

## 1. Make a code for numerical source panel method

매트랩을 이용해서 코드를 작성했습니다. 코드는 다음과 같습니다.

```

clc;clear all;
V_inf=30; Radius=1; Panel=24; // 패널 수 설정, 자유 유동의 속도는 30, 지름은 1 설정
dtheta=2*pi/Panel;           // 패널 수에 따른 크기 조정

theta=pi+pi/Panel:-dtheta:-pi+pi/Panel; //나누는 theta 결정
X=Radius*cos(theta); Y=Radius*sin(theta); // X,Y 좌표 설정

for count=1:Panel           //필요한 길이와 중심 설정
    phi(count)=atan2((Y(count+1)-Y(count)),(X(count+1)-X(count)));
    beta(count)=phi(count)+pi/2;
    Mpoint_x(count)=(X(count+1)+X(count))/2;
    Mpoint_y(count)=(Y(count+1)+Y(count))/2;
    S(count)=sqrt((Y(count+1)-Y(count))^2+(X(count+1)-X(count))^2);
end

for p=1:Panel               //예제를 기반으로 한 패널수식
    neighbor(:,p)=[1:p-1 p+1:Panel];
    xi=Mpoint_x(p);
    yi=Mpoint_y(p);
    for count=1:Panel-1
        temp=neighbor(count,p);
        Xj=X(temp);
        Yj=Y(temp);
        Xj1=X(temp+1);
        Yj1=Y(temp+1);
        A=-(xi-Xj)*cos(phi(temp))-(yi-Yj)*sin(phi(temp));
        B=(xi-Xj)^2+(yi-Yj)^2;
        C=sin(phi(p)-phi(temp));
        D=(yi-Yj)*cos(phi(p))-(xi-Xj)*sin(phi(p));
        E=sqrt(B-A^2);
        Sj=S(temp);
        I(p,temp)=C/2*log((Sj^2+2*A*Sj+B)/B)+(D-A*C)/E*(atan2((Sj+A),E)-atan2(A,E));
        J(p,temp)=(D-A*C)/2/E*log((Sj^2+2*A*Sj+B)/B)-C*(atan2((Sj+A),E)-atan2(A,E));
    end
    F(p,1)=V_inf*cos(beta(p));
end

coeffM=I/2/pi+eye(Panel)/2;
lambda=coeffM\(-F);           //연립방정식이 나오는 것을 가지고 행렬을 이용해서 답을 도출

V=V_inf*sin(beta)+lambda'/2/pi*J'; // 해당 지점의 속도 결정

Cp_Numerical=1-(V/V_inf).^2;
Cp_Analytic=1-4*sin(beta).^2; //수치적해와 해석적해

fprintf('X position \t Numerical value \t Velocity') //// 결과 출력 과정

