

# EDISON\_CFD를 이용한 에어포일의 두께에 따른 임계 마하수 비교 연구

Study on Critical Mach Number According To Airfol Thickness Using EDISON\_CFD

이재호<sup>1\*</sup>, 이대연<sup>1</sup>, 박수형<sup>1</sup>  
건국대학교 항공우주정보시스템공학과<sup>1</sup>

## 초 록

임계마하수란 에어포일의 표면에서 음속에 도달하는 부분이 생기기 시작하는 가장 낮은 Mach number 라 한다. 임계마하수는 천음속에서 자유류가 임계마하수보다 조금 커지면 항력이 급격하게 증가하게 된다. 그렇기 때문에 임계마하수가 큰 에어포일이 천음속 항공기 설계에 있어서 매우 중요한 역할을 하게 된다. 이번 연구는 학부과정에서 배운 임계마하수에 대해 정의하고, EDISON\_CFD를 이용하여 에어포일에 따라서 임계마하수가 달라지는 것을 확인해 보았다. 그 결과 에어포일이 두꺼워질수록 낮은 마하수에서 Shock이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 마지막으로 EDISON\_CFD를 이용하여 계산된 임계마하수 값과 이론값을 비교한 결과, 높은 정확도를 확인할 수 있었다.

Key Words : 임계마하수(Critical Mach Number), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 에어포일 두께(Thickness of Airfoil), 천음속(Transonic Flow)

## 1. 서 론

### 1.1 연구배경

임계마하수란 에어포일 위에 음속 유동이 처음으로 발생되었을 때의 자유류의 마하수로 정의한다. 자유류의 마하수가 임계마하수보다 클 때 날개의 윗면에 유한한 초음속 영역이 존재하게 된다. 충분히 높은 아음속 영역 뒤의 경계에는 약한 충격파가 발생한다. 이러한 충격파와 관련된 정체 압력손실은 작지만, 충격파에 의하여 형성된 역압력구배는 날개 윗면에 경계층 분리현상을 가져오게 하며, 결과적으로 큰 압력저항의 원인이 된다. 그렇기 때문에 임계마하수는 천음속 항공기 설계에 있어서 매우 중요한 요소이다.

### 1.2 연구목적

본 연구에서는 EDISON 프로그램을 이용하여 학부과정에서 배운 에어포일에 따른 임계마하수의 변화에 대해서 알아보는데 목적이 있다. 사용된 에어포일은 NACA0012와 NACA0016로 두께를 다르게 하여 에어포일의 두께에 따른 임계마하수의 변화를 확인하고, EDISON 결과 값의 정확도를 확인하기 위하여 실제 이론값과 EDISON 결과 값의 비교를 통해서 그 정확도를 확인하는데 목표를 두고 있다.

## 2. 본 론

### 2.1 배경이론

유동이 에어포일의 표면을 따라 흐르게 되면 속도가 증가하게 되고 압력이 낮아지게 된다. 이때 압력이 가장 낮은 곳을 A라 했을 때, A에서의 마하수가 1이 될 때의 자유류를 임계마하수라 한다. A점의

$C_p$  값과  $M_{cr}$  값의 관계식은 다음과 같다.

$$C_{p_{cr}} = \frac{2}{\gamma M_{cr}^2} \left[ \left( \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{cr}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right] \quad (1)$$

$C_{p_{cr}}$  는  $M_{cr}$  의 유일한 함수이다. 또한 압축성 상사법칙 식,

$$C_p = \frac{C_{p,0}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (2)$$

(2)와 (1)식을 이용하여 임계마하수를 구할 수 있다.

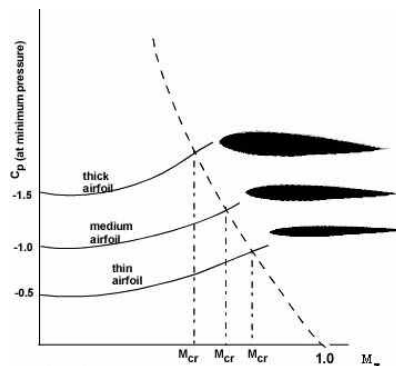


Fig.1 임계마하수에 대한 에어포일 두께의 영향

Fig.1처럼 식(1)은 점선으로 표현되고 식(2)는 실선으로 표현되었다. 식(1) 그래프는 유동의 기본적인 기체역학 결과이며, 에어포일의 크기와 모양에 대한 함수가 아니기 때문에 에어포일에 상관없이 하나의 그래프를 갖는다. 반면, 식(2)는 에어포일의 형태에 따라서 다르게 나타나는데 특히 에어포일의 두께에 따라서 큰 차이를 보인다. 이런 차이를 보이는 이유는 두꺼운 에어포일일수록 에어포일의 윗면을 통하여 더 강한 팽창이 일어나기 때문에  $C_{p_0}$  는 자연적으로 더 큰 값이 된다.

