

Analysis of Airfoil

XFOIL을 이용해서 각 해당하는 NACA를 불러온 다음 명령어 Asqwg를 통해 -4~10도 사이의 계수는 다음과 같이 표현된다.

```
XFOIL  c> NACA 0012
Max thickness =      0.120035  at x =    0.300
Max camber    =      0.000000  at x =    0.013

Buffer airfoil set using 331 points

Blunt trailing edge.  Gap =  0.00252

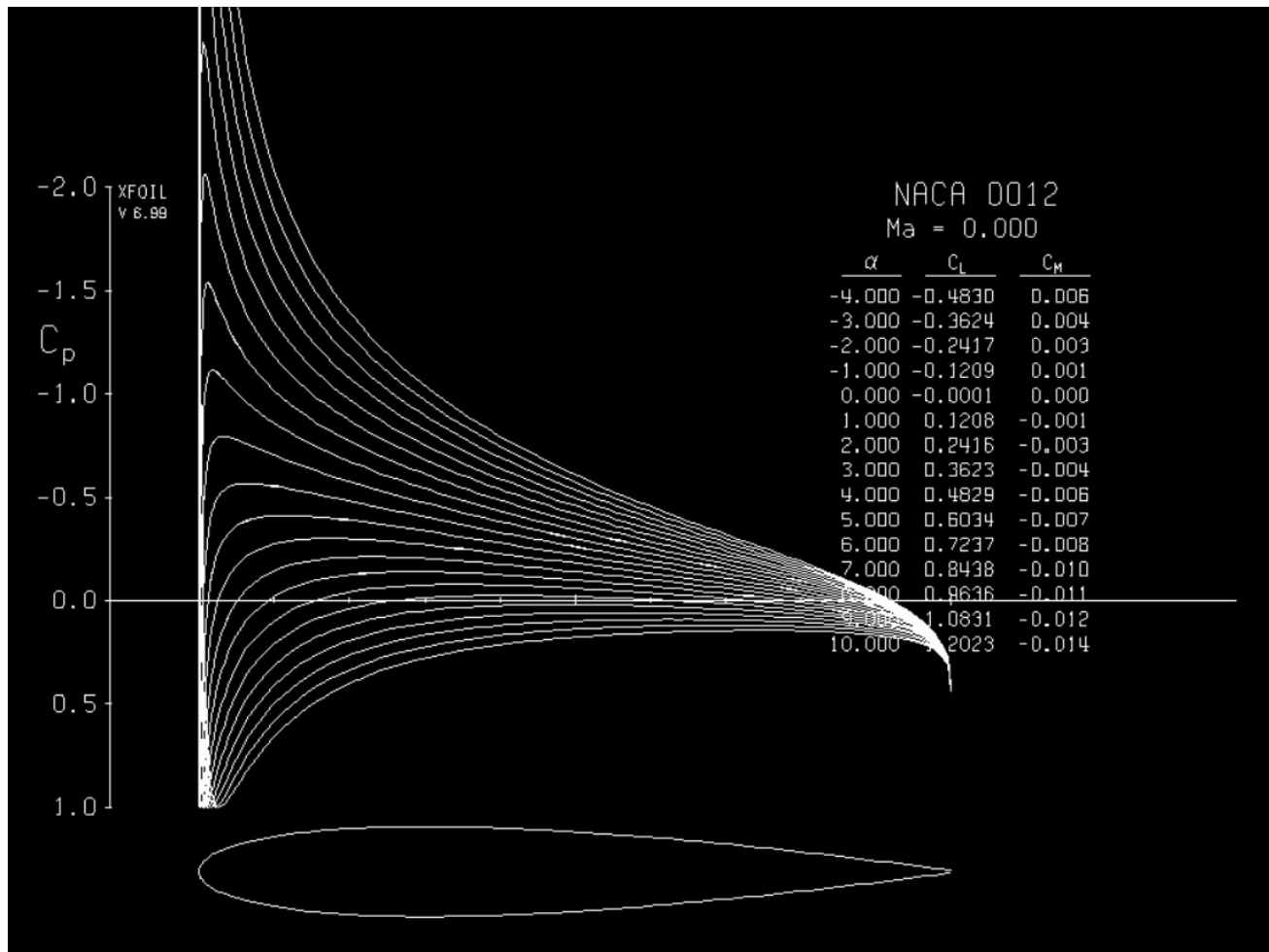
Paneling parameters used...
  Number of panel nodes      160
  Panel bunching parameter    1.000
  TE/LE panel density ratio   0.150
  Refined-area/LE panel density ratio  0.200
  Top    side refined area x/c limits  1.000 1.000
  Bottom side refined area x/c limits  1.000 1.000

XFOIL  c> OPER

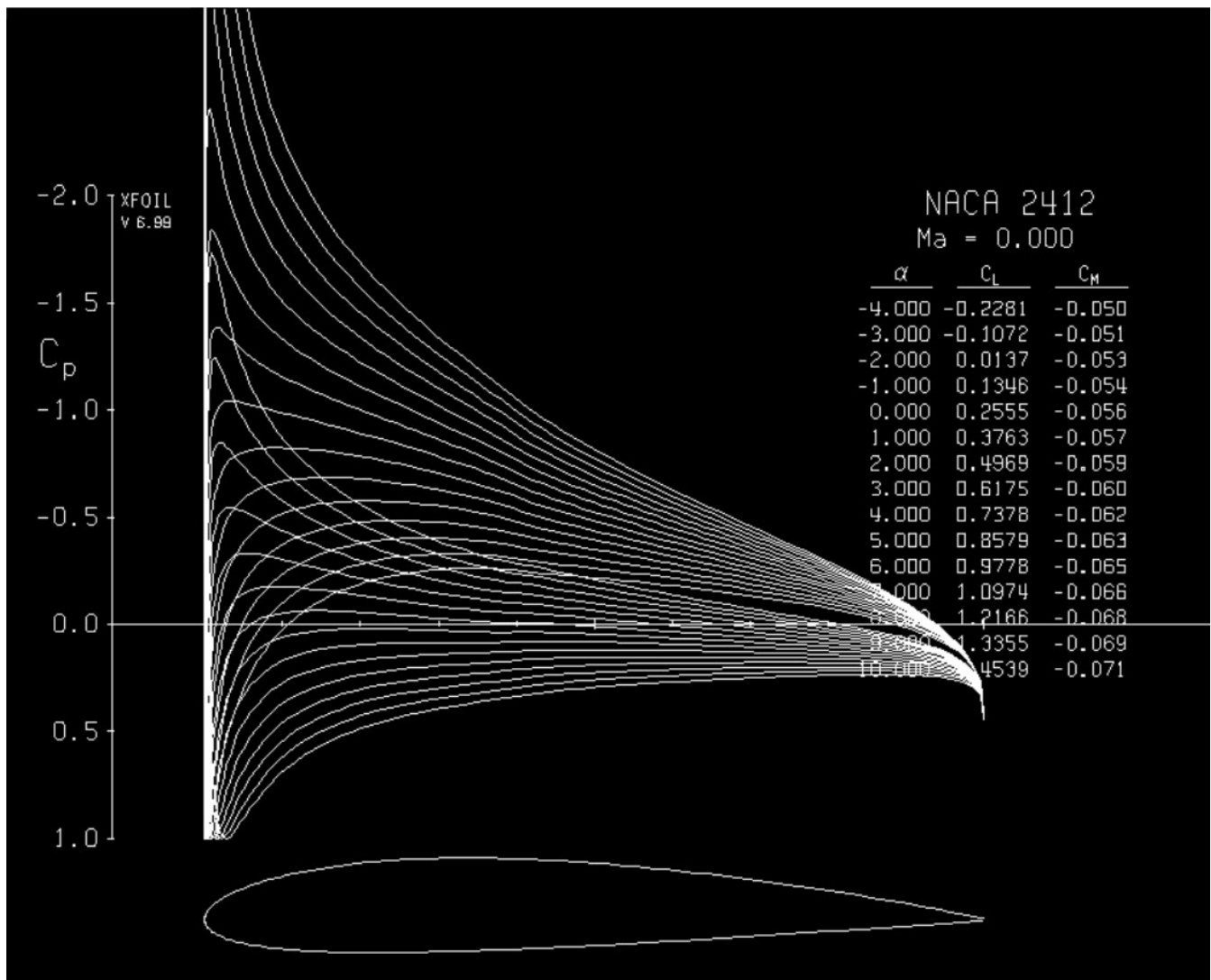
OPERi  c> Aseq -4 10 1
Calculating unit vorticity distributions ...
```

