트 계수 및 양항비에 대한 NACA 0012 익형과 타원형 익형의 수치해석 결과를 Fig. 7에서 비교하여 나타내었다. 양력계수의 경우, 타원형 익형이 NACA 0012 익형에 비하여 주어진 받음각에서 더 낮게

나타나고, 받음각에 대한 양력계수의 기울기 역시 더 낮게 나타났다. 항력계수의 경우, 실속의 영향에 의해 항력이 급격하게 증가하는 받음각 12도 이전에서 NACA 0012 익형과 거의 유사한 정도의 값을 나타내었는데, NACA 0012 익형에 비하여 낮은 양력 계수를 가지는 타원형 익형이 이처럼 높은 항력계수를 나타내는 원인은 Fig. 6에서 제시한 것과 같이 뒷전부근의 vortex들에 의해 나타나는 유동 박리 현상에 따른 압력저항의 증가에 의한 것으로 판단된다. 실속이전의 받음각에서 거의 유사한 모멘트 계수($Cm_{1/4c}$)를 나타내는 NACA 0012 익형과는 달리 타원형 익형의 경우 받음각의 증가에 따라 모멘트 계수($Cm_{1/4c}$)가 비례하여 증가하였으며, 동일한 받음각에서 NACA 0012 익형에 비하여 상당히 높은 값을 나타내었다. 이러한 수치해석 결과를 통하여 타원형 익형이 NACA 0012 익형에 비하여 더 낮은 종방향 안정성을 나타냄을 알 수 있다. 주어진 받음각에서 NACA 0012 익형에 비하여 더 낮은 양력계수와 유사한 정도의 항력계수를 가지는 타원형 익형의 경우 NACA 0012 익형에 비하여 더 낮은 양항비를 나타냄을 Fig. 7을 통하여 확인할 수 있다.

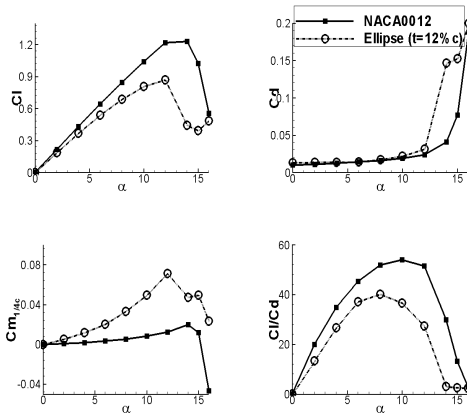


Fig. 7. Comparison of force and moment coefficient between elliptic and NACA 0012 airfoil ($M_\infty = 0.1$, $Re_c = 8.6 \times 10^5$)

Fig. 8은 두께 변화에 따른 타원형 익형의 표면 압력 분포의 변화를 나타낸 것이다. 받음각 0도에서는 두께가 두꺼워질수록 최대 흡입압력의 크기가 커져지기는 하나 그 값이 유지되는 구간은 점점 작아지는 것을 확인할 수 있다. 또한 두께가 증가할수록 뒷전에서의 압력계수의 값이 약간씩 증가하는 경향을 나타내는데, 이것은 Fig. 9에 제시된 것과 같이 두께가 증가함에 따라 뒷전 부근의 vortex들의 크기가 증가되고, 이에 따른 압력 저항의 증가에 기인한 것으로 판단된다.

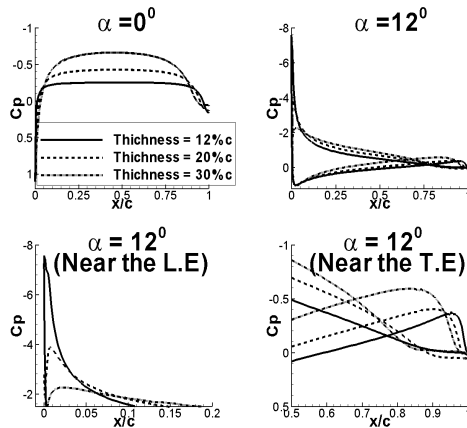


Fig. 8. Comparison of surface pressure distribution for elliptic airfoils with different thickness ($M_\infty = 0.1$, $Re_c = 8.6 \times 10^5$)

