

# EDISON CFD를 이용한 초임계 에어포일의 공력설계

Application of EDISON CFD in The Aerodynamic Design  
for Supercritical Airfoil

유홍석<sup>1\*</sup>, 이장창<sup>1</sup>  
안동대학교 기계공학과<sup>1</sup>

## 초 록

초임계 익형은 천음속 영역에서 비행하는 상업용 민간 항공기와 전투기 날개의 공력성능을 향상시키기 위해 Whitcomb R. T.가 제안 하였다. 초임계 익형은 상부표면을 평평하게 디자인하여 임계마하수보다 큰 마하수에서 나타나는 익형 주위의 충격파 출현을 지연시킴으로써 항력을 줄일 수 있고, 상부 표면의 평면 설계로 인한 양력 감소를 보정하기 위하여 하부 표면의 꼬리부분에 캠버가 있는 형상을 하고 있다. 본 연구에서는 EDISON CFD를 이용하여, 초임계 익형의 공력특성을 해석하고 Xfoil의 data와 비교 분석하였다. 또한, 초임계 익형의 형상을 변경하여 두께와 뒷전 캠버가 다른 초임계 익형을 설계하였다. 새로운 초임계 익형의 형상은 상용 프로그램 Maple12을 이용하여 Whitcomb Integral Supercritical Airfoil의 형상을 수정하여 구할 수 있다. 초임계 익형 주위의 유동을 2D압축성 유동으로 가정하고 EDISON CFD의 2D\_Comp-2.0 솔버를 사용하여 수치해석을 수행하였다.

Key Words : 공력특성 (Aerodynamic Characteristics), 초임계 에어포일 (Supercritical Airfoil), 항력계수 (Drag Coefficient), 양력계수 (Lift Coefficient), 전산유체역학 (Computational Fluid Dynamics), EDISON CFD

## 1. 서 론

### 1.1 연구배경

일반적으로 비행기의 속도가  $Ma=0.8$ 을 넘으면 날개 면에 충격파가 발생한다. 충격파에 의하여 형성된 역압력구배는 날개 윗면에 경계층 분리현상을 가져오며, 결과적으로 큰 압력저항이 된다. 그렇기 때문에 초임계 익형은 천음속이상의 항공기 설계에 있어서 매우 중요한 요소이다. 이러한 영향을 억제하여 날개가 공기저항의 급격한 증대를 일으키지 않도록 Whitcomb등<sup>(1)</sup>은 초임계 익형(supercritical airfoil)을 설계하고 제안하여, 천음속 영역에서 비행하는 상업용 민간 항공기와 전투기 날개의 공력성능을 향상시키는 데 크게 기여하였다. Spaid등<sup>(2)</sup>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. 이상과 같은 연구자들은 천음속으로 비행하는 항공기 날개의 공력성능을 향상시키기 위해 초임계 익형을 개발하고 초임계 익형의 공력성능을 테스트하여 NACA0012 익형의 공력성능과 비교 분석하였다.

## 1.2 연구목표

본 연구에서는 학부과정에서 배운 양력계수와 항력계수를 파악하기 위해, EDISON CFD를 이용하여 Whitcomb Integral Supercritical Airfoil의 양력계수와 항력계수를 해석하고 Xfoil data와 비교해 보고자 한다. 그 후 익형의 두께와 뒷전 캠버가 상승된 초임계 익형을 설계하여 항력을 비교하고, 공력성능에 따른 최적의 초임계 익형을 살펴보려한다.

## 2. 본론

### 2.1 해석모델

본 연구에서는 Whitcomb Integral Supercritical Airfoil을 XFOIL 프로그램을 이용한 양항비 연구 사례를 참조하여, 상용 프로그램 Maple12을 이용한 새로운 수정 초임계 익형을 설계하고 해석대상으로 하였다. 수정 초임계 익형은 최대 두께비 11%이며, 캠버 2%에 최대 캠버 위치 83%, 그리고 마하수 0.43에서 양력(CL)=0.49에 해당한다. 수정 초임계 익형의 형상 및 제원은 Fig. 1과 Table 2에 나타내었다. 본 연구는 우선 EDISON\_CFD를 이용하여 Whitcomb Integral Supercritical Airfoil의 공력특성에 관한 데이터 결과를 Xfoil data와 비교해 보기로 한다. 후에 EDISON\_CFD로 수정 초임계 익형에 대한 공력특성을 파악하기로 한다.