NACA 정수4자리를 통해서 해당하는 airfoil을 불러온 다음 OPER -> Aseq -4 10 1 명령어를 통해서 다음과 같이 계산할 수 있다.

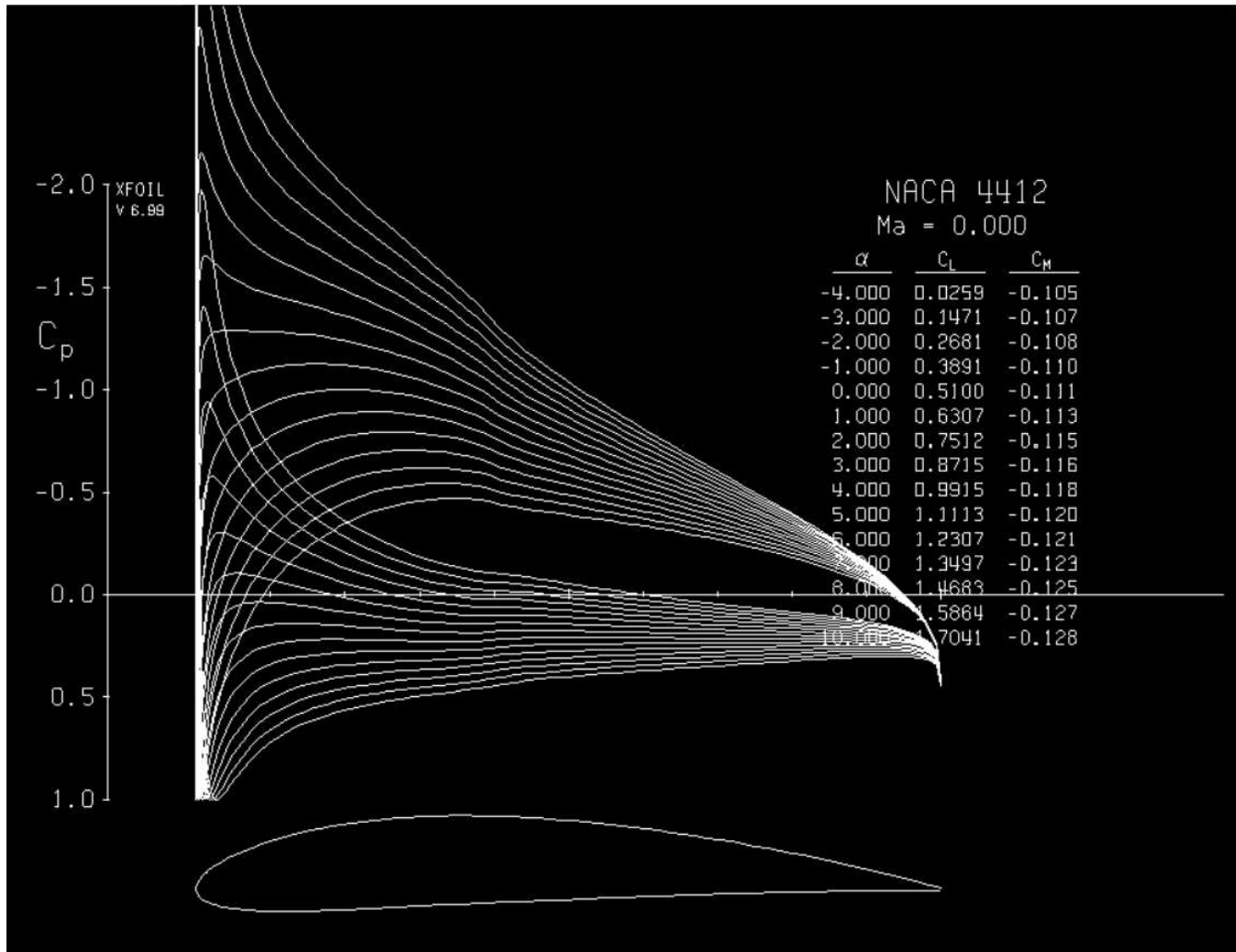
a) Obtain aerodynamic coefficients of NACA0012 at angle -4° ~ 10° (with interval of 1°)