```

```

for p=1:Panel
fprintf( '%f\t%f\t%f\n',Mpoint_x(p),Cp_Numerical(p),V(p));
end

angles=min(beta):0.01:max(beta);
Cp_Analytic=1-4*sin(angles).^2;
plot(angles,Cp_Analytic,'b',beta,Cp_Numerical,'r^');grid;
legend('C_p (Analytic)', 'C_p (Numerical)');

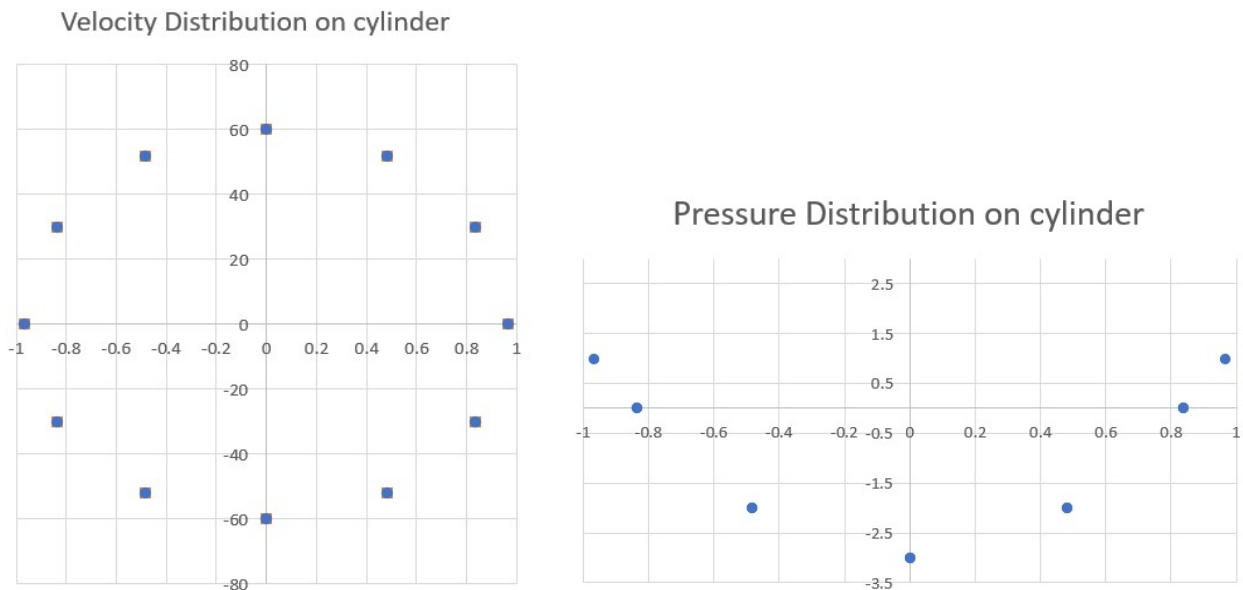
plot(Mpoint_x,V);grid;
legend('Velocity');

```

- By using the code, compute velocity & pressure (Cp) distribution over a circular cylinder surface with 12, 24, 48 panels

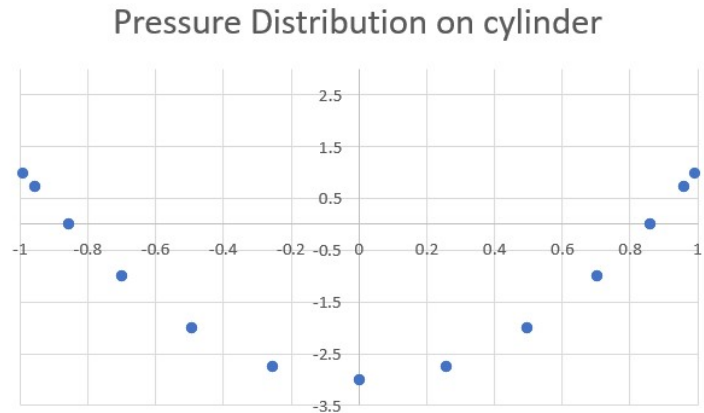
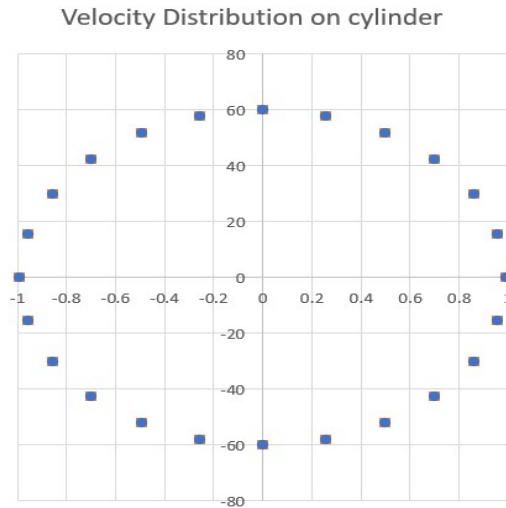
맷랩을 이용한 코드에서 바로 그래프를 그리기보다 간격을 직관적으로 확인하기 위해 값을 추출해서 이를 엑셀로 그래프를 다시 그려보았습니다. 왼쪽은 좌표 X에 따른 속도분포와, 오른쪽은 압력 분포입니다. 주어진 조건에 따라 패널의 개수는 12, 24, 48개일때의 결과값입니다.

