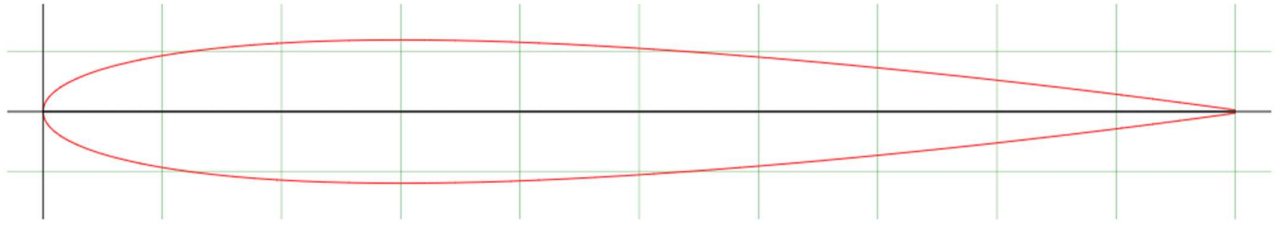


1. Plot the airfoil geometry (with same scale of x-and y-axis)

## NACA 0012 AIRFOILS (n0012-il)

NACA 0012 AIRFOILS - NACA 0012 airfoil



Max thickness 12% at 30% chord. 대칭형에다가 최대 두께가 시위의 12%인 형상, 시위의 길이를 1m라고 가정할 경우 최대두께는 0.12m이고 지점은 시위의 30%인 0.3m지점이다.

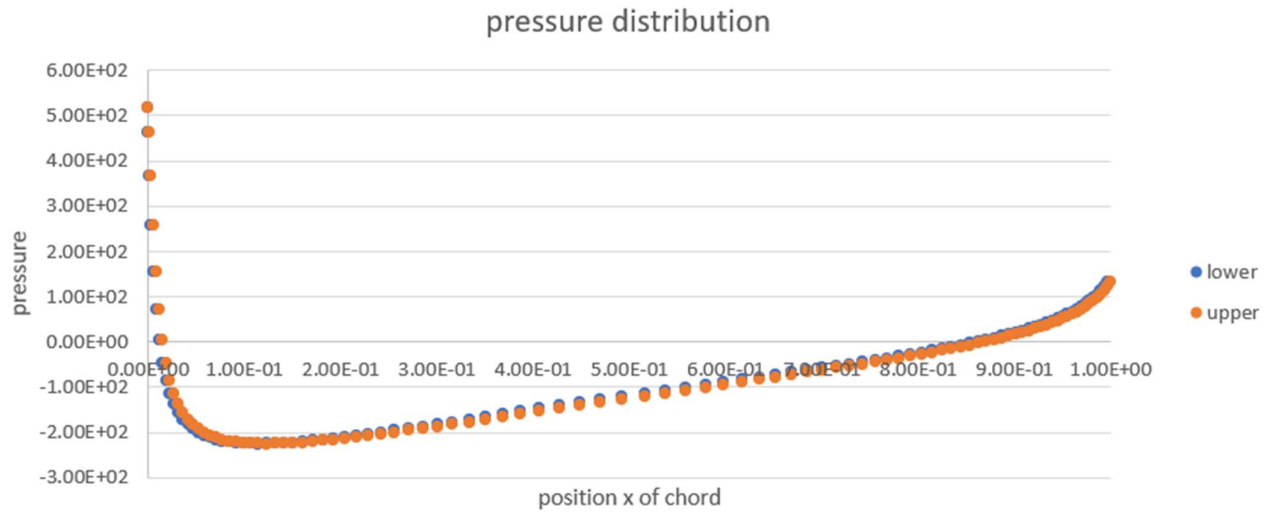
2. Calculate the Reynolds number based on chord length

air property is standard atmosphere

$$\left. \begin{array}{l} T: 15^{\circ}\text{C}, \rho: 1.2250 \text{ kg/m}^3 \\ \mu: 1.785 \times 10^{-5} \text{ (Pa}\cdot\text{s)} \end{array} \right\}$$
$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{1.2250 \times 30 \times 1}{1.785 \times 10^{-5}} = 2.059 \times 10^6$$

3. For two inviscid cases

(a) Plot and compare the pressure distribution along the upper and lower surface



위아래 대칭형이기 때문에 위치x에서의 압력 분포는 위 아래 거의 유사하다.

