

EDISON CFD를 이용한 NACA 4412 익형의 후류 형상 연구

Wake structure study around a NACA 4412 airfoil using EDISON CFD

심규호^{1*}, 조형규¹, 김문상¹
한국항공대학교¹

초 록

항공기 설계에서 중요한 해석 대상중의 하나인 에어포일 NACA 4412 형상을 2차원 난류 점성유동으로 접근하여 일정 받음각에 따른 유동 현상을 실험 결과와 비교해 보았다. 또한, 역압력구배, 유동 박리, 와류 등의 현상이 어디에서 어떻게 생성되는지 해석을 통하여 분석해 보았다.

Key Words : 에어포일(Airfoil), 받음각(Angle of attack), 역압력구배(Back Pressure Gradient), 유동 박리(Flow Separation), 와류(Vortex)

1. 서 론

최근 항공 산업의 성장으로 외부와의 교류가 활발해 지면서 비행기는 필수적인 교통수단으로 자리 잡게 되었다. 이 성장에 발맞춰 에어포일에 대한 많은 연구들이 수행되고 있는 가운데 유체역학적 개념과 전산유체역학(CFD: Computational Fluid Dynamics)을 이용한 에어포일 주위의 유동을 해석해 봄으로써 학교에서 배운 유동 현상을 좀 더 심도 있게 이해할 수 있을 것으로 생각한다.

본 논문은 2차원 유동으로 단순화 시킨 에어포일 NACA 4412를 선정하여 에어포일 주변의 난류 점성유동을 관찰하고 EDISON CFD를 이용하여 유동 현상을 분석해 보고자 한다.

2. 해 석

앞서 연구된 기존 논문의 실험 결과와 EDISON CFD를 이용해 도출된 해석 결과를 비교하기 위해 에어포일 NACA 4412를 해석 모델로 선정하여 유동 해석을 수행하였다.

기존 연구 결과물 중에서 속도 벡터장, 압력계수(C_p)를 비교하였고, 받음각에 따른 유선을 비교하였다.

2.1 해석 모델 선정

본 논문의 해석 대상으로 NACA 4412 에어포일 형상을 모델링 하였으며 수치 해석을 수행하였고 결과를 고찰하였다.

2.2 해석 조건 및 격자생성

NACA 4412 주위를 흐르는 유체는 공기(상온 및 대기압)를 사용하였고 에어포일의 시위 길이 및 원방 경계의 비를 1: 30으로 하여 에어포일로부터 충분한 계산 공간을 갖도록 하였다. 또한, 에어포일 주변을 Viscous adiabatic wall로 하여 단열 점성 조건을 충족시켰으며 Stretching Type을 Sinh으로 적용하고 End cell space를 0.00001까지 근접시켜 정확한 해석이 가능하도록 하였다.

Fig 1.은 NACA 4412 주변의 격자 단면을 보여주는 그림이다. 에어포일 주변에 격자를 조밀하게 생성할 수 있도록 하였고, point의 수를 늘림으로써 많은 격자를 생성하였다. 전체 격자의 개수는 약 4만 2천여 개를 생성하여 계산을 수행하였다.