In 12 panels Plot by Excel

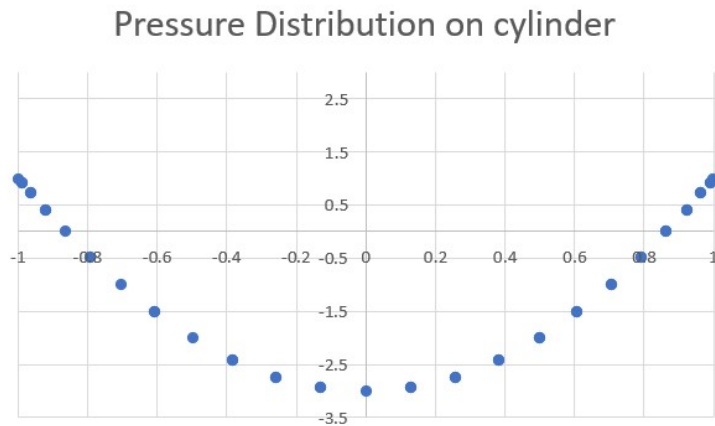
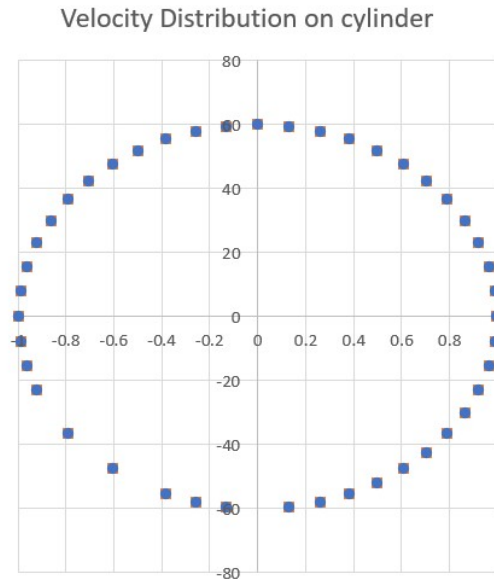


어렵듯이 보았을 때, 유동이 지나가는 방향에서 정체점은 속도가(y축) 0이고 윗면과 아랫면의 끝에서는 자유유동의 두배인 60을 보여주고 있으며, 압력분포 역시 X좌표가 0인 지점에서는 가장 낮게 나오고 있습니다.

In 24 panels Plot by Excel

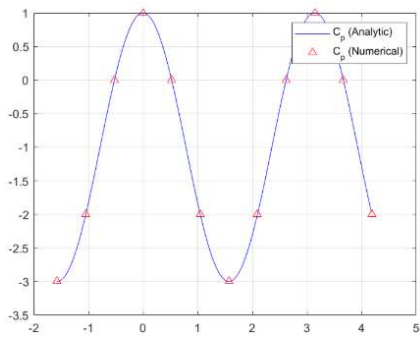


In 48 panels Plot by Excel

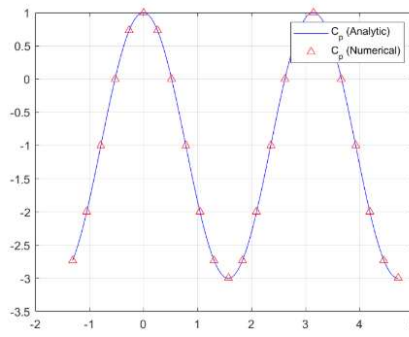


패널수와 관계없이 정체점에서는 속도가 0에서 시작해서 윗면과 아랫면의 볼록한 X위치가 0인 고에서는 속도가 설정해둔 자유유동의 속도 30의 두배인 60을 기록하며 다시 실린더 표면에서는 뒤로 갈수록 속도가 0으로 줄어드는 것을 볼 수 있습니다. 압력분포도 마찬가지로 정면에서 맞는 지점에서는 압력이 가장 컸다가 X포지션이 0이 되는 지점에서는 압력이 가장 최저로 떨어지며 뒤로 갈수록 압력이 상승하는 것을 볼 수 있으며 이는 해석적인 해와 일치하는 것을 보여 준다. 패널수를 더 늘리더라도 해당하는 형태가 점점 실선에 가깝게 명확하게 그려지는 것을 볼 수 있습니다.

