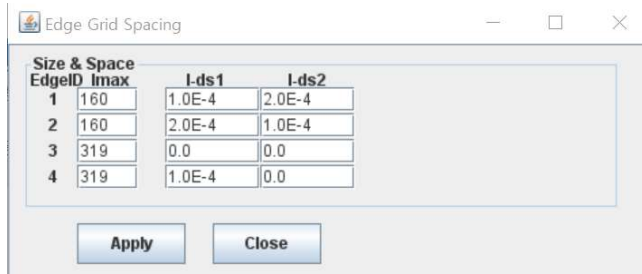


## 1. Inviscid Flow Analysis

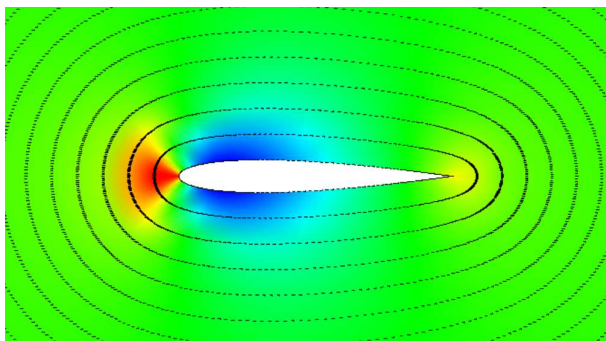
Generate mesh(grid)



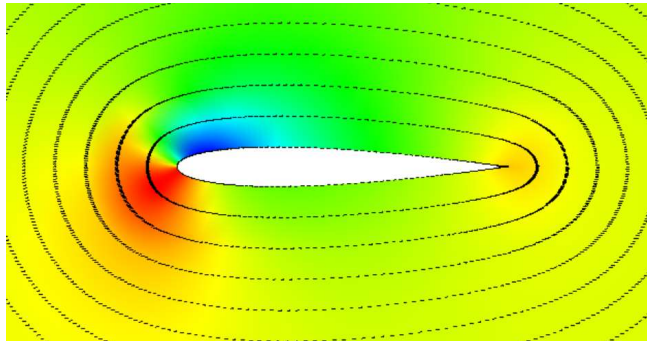
Panel numbers : 320, Leading Edge에는 격자를  $1 \times 10^{-4}$  만큼 적용하였으며, Trailing Edge에는  $2 \times 10^{-4}$  만큼 적용하였습니다. 이외에 시위 길이(chord length) : 1m, Far-field radius 30m 로 설정하였습니다.

Flow_Type :	Inviscid Flow	?
Reynolds number :	150000	?
AOA :	8	?
Steadiness :	Steady Flow	?
Total Iteration :	40000	?

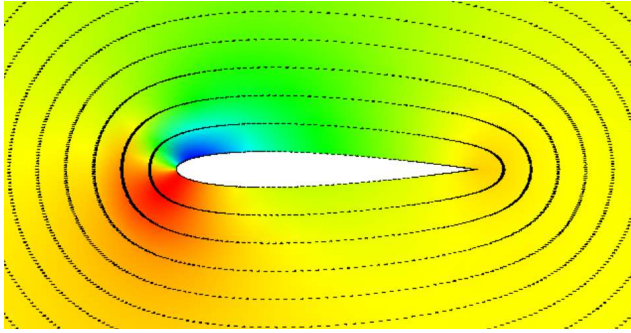
실험 연산 조건은 비점성, 정상 유동이며 Reynold number: 150000, Total iteration: 40000로 설정하였습니다.



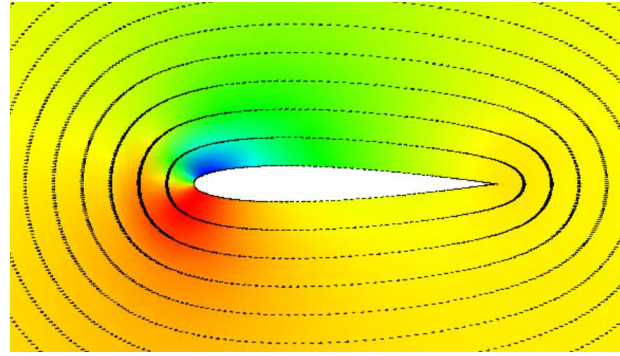
at angle of attack 0 degree



at angle of attack 4 degree



at angle of attack 6 degree



at angle of attack 8 degree

다음은 양력계수, 저항계수, 모멘트 계수를 EDISON, XFOIL, CDF(HW#3)의 값을 표로 정리하였습니다.

