

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.2.139>

수정 Sonic Arc 익형의 저속 공력특성

이 장 창*

Low Speed Aerodynamic Characteristic of Modified Sonic Arc Airfoil

Jang-Chang Lee*

ABSTRACT

The low speed aerodynamic characteristics of modified sonic arc airfoil which is developed to fit the transonic regime are investigated. This airfoil is designed by using the shape function of sonic arc proposed by Schwendenman, the data of NACA0012, and commercial program Maple. In order to investigate the low speed aerodynamic characteristic of sonic arc airfoil, the numerical analysis is conducted below Mach number 0.3 and the results are compared and analyzed with it of NACA0012 airfoil. At each Mach number, the drag of modified sonic arc airfoil is less 1.5% than NACA0012's drag and the lift of modified sonic arc airfoil is less 2% than NACA0012's lift. The moment coefficient of modified sonic arc airfoil is also less 1.4% than it of NACA0012 at each Mach number.

초 록

천음속 영역에 적합하도록 개발된 수정 Sonic Arc 익형의 저속 공력특성에 대해 조사하였다. 이 익형은 Schwendenman이 제안한 sonic arc 형상 함수와 NACA0012 형상 data 그리고 상용 프로그램 Maple을 이용하여 설계하였다. 수정 Sonic Arc 익형의 저속 공력 특성을 조사하기 위해 마하수 0.3 이하에서 수치해석을 수행하고 그 결과를 NACA0012 익형의 저속 공력성능과 비교분석하였다. 각 마하수에서 수정 sonic arc 익형의 항력은 NACA0012의 항력보다 약 1.5% 정도 작게 나타났으며, 양력 비교에서도 수정 Sonic Arc 익형의 양력은 NACA0012의 양력보다 약 2% 정도 일정하게 작게 나타났다. 또한 각 마하수에서 수정 Sonic Arc 익형의 모멘트 계수는 NACA0012의 값보다 약 1.4% 정도 작게 나타났다.

Key Words : Low Speed Aerodynamic Characteristic(저속공력특성), Modified Sonic Arc, NACA0012,

1. 서 론

† 2011년 10월26일 접수 ~ 2012년 1월 27일 심사완료

* 정회원, 안동대학교 기계공학과
교신저자, leejc@andong.ac.kr
안동시 송천동 388번지

지난 반세기 동안 항공기의 경제성을 높이기 위해 비행기 날개의 형상설계와 구조변경에 대해 많은 연구가 이루어져 왔다. 그 중에서도 Transonic Small Disturbance(TSD) 이론은 천음

속 유동 조건에서 운전되는 익형의 디자인과 공기역학적 해석에 많은 기여를 하였다. 천음속 유동을 해석하기 위해 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 개발된 수많은 알고리즘은 익형 형상과 받음각 그리고 속도변화 사이에 일어나는 복잡한 비선형 관계를 설명하지 못하였으나 TSD 이론은 이들 사이의 비선형 관계를 잘 설명하고 천음속 유동의 중요 특성들을 잘 나타내었다[1, 2]. TSD 이론을 기초한 많은 연구들은 비행기 날개의 공기역학적 디자인뿐만 아니라 헬리콥터 블레이드, 압축기 깃 그리고 터빈 깃 등등의 디자인에도 널리 응용되었다.

Whitcomb등[3]은 초임계 익형(supercritical airfoil)을 설계하고 제안하여 천음속 영역에서 비행하는 상업용 민간 항공기와 전투기 날개의 공력성능을 향상시키는데 크게 기여하였다. Spaid 등[4]은 Whitcomb의 초임계 익형을 조금 수정하고 far field 마하수가 $0.6 \leq M_\infty \leq 0.8$ 인 범위에 대해 수정한 익형 주위의 표면 정압과 항력을 측정하여 NACA0012 익형의 공력성능과 비교 분석하였다. 또한 Harris[5]는 초임계 익형을 수정한 SC(2)-0714 익형을 설계하였다. 이 익형은 14% 두께를 갖고 0.7의 양력계수를 가지도록 설계된 초임계 익형이다. Harris[5]는 천음속 영역뿐만 아니라 저속영역에 대해서도 이 익형의 공력성능을 조사하였다. 특히 $Re = 6.0 \times 10^6$ 에 대해 마하수를 0.10에서부터 0.32까지 변화시키면서 마하수가 공력성능에 미치는 영향을 조사하였다. McGhee등[6]은 익형의 두께-익현 비(thickness-chord ratio)가 9%에서 21%까지 변하면서 0.4의 양력을 가지는 초기 저속 익형들을 수정하여 새로운 저속/중속 익형들을 개발하였다. 이러한 익형들은 $M_\infty = 0.15$ 에서도 양력이 $C_l = 0.3$ 을 가지도록 개발되었다.