### 2.2 수치해석

Xfoil data와 비교하기위해 초임계 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 293.15K(20°C)로 가정하였다.

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu}, M = \frac{V}{a}, a = \sqrt{\gamma RT} \quad (T = 293.15K, \rho = 1.21Kg/m^3, \mu = 1.8 \times 10^{-5}Kg/m \cdot s)$$

경계조건으로는 Viscous Adiabatic Wall과 Far-Filed B.C, Block Comunication을 사용하였다. 유한 체적법(Finite Volume Method)을 기반으로 하여, 공간차분법으로는 MUSCL 기반의 Koren 제한자를 이용한 고차 공간 정확도 기법과, Flux Type으로 Osher's Upwind를 사용한 2D\_Incomp 2.1 Solver를 사용하였다. 난류 모델은 Menter's k-w Shear Stress Transport를 사용하여 Xfoil과 비교분석하였다(Table 1).

Table 1. Xfoil 비교용 EDISON\_CFD 계산조건

Airfoil	Whitcomb Integral Supercritical Airfoil
Chord(L)	1[m]
격자수(생성조건)	(201+302) x 81 _ C-type(Geometry 302 point)
Start sell space	Airfoil(0.001), Rectangle[Line_i(0.001), Line_j(0.00001)]
End sell space	Airfoil(0.001), Rectangle[Line_i(0), Line_j(0)]
경계조건	Viscous Adiabatic Wall
Solver	2D_Incomp 2.1_P
Mach Number	0.0
Reynolds Number	$5.0 \times 10^4$
AOA	$4.0^\circ$
Flow Type	Tubulent Flow

