

익형 뒷전 형상이 날개 공력 특성에 미치는 영향

김 왕 현, 류 기 명, 김 병 수*

충남대학교 항공우주공학과

STUDY ON THE EFFECTS OF AIRFOIL TRAILING EDGE SHAPE ON THE WING AERODYNAMICS

W.H. Kim, G.M. Ryu and B.S. Kim*

Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam National Univ.

In the paper, a study on the analysis of the effects of trailing edge thickness on the aerodynamic characteristics of an airfoil is described. In this research, modification of the formula representing NACA symmetric airfoil is studied to change the airfoil shape with different trailing edge thickness of user's choice. According to the result of aerodynamic characteristics, as the trailing edge thickness increases the maximum lift coefficient increases while the lift-to-drag ratio decreases. In this paper flow calculation results are demonstrated and the analysis on those results and findings on the effects of non-zero thickness of trailing edge are suggested.

Key Words : 대칭익형(Symmetric Airfoil), 양항비(Lift-to-Drag Ratio), 최대양력계수(Maximum Lift Coefficient), 뒷전 두께(Trailing Edge Thickness), 양력곡선기울기(Lift Curve Slope)

1. 서 론

Airfoil은 비행기 날개의 단면으로서, 윗면과 아랫면의 압력 차이로 인하여 양력이 발생하게 된다. 비행기의 무게를 들어 올리기 위한 양력을 발생시키기 위하여 Airfoil을 사용하는데, 비행기의 특성에 맞는 최적의 효율을 갖도록 하는 Airfoil을 선정하기 위해 많은 연구를 수행하게 된다. 일반적으로 Airfoil을 보게 되면 뒷전이 뾰족한 형상을 갖는 것을 확인할 수 있다. 그러나 실제로 제작의 편의성 및 구조적 강도를 높게 가져가기 위하여 뾰족한 뒷전 형상을 그대로 반영하지 않고, Fig. 1과 같이 유한한 뒷전 두께를 가지는 날개를 제작하는 것을 볼 수 있다. 이렇게 뒷전에 유한한 두께를 갖는 Airfoil은 정확하게 어떠한 이론적 근거에 의해 공력적인 효과를 발생시키는지 명확하게 정의되어 있지 않고, 각 연구마다 실험 결과를 바탕으로 조금씩 다른 결론을 가지는 것을 확인하였다. 그리하여 본 연구에서는 Airfoil이 뒷전 두께를



Fig. 1 Wing with finite trailing edge thickness

가질 때의 공력특성이 어떠한지 알아내기 위하여 유동해석을 수행하였고, 이에 따른 장단점이 각각 어떠한지 확인해 보았다.

2. 연구 방법

2.1 익형 형상 정의

본 연구에서는 NACA0012 Airfoil을 이용하여 해석을 진행하였다. 먼저 뒷전 두께를 가지는 Airfoil 형상을 생성하는 수

Received: November 26, 2014, Revised: December 19, 2014,
Accepted: December 21, 2014.