일정한 양력이 발생되는 받음각 12도에서는 두께가 증가할수록 앞전 부근에서 흡입압력 크기의 최대치가 작아지는 것을 Fig. 8을 통하여 확인할 수 있는데, 이는 일반적인 NACA 계열 익형에서 나타나는 경향과 유사하다. 또한 익형의 두께가 증가할수록 뒷전 부근에서 vortex의 영향에 의해 익형 윗면의 압력이 아랫면의 압력보다 더 높은 값을 나타내기 시작하는 지점이 앞전 쪽으로 이동하는 것을 Fig. 8을 통하여 확인할 수 있다.

타원형 익형의 받음각에 따른 공력계수, 모멘트 계수($Cm_{1/4c}$) 및 양항비의 두께 변화에 대한 경향을 Fig. 10에서 살펴보았다. 두께가 증가함에 따라 실속 받음각 이전의 동일 받음각에서는 양력계수 값이 감소되고, 받음각에 대한 양력계

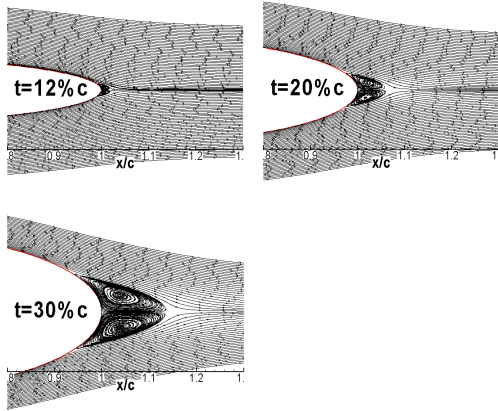


Fig. 9. Trailing edge vortex for elliptic airfoils with different thickness at $\alpha = 0^\circ$ ($M_\infty = 0.1$, $Re_c = 8.6 \times 10^5$)

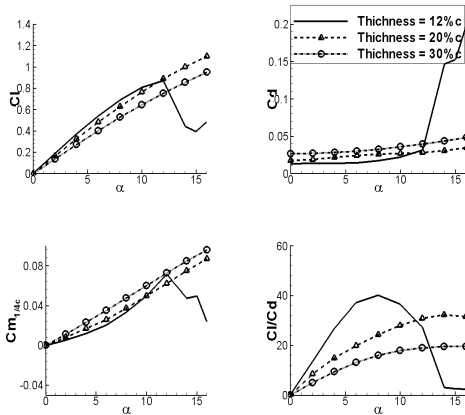


Fig. 10. Comparison of aerodynamic force and moment coefficients for elliptic airfoils with different thickness ($M_\infty = 0.1$, $Re_c = 8.6 \times 10^5$)

수의 기울기 역시 감소되는 경향을 나타내었다. 하지만 익형이 두꺼워질수록 실속각은 증가하였다. 항력계수의 경우에는 두께의 증가에 따라 그 값이 증가하는 경향을 나타내지만 실속각의 증가에 따라 항력이 급격하게 증가하는 받음각이 증가됨을 그림을 통하여 확인할 수 있다. 모멘트 계수($Cm_{1/4c}$)의 경우에는 두께가 증가할수록 동일 받음각에서의 크기가 증가되고, 받음각에 대한 기울기 역시 증가한다. 이를 통하여 타원형 익형의 경우 두께가 두꺼워질수록 종방향 안정성이 감소할 것을 쉽게 예측할 수 있다. 또한, 두께가 증가할수록 최대 양항비의 값이 감소되고, 받음각에 따른 양항비의 기울기 역시 상당히 작아

진다. 본 연구의 결과로 나타난 두께 변화에 따른 타원형 익형 공력특성의 경향은 참고문헌 [3]에서 제시한 결과와 유사하게 나타났다.

