

EDISON CFD를 이용한 NACA00xx 시리즈의 공력특성 연구

A Study of Aerodynamic Characteristics of NACA00xx series with Edison CFD

박서행^{1*}, 김민기¹
안동대학교 기계공학과¹

초 록

익형의 형상이 대칭인 NACA00xx 시리즈의 두께 비 변화에 따른 익형의 공력 특성을 조사하였다. 익형주위의 유동을 2D-압축성 유동으로 가정하여 비선형 유동방정식인 2D-Comp-2.0 solver를 사용하여 수치해석을 수행하였다. 주어진 두께 비에 대한 mesh study를 수행하고 수치해석의 결과는 Fluent 6.3의 수치해석 결과와 비교 분석하였다. 또한 선택된 최적의 mesh size를 이용하여 익형의 두께비에 따른 양력계수와 항력계수를 비교 분석하였다. 수치해석 결과로부터 익형의 두께비가 증가할수록 양력계수와 항력계수는 증가하였으며, 또한 받음각의 크기에 따른 익형의 공력특성은 받음각이 증가할수록 양력계수와 항력계수는 증가하였다. 일반적으로 익형의 두께비가 증가하면 shock wave의 강도는 증가하고, shock wave의 위치는 익형의 끝단으로 이동한다. 본 연구에서는 NACA00xx 시리즈의 공력특성에 대한 이해뿐만 아니라 Edison CFD 코드를 이용하여 얼마나 우리가 정확하게 공력해석을 수행할 수 있는지에 중점을 두었다.

1. 서론

1.1 연구배경

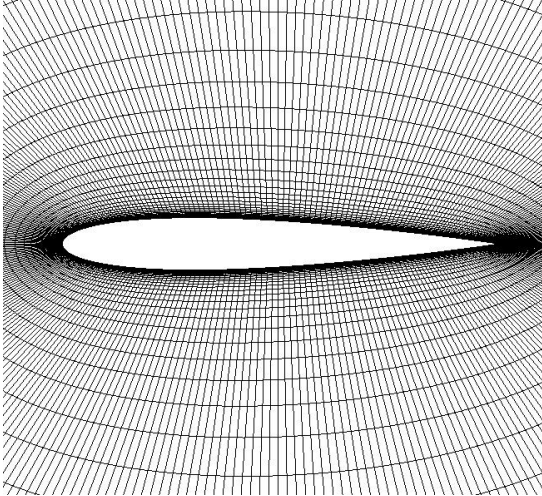
현재의 시대가 오기까지 항공기의 경제성을 높이기 위해 비행기 익형에 대한 많은 연구와 개발을 거듭해왔다. 하지만 현재에는 큰 발전은 이루어지기 힘든 시대에 접하게 되었다. 그리고 이러한 장애물을 뛰어넘는 것이 우리의 과제이다. 항공기의 익형을 공기의 유동 조건에 대한 디자인 설계와, 유동해석은 이러한 많은 개발을 함에 있어 필수적인 요소이다. 이장창[1]은 Sonic Arc 형상함수와 NACA0012 형상 data 그리고 상용 프로그램 Maple을 이용하여 새로운 수정 Sonic Arc 익형을 설계하였다. 이러한 익형을 설계하기 위해서는 윗면과 아랫면이 대칭으로 이루어진 NACA00XX 시리즈를 이해하는 것은 익형에 대한 첫 발걸음을 뛰는 것으로 Airfoil의 비행원리를 이해함에 앞서 꼭 필요한 단계이다.

1.2. 연구목표

본 연구에서는 각각 NACA00XX 시리즈가 받음각에 대해 어떻게 영향을 받는지 알아보려고 한다. 사용된 익형은 NACA0009, NACA0012, NACA0015, NACA0018이며, 두께비에 대해 Shock wave는 어떻게, 어느 지점에서 발생하는지 알아보고, 받음각에 대한 C_p, C_L, C_D 는 어떻게 변하는지 이해한다. 끝으로 해석이 바르게 수행되었는지 다른 해석프로그램을 이용해 비교 분석하는 것에 목표를 둔다.