* Corresponding author, E-mail: kbskbs@cnu.ac.kr

DOI http://dx.doi.org/10.6112/ksfce.2014.19.4.075

© KSCFE 2014

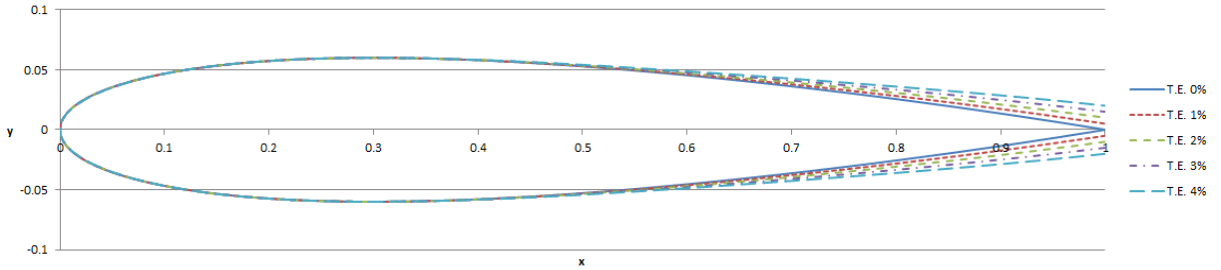


Fig. 2 NACA0012 geometry with trailing edge thickness

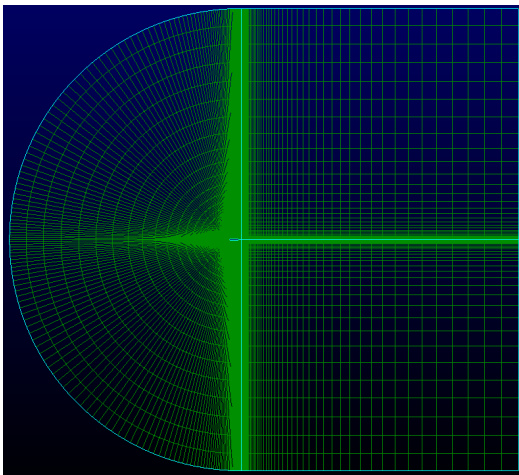


Fig. 3 C-type grid shape

식을 이용할 필요가 있다. Eastman et al.[1]의 보고서에서 식 (1)을 통해 기본 NACA Symmetric Airfoil 형상이 어떻게 생성 되어지는지 확인할 수 있었다.

$$\pm y = a_0 \sqrt{x} + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4 \quad (1)$$

1. Maximum ordinate 0.1 at 0.3 chord

$$x = 0.3 \quad y = 0.1 \quad dy/dx = 0 \quad (2)$$

2. Ordinate at trailing edge

$$x = 1 \quad y = 0.002 \quad (3)$$

3. Trailing edge angle

$$x = 1 \quad dy/dx = -0.234 \quad (4)$$

4. Nose shape

$$x = 1 \quad y = 0.078 \quad (5)$$

식 (2)-(5)는 NACA0020 Airfoil을 생성하는 수식의 계수를 구하기 위한 방정식을 만들기 위해 정해 놓은 수치들이다. 식 (1)과 식 (4)는 NACA0012에 맞게 수치들을 축소시켜주고, 식 (2)-(3)에서는 각각의 뒷전 두께에 맞는 수치들을 구해서 넣어 주면 된다. 이를 바탕으로 Chord 길이의 0%에서 4%까지의 뒷전 두께를 갖는 Airfoil 형상에 대한 수치를 방정식에 대입 하여 각각의 수식을 알아내었다.

Table 1은 구해진 수식의 각 계수들을 뒷전 두께에 따라 나타낸 것이다. 뒷전 두께가 늘어날수록 각각의 동일한 계수 들끼리 일정한 간격에 따라 서로 증가하거나 감소하는 것을 확인할 수 있었다.

Fig 2는 위의 계수들을 이용하여 얻어진 뒷전 두께가 서로 다른 Airfoil들의 형상을 나타낸 것으로서, Airfoil 간에 어느 정도의 형상 차이가 있는지 확인해 보았다. 모든 형상들은 Chord 의 30% 지점에서 최대 두께를 가지고, 앞부분에서의 형상을 최대한 그대로 유지하여 뒷전의 두께가 변하여도 Airfoil이 가지고 있는 본연의 공력특성이 거의 변함이 없도록 하였다.

2.2 격자 생성

격자는 Fig 3와 같은 C 타입의 2D 정렬격자이다. Chord 길이의 0%에 해당하는 뒷전 두께를 갖는 Airfoil의 경우에는 총 35,000개의 격자 개수를 가지고, 뒷전 두께를 가지는 경우

Table 1 NACA0012 airfoil geometry formula coefficient

	a_0	a_1	a_2
T.E. 0%	0.17843	-0.07740	-0.20373
T.E. 1%	0.17666	-0.06947	-0.23138
T.E. 2%	0.17488	-0.06153	-0.25903
T.E. 3%	0.17311	-0.05360	-0.28669
T.E. 4%	0.17134	-0.04567	-0.31434
	a_3	a_4	
T.E. 0%	0.15843	-0.05573	
T.E. 1%	0.20419	-0.07500	
T.E. 2%	0.24996	-0.09428	
T.E. 3%	0.29573	-0.11355	
T.E. 4%	0.34150	-0.13283	