b) Obtain aerodynamic coefficients of NACA2412 at the same conditions



c) Obtain aerodynamic coefficients of NACA4412 at the same conditions



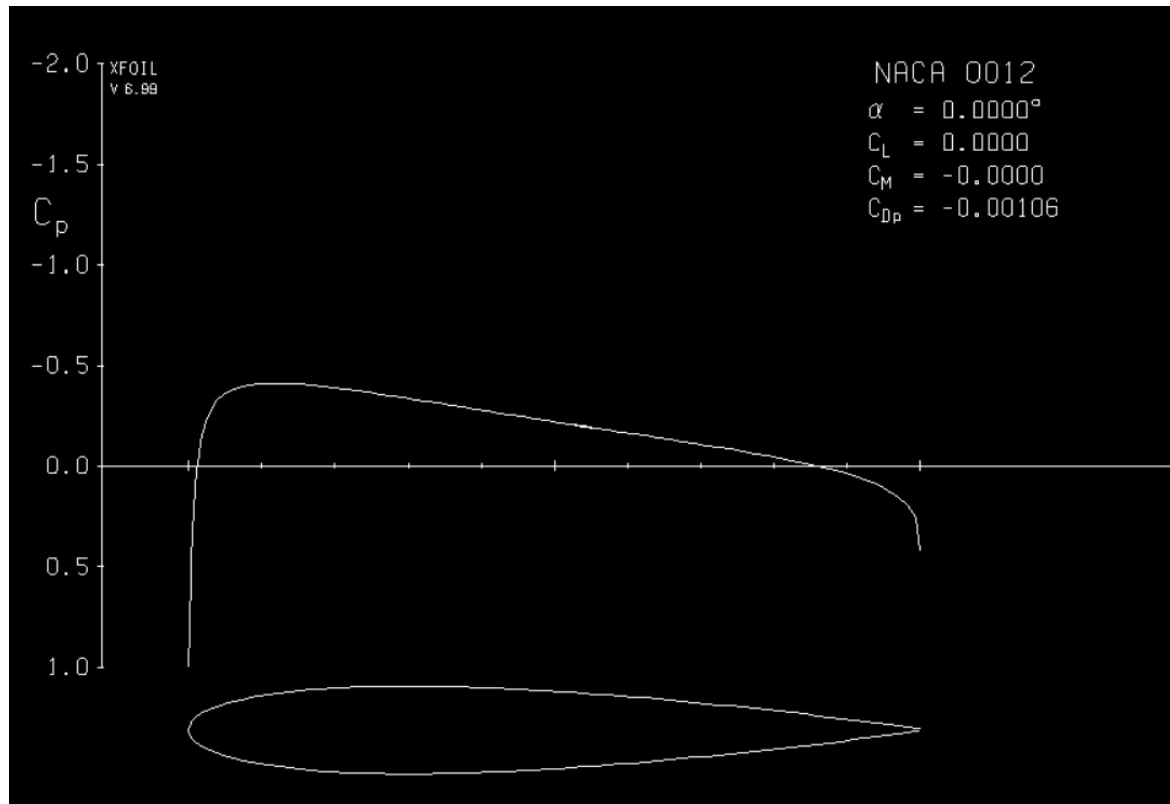
d) Make and provide result data tables

첨부파일 참고

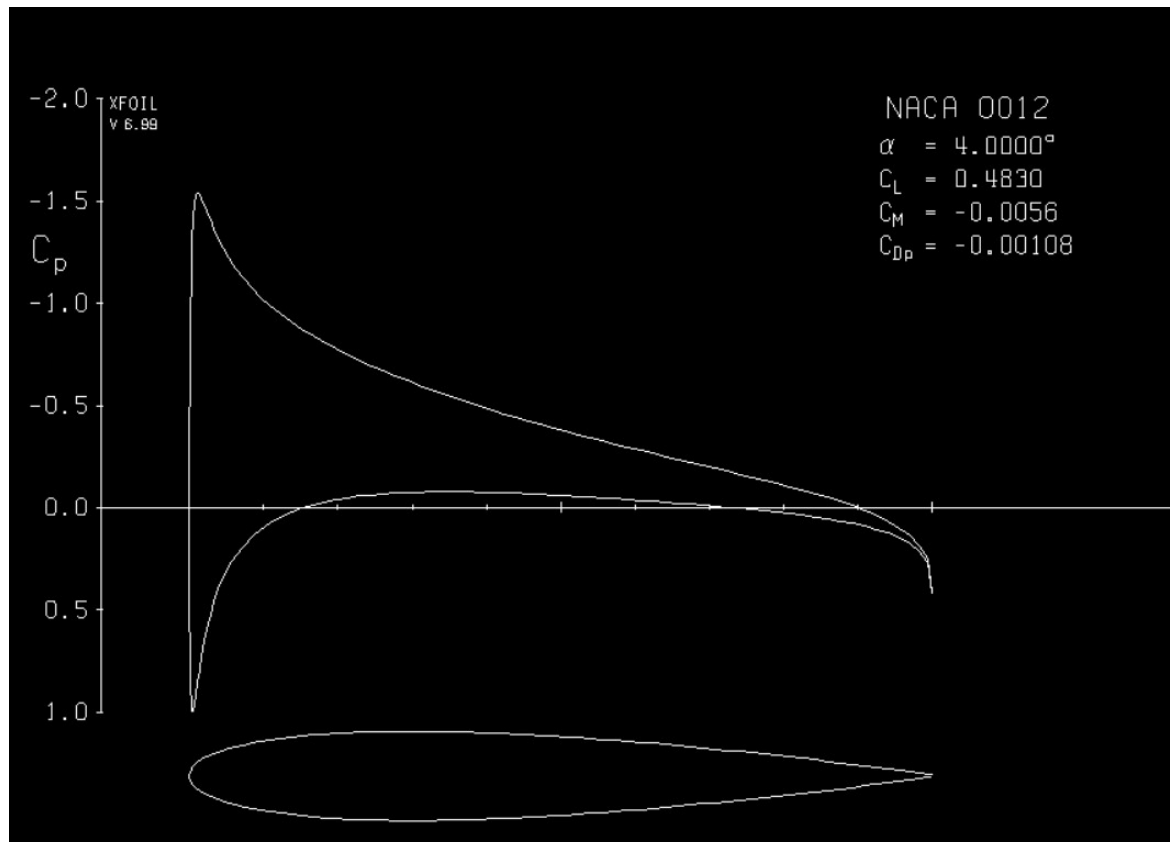
1. Comparisons (with Discussions)

a) Plot $[x \text{ vs } C_p]$ for NACA0012 at angle 0, 4 degree.