## 2.2 EDISON\_CFD Setting

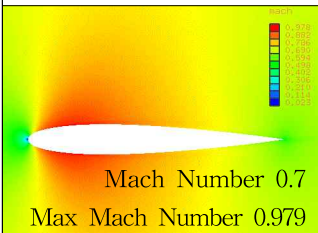
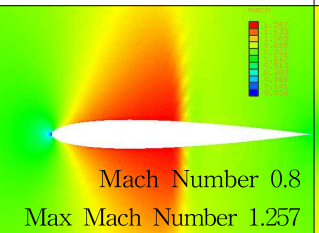
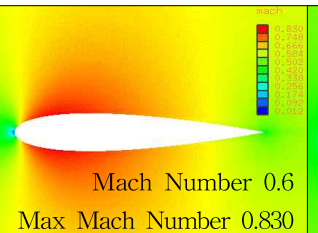
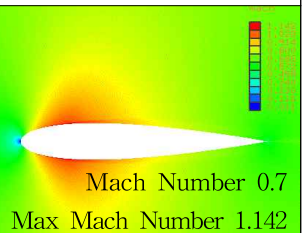
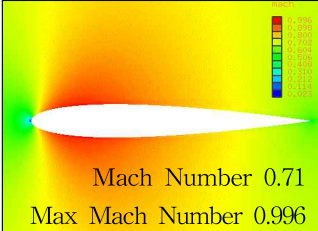
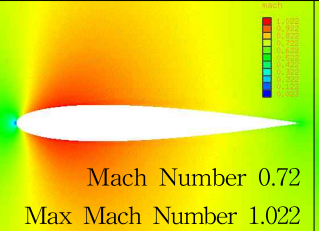
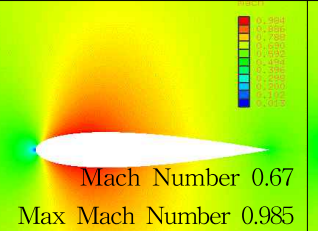
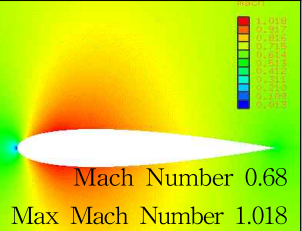
Table 1. CFD 계산조건

		CFD 실험 조건	
Airfoil		NACA0012	NACA0016
격자수		201×81	
End Cell Space		0.0001	
Stretching Types		Sinh	
경계조건		Viscous Adiabatic Wall	
Solver		2D_comp 2.0	
유 동 조 건	Mach Number	1. 0.4~1 (Step Size : 0.1) 2. Shock이 처음발생한 마하수-0.1 ~ Shock이 처음발생한 마하수 (Step Size : 0.01)	
	Reynolds Number	3.65×10 <sup>6</sup>	
	AOA	0°	
	Flow Type	1 : Turbulent Flow (난류 계산)	

에어포일은 두께에 따라 임계마하수가 달라지는 현상을 확인하기 위하여 NACA0012와 NACA0016으로 선정하였다. 그리고 에어포일 주변의 유동을 자세히 확인하기 위하여 End Cell Space를 0.0001로 정하고 Streting Types를 sinh로 정하였다. 또한 경계조건, Solver 그리고 Flow Type을 점성, 압축성 그리고 난류를 고려한 계산을 수행하였다. 마하수는 0.4부터 0.1씩 올려서 1까지 계산하여 처음 Shock이 발생하는 구간을 찾고 다시 그 구간을 0.01씩 나눠서 계산하였다.

2.3 EDISON\_CFD 결과

Table 2. CFD 계산결과

NACA0012		NACA0016	
			
Mach Number 0.7 Max Mach Number 0.979	Mach Number 0.8 Max Mach Number 1.257	Mach Number 0.6 Max Mach Number 0.830	Mach Number 0.7 Max Mach Number 1.142
<p>마하수 0.4부터 1까지 계산결과 0.6에서는 Shock이 없지만 0.8에서 Shock가 발생했다. 이로써 임계마하수는 0.7과 0.8사이에 있을 거라 예상할 수 있다.</p>		<p>마하수 0.4부터 1까지 계산결과 0.6에서는 Shock이 없지만 0.7에서 Shock가 발생했다. 이로써 임계마하수는 0.6과 0.7 사이에 있을 거라 예상할 수 있다.</p>	
			
Mach Number 0.71 Max Mach Number 0.996	Mach Number 0.72 Max Mach Number 1.022	Mach Number 0.67 Max Mach Number 0.985	Mach Number 0.68 Max Mach Number 1.018
<p>0.7과 0.8사이에서 0.01씩 값을 바꾸면서 계산한 결과 0.72에서 처음으로 1이 넘는 마하수를 갖는 것을 확인할 수 있었다. Mcr=0.72</p>		<p>0.6과 0.7사이에서 0.01씩 값을 바꾸면서 계산한 결과 0.68에서 처음으로 1이 넘는 마하수를 갖는 것을 확인할 수 있었다. Mcr=0.68</p>	

NACA0012보다 NACA0016이 더 두껍기 때문에 더 작은 임계마하수를 갖는 것을 확인할 수 있다. 이 이유는 더 두꺼운 에어포일이기 때문에 자유류가 에어포일의 위를 지나면서 속도가 더 빨라지기 때문에 작은 임계마하수를 갖는다.