이상과 같이 많은 연구자들은 천음속으로 비행하는 항공기 날개의 공력성능을 향상시키기 위해 초임계 익형을 개발하고 천음속 영역뿐만 아니라 저속영역에 대해서도 초임계 익형의 공력성능을 테스트하여 NACA0012 익형의 저속 공력성능과 비교 분석하였다.

본 논문에서는 천음속 영역에 적합하도록 개발된 수정 Sonic Arc 익형의 천음속 공력특성에 관한 연구[7]의 후속 연구로서 저속 영역에 대한

수정 Sonic Arc 익형의 공력성능을 조사하였다.

II. 본 론

2.1 익형설계

익형 주위의 유동장을 2차원 비점성, 정상, 압축성 유동으로 가정할 때 이 유동장은 다음과 같은 속도 섭동 포텐셜 ϕ_1 의 Karman-Guderley 방정식과 경계조건으로 묘사될 수 있다[2].

$$[K - (\gamma + 1)M_\infty \phi_{1\bar{x}}] \phi_{1\bar{x}\bar{x}} + \phi_{1\bar{y}\bar{y}} = 0, \quad (1)$$

$$\phi_{1\bar{y}}(\bar{x}, 0^\pm) = F'_{u,l}(\bar{x}) \text{ for } 0 \leq \bar{x} \leq 1, \quad (2)$$

$$\phi_{1\bar{x}}(1, 0^+) = \phi_{1\bar{x}}(1, 0^-),$$

$$\phi_{1\bar{x}}, \phi_{1\bar{y}} \rightarrow 0 \text{ as } \bar{x} \rightarrow -\infty.$$

여기서, $K = (1 - M_\infty^2)/\epsilon^{2/3}$ 는 천음속 상사 파라미터이고 γ 는 비열비이며 M_∞ 는 자유유동 마하수이다. $\bar{x} = x/c$ 이고 $\bar{y} = \epsilon^{2/3}y/c$ 는 stretched 좌표계이다. 이때 ϵ 과 c 는 각각 익형의 두께비와 익현을 나타낸다.

Schwendenman[8]은 방정식(1)과 (2)를 이용하여 M_∞ 가 1에 근접하고 익형의 두께비(ϵ)가 영에 가까운 경우의 해석해(exact solution)를 구하고 Sonic Arc의 형상 함수 $y = \epsilon c F_{u,l}(\bar{x})$ 를 제시 하였다.

$$\bar{x} = \frac{1}{2} - \frac{\Gamma(4/3)}{\sqrt{\pi} \Gamma(5/6)} \int_0^{\nu^*} \frac{d\nu}{(1 + \nu^{*2})^{4/3}}, \quad (3)$$

$$F_{u,l} = F(\nu^*) = \frac{1/2}{(1 + \nu^{*2})^{5/6}}; \quad (4)$$

여기서, $-\infty < \nu^* < +\infty$ 이고 $\Gamma(z)$ 는 Gamma function이다.

$$\begin{aligned} \frac{(1 - M_\infty^2)^{3/2}}{M_\infty^2} &= \frac{\gamma + 1}{2} \sqrt{\pi} \frac{(5/6)}{(4/3)} \epsilon \\ &= 2.683 \epsilon. \end{aligned} \quad (5)$$

방정식 (5)로부터 결정되는 M_∞ 에서 arc 익형은 두께비가 ϵ 인 Sonic Arc 익형이 된다(Fig. 1). 이때 M_∞ 는 arc 익형의 전체 영역이 음속(sonic)이

되는 임계 마하수이다. 예를 들어, $\epsilon = 0.12$ 인 경우 arc 익형의 임계 마하수는 $M_\infty = 0.805$ 가 된다. Schwendenman이 제안한 Sonic Arc 형상 함수와 NACA0012 형상 data 그리고 상용 프로그램 Maple을 이용하여 새로운 수정 Sonic Arc 익형을 설계하였다(Fig. 1).