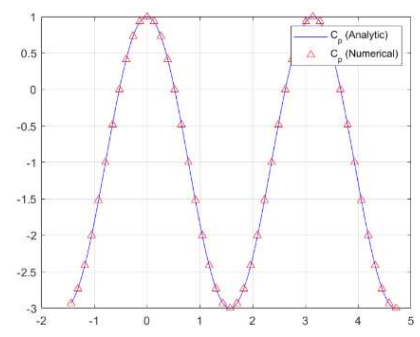
### 3. Compare the results with analytic solution (uniform flow + doublet)



12 panels



24 panels



48 panels

해석적인 해와 수치적인 해를 비교하는 모습입니다. 파란색 실선은 해석적인 해의 간격을 아주 작게 설정해서 실선 그래프를 그렸으며 빨간색 삼각형은 수치적인 해의 위치를 표현하고 있습니다. 패널개수가 작은 12개부터 보다 많은 48개까지 수치적인 결과 값은 해석적인 해를 벗어나지 않으며 사실상 동일한 값을 추적하는 것을 그래프로 확인이 가능합니다.

### 4. Discussion on the results

소스패널 기법을 이용해서 프로그래밍을 한 코드를 가지고 결과를 도출한 것과 공식을 통해 해석적인 해를 비교해본 것을 그래프로 표현을 했을 때 이런 수치적 해석 기법인 패널 방식과 해석적인 값의 차이가 거의 없다고 봐도 무방할 정도로 잘 나오는 것을 볼 수 있습니다. 이를 통해서 보았을 때 실제 상황에서 해석적인 식을 구하기 어려울 때 충분한 정보를 토대로한 모델링을 해서 수치적인 해를 구한다면 이는 충분히 믿을 수 있는 결과를 얻을 수 있는 것을 알 수 있습니다. 패널의 수가 많다면 보다 자세하게 추적을 할 수 있지만 이는 정확도가 높아지는 의미는 아니며 심지어 예제에 나온 것처럼 패널 수를 단 8개로 설정할 때도 해석적인 해를 추적하였습니다. 즉 패널 수와 정확도는 관련이 없다고 할 수 있습니다.

5. By using the code, compute velocity & pressure( $C_p$ ) distribution over a symmetric NACA0012 Airfoil at AOA  $0^\circ$  그 다음은 이어서 해당 코드를 가지고 NACA0012의 에어포일 형상을 구해보았습니다.

```
clc;clear all;
V_inf=30; chord=1; t=chord*0.12; Panel=120; //시위 길이는 1, 두께는 NACA0012를 따라 시위
dtheta=(2*pi)/Panel; //길이에 0.12를 곱한 값, 패널 수 결정

theta=0:dtheta:pi;

X=(chord/2)*(1-cos(theta)); //패널을 결정하는 공식 설정
Y=5*t*chord*(.2969*(sqrt(X/chord))+-.1260*(X/chord)+-.3516*(X/chord).^2+.2843*(X/chord).^3+-.1015*(X/chord).^4);
Y(Panel/2+2:Panel+1)=-Y(Panel/2:-1:1); //윗면과 아랫면을 따로 계산해서 결과값을 냈습니다.
//Y 값을 결정할 때 윗면은 그대로, 아랫면은 - 를 곱

// 중략 실린더 코드와 동일

fprintf('position x \t Numerical Cp value \t Velocity') // x 좌표에 따른 수치해와 속도 출력
for p=1:Panel/2
fprintf('%f\t%f\t%f\n',X(p),Cp_Numerical(p),V(p));
end
```

```

plot(X,Y,'r');          //에어포일 형상 확인

plot(Mpoint_x,Cp_Numerical,'b'); grid; // X와 압력계수의 분포 그래프
legend('C_p (Numerical)')

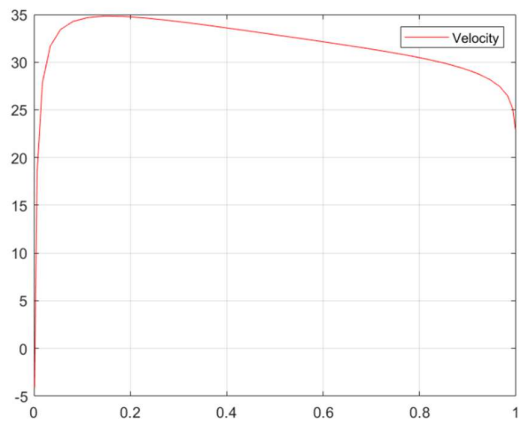
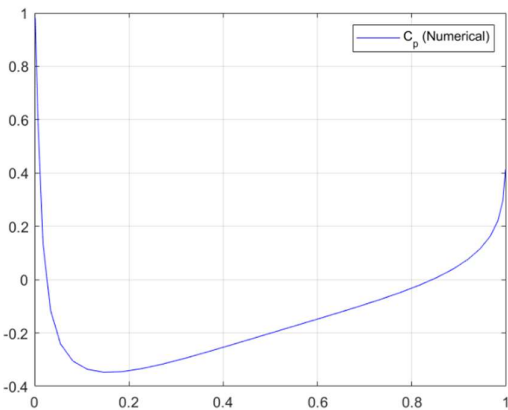
plot(Mpoint_x,V,'r'); grid; // X와 속도분포의 분포 그래프
legend('Velocity')