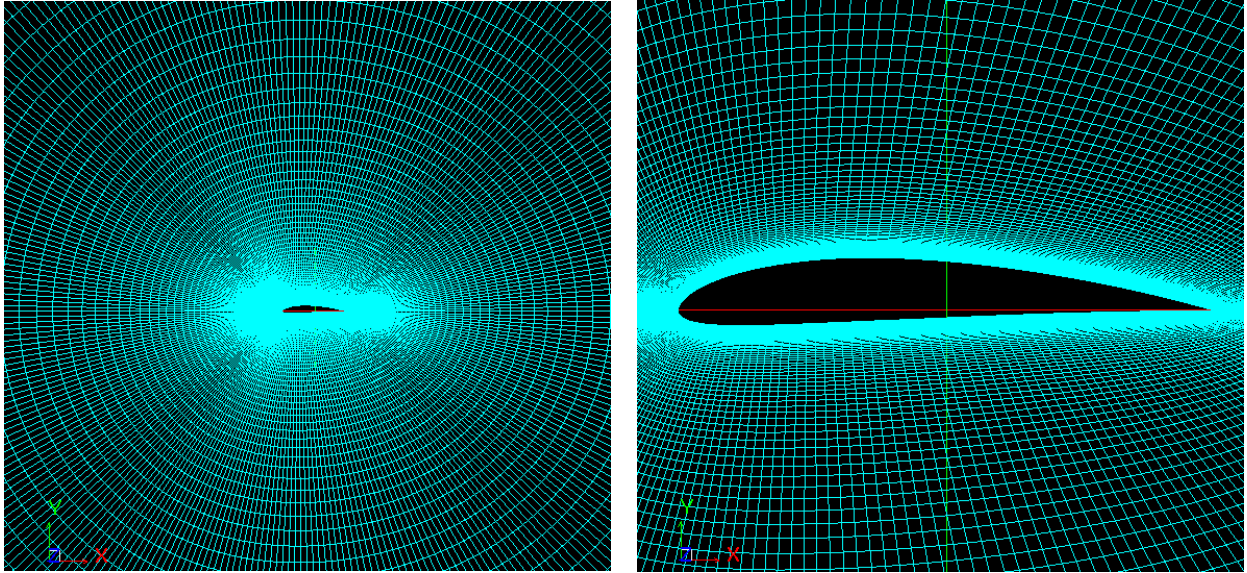


Fig 1. 에어포일 주변의 격자 생성

2.3 EDISON CFD 해석 결과

2.3.1 $Re=1.52 \times 10^6$, 받음각= 14° 일 때의 해석

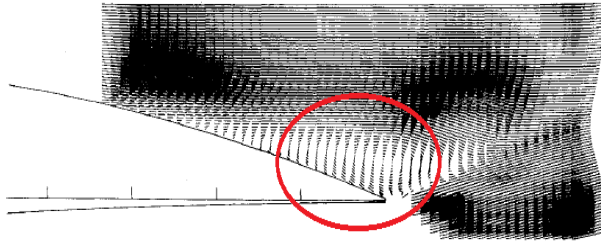
실험과 동일한 레이놀즈수인 1.52×10^6 및 받음각을 14° 로 하여 난류 점성 유동장을 해석하였다. Fig 2.는 에어포일의 끝단 부근에서 역압력구배로 인해 유동 박리가 나타난 전반적인 모습을 속도 벡터장으로 표현한 그림이며, Fig 3.는 유동 박리점을 나타내고 있다. 형상을 비교해 보았을 때 대체적으로 비슷하다는 것을 확인할 수 있다.

하지만 EDISON CFD 결과에서 실험 결과에서는 볼 수 없었던 에어포일의 윗면 중간 부분에도 유동 박리를 관찰할 수 있었다. 다른 이유는 실험에서의 실제 조건과 해석을 위하여 적용한 조건이 완벽하게 같지 않았기에 난류 유동을 표현하는 데에 있어 실험 값과 EDISON CFD의 결과 값이 다를 것이라 생각하였다.

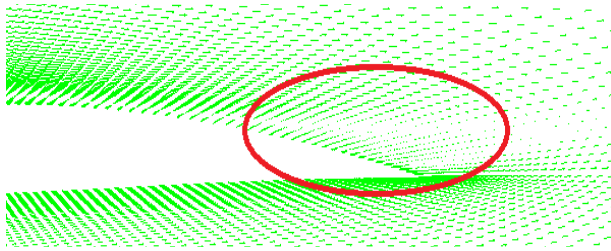
Fig 4.은 레이놀즈수가 1.52×10^6 이고 받음각이 14° 일 때 표면에서의 압력계수 C_p 의 값을 비교한 것이다. 대체로 큰 형태는 매우 흡사하다. y축에 밀착된 부분을 보면 무한대로 올라가고 있는 모습을 볼 수 있는 반면에 에어포일 끝 부분에서는 다른 점을 발견할 수 있었다. 실험 결과에서는 윗면과 아랫면이 연결 되어 있지만 EDISON CFD 결과에서는 그렇지 않았다. 그 이유는 에어포일 끝단 부근에서 와류 발생을 확인할 수 있었는데 이로 인해 실험에서는 생기지 않았던 와류가 해석 결과에서는 나타나 다른 결과가 도출되었을 것이라 예상한다.