3.3 높은 레이놀즈 수 유동장

높은 레이놀즈 수 유동장에 대한 타원형 익형의 공력특성을 파악하기 위하여 수치기법의 검증에 사용한 유동조건 $M_\infty = 0.3$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$ 에 대한 NACA 0012 익형과 12% 두께의 타원형 익형의 수치해석 결과를 비교하였다.

Fig. 11은 주어진 유동장에서 받음각 0도와 12도에서의 NACA 0012 익형과 타원형 익형의 표면 압력분포의 비교를 나타낸 것이고, Fig. 12는 받음각에 따른 공력계수와 모멘트 계수 및 양항비에 대한 비교를 나타낸 것이다. 수치해석 결과들 중 받음각 14도 이후의 타원형 익형의 공력값은 시간에 따른 진동현상이 발생하여 시간에 대한 평균값으로 나타내었다. 높은 레이놀즈 수

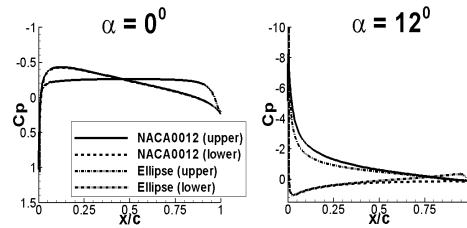


Fig. 11. Comparison of surface pressure distribution between elliptic and NACA0012 airfoils at a high Reynolds number ($M_\infty = 0.3$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$)

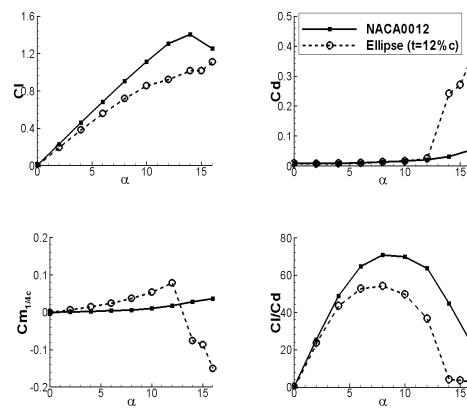


Fig. 12. Comparison of force and moment coefficients between elliptic and NACA 0012 airfoil at a high Reynolds number ($M_\infty = 0.3$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$)

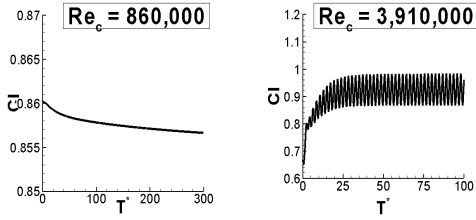


Fig. 13. Comparison lift coefficient variation in time between low ($M_\infty = 0.1$, $Re_c = 8.6 \times 10^5$) and high Reynolds number ($M_\infty = 0.3$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$) flow at $\alpha = 14^\circ$

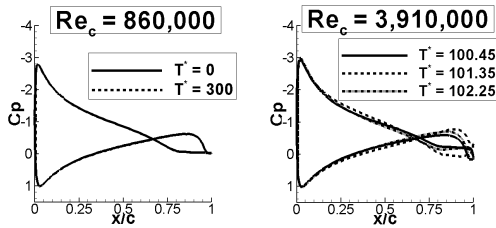


Fig. 14. Surface pressure variation in time for low ($M_\infty = 0.1$, $Re_c = 8.6 \times 10^5$) and high Reynolds number flow at $\alpha = 14^\circ$ ($M_\infty = 0.3$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$)

