

Kline-Fogleman Airfoil의 공력특성 연구

Study on Aerodynamic Characteristics of Kline-Fogleman Airfoil

노나현^{1*}, 김해성¹, 오세종¹
부산대학교 항공우주공학과¹

초 록

NACA 계열 익형의 경우 양력 계수와 양항비는 레이놀즈수가 낮아질수록 감소하는 경향을 보이기 때문에 초소형 항공기에 적용이 어렵다. 따라서 저레이놀즈수 영역에서 높은 양항비를 가지는 익형의 개발이 필요하다. 이에 본 연구에서는 원격 조종 비행기에서 사용되고 있는 KF Airfoil이 저레이놀즈수 영역에서 효율이 좋을 것이라 기대되어 연구를 수행하였다. EDISON CFD와 Fluent를 이용하여 $3 \times 10^3 \sim 3 \times 10^6$ 레이놀즈수 범위에서 KF Airfoil의 공력계수 해석을 수행하였다. 그 결과 $8 \times 10^3 \sim 1 \times 10^5$ 레이놀즈수 영역에서 양항비가 향상되었고 1×10^4 영역에서는 최대 37.3% 향상된 양항비를 확인하였다.

Key Words : Kline-Fogleman Airfoil, EDISON CFD, Reynolds Number

1. 서 론

오늘날의 공학은 다양화의 연속이라 할 수 있으며 이에 항공기 또한 다양한 유동조건에서 운용되고 있다. 더불어 레저와 군사적인 목적으로 소형 항공기의 개발이 활발히 진행되고 있다. 소형 항공기는 무인 비행기(Unmanned Aerial Vehicle : UAV)로 시작하여 현재는 초소형 항공기(Micro Air Vehicle : MAV)에 이르기까지 점점 소형화되고 있다. 그러나 참고문헌⁽¹⁾에 의하면 일반적으로 널리 사용되고 있는 NACA 익형에 있어 레이놀즈수가 낮아질수록 양력 계수는 낮아지고 항력 계수는 높아진다. NACA익형의 양항비는 레이놀즈수가 낮아질수록 감소하기 때문에 익형을 그대로 초소형 항공기에 적용한다면 보다 많은 익면적이 필요하게 되고 따라서 소형화의 어려움이 발생하게 된다. 이러한 문제를 보완하기 위해 낮은 레이놀즈수에서 운용되는 초소형 항공기의 운용조건에 적합한 익형의 개발이 요구되고 있다.

Kline-Fogleman Airfoil(이하 KF Airfoil)은 Richard Kline과 Floyd Fogleman에 의해 개발된 익형으로 종이 비행기(paper airplane)에 적용하기 위해 개발되었고 이를 응용하여 오늘날에는 주로 낮은 레이놀즈수 영역에서 운용되는 원격 조종 비행기(Radio Controlled plane : RC)에서 사용되고 있다⁽²⁾. KF Airfoil 주위의 유동 Fig. 1에 따르면 step에서 가까운 부분은 박리되어 회전하는 유동에 의해 압력이 낮아지고, 먼 부분은 재부착하는 과정에서 생기는 유체의 운동량 변화에 의해 압력이 높아지게 된다. 따라서 step의 뒷부분은 기본 익형보다 높은 압력을 내게 되고 양력계수 값이 커짐에 따라 더 높은 양항비를 나타내게 된다⁽³⁾.

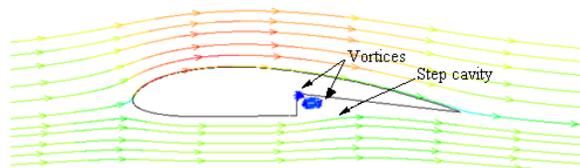


Fig. 1. KF Airfoil 주위의 유동⁽¹⁾

본 논문에서는 낮은 레이놀즈수 영역에서의 양항비 향상을 목적으로 EDISON_CFD를 이용하여 KF Airfoil 해석을 수행하였다. 순환조건인 받음각 0° 와 4° 에서 KF Airfoil의 양항비와 양력기울기 등의 공력성능 변화를 기본 익형과 비교하여 분석하였다.