2.3.2 $Re=1.5 \times 10^6$ 일 때 받음각= $4^\circ, 12^\circ, 20^\circ$ 해석

Fig 5.를 보았을 때 받음각에 따라 유선이 확연히 달라지고 있는 모습을 볼 수 있었다. 4° 일 때는 에어포일의 포면을 따라 부드럽게 넘어가는 모습을 발견할 수 있었으나, 받음각이 커질수록 에어포일의 윗면 중반부부터 와류 현상이 나타나기 시작한다. 뿐만 아니라 와류가 나타난 시점 이후로 와류의 위치는 점점 끝 단 부근으로 이동해 가며 에어포일 표면으로 밀착되는 모습을 확인할 수 있었다.



실험 결과



EDISON CFD 결과

Fig 2. 속도 벡터장

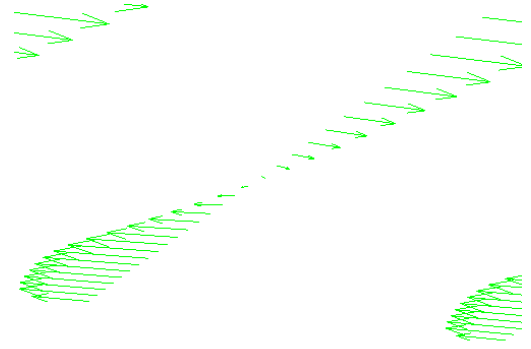
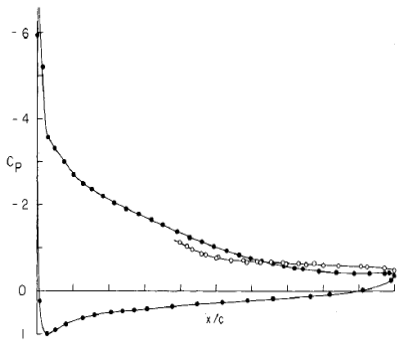
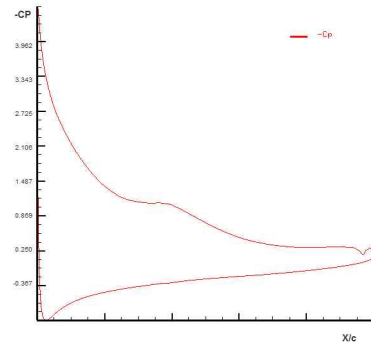


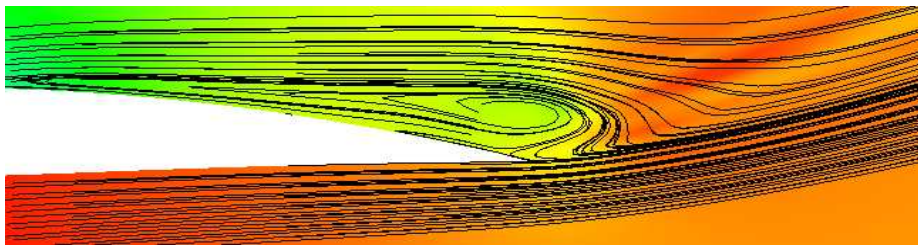
Fig 3. 유동 박리점



실험 결과



EDISON CFD 결과



와류 발생 (EDISON CFD 결과)

Fig 4. $Re=1.52 \times 10^6$, 받음각= 14° 일 때의 압력계수(C_p)

