

EDISON_CFD를 이용한 Mach Number에 따른 NACA0012의 항력변화 관찰

Drag Variation of NACA0012 Depending on Mach Number
Using EDISON_CFD

박종훈^{1*}, 박수형¹
건국대학교 항공우주정보시스템공학과¹

초 록

항력계수와 양력계수는 각각 항력, 양력을 동압과 에어포일의 코드 길이로 나눈 값으로 정의된다. 항공기의 비행에 있어서 항력과 양력은 매우 중요한 요소로 작용하며 항공기의 속도에 따라 항력과 양력은 크게 변하게 된다. 첫째로 학부과정에서 배운 마하수에 따른 항력계수의 변화, 그 중에서도 마하수 1 이상에서의 항력계수 감소에 관한 이론을 살펴보고 EDISON_CFD를 이용하여 마하수에 따른 항력계수의 값을 실제로 측정해보고 비교해보았다. 두 번째로는 EDISON_CFD로 측정된 마하수에 따른 양력계수 값과 앞서 측정된 항력계수 값을 이용하여 NACA0012의 마하수에 따른 양력과 항력의비 (양항비)를 구하여 실제고도에서 비행 시 NACA0012의 적정 효율을 가지는 마하수를 알아보았다.

Key Words : 항력계수(Drag Coefficient), 양력계수(Lift Coefficient), 선형화이론(Linearized Theory), 양항비(Lift to Drag Ratio), 레이놀즈 수(Reynolds Number), 마하수(Mach Number)

1. 서 론

1.1 연구배경

항공기의 비행에 있어서 양력과 항력은 매우 중요한 요소로 작용한다. 비행 시 항공기가 받는 항력을 최소화 하고 최대의 양력을 얻어야 효율적인 비행이 이루어진다. 양력과 항력을 측정하기 위해서는 Lift Coefficient 와 Drag Coefficient를 알아야 하는데 이는 양력과 항력을 각각 동압과 면적의 곱으로 나눠 주는 것으로 정의된다. 마하수가 증가함에 따라 이러한 Cd(Drag Coefficient)와 Cl(Lift Coefficient)의 값이 변하게 되므로 마하수에 따른 Cd 와 Cl의 변화를 보고자 한다.

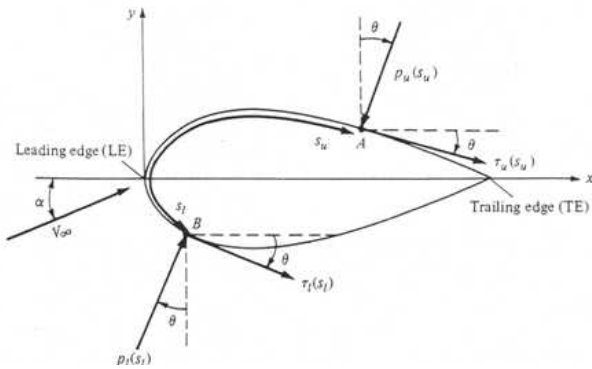
1.2 연구목표

본 연구에서는 학부과정에서 배운 마하수에 따른 항력계수의 변화를 이론적으로 살펴보고 EDISON 프로그램을 사용하여 실제 항력계수의 변화를 관찰해 보려한다. 그 중에서 초음속을 돌파한 후의 항력계수의 감소 원인에 대해 살펴보고 NACA0012의 실제 비행 고도에서의 양력과 항력을 비교해본 후 양항비에 따른 최적의 마하수를 살펴보려한다.

