

EDISON_CFD를 이용한 고고도 무인항공기용 Airfoil의 공력 특성 연구

A Study about
the Aerodynamic Characteristics of High-altitude UAV Airfoil Using the EDISON_CFD

이병창¹*, 이병영¹, 박지환¹, 권상현¹, 한유진¹, 박계언¹
경상대학교 항공우주시스템공학과¹

초 록

현재 각 나라에서 고고도 무인항공기에 대한 관심이 높아지고, 우리나라 또한 여러 가지 형상의 고고도 무인항공기를 개발하기 위해 노력하고 있다. 본 연구에서는 고고도 무인항공기에 사용되는 에어포일의 공력특성을 EDISON_CFD를 이용하여 분석하였다. 현재 개발된 고고도 무인항공기 중 글로벌 호크를 선정하여 그 주 날개의 Airfoil을 해석모델로 선정하고 항공기 운항시 고도 조건을 적용하여 공력특성을 분석하였다. 받음각의 범위는 2°~10°로 설정하였고 C_l 및 C_d 값을 계산하여 공력 특성 곡선(C_l , C_d , C_d-C_l)을 구성하였다.

Key Words : 공력 특성(Aerodynamic Characteristics), EDISON_CFD, 글로벌 호크(Global Hawk), HALE(High Altitude Long Distance), 에어포일(Airfoil)

1. 서 론

고고도 장기체공(High Altitude Long Endurance, 이하 HALE) 무인항공기란 인공위성 보다 낮은 고도인 18~22km 정도의 성층권에서 장기체공하면서 일반적으로 다양한 통신, 방송, 재난, 재해 발생 등 높은 해상도로 실시간 관측을 가능하게 하고, 군사적으로는 높은 고도에서 적의 레이더 감시 및 미사일 추적을 피해 각종 정보 수집, 정찰, 감시 등의 임무가 가능한 항공기를 말한다. 현재 우리나라는 물론 세계 각국에서 HALE 무인기에 대한 연구⁽¹⁻²⁾가 계속 되고 있다. 날개의 형상과 공기역학적 특성은 항공기 설계에 중요한 요소 중 하나이다. 특히 날개주위의 유동은 간단한 형상임에도 받음각을 증가시키면 따라 유동박리(Flow separation), 실속(Stall) 등 유체 역학의 복잡한 현상을 모두 동반하기 때문에 항공기뿐만이 아닌 학술적인 면에서나 로터, 유체기계 등의 실용적인 면에서도 큰 관심이 되어왔으며, 날개주위의 유동장에 관한 연구⁽³⁾는 날개의 성능향상을 위해 많은 연구자들에 의하여 수행되어 왔다.

본 연구에서는 HALE 무인기중 글로벌호크의 2차원 에어포일에 실고도의 조건을 적용하고, 받음각(Angle of Attack)을 2°~10°까지 1°의 간격으로 변화시켰을 때 나타나는 에어포일 주위의 공기역학적 특성을 EDISON_CFD를 이용해 분석하였고 공력특성 비교를 위해 동일 조건의 NACA0012 에어포일도 함께 분석하였다.

2. 해석모델 및 격자계

2.1 해석 모델 및 임무분석

해석모델은 미국의 장거리 고고도 전략용 무인항공기(UAV: Unmanned Aerial Vehicle)인 글로벌호크(Global Hawk)의 에어포일이다. Fig. 1은 본 연구에서 분석할 글로벌호크의 메인 날개 에어포일인 LRN1015의 형상⁽⁴⁾이다.

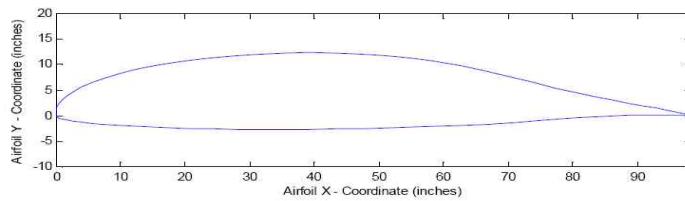


Fig. 1 LRN-1015 에어포일의 2차원 단면 형상

2.2 격자계 구성 및 경계조건

격자의 경계는 에어포일 축 방향 길이의 15배로 설정하였다. 에어포일 주변의 공력특성을 확인하기 위하여 격자 생성 시 Stretching type은 sinh으로 하였고 End cell space를 0.0001~0.01으로 설정하여 Fig. 2와같이 에어포일 주변에 격자를 집중시켰다. 경계조건은 점성유동이므로 에어포일 표면(jmin)은 Viscous adiabatic wall을 사용하였고, 격자의 경계(jmax)는 Inflow or Outflow BC로 사용하였으며, 그 외는 Interface로 사용하였다.