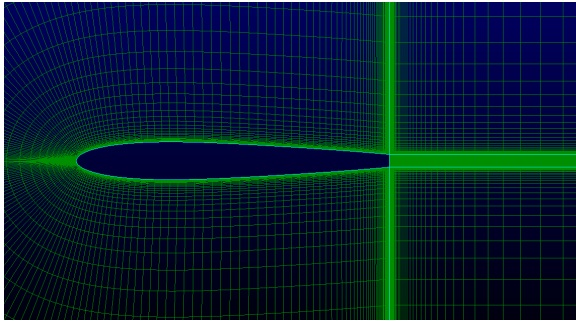


Fig. 4 NACA0012 with 4% trailing edge thickness

에는 Fig. 4와 같이 Airfoil 뒤쪽으로 하나의 블록을 추가로 생성하여 최대 뒷전 두께인 4%에서는 총 57,500개의 격자 개수를 가진다. 각각의 뒷전 두께에 따라 총 5가지의 격자를 생성하였고, 뒷전 부근의 블록을 제외한 나머지 부분에서의 격자 형상은 최대한 동일하도록 하였다. Table 2를 통하여 격자의 주요 정보를 명시하였다. 격자의 크기는 Chord 길이의 약 20 배 정도로 하였고, 점성 해석을 위한 y^+ 를 1이하로 하여 첫 격자 간격을 결정하였다. 뒷전 두께가 있는 Airfoil의 격자를 생성할 시에 뒤쪽 블록에 격자가 부족하면 해석 시 수렴이 잘 되지 않기 때문에 충분히 많은 격자가 생성되도록 하였다. 격자 생성은 상용 프로그램인 Pointwise를 이용하였다.

2.3 유동 조건 및 해석자 설정

유동해석은 Navier-Stokes equation을 사용하는 상용 프로그램인 FLUENT를 이용하여 진행하였다. 해석의 신뢰성 검증을 위해 사용된 Charles[2]의 연구 결과를 바탕으로 유동 조건을

Table 2 Grid system

Program	Pointwise
Chord length	1
X range	-19 ~ 25
Y range	-20 ~ 20
y^+	< 1
Total cell	Min.35,000 ~ Max.57,500

Table 3 Solver setting

Code	FLUENT ver. 15.0
Mach number	0.15
Reynolds number	3,990,000
Type	Pressure-based
Time	Steady
Viscous model	$k-\omega$ SST
Discretization scheme	QUICK

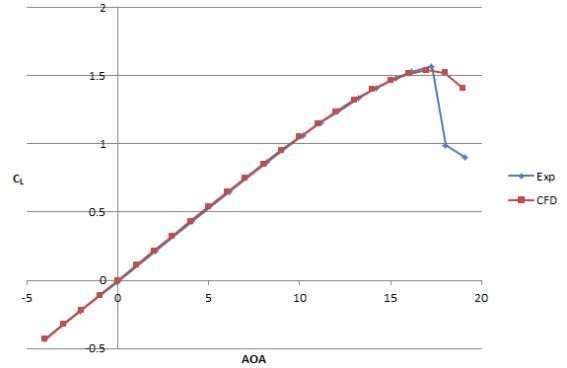


Fig. 5 Lift coefficient comparison

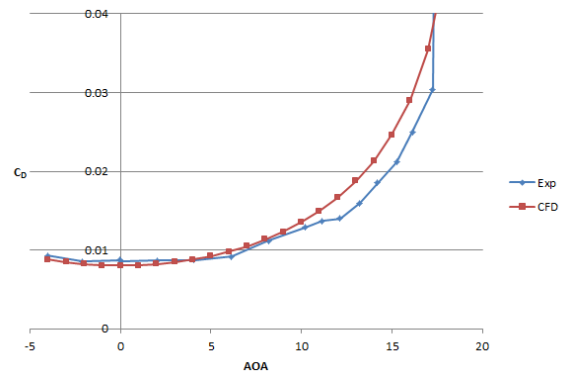


Fig. 6 Drag coefficient comparison

결정하였다. 0.15의 Mach 수와 3,990,000의 Reynolds 수를 가지며, 각각 -4° 부터 19° 까지 1° 간격으로 해석을 진행하였다. 난류 모델은 $k-\omega$ SST를 사용하였고, 해석자에서 속도 및 물성치 등의 입력 변수를 알맞은 값으로 설정하여 실험 조건으로 사용된 Mach 수 및 Reynolds 수와 최대한 일치하도록 하였다. Table 3와 같이 세부 설정을 수행하였다.