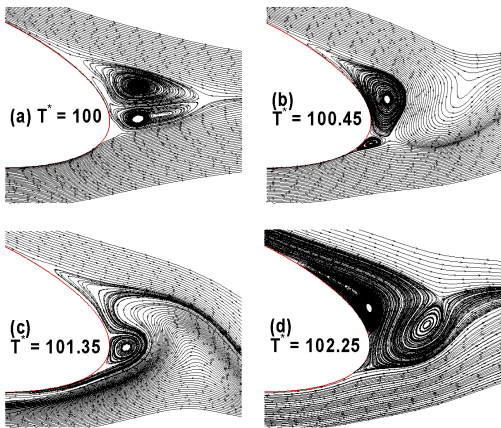


Fig. 15. Variation of time-varying vortical wake for 30% thick elliptic airfoil at $\alpha = 14^\circ$ ($M_\infty = 0.3$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$)

유동장에서 타원형 익형의 NACA 0012 익형에 대한 표면 압력분포와 공력계수들의 특성들은 각각 Fig. 5, Fig. 7에서 보여지는 낮은 레이놀즈 수 유동장의 결과와 유사한 경향을 나타내었다. 하지만 높은 레이놀즈 수 유동장에서 타원형 익

Table 1. Non-dimensional frequency and Strouhal number variation with angle of attack ($M_\infty = 0.3$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$)

받음각	20%c		30%c	
	f^*	St.	f^*	St.
10	·	·	0.50	1.67
12	·	·	0.45	1.52
14	0.71	2.38	0.44	1.47
16	0.63	2.08	0.42	1.39

형의 두께가 20% 이상인 경우 비교적 높은 받음각에서 낮은 레이놀즈 수 유동장에서는 나타나지 않았던 공력계수의 주기적 진동현상 발생하였다.

Fig. 13은 시위의 30% 두께를 가지는 타원형 익형의 받음각 14도에서의 무차원 시간에 대한 양력계수의 변화를 낮은 레이놀즈수 유동장의 결과와 비교하여 나타낸 것이다. 그림을 통하여 확인할 수 있듯이 낮은 레이놀즈 수 유동장에서의 양력계수는 시간이 지남에 따라 일정값으로 수렴해 가지만 높은 레이놀즈 수 유동장의 양력계수는 일정 주기(무차원 시간 2.27)를 가지고 진동한다. 이러한 진동현상의 원인은 타원형 익형 뒷전에 존재하는 vortex들의 주기적인 shedding에 기인하는데, 그 경향을 Fig. 14, 15와 Table 1을 통하여 확인할 수 있다.

Fig. 14는 받음각 14도의 낮은 레이놀즈 수와 높은 레이놀즈 수 유동장에서 30% 두께의 타원형 익형의 시간에 따른 표면 압력 분포의 변화를 나타낸 것이다.

낮은 레이놀즈 수 유동장의 표면 압력 분포는 시간에 따른 변화를 보이지 않는데 반하여 높은 레이놀즈 수 유동장의 경우는 무차원 시간의 변화에 따라 표면압력 분포의 변화가 발생한다. 그림에서 보여지듯이 표면 압력분포의 변화는 주로 뒷전 부근에서 발생하며, 이러한 현상은 시간의 변화에 따른 뒷전 부근 vortex들의 주기적인 shedding에 기인한다.

Fig. 15는 높은 레이놀즈 수 유동장의 받음각 14도에서 30% 두께를 가지는 타원형 익형의 뒷전 부근에 존재하는 vortex들의 시간에 따른 변화를 나타낸 것이다. 그림을 통하여 확인할 수 있듯이 위쪽과 아래쪽에 쌍으로 존재하던 vortex들이 시간의 진행에 따라 위쪽에 존재하던 vortex의 세기가 증가하여 후류쪽으로 shedding 되어지고, 이후 아래쪽의 vortex가 shedding 되면서 위쪽의 vortex의 세기가 다시 증가하는 일련의 과정들이 반복된다. 이러한 결과들은 높은 레이놀즈 수 유동장의 비교적 두꺼운 타원형 익

형의 뒷전에 존재하는 vortex들의 주기적인 변화가 뒷전 부분의 압력 분포의 변화를 유발하고, 이것이 공력값의 주기적인 변화를 일으키는 원인이 됨을 확인시켜준다.