By EDISON

AOA	$C_d$	$C_m$	$C_l$
0	-5.011E-03	-2.213E-06	3.299E-06
4	6.971E-03	-8.720E-02	3.426E-01
6	2.083E-02	-1.143E-01	4.660E-01
8	3.755E-02	-1.255E-01	5.387E-01

By XFOIL

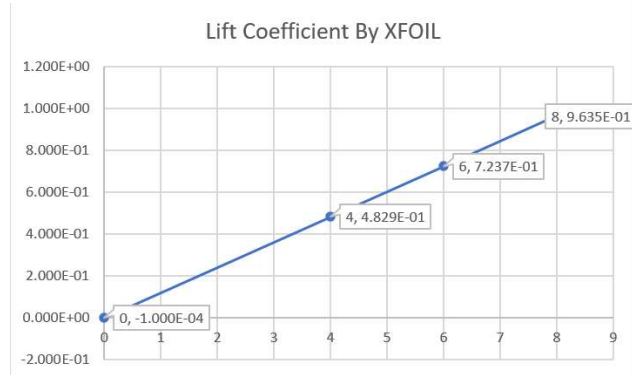
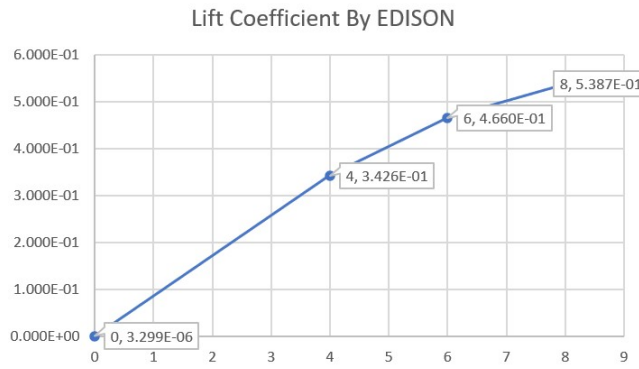
AOA	$C_d$	$C_m$	$C_l$
0	-1.060E-03	0.000E+00	-1.000E-04
4	-1.080E-03	-5.600E-03	4.829E-01
6	-1.100E-03	-0.0084	7.237E-01
8	-1.140E-03	-0.011	9.635E-01

By HW#3 CFD

AOA	$C_d$	$C_m$	$C_l$
0	-1.358E-09		-6.193E-04
4	-1.239E-01		4.017E-01

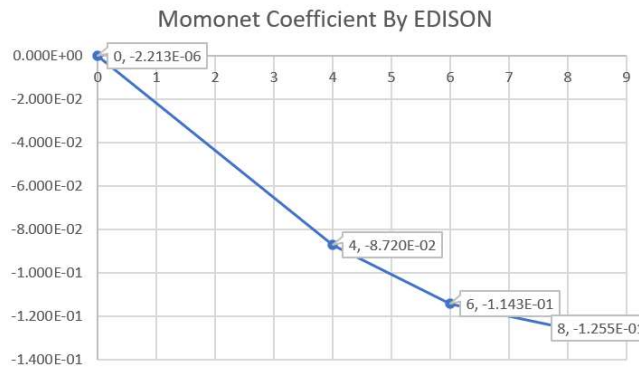
위 표에서  $10^{-4}$ 이하는 0으로 근사를 해도 큰 문제는 없어 보입니다. HW#3 CFD계산 과정은 교제 1.5절을 참고하였습니다.

By EDISON Plot [ $\alpha$  vs  $C_l$ ] and [ $\alpha$  vs  $C_m$ ]



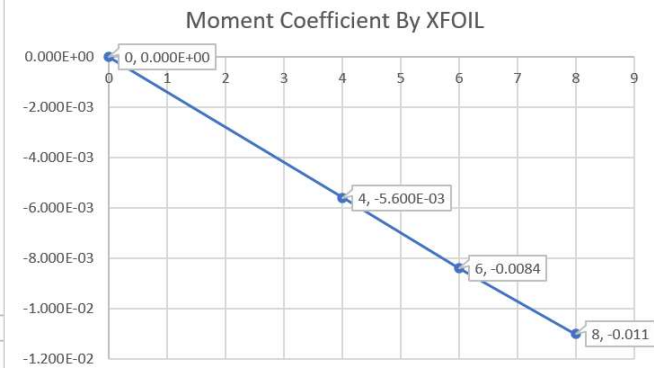
XFOIL과 EDISON의 계산 결과가 무조건 같은 값을 가져다 줄 수는 없지만 둘 다 받음각이 0일때는 사실상 0으로 근사할 수 있으며, 여기에서 시작을 하여서 각도가 커짐과 함께 양력계수는 비례해서 증가하는 경향을 볼 수 있습니다.