At 0 degree (with XFOIL)



At 4 degree (with XFOIL)



Compare the plots with corresponding inviscid results given in Homework #3

Homework #3에서 주어진 table를 가지고

x	static pressure	pressure coefficient
0.00E+00	5.34E+02	$= (B2 / ((1/2) * 1.225 * 30^2))$
3.52E-04	5.03E+02	9.13E-01
1.42E-03	4.21E+02	7.63E-01
3.16E-03	3.11E+02	5.63E-01
5.46E-03	2.02E+02	3.67E-01
8.21E-03	1.10E+02	1.99E-01
1.13E-02	3.50E+01	6.34E-02
1.48E-02	-2.34E+01	-4.25E-02
1.86E-02	-6.80E+01	-1.23E-01
2.26E-02	-1.02E+02	-1.85E-01

테이블의 주어진 x값과 static pressure이용 Freestream speed는 주어진 30m/s, freestream static pressure는 0으로 가정 그리고 비압축성 비점성유동을 가정한다.

- Definitions

- Pressure coefficient (C_p): $C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}$

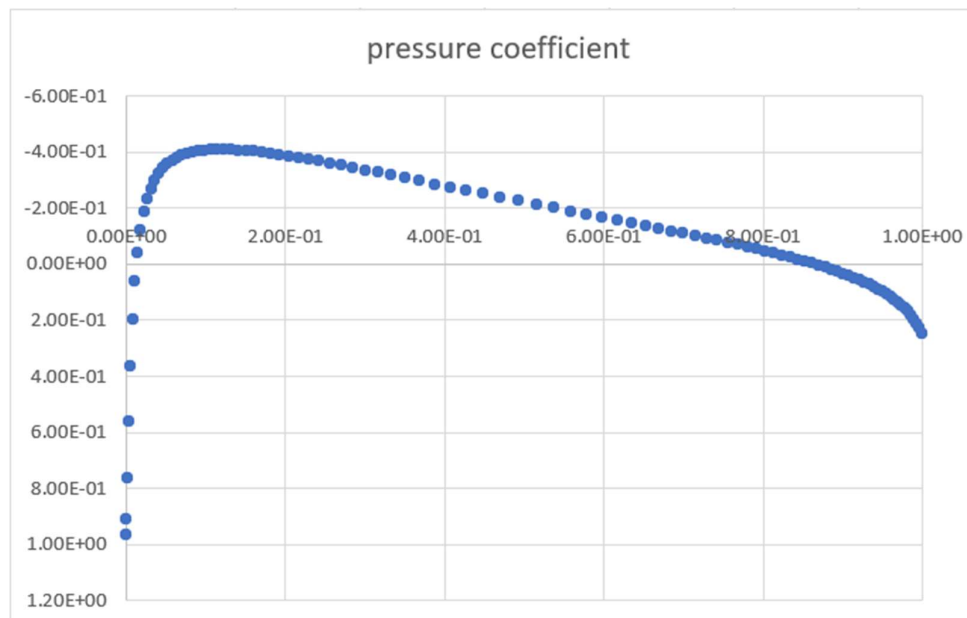
$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2$: dynamic pressure

p : static pressure

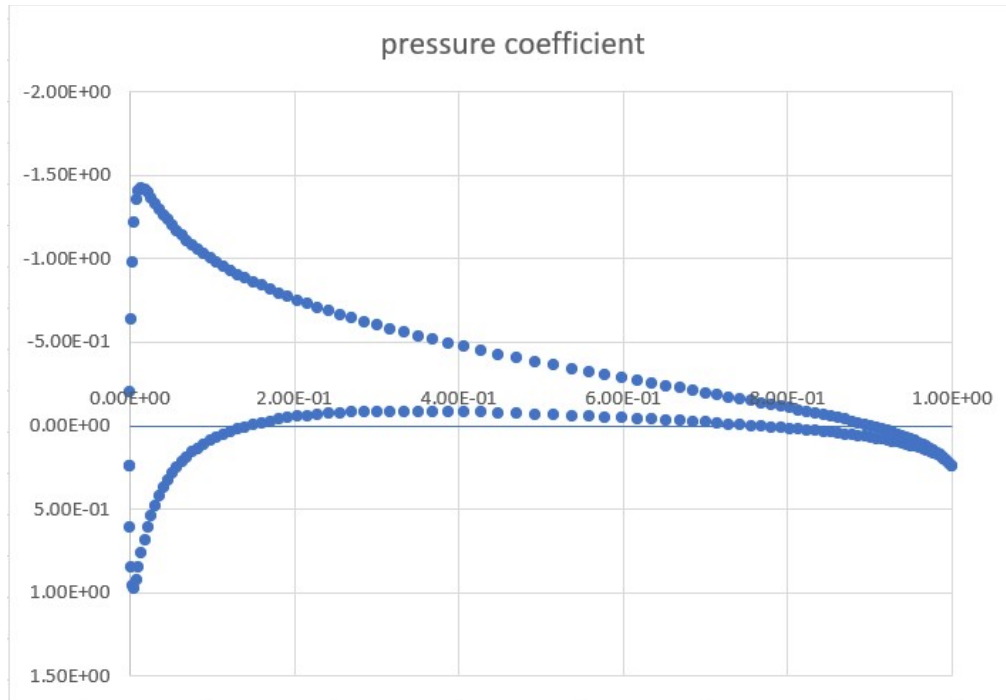
p_∞ : freestream static pressure
(=0 for given in Assignment #1)

Pressure coefficient의 정의를 따라서 계산을 하면 값을 구할 수가 있으며 이를 그래프로 그리면 다음과 같다.