높은 레이놀즈 수 유동장에서 공력값의 주기적인 변화가 발생하는 20%와 30% 두께의 타원형 익형에 대하여 받음각 10도에서 16도까지의 영역에서 공력값 진동의 무차원 주파수와 Strouhal수를 제시한 Table 1을 통하여 공력값 진동의 주기적인 특성을 살펴보았다. 표에서 사용된 무차원 주파수와 Strouhal수는 아래의 식(2)를 이용하여 구하였다.

$$f^* = \frac{1}{T^*}, \quad St = \frac{f^* c}{M_\infty} \quad (2)$$

Table 1에서 확인할 수 있듯이 두께가 두꺼워질수록, 받음각이 증가할수록 vortex들의 shedding 주파수가 작아지며, 더 낮은 strouhal수를 가진다. 이러한 결과는 타원형 익형의 두께가 커질수록, 또는 받음각이 증가할수록 타원형 익형의 윗면과 아랫면에 존재하는 vortex들의 shedding 현상이 지연되는 것을 보여준다.

3.4 천음속 유동장

충격파가 발생하는 천음속 영역에서의 타원형 익형의 공력특성에 대하여 살펴보기 위하여 $M_\infty = 0.8$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$ 의 유동조건을 가지는 유동장에 대하여 12%두께를 가지는 타원형 익형의 수치해석 결과를 동일 유동장에서의 NACA 0012 익형의 수치해석 결과와의 비교 하였다.

받음각 0도와 1.25도에서의 타원형 익형과 NACA 0012 익형의 표면 압력 분포 변화에 대하여 그림 16에 나타내었다. 받음각 0도에서는 NACA 0012 익형의 경우 시위의 1/2지점에서 충격파가 발생하는데 반하여 타원형 익형은 충격파가 나타나지 않았다. 낮은 마하수 유동장에서와 마찬가지로 타원형 익형의 뒷전 부근에서 표면 압력 분포가 약간 평탄하게 나타나는 영역이 발생하는데, 이것 역시 뒷전에 존재하는 vortex들의 영향에 의한 것으로 판단된다.

받음각 1.25도에서는 NACA 0012 익형의 경우 윗면과 아랫면 모두에 충격파가 발생하지만 타원형 익형의 경우 익형의 윗면에만 NACA 0012 익형에 비하여 크기가 작은 충격파가 시위의 65% 부근에서 발생하고, 아랫면에서는 충격파가 발생하지 않았다. 이러한 충격파의 발생과 세기에 대한 NACA 0012 익형과의 차이점 역시 타원형 익형의 형상적인 특징에서 그 원인을 찾을 수 있

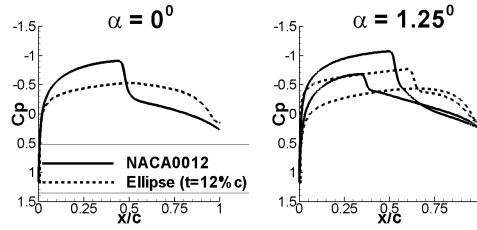


Fig. 16. Comparison of surface pressure distribution between elliptic and NACA 0012 airfoils in transonic flow ($M_\infty = 0.8$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$)

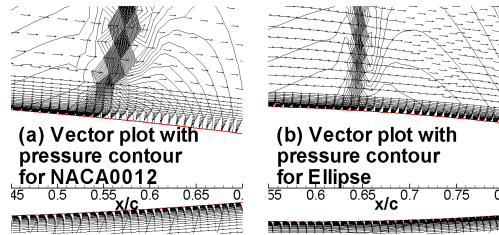


Fig. 17. Comparison of velocity vectors and pressure contours between the NACA 0012 and Elliptic airfoil ($M_\infty = 0.8$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$, $\alpha = 1.25^\circ$)