2. 본 론

2.1 익형 형상 및 해석 조건

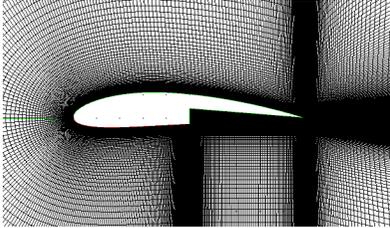


Fig. 2. KF Airfoil의 형상

본 논문에서는 KF Airfoil의 공력성능을 분석하기 위해 Ranganadhan Voona의 선행 연구⁽⁴⁾를 참조하여 NACA4415를 기본 익형으로 하며 chord 길이의 0.5 지점에서 두께의 50%를 자른 KF Airfoil 준 형상으로 익형을 선정하였다. 일반적인 항공공기의 순항 조건인 0°와 4°의 받음각 조건에서 레이놀즈수에 따른 KF Airfoil과 NACA4415 기본 익형의 양항비 변화를 관찰하였다.

해석 격자는 EDISON_CFD에서 제공하는 격자생성 프로그램인 eMega와 Pointwise를 활용하여 C-type으로 구성하였으며 step과 날개 뒷전에 조밀하게 생성하여 보다 정확한 계산을 가능하게 하였다. MAV의 속도가 저속이라는 것을 고려하여 비압축성 조건에서 해석하였으며, step에서의 박리와 재부착 과정을 해석하기 위해 난류 모델은 EDISON CFD와 같은 $k-w$ SST, 공간차분은 Second Order Upwind를 사용하였다. 유동의 입출구 경계조건은 Velocity inlet boundary와 Pressure outlet boundary를 사용하였다.

2.2 해석자 및 격자 검증

해석결과와 신뢰성을 높이기 위하여 EDISON_CFD와 ANSYS Fluent의 해석결과를 NACA4415 익형에 대해 실험한 실험결과⁽⁴⁾와 비교하였다. 그 결과 ANSYS Fluent의 양력 계수의 항력 계수의 결과 값이 실험결과와 10% 이내의 오차를 가지는 반면, EDISON_CFD에서의 결과 값은 양력계수의 오차는 적으나 항력계수의 오차가 30% 이상임을 확인하였다. 이에 본 연구에서는 보다 좋은 해석 결과를 제공하는 ANSYS Fluent 해석자를 활용하여 레이놀즈수와 양항비의 관계를 분석하였다. 따라서 ANSYS Fluent 해석자에서 사용한 격자를 기준으로 하여 경계층의 길이가 레이놀즈수의 제곱근에 반비례한다는 관계를 바탕으로 격자를 생성하였다. 하지만 일부 레이놀즈수 영역에서는 결과가 발산하였고 이는 최초 격자 높이를 바꾸며 y^+ 를 1~10범위로 맞춤으로서 수정하였다. 그 결과 Fig. 3, 4와 같이 수렴하는 결과를 얻었다.

Table 1. 해석조건

해석모델	비압축성 난류점성	Second Order Upwind $k-w$ SST
Reynolds Number	MicroBat	3,000
	MAV	30,000
	RC	300,000
	UAV	3,000,000
α	순항 조건	0°, 4°

Table 2. CFD 격자 검증

Re = 3×10^6		c_l	c_d
AOA0	EXP	0.418	0.009428
	CFD	0.414	0.0100
	Error	0.86%	-6.54%
AOA4	EXP	0.8047	0.01144
	CFD	0.826	0.0125
	Error	-2.69%	-9.19%

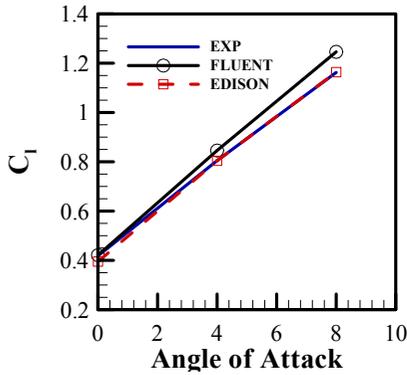


Fig. 3. NACA4415 양력계수 검증 ($Re = 3 \times 10^6$)