in EDISON



in EDISON

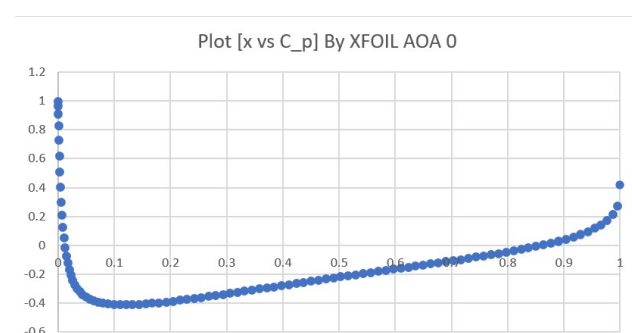
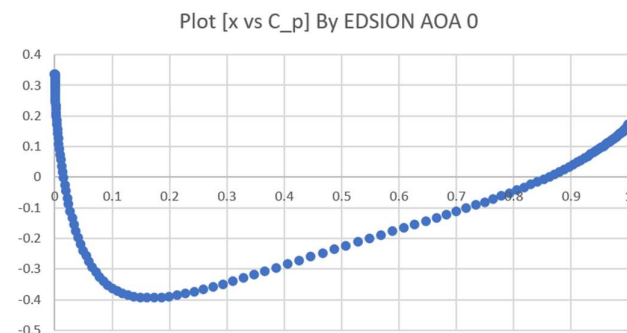
in XFOIL



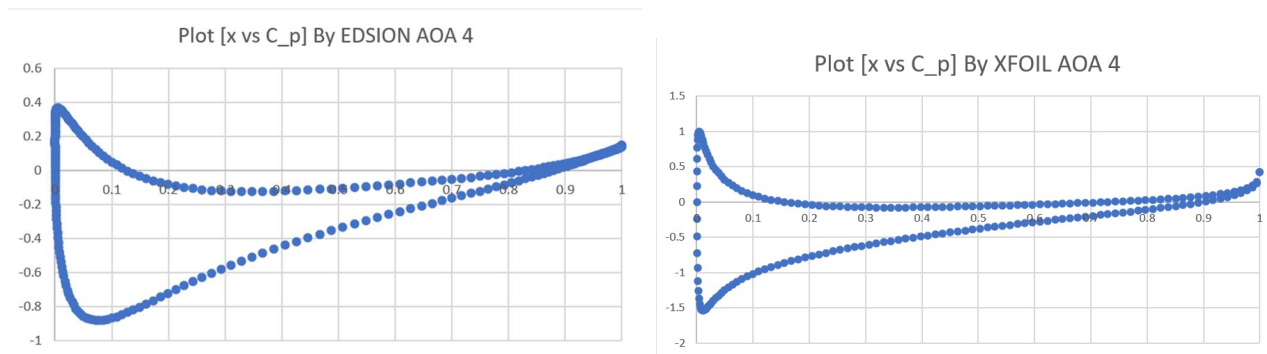
in XFOIL

모멘트 계수 역시 XFOIL과 EDISON은 받음각이 0일때는 0으로 보아도 무방하며, 점점 각도가 증가할수록 모멘트 계수는 지속해서 감소하고 있습니다. 항공기는 외부영향으로 인해서 받음각이 증가할 때 피칭모멘트 계수가 음으로 나타나면 다시 원래 상태로 돌아가려는 경향이 생기므로 받음각에 따른 피칭 모멘트 계수의 기울기가 음으로 나타나는 항공기가 안정하며, 계산을 했을 때 받음각이 클수록 모멘트 계수가 음으로 나타나는 것은 안정적이라고 할 수 있습니다.

Plot [ $x$  vs  $C_p$ ] for  $\alpha = 0^\circ$  and  $4^\circ$



XFOIL과 EDISON으로 비교한 그래프 입니다. 둘다 앞전에서 급격한 압력차이를 보이다가 뒤로 갈수록 압력차가 완만해 지면서 점점 양력계수가 올라가는 형태를 유사하게 표현되며, 윗면과 아랫면의 압력차가 없기 때문에 양력이 발생하지 않는 것 도 같습니다.