3. 연구 결과

해석의 신뢰성 검증을 위하여 Fig. 5와 Fig. 6를 통해 뒷전 두께가 Chord 길이의 0%인 NACA0012 해석 데이터를 Charles[2]의 실험 데이터와 서로 비교해보았다. 양력계수의 경우에는 실속 부근에서 약간의 차이가 있지만 거의 비슷한 값을 나타냈고, 항력계수의 경우에는 비록 받음각이 커지면서 많은 차이가 발생하였지만 낮은 받음각에서는 어느 정도 일치하였다. Table 4를 통하여 해석 데이터와 실험 데이터 간의 차이를 나타내었다. 이로써 뒷전 두께에 따른 Airfoil 간의 경향성을 충분히 비교할 수 있을 것으로 판단하였다.

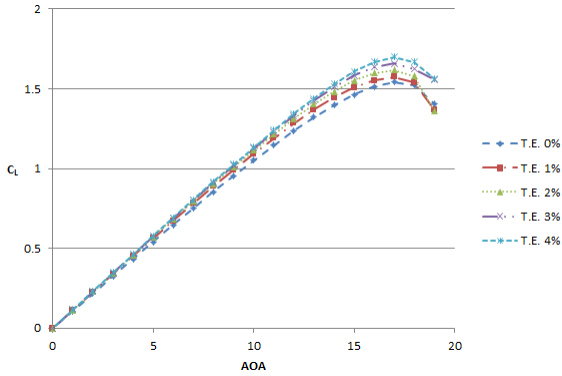


Fig. 7 Lift coefficient with trailing edge thickness

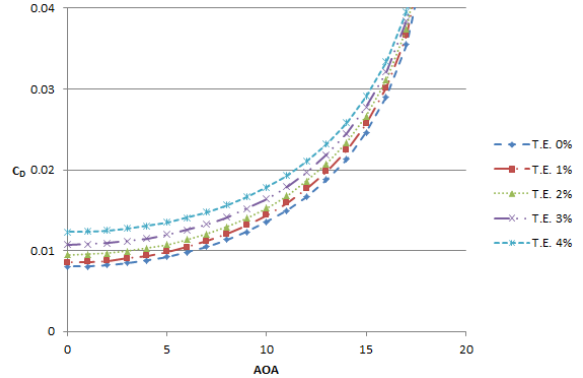


Fig. 8 Drag coefficient with trailing edge thickness

다음으로는 뒷전 두께를 늘려가며 반복해서 해석을 진행하였고, 이 때 뒷전 두께에 따른 Airfoil의 공력특성이 서로 어떠한 차이를 보이는지 비교하였다. 그 결과 Fig. 7을 보면 알 수 있듯이, 뒷전 두께가 증가하면서 양력곡선기울기가 전체적으로 증가함에 따라 양력계수의 증가가 발생하게 되었다. Table 5를 통하여 뒷전 두께가 증가하면서 변화하는 양력곡선기울기를 비교하였다. 그리고 뒷전 두께에 따른 최대양력계수 및 실속각을 정리한 Table 6를 통하여 뒷전 두께가 증가할수록 더욱 높은 최대양력계수를 가지지만 실속각은 그대로 유지되는 것을 확인할 수 있었다. 반면 Fig. 8과 Table 7을 보면 알 수 있듯이, 뒷전 두께가 증가할수록 양력계수가 증가하는