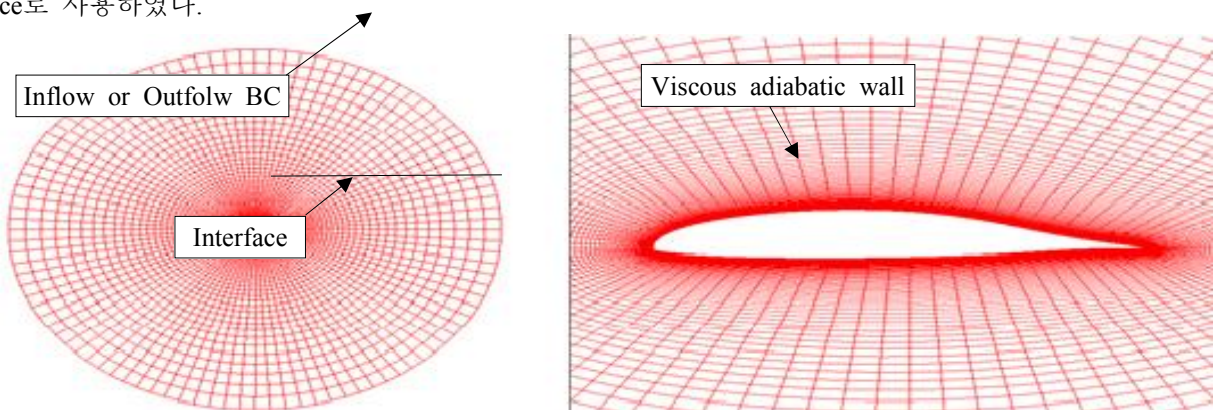


Fig. 2 격자계 구성 및 경계조건

2.3 수치해석 기법

2.3.1 해석 조건

해석은 받음각을 2°부터 10°까지 1° 간격으로 변화시키며 진행하였다. 해석에 사용된 비행 조건은 Table 1과 같으며 수치해석 기법은 아음속 영역에서 주로 사용되는 FVM(Finite Volume Method)기반의 Roe-scheme을 사용하였다.

Table 1. 비행 조건

고도(km)	마하수	압력(pa)	온도(K)	밀도(kg/m ³)	레이놀즈수(Re)	AOA
20	0.6	552.93	216.66	0.088909	1500000	2°~10°

2.3.2 지배방정식

2차원 에어포일 주위의 유동특성을 파악하기 위하여 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하였고, 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial y} = \frac{\partial \vec{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \vec{F}_v}{\partial y} \tag{1}$$

$$\dot{Q} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \end{Bmatrix}, \quad \dot{E} = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \end{Bmatrix}, \quad \dot{F} = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \end{Bmatrix}, \quad \vec{E}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \beta_x \end{Bmatrix}, \quad \vec{F}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \beta_y \end{Bmatrix}$$

$$\beta_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - q_x, \quad q_x = -k \frac{\partial T}{\partial x} \quad \beta_y = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} - q_y, \quad q_y = -k \frac{\partial T}{\partial y}$$

$$\tau_{ij} = \tau_{ji} = \mu \left(\frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right) \quad \vec{V} = [u, v] \quad , \quad \tau_{ii} = \lambda (\nabla \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial V_i}{\partial x_i} \quad \vec{x} = [u, v]$$

3. 결 과

LRN1015, NACA0012 에어포일에 대한 EDISON_CFD 해석 결과, 받음각에 따른 양력계수와 항력계수 그래프가 Fig. 3 과 Fig. 4 와 같이 도출하였다. 그 결과 양력계수 값이 NACA0012 보다 LRN1015 에어포일이 평균 2.5배 높은 것을 확인할 수 있다. Fig. 4 에서 LRN1015 보다 NACA0012 에어포일의 항력계수 변화가 받음각 6° 에서 급격하게 변하는 것을 볼 수 있다.