At 0 degree (with homework #3)



At 4 degree (with homework #3)



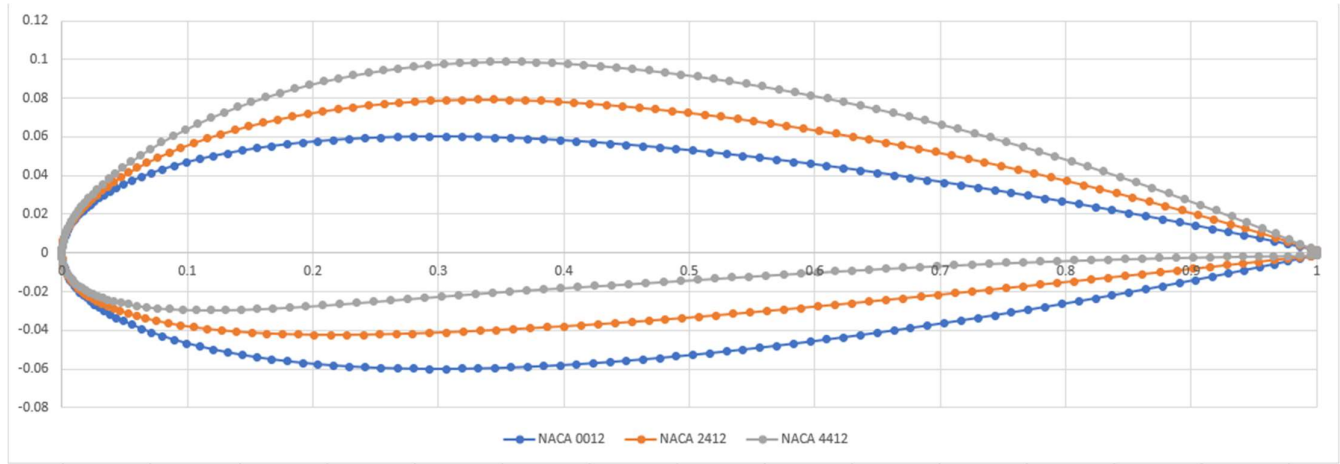
NACA0012를 통해서 알 수 있는 것은 위아래가 대칭 형태이기 때문에, 받음각이 0도일 때는 윗면과 아랫면이 만드는 같은 위치x에서의 Pressure coefficient는 동일하기에 양력이 발생하지 않는 것을 그래프로 확인할 수 있으며 이는 XFOIL로 만든 형상과, homework #3에서 주어진 테이블로 만든 결과값이 똑 같은 경향을 보이는 것을 알 수 있다.

받음각이 4도일때는 L.E(Leading Edge)에서 차이가 가장 급격하게 벌어지고 뒤쪽인 T.E(Tail Edge)에 가까워질수록 차이가 점점 줄어드는 것을 시각화 할 수 있는데 면적에 따라서 양력이 결정된다. 마찬가지로 XFOIL과 homework #3에서 주어진 테이블로 만든 결과가 동일한 것을 시각화 할 수 있다.

b) Compare the three airfoil geometries by plotting together in a single plot

```
.OPERi  c> DUMP NACA0012
.OPERi  c> _
```

XFOIL에서 DUMP를 이용하면(또는 CPWR) 해당하는 지점의 x,y좌표와 요소를 얻을 수가 있으며 이를 취합하면 아래처럼 각 해당하는 NACA airfoil을 plotting 할 수 있다.



NACA0012는 시위의 30% 지점에서 시위의 12%의 두께를 가지는 airfoils를 뜻한다.

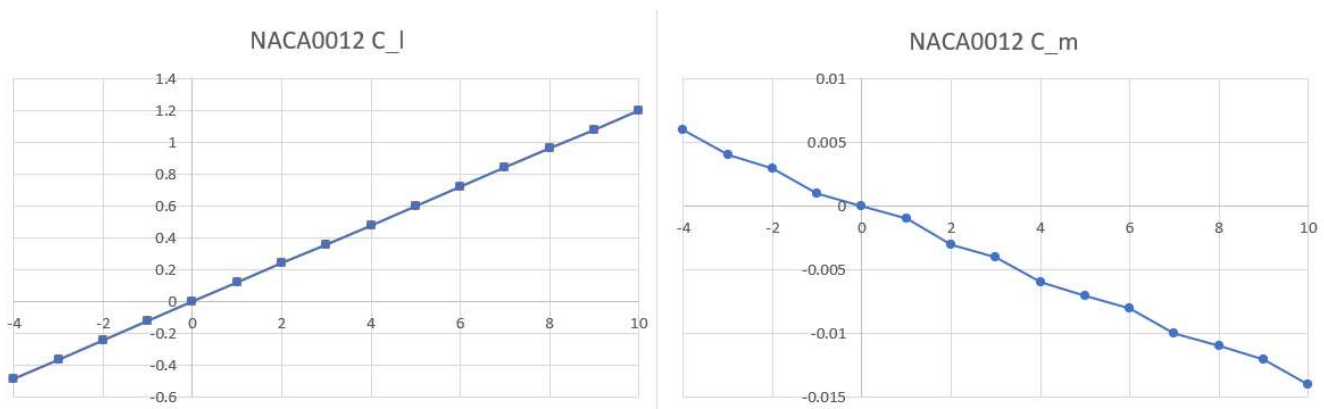
NACA2412는 시위의 30% 지점에서 시위의 12%의 두께를 가지며 시위의 40 % 지점에서 최대 camber 2%를 가진다. (camber : 상단과 하단 곡선 사이의 비대칭)

NACA4412는 시위의 30% 지점에서 시위의 12%의 두께를 가지며 시위의 40 % 지점에서 최대 camber 4%를 가진다.

NACA0012(파란색)는 시위를 중심으로 위 아래가 완전한 대칭 형태를 이루고 있으며, 위의 질문을 통해서 본 것처럼 받음각이 0도일때에는 양력이 발생하지 않는다. NACA2412(주황색), NACA4412(회색)으로 갈수록 시위를 중심으로 비대칭 형태가 커지는데, 윗면이 아랫면 보다 면적이 더 넓게 분포된 것을 볼 수 있다. 직관적으로 받음각이 0도일 때 다른 두 비교군보다도 NACA4412가 가장 큰 양력을 만들 수 있는 것을 알 수 있다. 실제로 마지막 질문을 통해서 본 결과에; 따르면 NACA4412가 받음각이 0도일 때 만드는 양력이 제일 크게 나온다.