2.2 수치해석

수치계산을 위하여 상용 프로그램인 Gridgen V15을 사용하여 형상 모델링과 격자를 생성하고 Fluent 6.3을 사용하여 유동해석을 수행하였다.

수정 Sonic Arc 익형 주위의 유동을 2차원 비압축성 점성유동으로 가정하였으며 익형 주위로 C type의 격자를 생성하였다(Fig. 2). Far field 크기는 익형의 15배로 하였으며 공기의 압력과 온도는 각각 1atm과 288K로 가정하였다. 경계조건으로는 pressure outlet 조건과 pressure far field 조건을 사용하였다. Density Based 조건과 내재적기법(implicit) 및 Green-Gauss Cell Based 조건을 사용하였으며 공간차분법으로는 2nd order Upwind scheme과 Flux Type으로 Roe-FDS를 사용하였다. Fluent에서 제공하는 여러 가지 RANS 난류모델을 사용하여 NACA0012의 실험값[9]과 비교분석하였다(Table 1). Table 1에 나타난 바와 같이 난류모델로는 SST k- ω 모델이 가장 적합함을 알 수 있다. 난류강도는 0.1%로 주었으며 총 격자수는 약 18,000개이다. Far field 마하수 M_∞ 의 값은 $0.165 \leq M_\infty \leq 0.275$ 사이의 값을 사용하였다.

Fig. 3과 Fig. 4는 받음각이 각각 3°와 6°일 때 두 익형 주위의 압력분포를 나타내고 있다. 두 받음각 모두 익형의 35%까지는 NACA0012의 ΔC_p 가 수정 Sonic Arc 익형의 ΔC_p 보다 약간

Table 1. Comparison of Aerodynamic Characteristics with Several Tubulence Models around NACA-0012 at $Re = 1.5 \times 10^6$ and $\alpha = 3^\circ$

난류모델	C_L	C_D	C_M
Experiment	0.3300	0.0068	0.0000
SST k- ω	0.3324	0.0084	-0.0019
Spalart-Allmaras	0.3362	0.0096	-0.0011
RNG k- ϵ	0.3253	0.0143	-0.0021

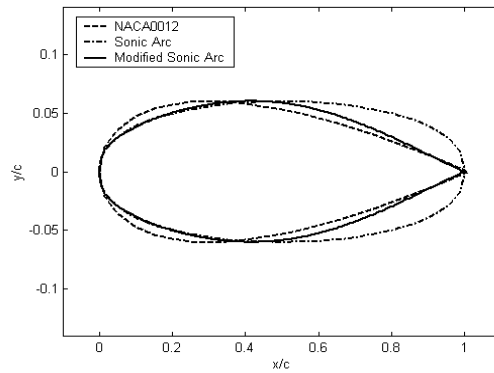


Fig. 1. Design of Modified Sonic Arc Shape

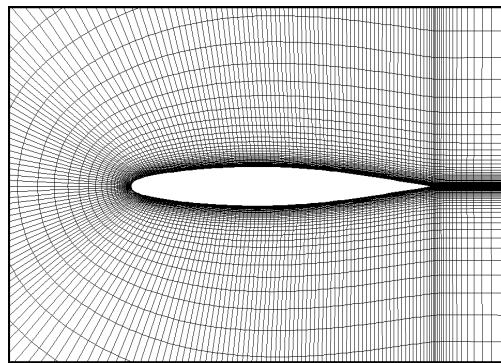


Fig. 2. Grid around Modified Sonic Arc

크게 나타나고 있으며 그 이후부터는 ΔC_p 의 크기가 비슷하게 형성되고 있다. 이러한 압력분포 결과는 두 익형의 양력차이로 귀결되었다(Fig. 6). 양력 비교에서 NACA0012 익형의 양력이 수정 Sonic Arc 익형의 양력 보다 약 2% 정도 일정하게 크게 나타났다.