EDISON과 XFOIL의 받음각이 4도일 때 양력계수를 비교한 것입니다. 세부적으로는 다른 점이 많지만 큰틀에서 보았을 때 둘다 앞전에서 양력계수는 가장 큰 폭으로 차이가 나며 뒷전으로 갈수록 차이가 좁아지는 것을 볼 수 있습니다. 그리고 이 면적의 크기 만큼 양력을 만들어 내는 점 역시 같습니다.

## 2. Viscous (Turbulent) Flow Analysis

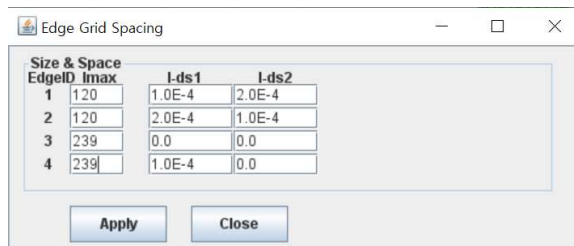
Calculate Reynolds number for this flow

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} D}{\mu}$$

레이놀즈수는 위 공식을 이용해서 구하며,  $\mu$ 는 유체의 점성계수,  $\rho$  유체의 밀도,  $V_{\infty}$ 는 주어진 자유유동,  $D$ 는 시위의 길이이다. 표준해면조건을 가정하였을때 레이놀즈수는 다음과 같습니다.

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} D}{\mu} = \frac{1.225 \times 30 \times 1}{1.7894 \times 10^{-5}} = 2.0425 \times 10^6$$

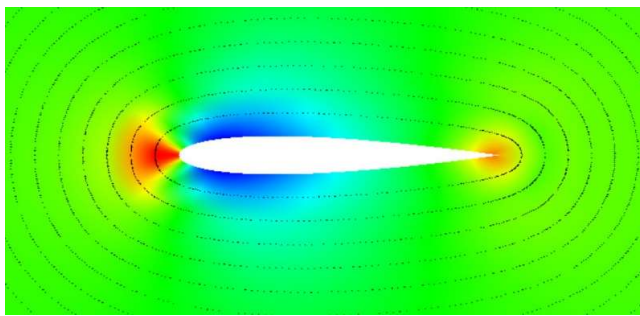
주어진 조건에 의해서 Generate mesh(grid)와 계산을 수행한다.



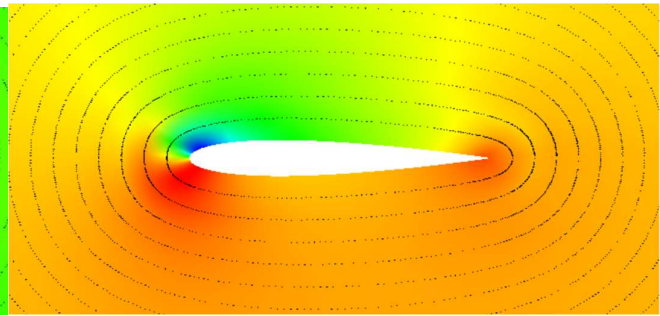
Panel number : 240, Leading Edge에는 격자를  $1 \times 10^{-4}$  만큼 적용하였으며, Trailing Edge에는  $2 \times 10^{-4}$  만큼 적용하였습니다. 이외에 시위 길이(chord length) : 1m, Far-field radius 30m 로 설정하였습니다. 시위 길이(chord length): 1m, Far-field radius 30m,

Flow_Type :	Turbulent Flow	?
Reynolds Number :	2042500	?
AOA :	8	?
Steadiness :	Steady Flow	?
Total Iteration :	45000	?

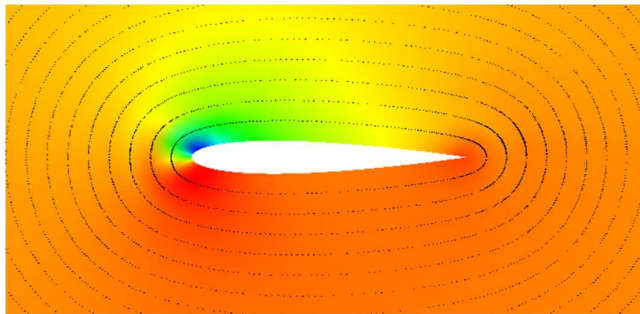
실험 연산 조건은 점성, 난류, 정상 유동이며 Reynold number: 2042500, Total iteration: 45000로 설정하였습니다.