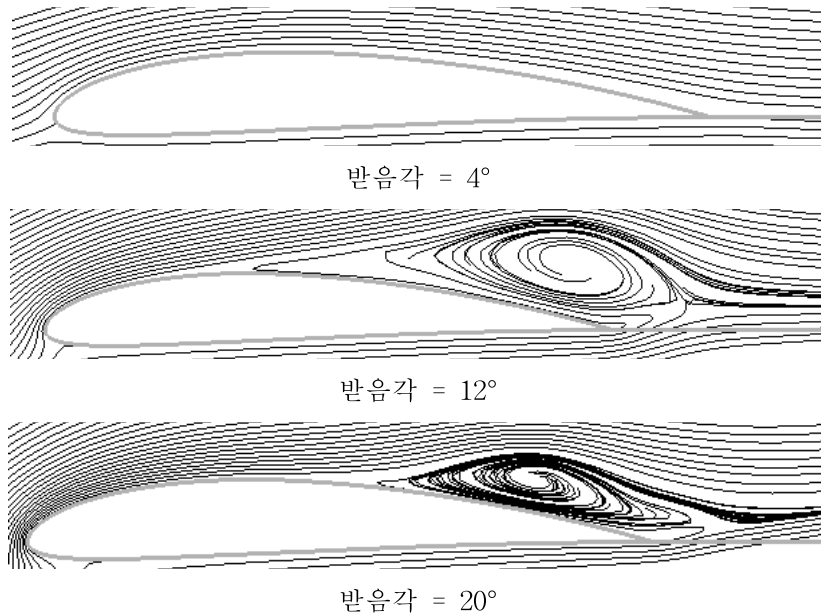


Fig 5. 받음각에 따른 유선 비교

3. 결 론

본 논문은 NACA 4412를 $Re=1.52 \times 10^6$, 받음각= 14° 일 때 속도 벡터장, 압력계수 C_p 를 각각 해당 조건마다 실험 결과와 비교하기 위하여 실험과 동일한 조건을 적용하여 해석을 수행하였고, 더불어 $Re=1.5 \times 10^6$ 일 때 받음각= $4^\circ, 12^\circ, 20^\circ$ 로 변화를 주어 유선의 변화를 비교해 보았다.

1. NACA 4412의 끝 단 부근의 속도 벡터장을 비교해본 결과, 박리현상이 나타난 위치는 유사하나 EDISON CFD의 박리위치의 범위가 더욱 더 넓다는 것을 볼 수 있었다.
2. NACA 4412의 압력계수 C_p 를 비교하였을 때, 모양은 거의 일치하였다. 하지만 끝 단 부근에서 일어난 와류로 인해 끊긴 선도를 발견할 수 있었는데, 난류 유동은 불규칙적인 유동이기 때문에 실험 결과와 다른 결과가 나왔다고 생각한다.
3. NACA 4412의 받음각에 변화를 주어 유선을 비교함으로써 에어포일 주변의 유동변화를 EDISON CFD를 이용하여 쉽게 확인할 수 있었다.

후 기

지금까지는 실험을 통해 그 결과를 받아 들였지만 실험을 위해선 많은 비용이 필요로 된다는 것은 누구나 아는 사실이다. 그래서 이러한 CFD가 점점 활성화 되고 있는 지금 국내 개발인 Web 기반의 장점을 살린 유동 해석 프로그램 EDISON CFD가 현재까지 해석할 수 없었던 부분까지 개선 및 개발시켜나간다면 추후 유동 해석에 있어 꼭 필요한 프로그램이 될 것이라 생각한다.

참고문헌

- (1) Donald Coles and Alan J. Wadcock, 1979, "Flying-Hot-Study of Flow Past an NACA 4412 Airfoil at Maximum Lift", AIAA JOURNAL.
- (2) Robert W. Fox, Philips J. Pritchard and Alan T. McDonald, 2010, "Introduction to FLUID MECHANICS", Textbooks, 7th Edition.