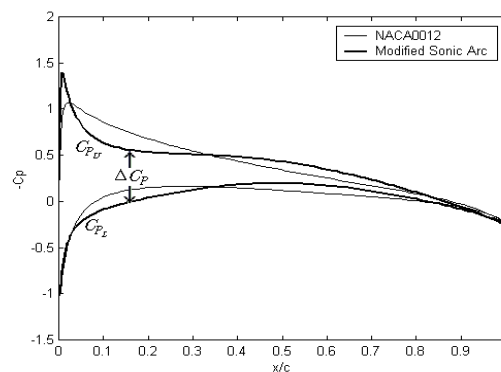


Fig. 3. Pressure distribution around two Airfoil with Angle of Attack $\alpha = 3^\circ$

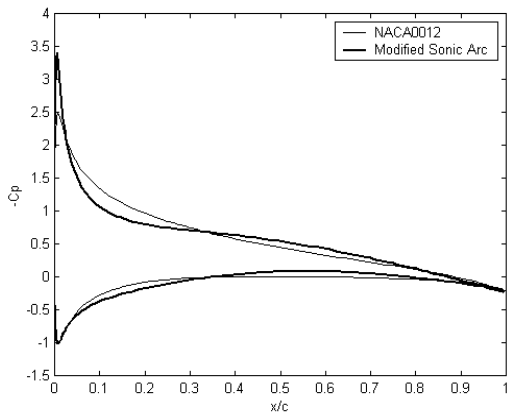


Fig. 4. Pressure distribution around two Airfoil with Angle of Attack $\alpha = 6^\circ$

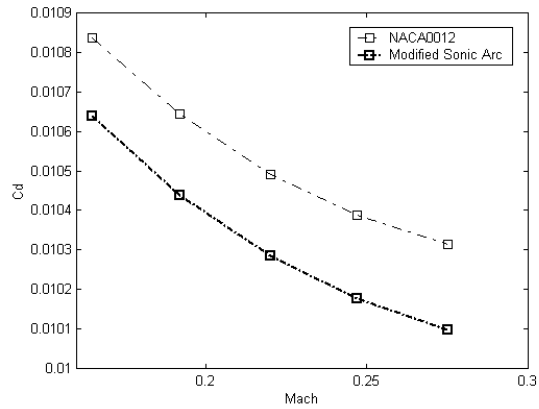


Fig. 7. Change of Drag Coefficient for two Airfoil with Angle of Attack $\alpha = 6^\circ$

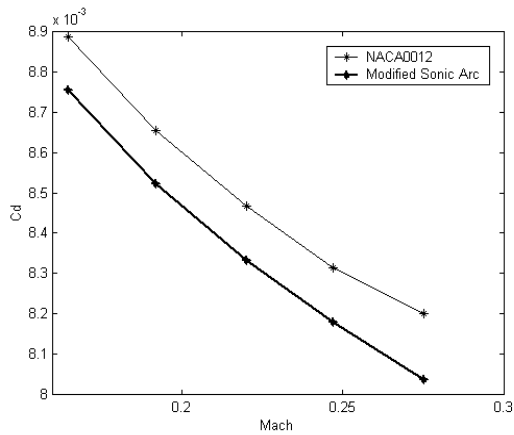


Fig. 5. Change of Drag Coefficient for two Airfoil with Angle of Attack $\alpha = 3^\circ$

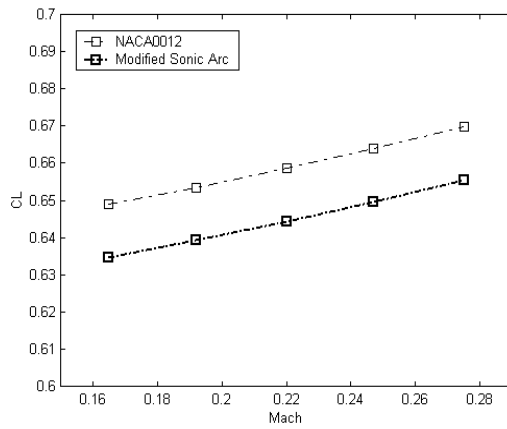


Fig. 8. Change of Lift Coefficient for two Airfoil with Angle of Attack $\alpha = 6^\circ$