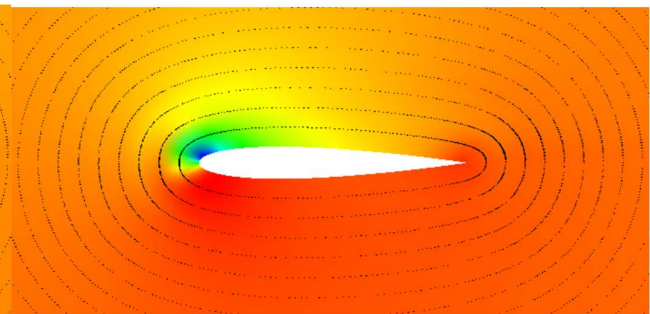
at angle of attack 0 degree



at angle of attack 4 degree



at angle of attack 6 degree



at angle of attack 8 degree

$\alpha=0^\circ, 4^\circ, 6^\circ, \text{ and } 8^\circ$  :  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$  for each  $\alpha$  with CFD(HW #3)

By EDISON

AOA	$C_l$	$C_d$	$C_m$
0	-1.8573E-05	-1.3481E-02	9.4736E-06
4	7.7103E-01	-1.8723E-02	-2.2523E-01
6	1.1726E+00	-2.3743E-02	-3.2888E-01
8	1.6711E+00	-2.9583E-02	-4.5011E-01

By CFD(HW#3)

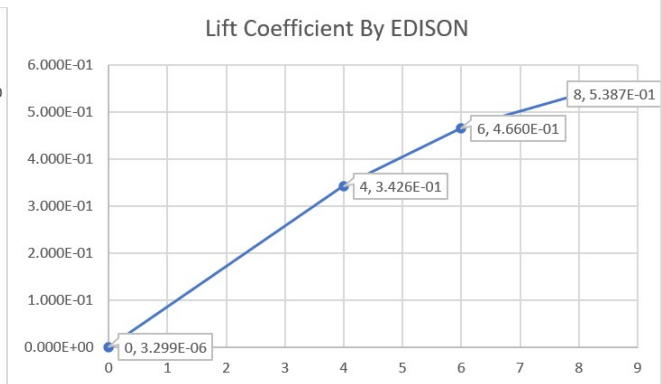
AOA	$C_l$	$C_d$	$C_m$
0	-3.0599E+04	-1.2914E+02	
4	4.3514E-01	-4.4156E-01	

위 표에서  $10^{-4}$ 이하는 0으로 근사를 해도 무방할 것이다.

Plot [ $\alpha$  vs  $C_l$ ] and [ $\alpha$  vs  $C_m$ ]

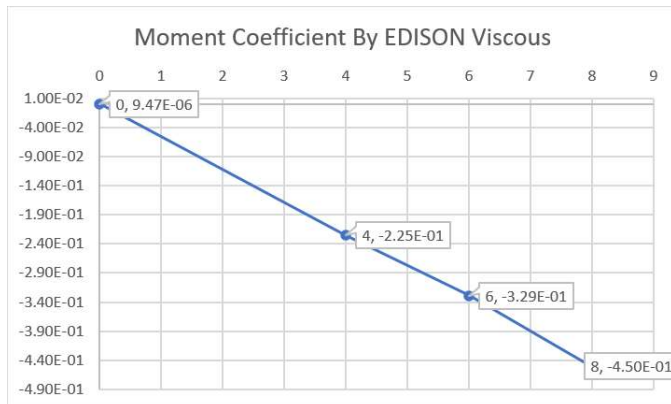


in Viscous case

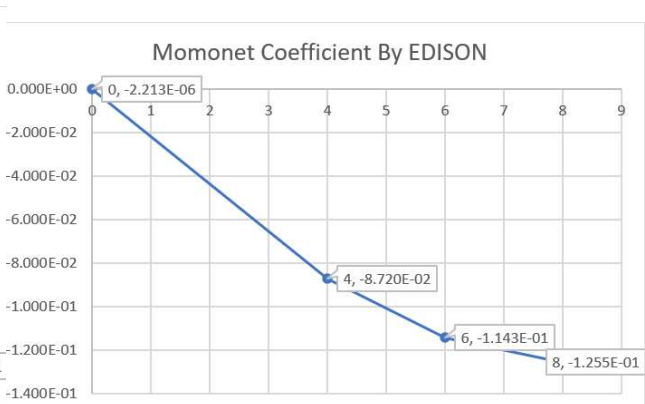


in Inviscid case

앞에서 구한 비점성 유동일때와 점성일때를 나란히 비교한 그래프입니다. 둘 다 받음각이 커지면서 양력계수 역시 커지지만 해당 값 자체는 점성일 때 보다 높은 절대값을 지니고 있습니다.