2. 본 론

2.1 배경이론

에어포일 주변으로 유동이 흐르게 되면 압력과 전단력을 구하면 Airfoil에 가해지는 Normal Force 와 Axial Force를 구할 수 있다. 이 값으로 우리는 에어포일의 항력과 양력을 구할 수 있다.



$$N' = -\int_{LE}^{TE} (p_u \cos \theta + \tau_u \sin \theta) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \cos \theta - \tau_l \sin \theta) ds_l$$

$$A' = \int_{LE}^{TE} (-p_u \sin \theta + \tau_u \cos \theta) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \sin \theta + \tau_l \cos \theta) ds_l$$

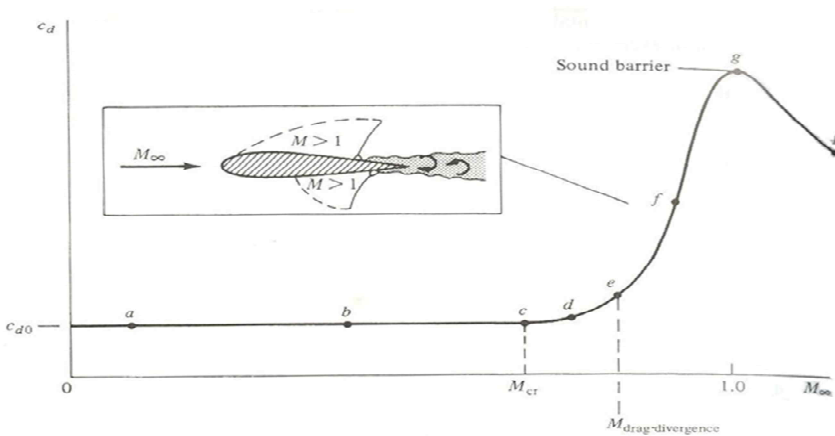
$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha$$

Fig. 1. Pressure and shear stress distributions over a two-dimensional body surface & Formula

항공기의 속도가 증가할수록 Airfoil이 받는 양력과 항력은 달라지며 Critical Mach number 에 도달하게 되면 Airfoil 표면에서의 마하수는 1을 넘게 된다. 마하수 1을 넘는 순간 충격파가 발생하며 그 와 동시에 항력도 증가하기 시작한다. 그 후 Drag-Divergence Mach number에 도달하게 되면 항력이 급격하게 증가하게 되고 이론상 Free-stream의 마하수가 1을 돌파하는 순간 음속장벽에 부딪치게 되며 최대 항력을 가지게 된다.

$$\text{linearized wave drag} \Rightarrow Cd = \frac{4}{\sqrt{M_\infty - 1}} (\alpha^2 + g_c^2 + g_t^2)$$



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

$$M_{dd} \Leftrightarrow \frac{\partial C_d}{\partial M} > 0.1$$

Fig. 2. Mach Number 에 따른 항력계수 변화

2.2 EDISON_CFD Setting

Table 1. CFD 계산조건

CFD 실험 조건	
Airfoil	NACA 0012
격자수(생성조건)	201×201(radius 15, 81 point)
Stretching Types	Airfoil(sinh), circle(Linear), Ruled surface(sinh)
End sell space	Airfoil(0.0001), circle(0.001), Ruled surface(0.0001)
경계조건	Viscous Adiabatic Wall
Solver	2D_comp 2.0
유동조건	Mach Number (코드길이 1M로 가정하고 계산) 0.3~0.7 (0.1Step), 0.7~1.05(0.05Step)
	Reynolds Number under Mach number condition
	AOA 3°
	Flow Type 1 : Turbulent Flow(난류계산)

2.3 3km에서의 Reynolds number 계산

실제 정확한 측정값을 얻기 위하여 보통의 항공기가 비행하는 조건인 3km에서의 마하수에 따른 Reynolds 수를 각각 계산하여 CFD 계산에 대입하였다.

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu}, M = \frac{V}{a}, a = \sqrt{\gamma RT} \quad (T = 268.65K, \rho = 0.9093Kg/m^3, \mu = 1.694 \times 10^{-5})$$

$$Re = M \frac{\rho L \sqrt{\gamma RT}}{\mu}$$

Table 2. Mach Number에 따른 Reynolds Number (단위 $\times 10^6$)

Mach No.	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.75
Reynolds No.	5.21	6.94	8.68	10.42	12.15	13.02
Mach No.	0.8	0.85	0.9	0.95	1	1.05
Reynolds No.	13.89	14.76	15.63	16.5	17.37	18.24