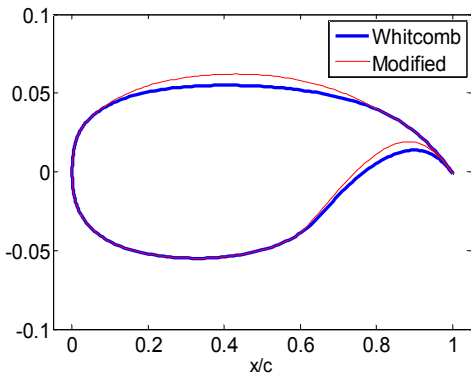


Fig. 1. 초입계 익형

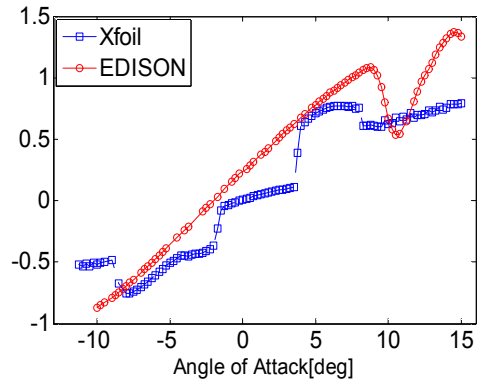


Fig. 4. 받음각에 따른 양력계수  $Ma=0$

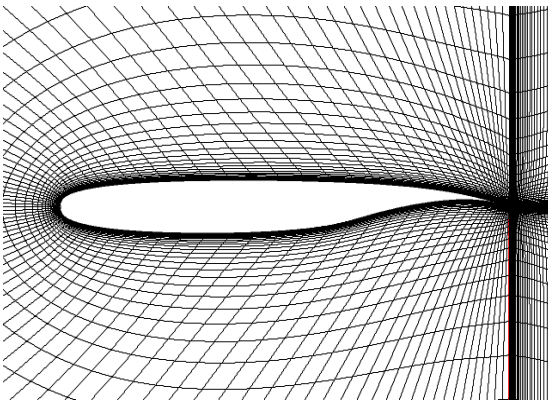


Fig. 2. 초입계 익형의 격자

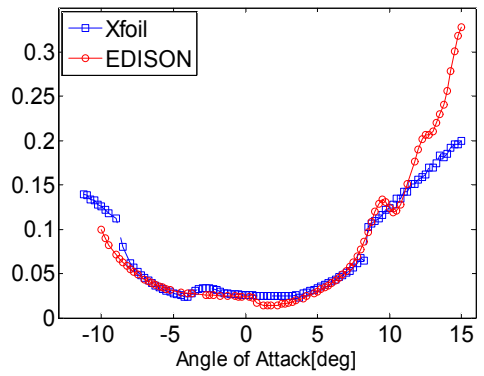


Fig. 5. 받음각에 따른 항력계수  $Ma=0$

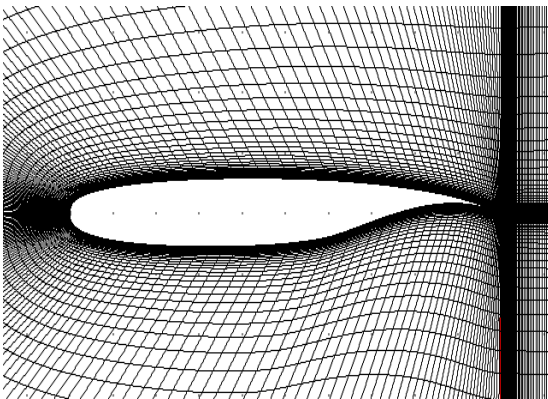


Fig. 3. 변경된 초입계 익형의 격자

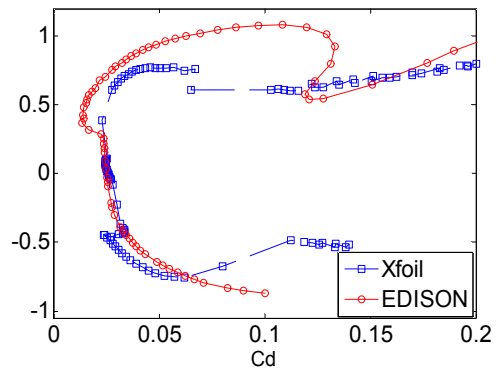


Fig. 6. 양항비  $Ma=0$

Table 1.에 나타난 바와 같이 총 격자수는 약 40,000개 이다. 비압축성 유동해석을 위해 마하수는 '0'의 값을 사용하였다. Fig. 4과 Fig. 5는 받음각이 약  $-10^{\circ}$ 에서  $15^{\circ}$  사이의 양력계수와 항력계수 결과를 나타내고 있다. 두 그래프 모두 받음각이 클수록 양력과 항력이 증가하는 경향이며, Fig. 6에서 이들의 양항비를 나타내고 있다. 해석결과는 Xfoil data에 못지않게 EDISON data가 더 부드러운 곡선의 형태를 띠며 잘 수렴 하는 것으로 나타났다.

수정된 초임계 익형은 상용프로그램 Maple12와 Excel 프로그램을 이용하였다. 형상정보 포인트 좌표를 최소제곱법(leastsqre)으로 추세선을 계산하고, 최고차항 계수를 조절하여 익형을 설계하였다(Fig. 1). 수정된 초임계 익형을 해석하기 위해 주위의 유동을 2차원 압축성 점성유동으로 가정하였으며 익형 주위로 C type의 격자를 생성하였다(Fig. 3). Far field 크기와 공기 및 압력, 온도는 기존과 동일하게 하였다. 경계조건으로는 Viscous Adiabatic Wall과 Far-Filed B.C, Block Comunication을 사용하였다. 유한 체적법(Finite Volume Method)을 기반으로 하여, 공간차분법으로는 MUSCL 기반의 제한자를 이용한 2차 공간 정확도 기법과, Flux Type으로 RoeM를 사용한 2D\_Comp 2.1 Solver를 사용하였다. 난류모델은 Menter's k-w Shear Stress Transport를 사용하여 분석하였다(Table 2).