2. 본 론

2.1 해석모델



NACA0012 Model의 격자

NACA00XX

(0: 최대 캠버가 시위길이의 0%,

0: 최대 캠버가 LE에서 시위길이의 40%인 곳에 위치

XX: 최대 두께가 시위길이의 15%)

로서 NACA00XX 시리즈는 오직 두께비만 고려한 모델이 된다. 양력과 항력을 공력(空力, aerodynamic force)이라 하는데 공력은 공기 중을 지나는 물체와 공기와의 상호작용(motion)에 의해 발생하는 기계적인 힘으로 정의한다. 양력이나 항력인 공력은 베르누이 방정식에서 보여주는 바와 같이 공기흐름의 운동에너지로부터 얻어지는 동압에 의해 크게 좌우될 뿐 아니라 날개의 형태나 크기, 공기흐름의 특성 등에 의해 결정된다. 따라서 날개 단면인 에어포일에 작용하는 양력과 항력 그리고 이를 계수화한 양력계수(lift coefficient)와 항력계수(drag coefficient) 식은 다음과 같다.[1]

$$l = \frac{1}{2} \rho V^2 c C_l \rightarrow C_l = \frac{l}{\frac{1}{2} \rho V^2 c} \quad (1)$$

$$d = \frac{1}{2} \rho V^2 c C_d \rightarrow C_d = \frac{d}{\frac{1}{2} \rho V^2 c} \quad (2)$$

(l : 양력, d : 항력, ρ : 밀도, V : 흐름의 속도, c : 시위선의 길이, C_l : 양력계수, C_d : 항력계수)

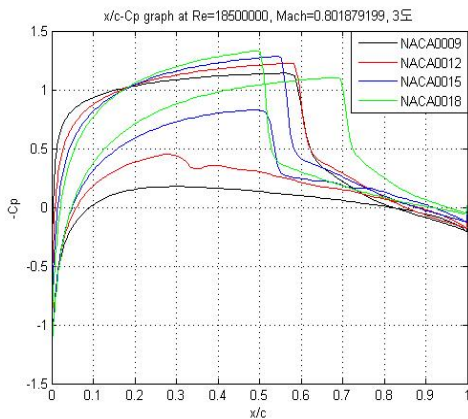
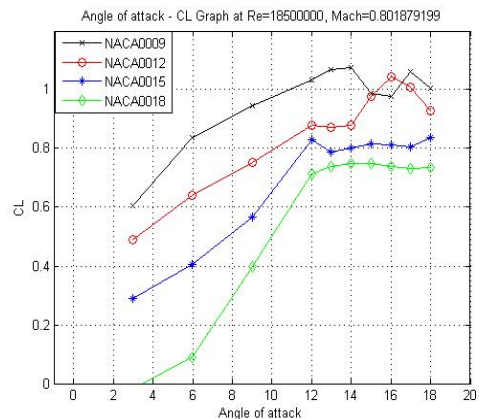
를 통해 항력계수와, 양력계수를 구할 수 있다.

Table 1. 실험값과 Fluent 값 비교

experiment		fluent	
받음각	양력계수	받음각	양력계수
1	0.110077	1	0.11053
2	0.219832	2	0.221528
3	0.329432	3	0.332441
4	0.438608	4	0.443021
5	0.546098	5	0.552857
6	0.65015	6	0.661592
7	0.745798	7	0.768902
8	0.846772	8	0.874285
9	0.945855	9	0.977149
10	1.042249	10	1.076919
11	1.135893	11	1.172539
12	1.238223	12	1.2633
13	1.320409	13	1.346572
14	1.393706	14	1.420635
15	1.454213	15	1.4875
16	1.501108	16	1.528101
17	1.54263	17	1.553841
18	1.5807	18	1.536723
19	1.506299	19	1.407029
20	1.375192	20	1.01363

2.2 수치해석

NACA00XX 시리즈에 대한 유동해석을 수행하였다. 격자 생성은 쉽고 빠르게 많은 자료를 얻기 위한 O type으로 수행하였고, 익형은 viscous wall, 원방 경계조건은 Far field의 경계조건을 사용하였으며 Far field의 크기는 익형의 10배로 하였다. 이 때에 공기의 압력과 온도는 표준압력과 표준온도인 1atm과 288k, 코드길이는 1m로 가정하였다.