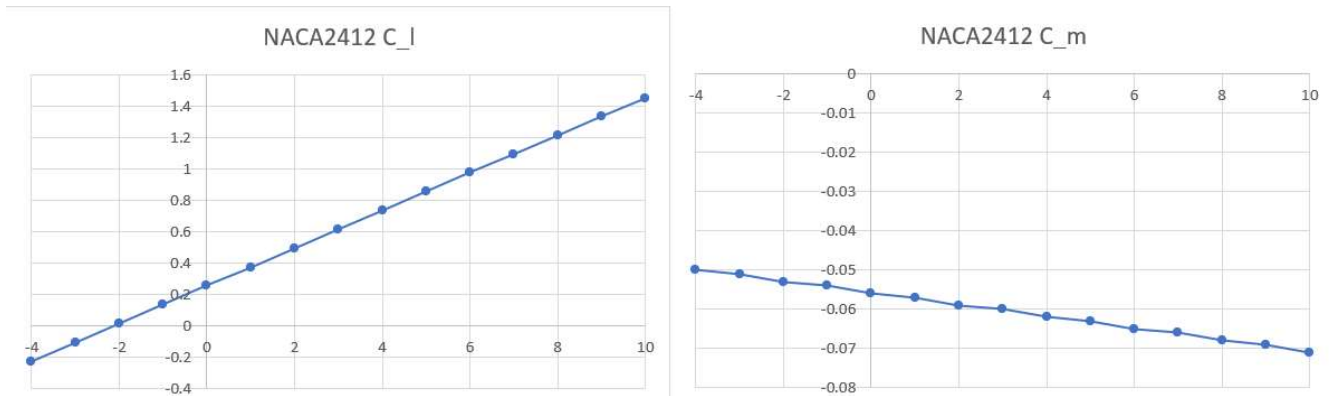
c) Plot [α vs C_l], [α vs C_m] and compare for three airfoils: x-axis angle of attack, y-axis coefficient

1. NACA0012



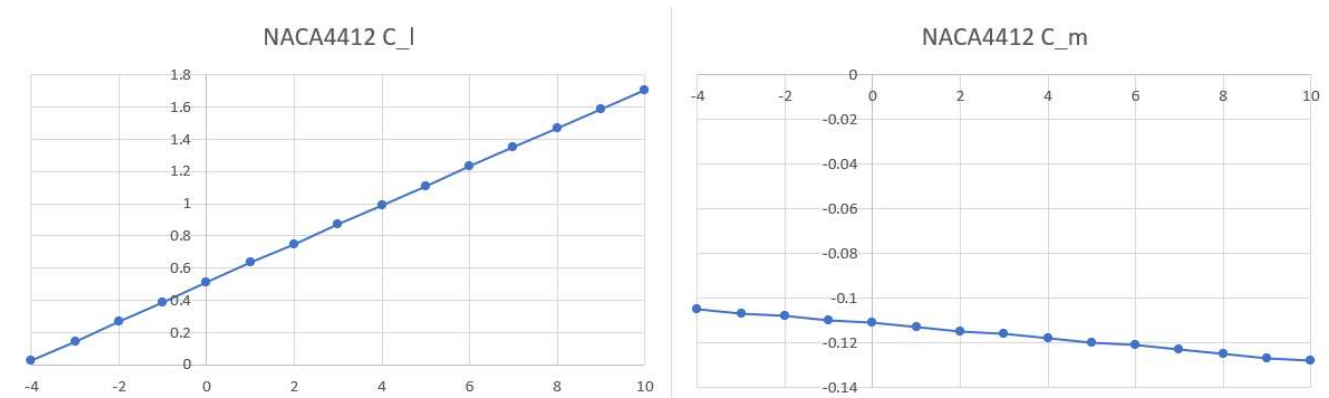
NACA0012에서는 받음각이 0일 때 양력이 발생하지 않는데, 양력계수 역시 0을 기점으로 음수와 양수로 나누어지며, 피칭모멘트계수 역시 받음각 0을 중심으로 음수와 양수로 나누어 지는 것을 알 수 있는데, 모멘트의 방향은 양수일때 반시계 방향으로 LE가 아래를 향하는 방향이고, 음수일때 시계방향으로 LE가 돌리는 방향으로 작용한다. 마지막에 다시 한번 후술하겠지만 받음각에 따른 피칭모멘트가 양수로 나오는 구간 -4~0 도에서는 항공기가 불안정하다고 할 수 있다.

2. NACA 2412



NACA2412은 받음각 -2도쯤에서 양력계수가 양수가 나오며 각도가 증가할 때 마다 점차적으로 커진다. 모멘트계수는 주어진 받음각 범위안에서는 모두 음수이며 NACA0012일때보다는 줄어드는 기울기가 많이 작아진 것을 볼 수 있다.