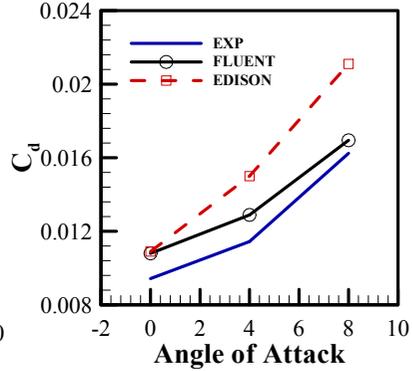


Fig. 4. NACA4415 항력계수 검증 ($Re = 3 \times 10^6$)

2.3 유동 조건에 따른 CFD 결과 분석

Figure 5는 레이놀즈수 8×10^3 에서의 기본 익형과 KF Airfoil의 표면 압력분포를 나타낸 그림이다. 기본 익형에서는 Airfoil 아랫면의 표면 압력이 완만한 곡선을 그리며 자유류 압력으로 회복하는 반면, KF Airfoil에서는 step이 있는 위치부터 압력계수가 직선을 그리다가 재부착이 되며 압력이 급격하게 증가함을 볼 수 있다. 재부착 과정에서 운동량 보존 법칙에 의해 유체 속도의 방향과 크기가 바뀌에 따라 아랫면에 힘이 가해지게 된다. 이 힘으로 인해 높은 압력이 발생하게 되며 이에 따라 KF Airfoil은 일정 영역에서 높은 양항비를 가진다는 것을 알 수 있다.

레이놀즈수에 따른 step 뒤 재부착 길이의 변화를 살펴보았다. Figure 7에서와 같이 재부착 길이는 꾸준히 감소하는 추세를 보이고 있다. 이 자료는 이후 초소형 회전익과 플러핑 항공기에 적용하여 발전시킬 수 있을 것으로 보인다.

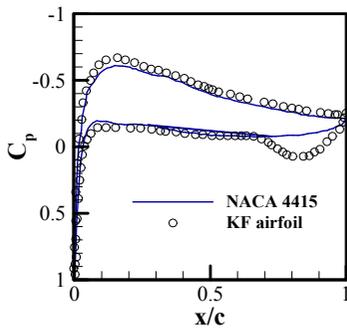


Fig. 5. 표면 압력분포 ($Re = 8 \times 10^3, \alpha = 4^\circ$)

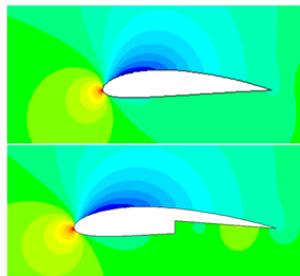


Fig. 6. KF Airfoil 주변의 압력분포 ($Re = 8 \times 10^3, \alpha = 4^\circ$)

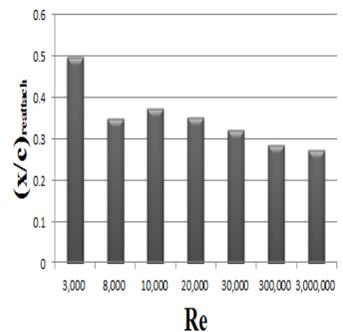


Fig. 7. 0.5 chord에서 재부착까지 길이

Figure 8-10는 각각 받음각이 4° 일 때의 레이놀즈수에 따른 양력 계수, 항력 계수, 양항비를 나타낸 그래프이다. Fig. 8, 9을 통해, 해석한 모든 영역에서 양력계수와 항력계수 모두 KF Airfoil의 값이 기본 익형의 값보다 높은 것을 확인하였다. 3×10^5 영역까지는 양력계수의 증가치가 항력계수의 증가치보다 커 KF Airfoil의 양항비가 기본 익형의 양항비보다 높았지만 이후 영역에서는 기본 익형의 양항비가 더 높았다. 이는 Fig.10에 나타나있으며 낮은 레이놀즈수 영역에서 더 좋은 효율을 내는 영역이 존재할 것이