Fig. 1. NACA00XX에 대한 C_p 변화Fig. 2. 받음각에 대한 NACA00XX의 C_L 변화

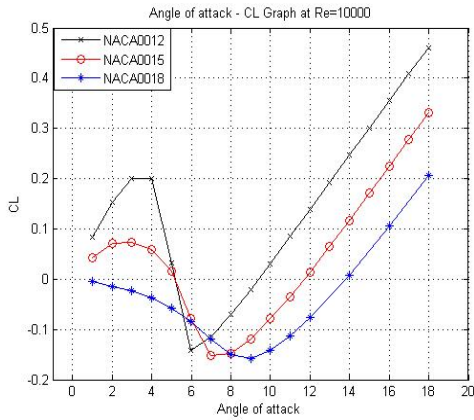


Fig. 3. 받음각에 대한 NACA00XX의 C_L 변화 [3]

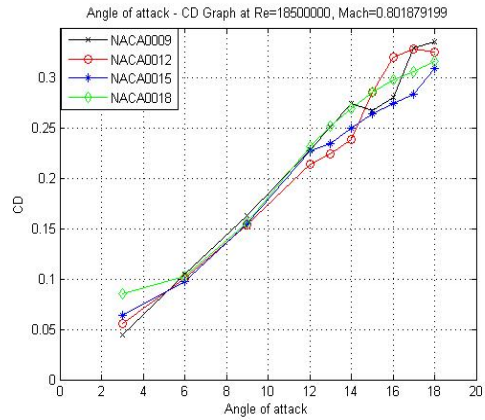


Fig. 4. 받음각에 대한 NACA00XX의 C_D 변화

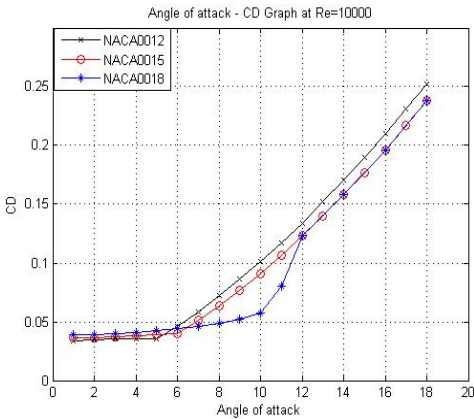


Fig. 5. 받음각에 대한 NACA00XX의 C_D 변화 [3]

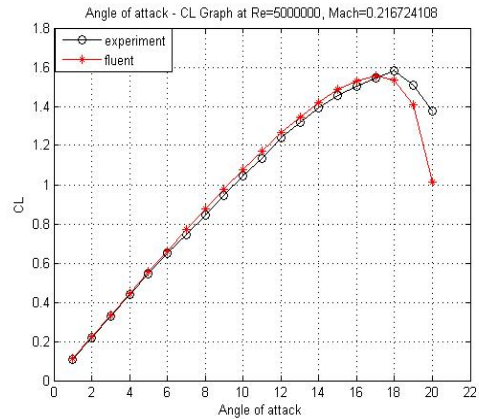


Fig. 6. 받음각에 대한 비교 C_L 변화 [3]

먼저 Shock Study를 통해 Shock wave가 익형의 중단에서 일어나는 Re number와 Mach number를 찾고 Mesh Study를 통해 정확성을 올렸다. Mesh Study는 라인의 격자 조밀도를 0.00001까지 늘이고, Airfoil의 격자수를 늘여가며 격자수 20000~30000개까지 진행하였다. 그 결과 Re Number = 18500000, Mach Number = 0.801879199 결과 값을 선택하게 되었다.

Fig.1을 보면 익형의 두께비가 커질수록 압력계수는 커진다는 것을 나타내었다. 거의 음속에 가까운 큰 Mach number를 가지면서 NACA0015, NACA0018은 익형의 윗면뿐만 아니라 아랫면에서도 Shockwave가 발생하고 있다. Mach number에 의해 두께비가 커짐에 따라 익형의 아랫면까지 임계마하수가 생기는 것을 알 수 있다. 여기서 임계마하수란 비행중인 비행기를 주위의 공기흐름이 가장 빠른 곳에서의 마하수가 1에 도달할 때의 비행 마하수를 말한다.[1] NACA00XX 시리즈에 받음각 3,6,9,12,13,14,15,18도에 대한 양력계수와 항력계수 값을 비교하였다.