Table 2. 형상 변경 후 EDISON\_CFD 계산조건

Airfoil	Modified Supercritical Airfoil
Chord(L)	l[m]
격자수(생성조건)	(201+302) x 81 _ C-type(Geometry 284 point)
Start sell space	Airfoil(0.001), Rectangle[Line_i(0.001), Line_j(0.00001)]
End sell space	Airfoil(0.001), Rectangle[Line_i(0), Line_j(0)]
경계조건	Viscous Adiabatic Wall
Solver	2D_Comp 2.1_P
Mach Number	0.43
Reynolds Number	$1.0 \times 10^7$
AOA	$2.0^{\circ} \sim 10.0^{\circ}$
Flow Type	Tubulent Flow

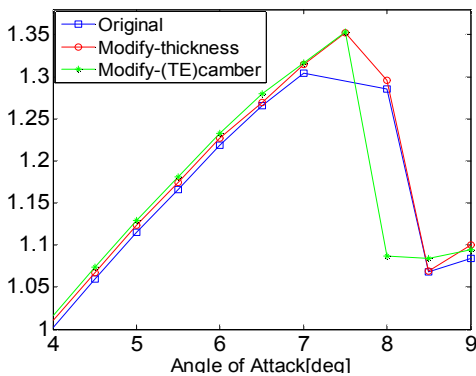


Fig. 7. 받음각에 따른 양력계수

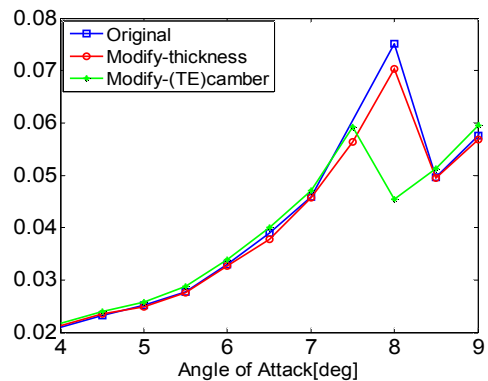


Fig. 8. 받음각에 따른 항력계수

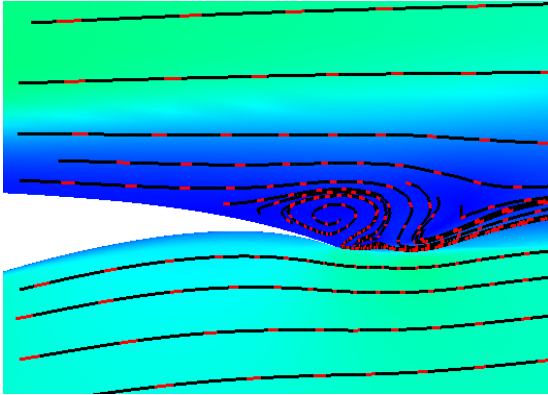


Fig. 9. 초입계 익형의 실속

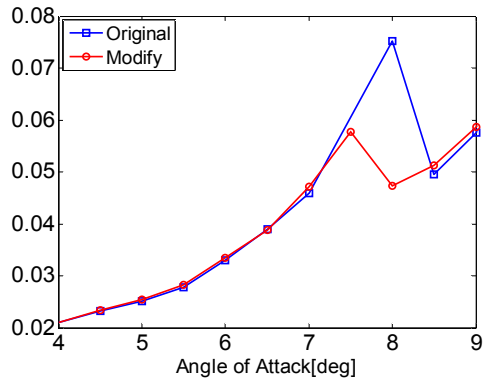


Fig. 11. 받음각에 따른 항력계수 비교

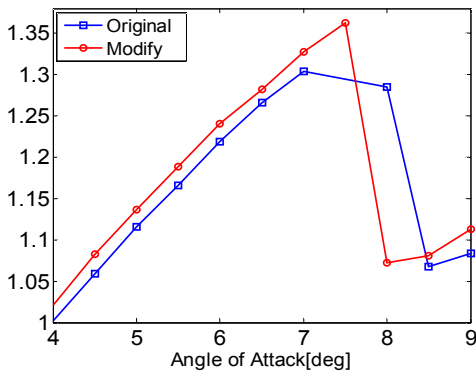


Fig. 10. 받음각에 따른 양력계수 비교

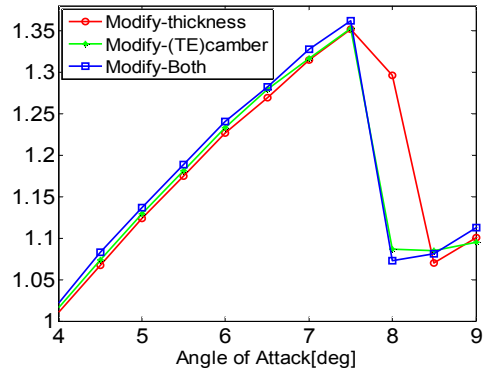


Fig. 12. 받음각에 따른 양력계수 비교

Table 2에 나타난 바와 같이 총 격자수는 약 40,000개로 동일하다. 압축성 유동해석을 위해 마하수는 0.43의 값을 사용하였다. Fig. 7과 Fig. 8은 받음각이 약 4°에서 9° 사이의 양력계수와 항력계수 결과를 나타내고 있다. 두 그래프 모두 받음각이 클수록 양력과 항력이 증가하는 경향이며, 해석결과는 뒷전의 캠버가 커질수록 양력이 커지고, 항력이 감소하는 것으로 나타났다. 두께도 클수록 양력의 상승과 항력의 감소를 가져오지만, 뒷전의 캠버 변화량에 비해 그 값이 미미한 것으로 나타났다. Fig. 9는 받음각이 약 8°에서 뒷전부분 Stream라인의 와류발생을 나타내고 있다. 