다. NACA 0012 익형에 비하여 작은 앞전 곡률을 가지고, 최대 두께 지점이 시위의 1/2에 위치하는 타원형 익형의 경우 낮은 레이놀즈수 유동장의 해석에서 언급한 바와 같이 NACA 0012 익형에 비하여 앞전부근에서의 유동의 가속이 적게 이루어지고, 이후 NACA 0012 익형에 비하여 빠른 유동의 감속이 나타나 충격파 직전의 마하수가 낮으므로 상대적으로 작은 세기의 충격파가 NACA 0012 익형에 비하여 익형의 뒷전에 더 가까운 위치에서 형성되는 것으로 판단된다.

Fig. 17은 받음각 1.25도에서의 NACA 0012 익형과 12%두께의 타원형 익형의 충격파 부근의 등압력 선도와 벡터장을 나타낸 것이다. NACA 0012 익형의 경우 주어진 유동장에서 참고문헌 [10]의 NACA 0012익형에 대한 결과와 유사하게 충격파 직후에 경계층과 충격파의 상호작용에 의한 박리거품이 발생하는 것을 속도 벡터를 통하여 확인할 수 있다. 하지만 타원형 익형의 경우 충격파 뒤쪽의 박리거품이 나타나지 않았다. Fig. 17의 NACA 0012 익형에서 보여지는 것과 같은 천음속 영역에서 충격파와 경계층의 상호 작용에 의해 발생하는 충격파 뒤쪽의 박리유동에 의하여 공력값의 진동이 발생하는 현상을 buffet이라고 한다. 충격파 뒤에 박리거품이 발생하는 일반적

인 NACA 계열 익형의 경우 일정 유동조건에서 충격파와 박리 유동장의 상호 작용에 의하여 충격파의 위치가 익형상에서 주기적으로 변화함에 따라 주기적인 공력값의 변화를 유발하는 self-excited shock induced oscillations (SIO) [10]현상이 나타난다. 충격파 직후에 박리 유동장이 나타나지 않은 타원형 익형의 경우도 익형이 일정 두께 이상이 되면 천음속 영역의 높은 레이놀즈수 유동장에서 익형상의 충격파 위치가 주기적으로 변화하여 주기적인 공력값의 변화를 유발하는 현상이 발생하는데, 이러한 현상의 NACA 0012 익형의 경우와는 달리 뒷전 부근에서 주기적으로 shedding 하는 vortex와 충격파의 상호작용에 의한 것이다. Fig. 18에서는 시간에 따른 뒷전 부근 vortex의 변화와 충격파의 위치변화에 대하여 나타내었다. Fig. 18-(a)와 18-(b)를 비교해보면 시간의 진행에 따라 익형의 아랫면에 존재하는 vortex의 크기가 증가하고, 그 영향에 의하여 윗면에 나타나는 vortex가 점점 앞전쪽으로 이동하며 그 결과로 윗면의 충격파 역시 앞전쪽으로 이동하면서 그 세기가 증가하는 것을 알 수 있다. 또한 아래면에 존재하던 vortex가 후류쪽으로 shedding된 이후 18-(a), 18-(b)에서 보여지는 것과는 반대로 윗면의 vortex가 후류쪽으로 shedding되기 이전까지 아랫면의 vortex와 충격파의 크기가 증가하면서 앞전쪽으로 이동하는 것을 Fig. 18-(c), 18-(d)를 통하여 확인할 수 있다.