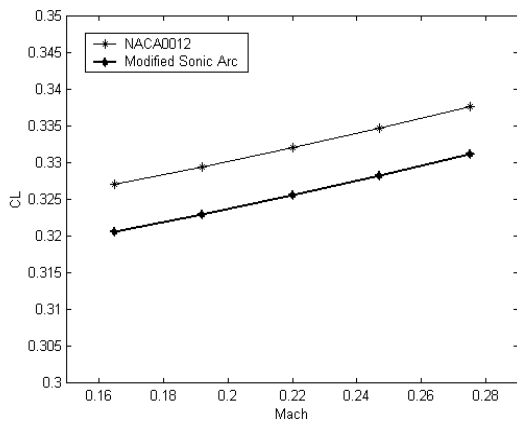


Fig. 6. Change of Lift Coefficient for two Airfoil with Angle of Attack $\alpha = 3^\circ$

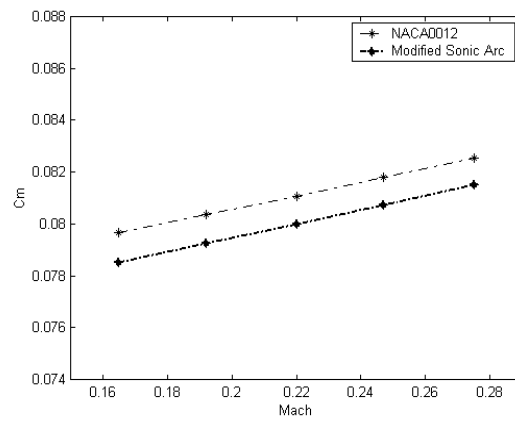


Fig. 9. Change of moment coefficients for two Airfoil with Angle of Attack $\alpha = 3^\circ$

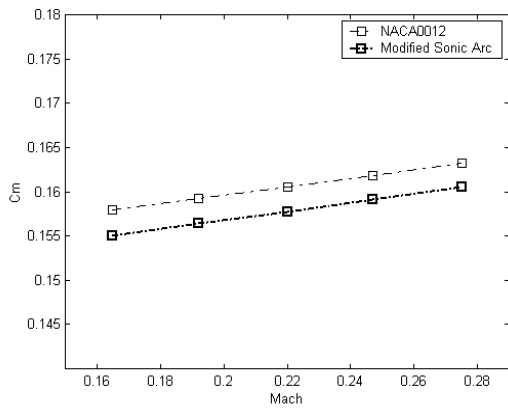


Fig. 10. Change of moment coefficients for two Airfoil with Angle of Attack $\alpha = 6^\circ$

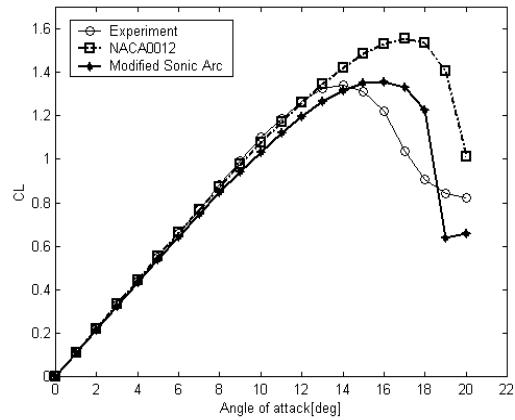


Fig. 13. Change of Lift Coefficients according to Angle of Attack around two Airfoils