2.4 이론값 계산

앞에서 설명한 대로 식(1)과 식(2)을 이용하여 NACA0012의 임계마하수 이론값을 계산해 보았다. 식(1)과 식(2)의 그래프는 Matlab을 이용하여 그렸다. 식(2)에서의  $C_{p,o}$ 의 NACA0012는 -0.43, NACA0016은 -0.53으로 넣고 계산하였다. Fig.2와 같이 NACA0012 임계마하수 이론값은 0.7371, NACA0016 이론값은 0.6989이다. 이 값들도 EDISON\_CFD의 계산결과와 같이 에어포일의 두께가 두꺼울수록 더 작은 임계마하수를 갖는 것을 확인할 수 있었다. 또한 이 값들은 EDISON\_CFD를 이용하여 계산한 결과 값과 0.01~0.02정도의 차이가 있지만 거의 일치하는 것을 확인할 수 있었다.

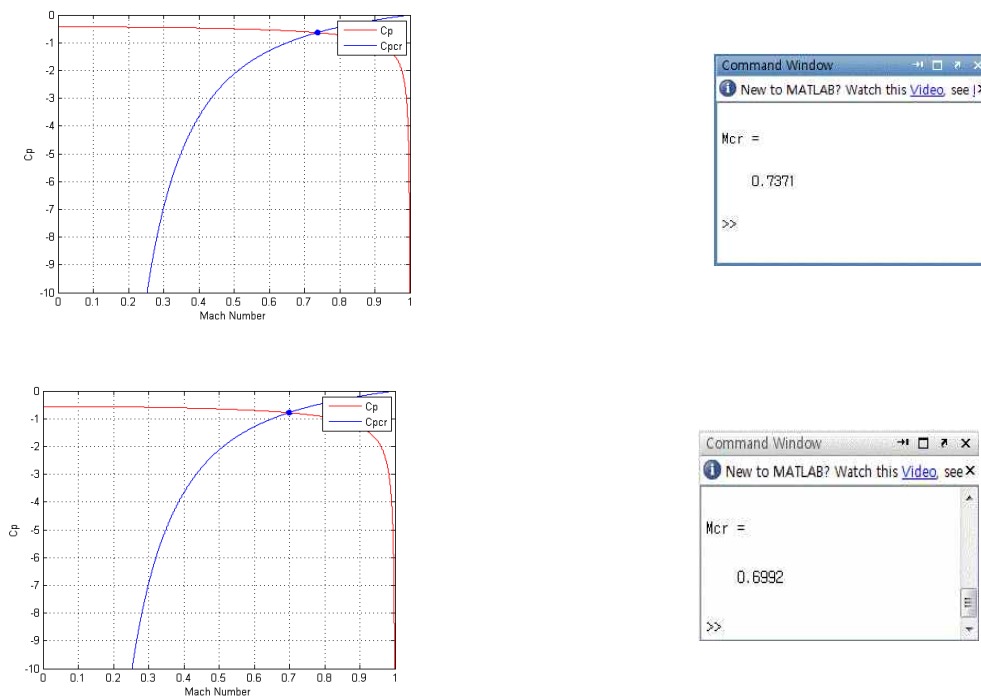


Fig.2 Matlab 결과

### 3. 결론

본 연구는 학부과정에 배운 내용을 바탕으로 임계마하수를 EDISON\_CFD를 이용하여 에어포일의 두께를 다르게 하여 두께에 따라서 임계마하수가 어떻게 달라지는지 확인해 보았다. 그 결과 에어포일의 두께가 두꺼워질수록 임계마하수가 더 작은 값을 갖는 것을 알 수 있었다. 그렇기 때문에 초음속 주변의 항공기들은 두꺼운 에어포일보다 얇은 에어포일을 갖는 것이 더 유리하다는 것을 알 수 있었다. NACA0012의 임계마하수 값을 EDISON\_CFD를 이용하여 구한 값과 이론적으로 계산한 값을 비교해본 결과 거의 차이가 없는 것을 알 수 있었다. 이로써 EDISON\_CFD의 결과 값이 높은 정확도를 갖는다는 것을 확인할 수 있었다.

### 후 기

본 연구는 교육과학기술부 첨단 사이언스. 교육 허브 개발 사업(2011-0020560)지원으로 수행되었습니다.

### 참고문헌

- (1) 노오현, 2004.08.10, “압축성 유체 유동”, 박영사
- (2) John D. Anderson, Jr., 2005.06, “Fundamentals of Aerodynamics”, Mcgraw.Hill
- (3) Edison\_CFD, edison.re.kr