Fig. 19는 이러한 충격파와 vortex의 상호 작용이 발생하였을 경우, 30% 두께를 가지는 타원형 익형의 시간에 따른 표면 압력 분포의 변화를 나타낸 것이다. 충격파의 위치 변화 및 vortex의 거동이 익형의 뒷전 부근에서 이루어지므로 시위의 1/2이전의 표면 압력분포는 시간에 따라 큰 차이를 나타내지 않으나 익형의 70%이후에서는 익형의 윗면뿐만 아니라 아랫면에서의 표면 압력 분포 역시 시간에 따른 주기적인 거동을 나타내었다. Fig. 18과 Fig. 19에서의 결과는 참고문헌 [10]에서 제시한 NACA 0012 익형에서의 충격파의 진동과는 약간 다른 형태를 나타내었다. 이것은 앞에서 언급한 바와 같이 충격파의 주기적인 거동의 원인이 NACA 0012 익형과 타원형 익형이 서로 다르기 때문인 것으로 판단된다. 두 익형의 차이를 살펴보면, NACA 0012 익형의 경우 충격파 직후에 박리유동이 발생할 정도의 강한 충격파가 나타나는 일정 받음각 이상에서 buffet 현상이 발생되어지고, 충격파의 강도가 더 크게 나타나는 익형 윗면 충격파의 주기적인 거동이 주로 나타나는데 반하여, 타원형 익형의 경우

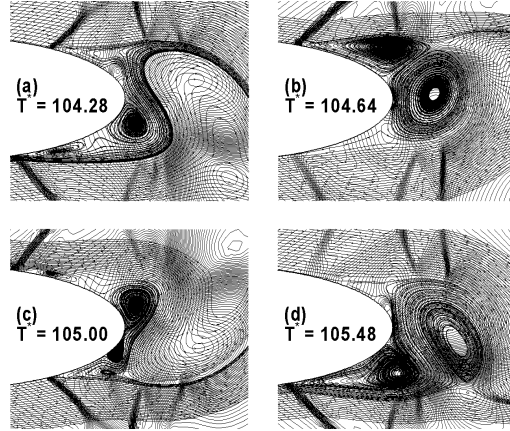


Fig. 18. Shock location and trailing edge vortex variation throughout Shock-vortex interaction with time ($M_\infty = 0.8$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$)

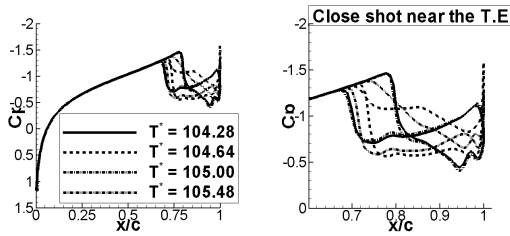


Fig. 19. Surface pressure distribution of 30% thick elliptic airfoil at several time level for $\alpha = 0^\circ$ ($M_\infty = 0.8$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$)

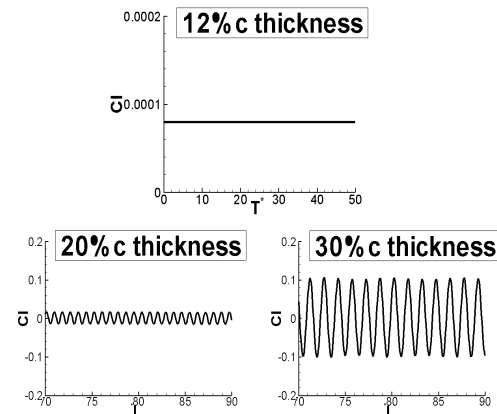


Fig. 20. Comparison of force variation between with different maximum thickness elliptic airfoils ($M_\infty = 0.8$, $Re_c = 3.91 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$)

Fig. 18, Fig. 19에서 제시한 것과 같이 받음각 0도에서도 충격파의 주기적인 거동이 나타나며 뒷면뿐만 아니라 아랫면에 존재하는 충격파 역시 주기적인 거동을 나타내었다.

서로 다른 두께를 가지는 타원형 익형의 받음각 0도에서 무차원 시간에 따른 양력계수의 거동에 대한 비교를 Fig. 20에서 나타내었다. 12%두께의 타원형 익형의 경우 시간에 따른 양력 계수의 변화가 없는데 반하여 두께가 20% 이상이 되면 일정한 주파수로 양력계수가 진동하는 것을 확인할 수 있고, 두께가 증가할수록 양력계수 진동의 진폭이 더 크게 나타남을 확인할 수 있다.