Fig.2에서는 NACA00XX 시리즈의 받음각에 대한 양력계수의 변화를 각각 나타내고 있다. 받음각의 증가에 따라 양력계수는 증가하고 있고, 약 12도 지점에서부터는 받음각의 증가에 양력계수가 감소하고 있다. 이것은 약 12도 지점 이상부터 익형 윗면의 와류로 인하여 흐름의 분리가 생기고, 그로 인하여 압력이 높아져 생기는 실속이 작용했음을 보여준다. 두께비의 증가에는 양력계수가 감소하는 것을

제 2회 첨단 사이언스·교육 허브 개발(EDISON) 경진대회

볼 수 있다.

Fig.3은 기존에 있는 논문 값 Re number = 10000, Mach number=0.000433448 저속 비행의 받음각에 대한 양력계수의 그래프를 나타낸다. 이 또한 두께비와 받음각에 대한 양력계수의 상관관계가 Fig.2와 비슷하다는 것을 알 수 있다.

Fig.4에서는 NACA00XX 시리즈의 받음각에 대한 항력계수의 변화를 각각 나타내고 있다. 두께비의 증가와, 받음각의 증가에 따라 항력계수는 직선적으로 증가하고 있다. 이것은 받음각이 커질수록 공기의 저항을 많이 받으므로 받음각과 항력계수는 비례함을 나타낸다.

Fig.5에서는 기존에 있는 논문 값 Re number = 10000, Mach number=0.000433448 저속 비행의 받음각에 대한 항력계수의 그래프를 나타내었다. 이 또한 마찬가지로 두께비와 받음각에 대한 항력계수는 Fig.4 와 같은 상관관계를 가지고 있다는 것을 보여주고 있다.

Fig.6에서는 비압축성 유동, Re Number=5000000인 경우 NACA0012 익형에 대한 받음각과 양력계수 사이의 상관관계를 같은 조건으로 다른 해석프로그램인 Fluent로 해석한 값과 비교한 것을 나타내었다. 실험값에서는 19도에서 실속이 일어났지만 Fluent에서는 18도에서 실속이 일어나고 있다.

3. 결 론

각각 NACA00XX 시리즈가 받음각에 대해 각각의 계수들이 어떻게 영향을 받는지 알아보았다. 익형의 두께비와 항력계수는 비례관계지만 그와 반대로 양력계수와는 반비례 관계를 가졌다. 받음각과 양력계수, 항력계수의 상관관계는 비례함을 보였다. 이것은 두께비 9~12%까지는 최대 양력계수가 커지지만 그 이상의 두께 비에서는 오히려 작아진다는 것을 알 수 있었다. 이를 검증하기 위해 논문 자료를 참조로 하여 비교 하여 보았을 때, 받음각, 두께 비 대한 양력계수, 항력계수의 상관관계는 같게 나온다는 것을 알 수 있었다. 익형에 대한 받음각과 양력계수 사이의 상관관계를 Fluent로 해석한 값과 비교한 결과 비록 실속이 일어나는 받음각의 오차는 1도 정도 있었지만, 각 받음각에 대한 값의 오차는 많이 없었고, 최대 양력계수의 오차는 1.699% 발생한 것을 보아 정확한 결과 값을 얻을 수 있었다. 이로써 Airfoil의 가장 기본이 되는 NACA00XX 시리즈의 해석을 수행하였다.

후 기

본 논문은 2013학년도 제2회 첨단 사이언스·교육·허브 개발 사업 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) 이장창, 2012.1.27., "수정 Sonic Arc 익형의 저속 공력특성", 한국항공우주학회지, 제 40권 2호, pp.139~143.
- (2) 한국항공우주학회, 2005, "항공우주학개론", 경문사, 제5판, pp. 47~55.
- (3) Robert E. Sheldahl, Paul C. Klimas, 1981, "Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamics Analysis of Vertical Axis Wind Turbines", Sandia National Laboratories, pp.13~41.