in Viscous case

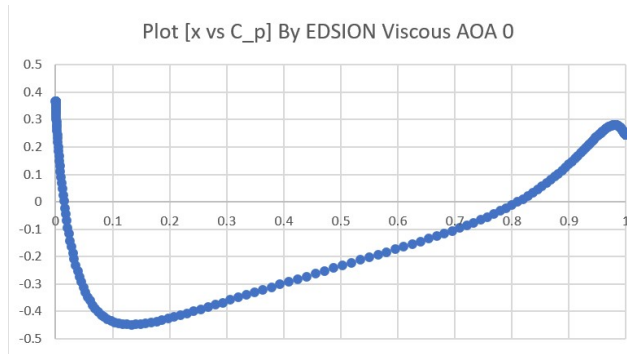


in Inviscid case

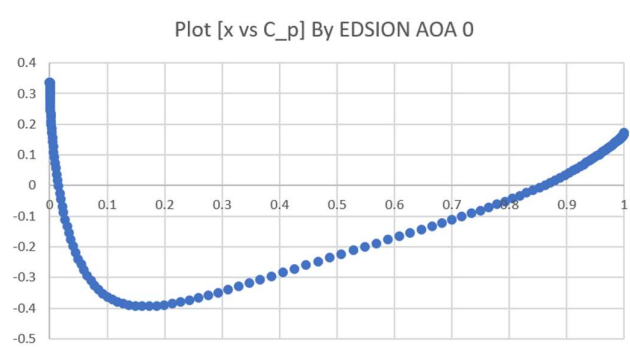
마찬 가지로 점성/비점성 모든 상황에서 받음각이 커질수록 모멘트 계수는 감소하는 경향을 보이고 있지만 점성 일때 더 큰 폭으로 감소하고 있습니다.



By EDISON Plot  $[x \text{ vs } C_p]$  for  $\alpha = 0^\circ$  and  $4^\circ$

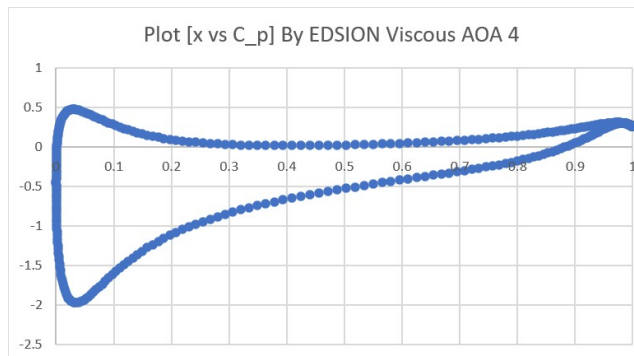


in Viscous case

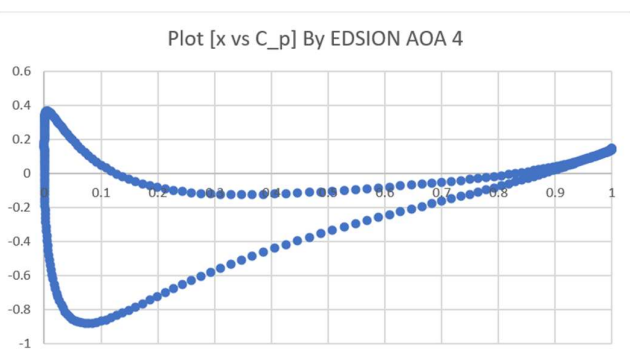


in Inviscid case

받음각이 0도일 때 점성일때와 비점성일 때 x위치에 대한 양력계수 차이 그래프입니다. 오른쪽의 비점성과 왼쪽의 점성은 모두 다 Leading edge를 시작으로 급격한 차이를 보이다가 점점 회복하는 듯하지만 비점성은 양력계수가 쪽 오르는 것에서 끝났다면 점성유동은 뒷전에서 다시 한번 감소하는 그래프가 나옵니다.