```

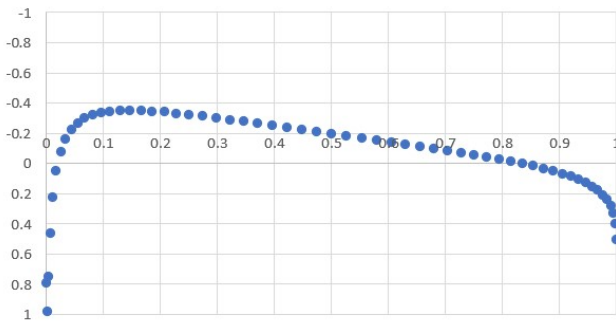
-Obtain results for three different number of panels (for example, 60, 80, 100 panels)

velocity & pressure(Cp) distribution가 좌표X에 따라 변하는 그래프를 그렸으며 60패널만 매트랩으로 그리고 나머지는 엑셀을 통해서 그렸습니다.

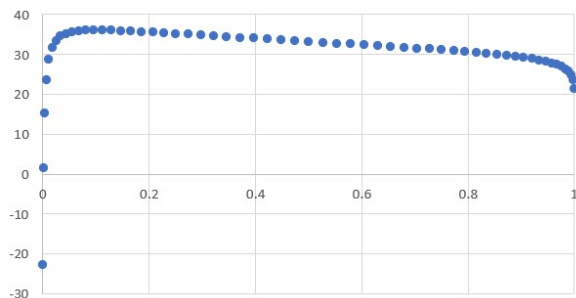
In 60 panels Plot by Matlab, Excel



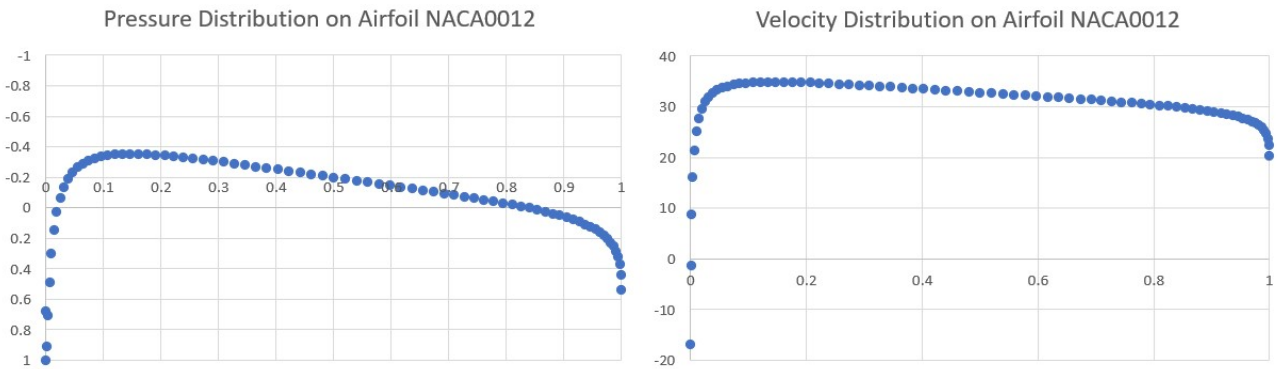
Pressure Distribution on Airfoil NACA0012