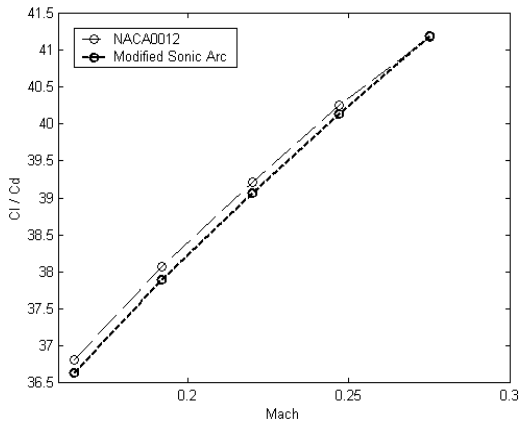


Fig. 11. Change of Lift Drag Ratio for two Airfoil with Angle of Attack $\alpha = 3^\circ$

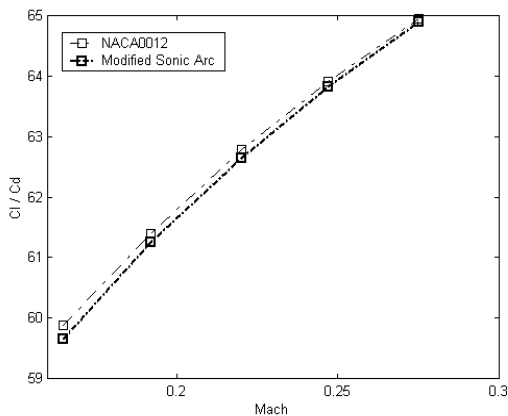


Fig. 12. Change of Lift Drag Ratio for two Airfoil with Angle of Attack $\alpha = 6^\circ$

Fig. 5과 Fig. 6는 받음각이 3° 인 두 익형 주위의 항력계수(C_d)와 양력계수(C_l)의 변화를 각각 나타내고 있다. Fig. 5에서 항력은 크기가 비록 $O(10^{-2})$ 로서 작은 값이지만 마하수(M_∞)가 증가할수록 항력은 감소하였다. 이러한 변화는 참고문헌[9]의 내용과 일치한다. 참고문헌[9]에서는 NACA0012 익형에 대해 레이놀즈수와 공력성능 계수들의 상관관계를 실험적으로 조사하였다. 주어진 받음각 3° 와 6° 에서 항력계수 값들은 레이놀즈수가 증가할수록 점점 줄어 들었다[9]. 레이놀즈수는 관성력과 점성력의 비로 정의되고 공기인 경우 동점성 계수와 익형의 길이는 일정한 값을 가지므로 레이놀즈수는 유동 속도에 비례한다. 레이놀즈수가 증가한다는 것은 관성력에 비해 점성력의 효과가 작아진다는 것을 의미하므로 속도가 증가할수록 유동저항은 감소한다. 따라서 마하수가 증가할수록 항력은 감소한다. Fig. 5의 각 마하수에서 수정 Sonic Arc 익형의 항력은 NACA0012의 항력보다 약 1.5% 정도 작게 나타났다. Fig. 6에서 양력은 두 익형 모두 마하수가 증가할수록 양력은 증가하였다. 또한 각 마하수에서 수정 Sonic Arc 익형의 양력은 NACA0012의 양력보다 약 2% 정도 일정하게 작게 나타났다. 주어진 각 마하수에서 수정 Sonic Arc 익형의 항력과 양력이 모두 NACA0012 보다 작게 나타났으며, Fig. 11와 Fig. 12에서 양항비를 검토하였다.

Fig. 7과 Fig. 8은 받음각이 6° 인 두 익형 주위의 C_d 와 C_l 의 변화를 각각 나타내고 있다. 받음각이 3° 인 경우와 마찬가지로 두 계수 모두 주어진 각 마하수에서 수정 Sonic Arc 익형의 값들이 NACA0012 보다 작게 나타났다.

Fig. 9와 Fig. 10은 받음각이 각각 3° 와 6° 일 때 두 익형 주위의 모멘트 계수의 변화를 나타내고 있다. 받음각이 3° 인 경우 C_m 크기는 $O(10^{-2})$ 로서 0에 가까운 값을 나타내고 있으며 모멘트 계수는 마하수가 증가할수록 약간 증가하였다. 각 마하수에서 수정 Sonic Arc 익형의 모멘트 계수는 NACA0012의 값보다 약 1.4% 정도 작게 나타났다. 받음각이 6° 인 경우에도 같은 경향을 보이고 있다.