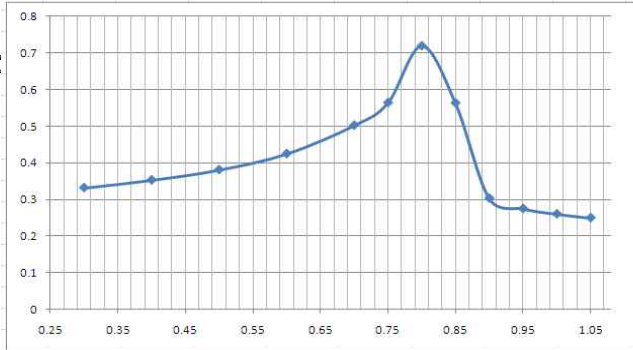


Fig. 3. Cl 곡선

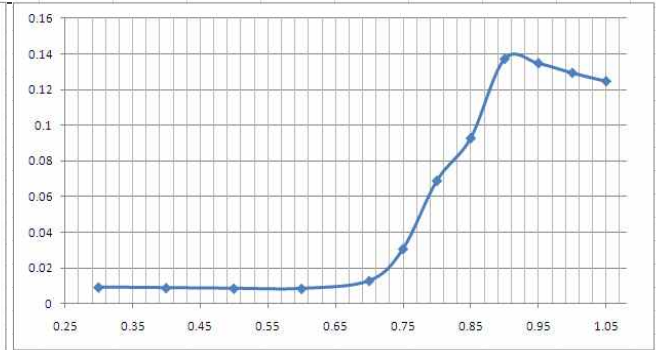


Fig. 4. Cd 곡선

EDISON_CFD로 얻은 양력계수와 항력계수의 값을 EXCEL 함수로 나타내었다 Fig.3을 보면 마하수에 따른 항력계수의 값을 볼 수 있는데 그 값은 0.8에서 최대치를 나타내었다. Fig.4를 보면 항력계수의 값과 변화를 볼 수 있는데 약 0.7(Mcr)부터 항력이 증가하기 시작하여 약 0.75(Mdd) 지점부터 급격하게 것이라는 예상과 다르게 항력계수의 최대 값은 약

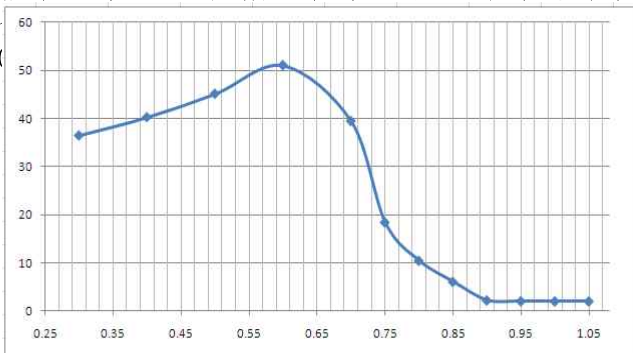


Fig. 5. L/D 곡선

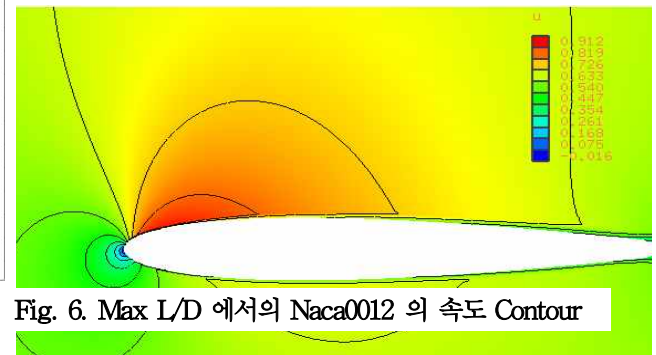


Fig. 6. Max L/D 에서의 Naca0012 의 속도 Contour

위에서 얻은 양력계수와 항력계수의 값으로 양력과 항력의 비(Lift/Drag)의 값을 마하수에 따라 나타내었다. Fig.5를 보면 양항비의 값은 천천히 증가하다 마하수 0.6에서 최대의 값을 얻었다. Fig.6 는 최대 양항비를 가지는 마하수에서의 속도 Contour를 나타낸 그래프 인데 최대 양항비는 Airfoil위의 흐름이

¹ Table 3. CFD 계산으로 인한 Mach Number에 따른 Cl, Cd 다.