제 2회 첨단 사이언스·교육 허브 개발(EDISON) 경진대회

라 기대되어 3×10^3 에서 3×10^4 사이의 영역을 8×10^3 , 1×10^4 , 2×10^4 으로 세분화하여 해석하였다. 그 결과 1×10^4 레이놀즈수 영역에서 기본 익형에 대한 양항비가 37.3%로 최대 증가 비율을 나타냄을 확인하였다. 또한 KF Airfoil은 기본 익형에서 step을 파낸 구조의 익형으로 기본 익형보다 무게가 줄어 들 것이다. 따라서 step에서 발생하는 구조적인 문제점만 보완한다면 실제유동에서의 양항비는 더 증가할 것이라 예상된다.

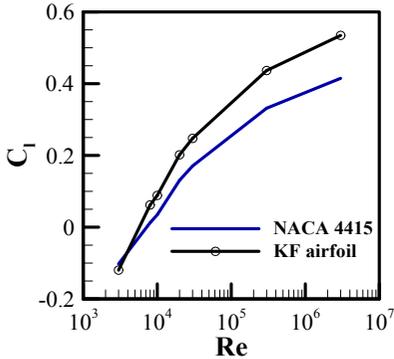


Fig. 8. AOA=4°, 양력 계수

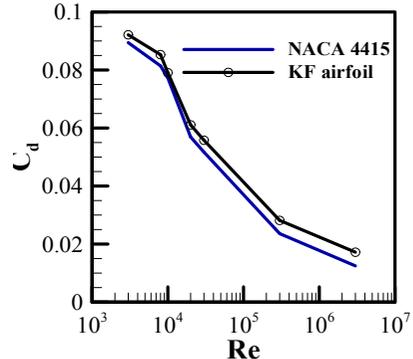


Fig. 9. AOA=4°, 항력 계수

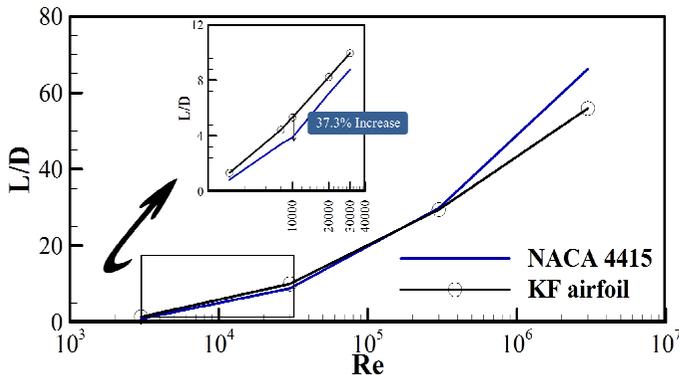


Fig. 10. AOA=4°, 양항비

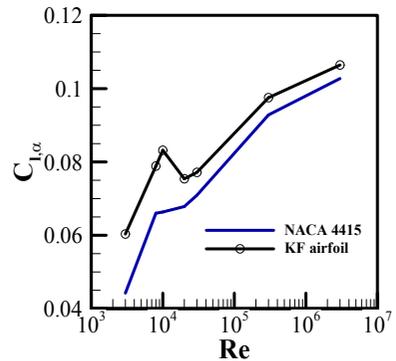


Fig. 11. 양력기울기

마지막으로 KF Airfoil 익형 자체가 갖는 공력성능을 평가하기 위해 기본 익형과 양력기울기를 비교하였다. 받음각 0° 와 4° 에서의 양력 계수를 이용하여 양력기울기를 비교한 결과 KF Airfoil의 양력기울기 값이 Base Airfoil에 비하여 높은 값을 가지는 것을 확인하였으며 이는 Fig 11에도 나타나있다. 양력기울기 값이 크다는 것은 받음각의 증가에 따른 양력 증가율이 크다는 것을 의미한다. 따라서 받음각에 따른 양력 계수의 곡선이 실속받음각 전까지 구간에서 선형이라 가정한다면 4° 에서 실속받음각 범위 내에서 KF Airfoil이 기본 익형보다 더 높은 양력계수를 가질 것이다. 이후 연구에서 받음각에 따른 양력 계수 분석을 한다면 조금 더 정확한 결과를 얻을 수 있을 것이다.