이러한 현상은 타원형 익형의 두께가 증가할수록 익형상의 충격파의 세기가 증가하고, 뒷전부근의 vortex의 크기가 증가하여 충격파와 vortex의 상호 작용에 의한 충격파의 거동이 더욱 크게 나타나기 때문 인 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 다양한 유동장에서 NACA 0012익형의 공력특성과의 비교를 통하여 타원형 익형의 공력 특성에 대하여 살펴보았다. 타원형 익형의 경우 앞전의 곡률반경이 NACA 0012 익형에 비하여 작고, 뒷전이 앞전과 같은 곡률반경을 가지며, 최대두께 지점이 시위의 1/2지점에 위치하는 형상적인 특성으로 인하여 타원형 익형은 아래와 같은 공력특성들을 나타내었다.

1) NACA 0012 익형에 비하여 주어진 받음각에서 낮은 양력계수, 높은 항력계수, 높은 모멘트계수 값을 가진다.

2) NACA 0012 익형에 비하여 받음각에 대한 양력 계수의 기울기는 낮고, 항력계수의 기울기는 높다. 또한 실속이전에 일정한 모멘트계수를 유지하는 NACA 0012 익형과는 달리 받음각의 증가에 비례하여 모멘트 계수가 증가한다.

3) 20% 이상의 두께를 가지는 타원형 익형의 경우 높은 레이놀즈수 유동장에서 뒷전 부근에 존재하는 vortex의 주기적인 shedding의 영향에 의하여 공력계수의 주기적인 진동이 발생하였고, 익형의 두께가 증가할수록 shedding현상이 지연되어 나타났다.

4) 낮은 받음각의 천음속 영역에서 NACA 0012익형에 비하여 크기가 작은 충격파가 익형 시위의 1/2이후 지점에 발생한다.

5) 20% 이상의 두께를 가지는 타원형 익형의 경우 천음속 영역에서 뒷전부근에 존재하는

vortex와 충격파의 상호 간섭 작용에 의하여 충격파의 주기적인 익형상의 위치 변화 및 공력계수의 주기적인 변화가 나타난다.

후 기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트 무인기 기술개발)의 일환으로 수행되었습니다. 연구지원을 해주신 스마트 무인기 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Hoerner, S. F., Borst, H. V., "Fluid Dynamic Lift", published by Hoerner, L. A., 1985, pp. 2.6-2.7
- 2) 이기영, 손명환, "타원형 날개의 정적 실속 특성", 2003 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003, pp. 641-646.
- 3) 최성욱, 김재무, "타원형 에어포일 전산유동 해석," 2003 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003, pp. 29-32.
- 4) 박정주, "Finite Volume Method를 이용한 타원익형주위의 천음속 유동장 해석", 한국과학기술원 석사학위논문, 1984.
- 5) Haselbacher, A. C., McQuirk, J. J., and Page, G. J., "Finite-Volume Discretisation Aspect for Viscous Flows on Mixed Unstructured Grids", AIAA paper 97-1946, 1997.
- 6) Sheldahl, R. E., and Klimas, P. C., "Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines", SAND80-2114, 1998.
- 7) Wu, J. C., "A Study Of Unsteady Turbulent Flow Past Airfoils", Ph.D thesis, Georgia Institute of Technology, 1988.
- 8) Harris, C. D., "Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil in the Langley 8-foot Transonic Pressure Tunnel", NASA TM-81927, 1981.
- 9) Pulliam. T. H., "A Computational Challenge : Euler Solution For Ellipses", AIAA J., Vol. 28, No. 10, 1990, pp. 1703-1704
- 10) 정인재, "정상 박층 Navier-Stokes Solver를 이용한 천음속 충격파 버펫 발단 예측", 한국과학기술원 박사학위논문, 2002.