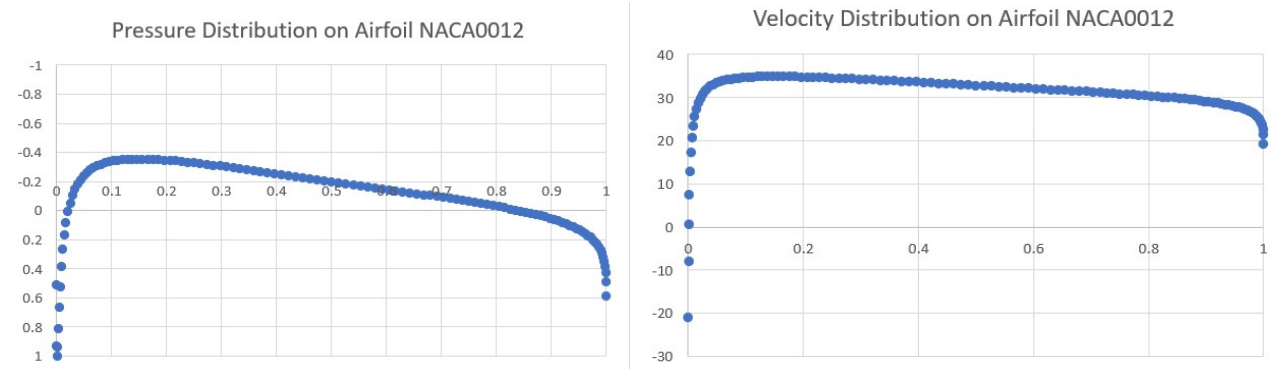
Velocity Distribution on Airfoil NACA0012



## In 80 panels Plot by Excel



## In 120 panels Plot by Excel

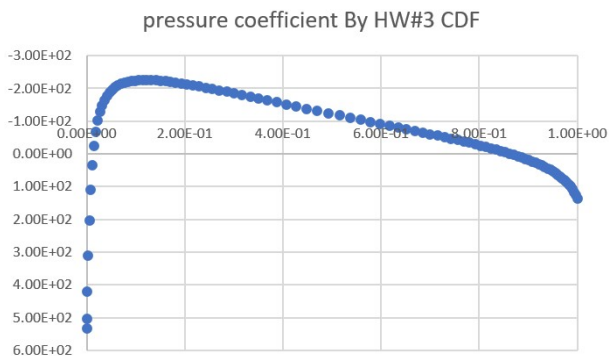


속도분포와 압력분포는 패널 수와 관계없이 앞전과 뒷전에서 급격한 압력변화가 있는 것을 볼 수 있습니다. 사실 상 크기는 동일하기에 형상만 두고 본다면 모든 그래프가 일치하게 나옵니다.

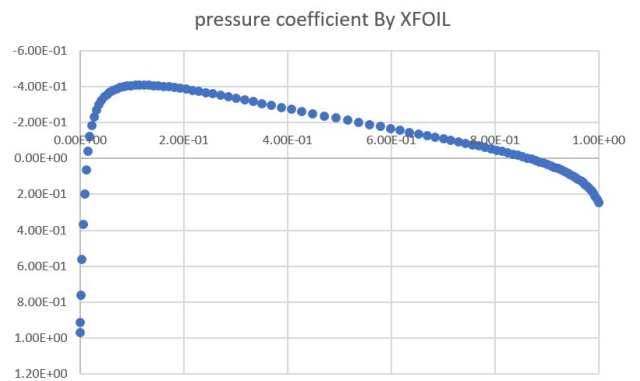
-Compare your results with the inviscid results given in Homework #3, obtained in Homework #7, and computed in Term Project #1