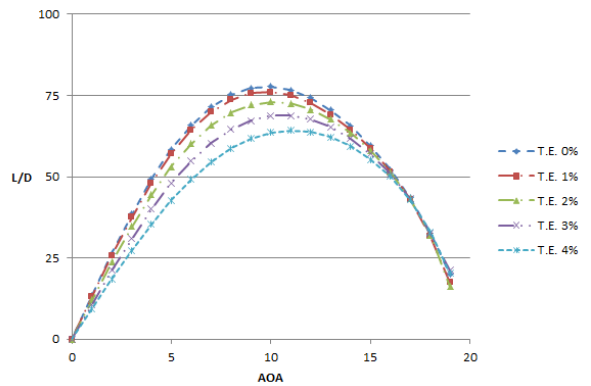


Fig. 9 Lift-to-drag coefficient with trailing edge thickness

Table 4 Aerodynamic coefficient comparison

Coefficient type	Exp	CFD	Error(%)
C_D at AOA 0°	0.00864	0.00802	7.15
C_D at AOA 4°	0.00872	0.00880	0.91
C_L at AOA 12°	1.2413	1.2376	0.30
C_{Lmax} at AOA 17°	1.5692	1.5411	1.79

Table 5 Lift curve slope comparison

T.E. thickness	Lift curve slope
0%	0.1049
1%	0.1107
2%	0.1127
3%	0.1138
4%	0.1144

Table 6 Maximum lift coefficient

T.E. thickness	Max. C_L	AOA
0%	1.541	17°
1%	1.574	17°
2%	1.617	17°
3%	1.659	17°
4%	1.698	17°

만큼의 항력계수 또한 증가하게 되어 전체적으로 보았을 때, 양항비는 Fig. 9과 같이 상대적으로 낮은 값을 갖게 되는 것을 알 수 있었다. 뒷전 두께가 증가할수록 최대 양항비가 형성되는 받음각이 조금씩 증가하는 현상을 나타냈고, 이를 Table 8에 명시하였다.

Table 7 Drag coefficient at zero AOA

T.E. thickness	C_D at AOA 0°
0%	0.00802
1%	0.00856
2%	0.00948
3%	0.01074
4%	0.01231

Table 8 Maximum lift-to-drag

T.E. thickness	Max. L/D	AOA
0%	77.75	10°
1%	76.07	10°
2%	73.04	10°
3%	68.79	11°
4%	64.29	11°

4. 결 론

본 연구에서는 CFD 해석을 통하여 뒷전 두께를 가지는 Airfoil의 공력특성을 비교 및 분석하였다. 본 연구에 의하면 Airfoil의 뒷전 두께가 증가할 때, 양력계수 및 양력곡선기울기가 전체적으로 증가하여 더욱 높은 최대양력계수를 갖게 되는 장점을 보였다. 하지만 그만큼 항력계수 또한 증가하기 때문에 최대 양항비가 감소하는 단점을 보였다. 뒷전 두께가 증가할수록 최대 양항비가 형성되는 받음각이 조금씩 높아지는 현상도 확인할 수 있었다. 양항비의 경우 뒷전 두께가 0%와 1% 간에는 많은 차이를 보이지 않았지만, 그 밖의 경우에는 많은 차이를 보였다. 따라서 항공기의 운용 목적에 따라 Airfoil의 뒷전에 적절한 두께를 주어 날개를 제작한다면 공력적으로 이익을 얻을 것으로 사료된다.

후 기

이 연구는 충남대학교 학술연구비에 의해 지원되었음.

Note

This paper is a revised version of a paper presented at the

APISAT 2014, Shanghai, China, Sep. 23-26, 2014.

References

- [1] 1935, Eastman, N.J., Kenneth, E.W. and Robert M.P., "The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel," *National Advisory Committee for Aeronautics*, Report No.460.
- [2] 1988, Charles, L.L., "Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Number on the Low Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA0012 Airfoil Section," *NASA Langley Research Center*, Hampton, Virginia, USA.
- [3] 2011, Juan, P.M. and Alvaro, P., "CFD Analysis of Blunt Trailing Edge Airfoils Obtained Several Modification Methods," *Universidad de los Andes, Bogota D.C., Colombia. Rev.ing. ISSN.0121-4993. Enero-junio de*, pp.14-24.
- [4] 2003, Standish, K.J. and Vandam, C.P., "Analysis of Blunt Trailing Edge Airfoils," *Department of Mechanical Aeronautical Engineering*, University of California, Davis, Nevada, USA.