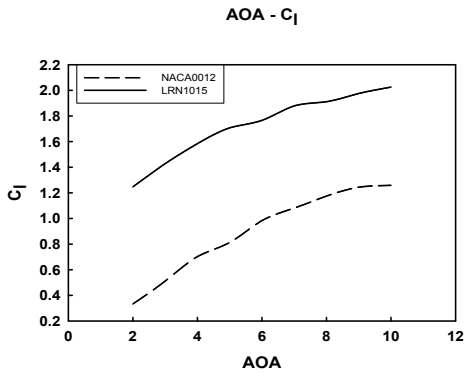


Fig. 3 Cl 그래프

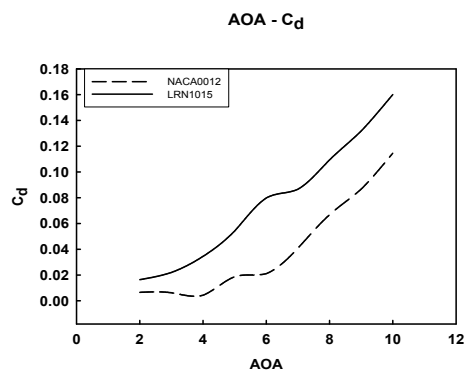


Fig. 4 Cd 그래프

Fig. 5는 양항비(Cd-Cl) 그래프이다. 양항비가 클수록 우수한 성능을 가진다고 말할 수 있으므로 고고도

에서 NACA0012보다 LRN1015가 더 우수하다고 볼 수 있다. Fig. 5 에서 X-foil⁽⁴⁾의 양항비와 EDISON_CFD의 양항비는 정성적으로 비슷한 경향을 보인다. 정량적 비교에서는 C_l 과 C_d 결과 값의 차이가 많이 나는 것을 보였다. 그 이유는 해석 기법 및 문제 설정의 관점에서 볼 수 있다. X-foil은 패널 기법 기반으로 해석하여 계산 시간은 적게 소요되지만, 점성 유동에서 나타나는 유동 박리 현상을 포착할 수 없는 단점이 있다. 유동 박리현상이 발생한다면 이로 인한 에어포일 표면에서의 압력 분포가 실제 유동 현상과 많이 다르게 되므로, 양력 및 항력계수 값이 차이가 날 수 있다. 또한, X-foil 해석 결과가 천이 유동을 해석하기 위하여, 천이 점을 지정해서 해석한 결과라면, 난류 유동장에서의 Skin friction이 층류 유동에서보다 더 높게 나타나기 때문에 Fully turbulent로 해석한 EDISON_CFD와는 다른 항력계수가 나타날 수밖에 없다고 판단하였다.

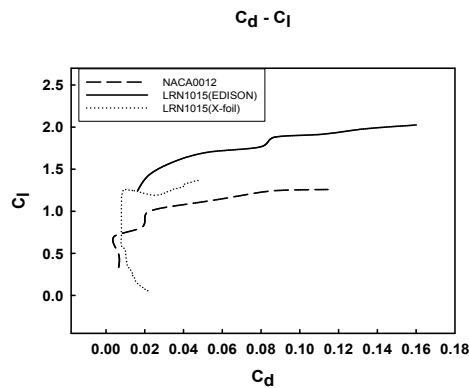


Fig. 5 양항비(C_l - C_d) 그래프

4. 결론

본 연구에서는 $M=0.6$, $Re=1.5 \times 10^6$ 에서 LRN1015의 공력특성을 분석하고 NACA0012와 비교하였다. 동일 조건에서 NACA0012 보다 LRN1015의 양력 및 항력 계수가 더 높음을 확인할 수 있었다. 항력계수가 높은 이유는 두께(Camber)가 커지면 저항을 많이 받아 항력과 항력계수가 커지게 되는데 LRN1015가 NACA0012 보다 두께가 두껍기 때문에 항력계수가 높게 나왔다. 하지만 그 만큼 양력도 커지기 때문에, 항력을 제어할 수 있는 가능성이 커지게 되고 고고도에서 안정적으로 비행하는 HALE 비행기에 적합하다고 판단하였다. X-foil과 결과가 다른 이유는 유동해석 기법에 따라 박리현상이나 익형 주변의 유동분포를 다르게 예측할 수 있기 때문에, 이러한 결과가 나온 것으로 판단된다. 향후 본 연구를 바탕으로 고고도 무인항공기에 적합한 에어포일을 찾기 위해 다양한 에어포일에 대한 공력특성 연구를 할 예정이다.

참고 문헌

- (1) 장세용, 전승문, 변관화, 김종현, 2006, “다분야 통합 최적화 설계기법을 이용한 고고도장시간 체공 무인기 날개구조설계 모델링 연구,” 한국항공우주학회 2006년도 춘계학술발표회 논문집, pp. 227-230
- (2) 김정화, 전상욱, 허도영, 이동호, 2011, “고고도 장기체공 항공기 날개의 다목적 최적화를 이용한 공력-구조 동시 설계,” 제39권 제1호, 한국항공우주학회, pp. 50-55
- (3) 유재경, 김재수, 2011, “고 받음각 2차원 NACA0012 에어포일 주위의 비정상 공기역학적 특성,” 한국전산유체공학회 2011년도 춘계학술대회, pp. 414-419
- (4) Ryan L. Craft, 2005, "Drag estimates for the joined-wing sensor craft," AFIT/GAE/ENY/05-J02, AIR FORCE INSTITUTE OF TECHNOLOGY.