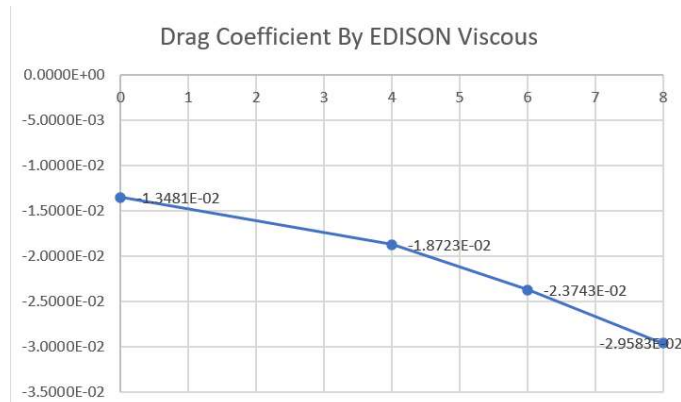
in Viscous case



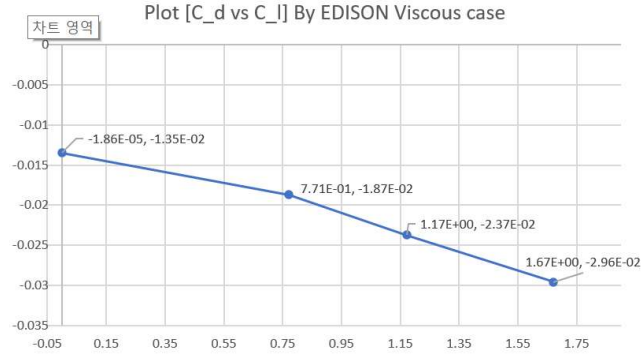
in Inviscid case

받음각이 4도 일 때 입니다. 형태가 닮은 듯 하면서도 다른 면이 존재하는 데 비점성 유동에서는 앞전에서 급격한 차이가 나다가 뒤로 갈수록 압력계수가 상승하지만, 점성유동에서는 0도에서 확실하게 나타난 것처럼 이번에도 마지막에 감소를 합니다. 비점성 유동보다 점성유동이 앞전 이후에서 양력계수가 상승하는 과정이 앞전만큼의 차이는 아니지만 비점성유동일때보다 빠르게 양력계수가 상승하는 모습을 보여주었지만 결과적으로는 양수에 도달하기 까지는 비점성 유동이 더 빠른 것을 보여줍니다.

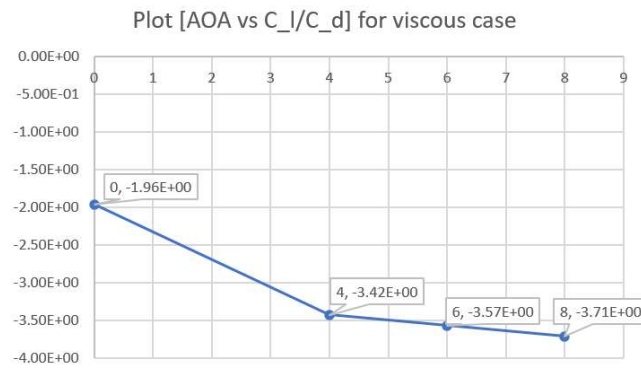
Plot  $[\alpha \text{ vs } C_d]$ ,  $[C_d \text{ vs } C_l]$ , and  $[\alpha \text{ vs } C_l/C_d]$  for viscous case



받음각이 증가할 때 항력계수가 감소하는 모습을 보여주고 있습니다. 다만 0도에서 4도로 내려갈 때보다 4도에서 8도로 내려가는 것이 더 큰 폭으로 감소하고 있습니다. 이를 통해서 받음각이 증가할수록 항력계수 역시 증가 폭이 점점 커지는 것을 예상해 봅니다.



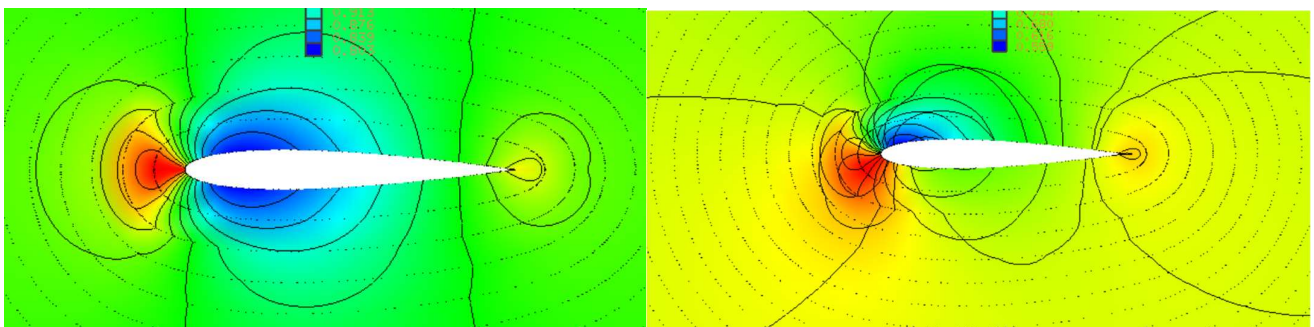
x축은 양력계수이고 y축은 항력계수입니다. 양력계수가 증가하는 만큼 항력계수는 감소하고 있는 경향을 보여줍니다. 받음각이 0도에서 4도로 갈 때보다 4도에서 8도로 갈 때 더 큰 폭으로 그래프가 감소하고 있습니다.