3. 결 론

본 연구에서는 EDISON_CFD와 ANSYS Fluent를 이용하여 기본 익형에 대한 KF Airfoil의 양항비 및 양

력기울기의 변화를 살펴보았다. 레이놀즈수 3×10^6 영역에서의 EDISON의 경우 c_l 은 1% 내외의 오차를 보인 반면 c_d 는 30% 이상의 오차가 발생하였다. Fluent는 c_l 과 c_d 모두 10% 이내의 충분히 신뢰할 수 있는 오차를 보였다. 이후 검증된 격자를 바탕으로 레이놀즈수에 따른 격자를 생성하여 연구의 신뢰성을 높였다. 위 격자를 이용하여 레이놀즈수 3×10^3 부터 3×10^6 까지 범위에서 난류점성, 비압축성 조건에서 K- ω SST 난류모델로 KF Airfoil을 해석하였다.

1. 레이놀즈수 $8 \times 10^3 \sim 3 \times 10^5$ 영역에서 KF Airfoil의 양항비가 기본 익형의 양항비보다 증가하였다. 특히 1×10^4 영역에서 KF Airfoil의 양항비가 기본 익형의 양항비보다 37.3% 증가하였다. 이는 step에서의 압력 증가에 의한 양력 증가가 형상으로 인해 발생하는 항력 증가보다 크기 때문이다. KF Airfoil의 단면적은 기본 익형보다 작으므로 실제로 만들었을 때 무게감 효과도 있을 것이라고 기대된다. 이는 항력의 감소로 이어지고 결과적으로 실제유동에서 더 높은 양항비를 낼 수 있을 것이다.

2. KF Airfoil의 양력기울기가 기본 익형의 양력기울기보다 크기 때문에 익형 자체의 공력능력이 향상됨을 확인하였다. 양력기울기가 큰 KF Airfoil은 동일한 받음각 증가에서 양력의 증가폭이 더 크다. 따라서 해석을 수행하지 않은 받음각 4° 이상의 영역에서도 KF Airfoil의 양력계수가 기본익형의 양력계수보다 클 것이다. 그러나 받음각이 커질수록 박리에 의한 항력 또한 커져 양항비 효율은 감소할 것이라고 예상된다.

3. 본 연구에서는 step의 위치를 chord의 50%로 고정하여 수행하였다. 그러나 step의 위치에 변화를 준다면 압력이 증가하는 정도와 박리 후 재부착 유동의 형상이 달라질 것이라 예상되며, 이는 KF Airfoil의 공력특성에 영향을 줄 것이라 기대된다.

후 기

EDISON CFD 열유체 경진대회를 통하여 학부생의 입장에서 접하기 힘든 CFD를 경험할 수 있어 매우 뜻깊은 시간이었다. 일부 영역에서 EDISON CFD의 결과 수렴문제로 주어진 도구를 모두 활용할 수 없어 아쉬웠지만 대회 당일까지 EDISON CFD를 활용하여 내용을 보완할 계획이다. 격자를 생성하는 프로그램인 eMega에서 dividing point와 boundary condition 설정에 있어 필요한 부분의 클릭이 되지 않아 어려움이 있었다. 그러나 이러한 문제들이 해결되어 간다면 훗날 교육/연구용 프로그램으로써 사회에 꼭 필요한 EDISON CFD가 될 것이라 생각된다.

참고문헌

- (1) Eastman N. J. and Albert S., 1998, "Airfoil Section Characteristics As Affected By Variations Of The Reynolds Number," *National Advisory Committee for Aeronautics*, pp. 227~267.
- (2) http://en.wikipedia.org/wiki/Kline_Fogleman_airfoil
- (3) Fathi F. and Stephen W., 1998, "Aerodynamic Performance of an Airfoil with Step-Induced Vortex for Lift Augmentation," *Journal of Aerospace Engineering*, pp. 9~16.
- (4) Ranganadhan V., 2012, "Enhancing The Aerodynamic Performance Of Stepped Airfoils," pp. 1~78.