3. NACA 4412

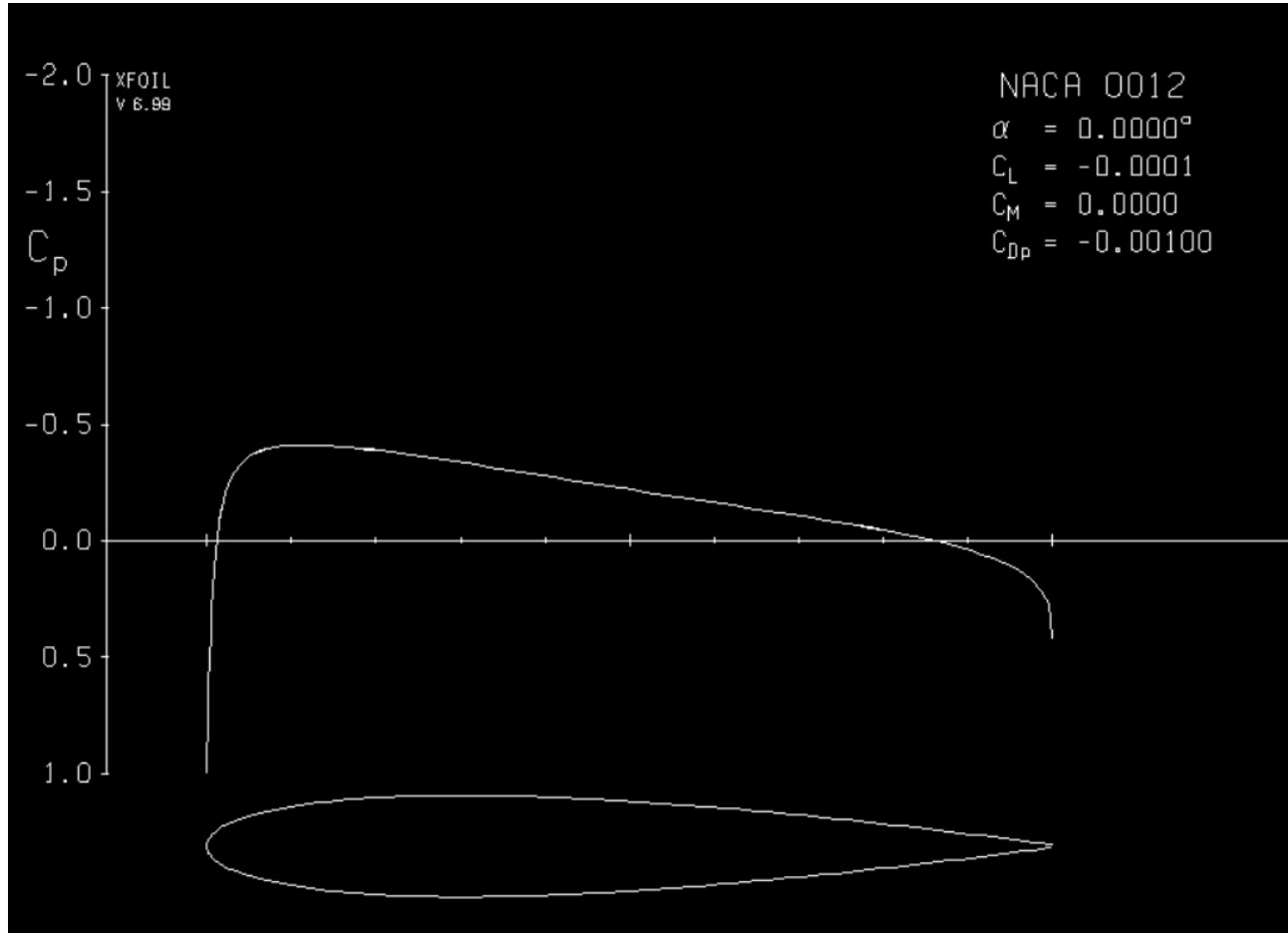


NACA4412는 주어진 받음각 모든 범위안에서 양수가 나오며 구간 중 제일 작은 곳인 -4도 일 때도 양력계수는 양수이다. 모멘트계수는 범위안에서는 모두 음수이며, 위의 두 경우일때보다 가장 기울기가 작아진 것을 볼 수 있다.

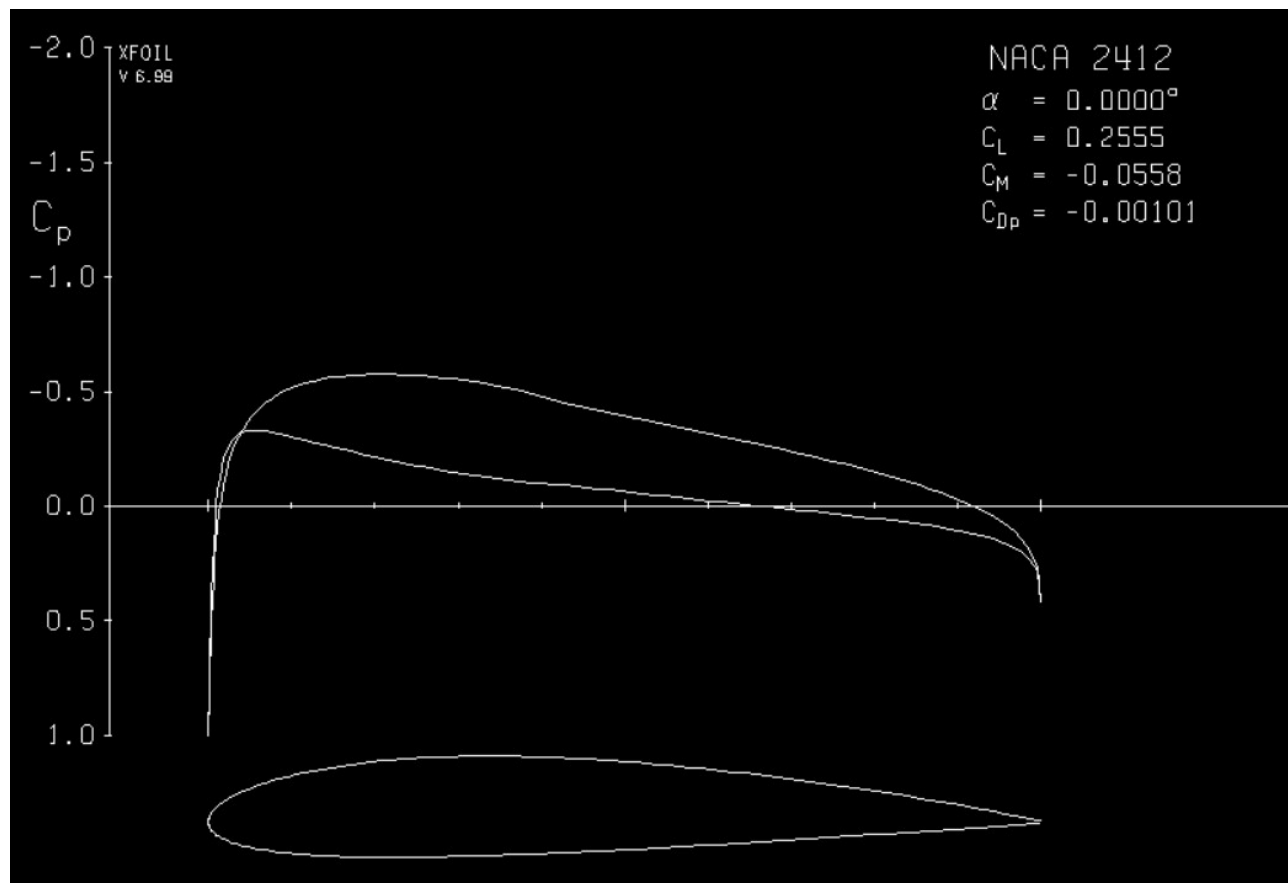
항공기는 외부영향으로 인해서 받음각이 증가할 때 피칭모멘트 계수가 음으로 나타나면 다시 원래 상태로 돌아가려는 경향이 생기므로 받음각에 따른 피칭 모멘트 계수의 기울기가 음으로 나타나는 항공기가 안정하다. 즉 위에 나온 3가지 Airfoil중 NACA4412가 제일 안정적이라는 것을 알 수 있다.