Mach No.	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.75
Cl	0.332	0.353	0.381	0.425	0.502	0.564
Cd	0.0091	0.0088	0.0084	0.0083	0.0127	0.0306
Mach No.	0.8	0.85	0.9	0.95	1	1.05
Cl	0.719	0.563	0.303	0.275	0.260	0.250
Cd	0.0688	0.0927	0.1371	0.1347	0.1293	0.1246

3. 결 론

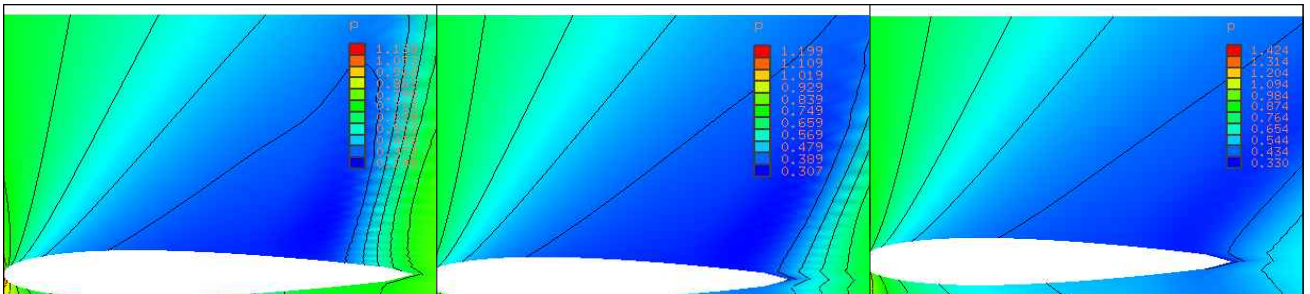


Fig. 7. Mach Number 0.85, 0.9, 1.05 (왼쪽부터) 에서의 압력 Contour

본 연구는 학부과정에서 배운 내용을 바탕으로 항력계수와 양력계수에 관한 이론을 정리하고 예측해보았으며 EDISON_CFD를 이용하여 실제 NACA0012의 양력계수와 항력계수의 값을 측정해보았다. Fig.7을 보면 Max Cd가 나타나는 과정을 볼 수 있다. 마하수가 증가함에 따라 Airfoil 위의 유동의 속도가 증가하면서 충격파가 생겼다. 최대 항력계수에 도달하기 전인 마하수 0.85에서의 압력 그래프를 본다면 Airfoil 뒷부분에서 충격파로 인해 압력이 높아지는 것을 볼 수 있다. 압력이 높아진다는 것은 흐름을 방해하고 항력이 증가한다는 의미이다. 최대 항력계수에 도달하면 압력이 높아지는 부분이 Airfoil의 끝부분까지 이동하여 더 이상 항력이 증가하지 않음을 볼 수 있다. Airfoil 뒤쪽의 격자가 세밀하게 만들어지지 않아서 정확한 데이터를 얻기 힘들지만 앞에서 얻은 데이터를 바탕으로 신뢰성 있는 결과를 얻을 수 있었다. 또 EDISON_CFD로 얻은 데이터로 양항비를 계산해본 결과 1m의 코드길이를 가지는 NACA 0012의 Airfoil은 마하수 0.6에서 최대 양항비를 가지는 것으로 보인다. 그러므로 3Km 상공에서 NACA 0012의 가장 효율적인 마하수는 0.6임을 알 수 있다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부 첨단 사이언스, 교육 허브개발사업(2011-0020560)지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) John D. Anderson, Jr., 2005. 06. "Fundamentals of Aerodynamics Fourth Edition", Mcgraw.Hill, International Edition
- (2) Jiyuan Tu, Guan Heng Yeoh, Chaoqun Liu, 2008, "Computational Fluid Dynamics - A Practical Approach" Elsevier
- (3) <http://www.edison.re.kr/>