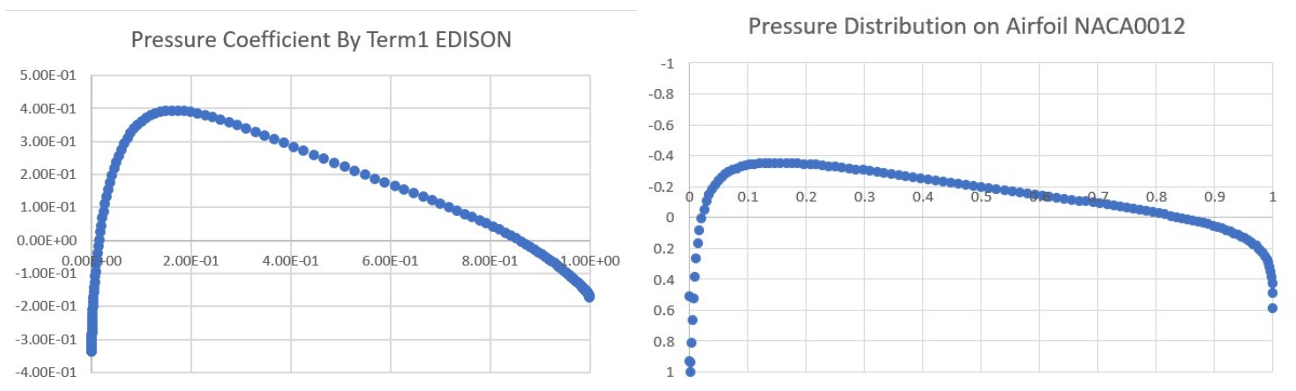
해당 결과 값은 1:1로 비교하는 것은 의미가 없어 각 과제와 결과물들의 압력분포와 X좌표를 기준으로 플로팅한 것을 한곳에다가 모아두었습니다. 그 결과값은 아래 그래프와 같습니다.

## In Homework #3 Plot by Excel



## In Homework #7





위 4가지 결과를 두고 한가지 공통점을 찾을 수 있는데, 앞전에서 급격한 압력변화가 있으며 완만 해지다가 뒷전에서 한번 더 급격한 변화를 보여준 다는 점이 있습니다.

## 6. Discussion on the results

앞서서 만든 실린더 패널 기법 코드를 가지고 NACA0012 에어포일 유동일때를 그대로 적용해보았습니다. 결과값을 도출하는 코드는 모두 그대로 두고 단지 실린더에서는 원형일 때였지만 이번에는 X와 Y좌표 NACA0012 기하학적 형상을 구하는 방법만 변경해서 그대로 적용했습니다. 다만 알아야 할 것은 해당 코드는 여러 곳에 쓸 수 있는 만능이 아니며, 비양력 운동일때만 기능을 하는 것이며 다른 상황에서는 이용하지 못하는 것을 인지해야 합니다. 그렇게 나온 결과 값을 가지고, 지난 과제로 나왔던 HW#3, XFOIL을 이용해서 계산을 수행한 과제인 HW#7, 그리고 비교적 최근 EDISON CFD를 이용한 받음각이 0도, 비점성 유동일 때 압력 분포를 각각 좌표 X에 대해서 그래프를 그렸을 때 위 사진 과 같이 Stagnation Point(정체점), 앞전에서는 압력분포가 양의 값을 가졌다가 급격하게 떨어지지만(또는 속도가 0이었지만) 곧 이어 뒷전으로 이동하면서 점점 증가하는 추세를 공통적으로 보이는 것을 알 수 있습니다. NACA0012는 시위를 중심으로 윗면과 아랫면이 대칭인 형상입니다. 그것에 우리는 양력이 생기는 과정에 대해서 배웠습니다. 그래프를 보게 되면 윗면과 아랫면의 압력차에 의해서 양력이 발생하게 되는데 그런 것 없이 동일하게 나와 마치 하나의 실선처럼 보입니다. 그렇다면 위 결과에서는 양력이 없다는 의미가 되며, 위에서 비교한 4가지 결과 모두 양력이 존재하지 않음을 알 수 있습니다. 동일한 조건을 주었음에도 결과값이 다르게 나오는 것은 완전하게 통제할 수는 없지만 큰 틀에서는 이러한 비슷한 경향성을 발견할 수 있었습니다. 거기에 여러 가지 방법과 해를 연구해가고 조건을 변경해 나가면서 보다 현실에 가깝거나 의도하는 결과값을 찾아가는 과정임을 배웠습니다.