d) Compare $[x \text{ vs } C_p]$ plot for three airfoils at degree 0.

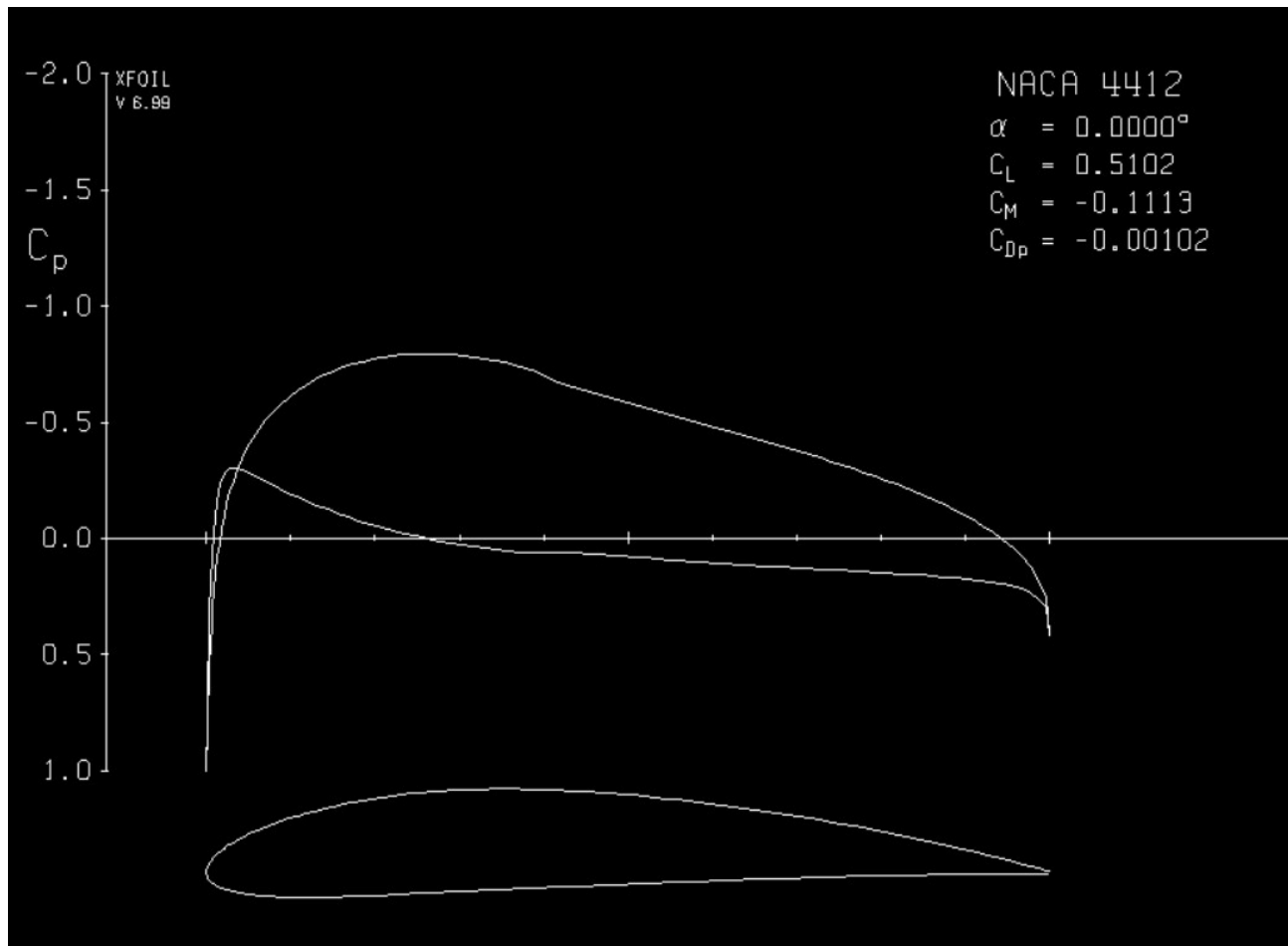
NACA0012



위아래가 완전히 시위를 중심으로 대칭인 NACA0012의 경우 윗면과 아랫면에서 압력계수가 동일하기에 압력차가 발생하지 않는 것을 볼 수 있으며, 그렇기에 받음각이 0일때는 양력 역시 생기지 않는다. L.E에서 급격한 압력차이를 보이며 뒤로 갈수록 완만하게 줄어들다가 T.E에서도 갑작스러운 변화가 있는 것을 볼 수 있다.



앞서 NACA0012와는 다르게 NACA2412는 시위를 중심으로 비대칭을 가진 형태이다. 받음각이 0도 일때에도 윗면과 아랫면의 압력계수가 다르게 나오며 이 차이의 면적만큼의 양력이 발생하게 된다.



앞에서 NACA0012, NACA2412와 비교해봐도 압력차이가 보다 확연하게 차이가 나는 것을 알 수 있다. 같은 받음각 0도 이지만 NACA4412가 가장 큰 양력을 만들어 내는 것을 알 수 있는데, 직관적으로 곡선사이에 있는 면적(윗면과 아랫면의 압력차로 발생)이 훨씬 큰 것을 알 수 있다.