받음각 약 8° 이후에는 실속에 의한 양력감소와, 항력급증이 있음을 나타내고 있다. Fig. 10과 Fig. 11은 두께와 뒷전 캠버의 형상변경을 동시에 적용한 익형의 공력성능 비교를 나타내고 있다. 두 그래프 모두 받음각이 클수록 양력과 항력이 증가하는 경향이며, 해석결과는 뒷전 캠버를 형상 변경한 익형의 공력성능과 비슷하게 나타났다. Fig. 12는 각각의 형상변경에 대한 해석결과를 비교하였으며, 뒷전 캠버의 증가가 두께의 증가보다 양력계수가 더 높았고, 둘 다 변형한 것이 가장 좋은 양력계수를 가지는 것으로 나타났다. 두께의 변화는 양력과 항력, 실속이 발생하는 구간에 큰 영향은 없으나, 그 구간을 유지 시키는데 도움을 주고 있음을 나타내고 있다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 Whitcomb가 제안한 Supercritical Airfoil을 EDISON CFD와 Xfoil을 이용하여 해석결과를 비교하였다. 게다가 상용 프로그램 Maple12를 이용하여 수정된 초임계 익형의 공력특성을 조사하기 위해 수치해석을 수행하고 그 결과들을 비교 분석하였다.

초임계익형의 해석결과는 EDISON CFD가 Xfoil에 못지않게 수렴이 잘되는 것으로 나타났다.

익형의 두께와 뒷전의 캠버가 커질수록 양력계수가 커졌으며, 실속이 빨리 찾아왔다. 두께의 변화는 뒷전 캠버의 변화보다 해석결과에서 영향이 미비하였으나, 실속이 일어나는 구간을 유지시키는데 도움이 되었다. 오리지날 초임계 익형과 수정된 익형의 공력 특성을 종합적으로 비교해 볼 때 저속 영역에서의 결과는 두께와 뒷전 캠버를 동시에 수정한 익형의 공력성능이 다른 초임계 익형의 공력성능 보다 더 좋은 것으로 나타났다.

### 후 기

본 연구는 교육과학기술부 첨단 사이언스, 교육 허브개발사업지원으로 수행 되었습니다.

### 참고문헌

- (1) Whicomb, R. T. and Clark, L. R., 1965, "An Airfoil Shape for Efficient Flight at Supercritical Mach Numbers," NASA TM X-1109.
- (2) Spaid, F. W., Dahlin, J.A., Roos, F. W., and Stivers, L. S., Jr., 1983, "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.