받음각과 양력계수/항력계수 그래프입니다. 받음각이 0에서 4도로 이동할 때보다, 4도에서 8도로 증가할 때는 감소폭이 확연하게 줄어든 것을 보여주고 있습니다.

### 3. Further Analysis on the Results

For inviscid results, discuss on the contours of velocity magnitude and static pressure for flow field around the airfoil at  $\alpha = 0^\circ$  and  $4^\circ$



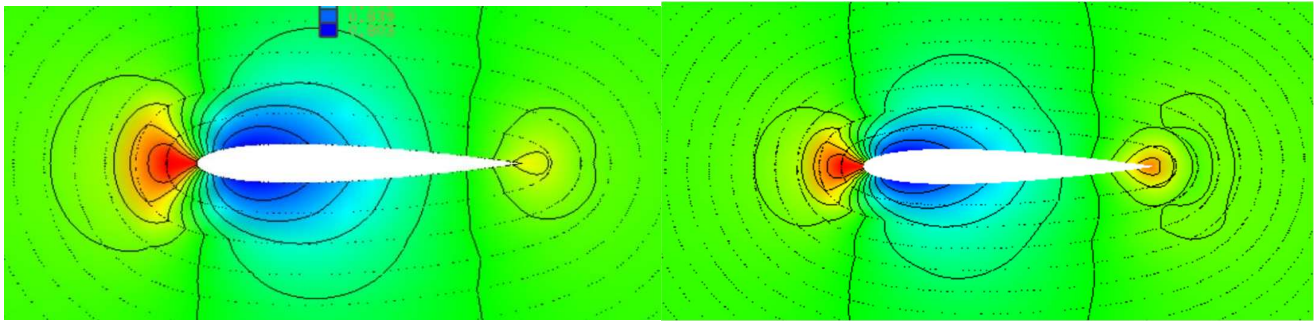
At  $\alpha = 0^\circ$

At  $\alpha = 4^\circ$

비점성 유동에서 받음각이 0도일 때는 계산 결과를 시각화했을 때도 다른 XFOIL 등과 마찬가지로 위아래의 압력차가 거의 없이 시위를 중심으로 나누어진 것을 볼 수 있지만, 받음각이 4도일 때는 아랫면과 윗면의 압력차이로 인해서 양력이 발생할 것이라는 것을 생각할 수 있습니다.



Compare the contours for inviscid and viscous cases at  $\alpha = 0^\circ$



In inviscid case

In Viscous cases

받음각이 0도일 때 비점성 유동과 점성유동의 차이는 시각적으로 보았을 때 뒷전에서 확연하게 차이가 나는 것을 눈에 볼 수 있습니다. 앞에서 본 것처럼 양력계수가 뒷전으로 갈수록 증가하였지만 점성유동에서는 다시 잠깐 감소하는 형태를 그렸는데, 이는 위 사진 처럼 그림으로 더 붉은 색으로 표현되고 있습니다.

Compare velocity vector field in the vicinity of the airfoil surface (with proper enlarged view) for viscous and inviscid cases



In Inviscid case at wall

In Viscous case at wall

비점성유동일때와 점성유동일 때, 각 에어포일 윗면에서 벡터를 표현한 사진입니다. 기본적으로 유체는 no slip 조건을 유지하며, 점성이 없으므로 경계층이 형성되지 않으며, 벽면에서도 유동의 속도를 그대로 유지하는 것을 볼 수 있습니다. 하지만 점성유동에서는 경계층 형성과 벽면에서도 유동의 속도를 유지하기 위해서 벡터가 끌리고 있는 것을 볼 수 있습니다.

고전적인 방법에서는 직접 원하는 형상을 만들어서 풍동시험을 해야 하는 비용과 시간이 많이 들었지만 컴퓨터와 수치해석의 발달로 이번 EDSION CFD를 통해서 간단하게 컴퓨터를 이용해서 점성과 비점성유동에서 다양한 받음각을 실험해볼 수 있었습니다.