Fig. 11은 두 익형의 마하수에 대한 양항비의 변화를 나타내고 있다. $M_\infty = 0.165$ 에서 수정 Sonic Arc 익형의 양항비는 NACA0012의 양항비보다 약 0.5% 정도 작게 나타났으며, 마하수가 증가할수록 두 익형의 양항비 차이는 점점 작아져서 $M_\infty = 0.275$ 에서는 양항비가 거의 일치하였다. Fig. 12의 양항비 비교에서도 받음각이 3° 인 경우와 같은 경향을 나타내고 있었다.

Fig. 13은 $Re = 5 \times 10^6$ ($V = 74.8\text{m/s}$)인 경우의 NACA0012 익형에 대한 받음각과 양력계수 사이의 상관관계를 실험값[9]과 비교하여 나타내었다. NACA0012의 경우 실험값에서는 15° 에서 Stall이 나타났지만 본 수치계산에서는 18° 에서 Stall이 발생하였다. 또한 수정 Sonic Arc 익형의 수치계산에서는 17° 에서 Stall이 발생하고 있다.

III. 결 론

Schwendenman이 제안한 Sonic Arc 형상 함수와 NACA0012 형상 data 그리고 상용 프로그램 Maple을 이용하여 천흡속 영역에 적합하도록 개발된 수정 Sonic Arc 익형의 저속 공력특성을 조사 하기위해 수치해석을 수행하고 그 결과들을 NACA0012 익형의 저속 공력성능과 비교 분석하였다.

각 마하수에서 수정 Sonic Arc 익형의 항력은 NACA0012의 항력보다 약 1.5% 정도 작게 나

타났으며, 양력 비교에서도 수정 Sonic Arc 익형의 양력은 NACA0012의 양력보다 약 2% 정도 일정하게 작게 나타났다. 또한 각 마하수에서 수정 Sonic Arc 익형의 모멘트 계수는 NACA0012의 값보다 약 1.4% 정도 작게 나타났다.

익형의 형상이 대칭이고 최대 두께 비가 같고 그 위치만 다른 두 익형의 공력 특성을 종합적으로 비교해 볼 때 저속 영역에서의 결과는 NACA0012 익형의 공력성능이 수정 Sonic Arc 익형의 공력성능 보다 더 좋은 것으로 나타났다.

후 기

본 논문은 2011학년도 안동대학교 학술연구 조성사업비에 의해 연구되었음.

참고문헌

- 1) Nixon, D., " Unsteady Transonic Aerodynamics," *AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 120, 1988
- 2) Cole, J. D. and Cook, L. P., *Transonic Aerodynamics*, North-Holland, 1986.
- 3) Whitcomb, R. T. and Clark, L. R., "An Airfoil Shape for Efficient Flight at Supercritical Mach Numbers," NASA TM X-1109, 1965.
- 4) Spaid, F. W., Dahlin, J. A., Roos, F. W., and Stivers, L. S., Jr., "An Experimental Study of Transonic Flow about a Supercritical Airfoil. Static Pressure and Drag data Obtained from Tests of a Supercritical Airfoil and an NACA0012 Airfoil at Transonic Speeds, Supplement," NASA-TM-81336-SUPPL, 1983.
- 5) Harris, D. C., McGhee, R. J., and Allison, D. O., "Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a 14-percent-Thick NASA Phase 2 Supercritical Airfoil Designed for a Lift Coefficient of 0.7," NASA TM 81912, 1980.
- 6) McGhee R. T., Beasley W.D., and Whitcomb R. T., "NASA Low- and

Medium-Speed Airfoil Development," NASA Technical Memorandum 78709, 1979.

7) 이장창, "수정 Sonic Arc 익형의 공력 성능," 한국항공우주학회지, 제35권 7호, pp.581~585, 2007.

8) Schwendenman, D. W., Kropinski, M. C. A, and Cole, J. D., "On the Construction and Calculation of Optimal Nonlifting Critical Airfoils,"

Z. Angew. Math. Phys., Vol. 44, 1993, pp.556~571.

9) Sheldahl, R. E. and Klimas, P. C., "Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Section through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines," SAND80-2114, 1981, pp.13~27.