(b) Calculate the normal and axial force per unit span (for each AOA case)

At lower surface

	A	B	C	D	E	F	
1	x	y	pressure		각도	길이 ds	pres
2	0.00E+00	0.00E+00	5.34E+02		=-ATAN2(A3-A2,B3-B2)		
3	3.52E-04	-3.31E-03	5.03E+02		1 ATAN2(x_num, y_num)		

(x1,y1), (x2,y2)를 이용해서 -atan2 공식을 이용해서 각도를 구한다.

	A	B	C	D	E	F	G	H
1	x	y	pressure		각도	길이 ds	pressure	norma
2	0.00E+00	0.00E+00	5.34E+02		1.464853	=SQRT((A3-A2)^2+(B3-B2)^2)		
3	3.52E-04	-3.31E-03	5.03E+02		1.256711	SQRT(number)	4.62E+02	4.1

길이 ds는 (x1,y1), (x2,y2)를 이용해서  $\sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2}$  로 길이 ds를 구할 수 있다.

C	D	E	F	G
pressure		각도	길이 ds	pressure
5.34E+02		1.464853	3.33E-03	=(C3+C2)/2
5.03E+02		1.256711	3.47E-03	4.62E+02
4.21E+02		1.068547	3.61E-03	3.66E+02

연속적이지 않고 이산적인 지점에서의 중간 압력은 주변의 압력을 통해서 근사적으로 구할 수 있다.

E	F	G	H
각도	길이 ds	pressure	normal force axi
1.464853	3.33E-03	5.19E+02	=G2*F2*COS(E2)

아랫면의 normal force는 다음과 같으며  $dN'_l = P_l ds_l \cos \theta$  비점성유동을 가정했기에 전단응력은 존재하지 않는다.

E	F	G	H	I	
각도	길이 ds	pressure	normal force	axial force	lift
1.464853	3.33E-03	5.19E+02	1.83E-01	=G2*F2*SIN(E2)	

Axial force는 다음과 같으며  $dA'_l = P_l ds_l \sin \theta$  마찬가지로 전단응력은 고려하지 않는다.

At upper surface

E	F	G	H	I
각도	길이 ds	pressure	normal force	axial force
-3.00262	3.34E-03	1.31E+02	=-G103*F103*COS(E103)	

윗면의 normal force는 다음과 같으며  $dN'_u = -P_u ds_u \cos \theta$  비점성유동을 가정했기에 전단응력은 존재하지 않는다.

E	F	G	H	I	J
각도	길이 ds	pressure	normal force	axial force	#VALUE!
-3.00262	3.34E-03	1.31E+02	4.34E-01	=-G103*F103*SIN(E103)	

Axial force는 다음과 같으며  $dA'_u = -P_u ds_u \sin \theta$  마찬가지로 전단응력은 고려하지 않는다.

모든 normal force, axial force에 대한 unit span은 다음과 같다.

At angle of attack 0 degree.

normal force/unit span

-2.06E+02

axial force/unit span

3.82E-07

At angle of attack 4 degree.

normal force/unit span

-2.27E+02

axial force/unit span

4.31E+01

(c) Calculate the lift and drag per unit span by using the result of (b)

Normal force와 axial force, AOA를 알고 있다면 lift와 drag를 구할 수 있다.

H	I	J	K	
normal force	axial force	lift	darg	
1.83E-01	1.72E+00	=H2*COS(0)-I2*SIN(0)		

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha$$

H	I	J	K	L
normal force	axial force	lift	darg	total nor
1.83E-01	1.72E+00	1.83E-01	=H2*SIN(0)+I2*COS(0)	

$$D = N \sin \alpha - A \cos \alpha$$

Degree is AOA

At angle of attack 0 degree.

Lift / unit span  
-2.06E+02

Drag / unit span  
3.82E-07

At angle of attack 4 degree.

Lift / unit span  
-2.27E+02

Drag / unit span  
4.31E+01

(d) Calculate the lift coefficient and drag coefficient of the airfoil

기준면적 unit span은 length를 1m로 가정한다.

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

$$C_l = \frac{L}{q_{\infty} S}$$

$$C_d = \frac{D}{q_{\infty} S}$$

At angle of attack 0 degree.

lift coefficient	drag coefficient
-3.74E-01	6.94E-10

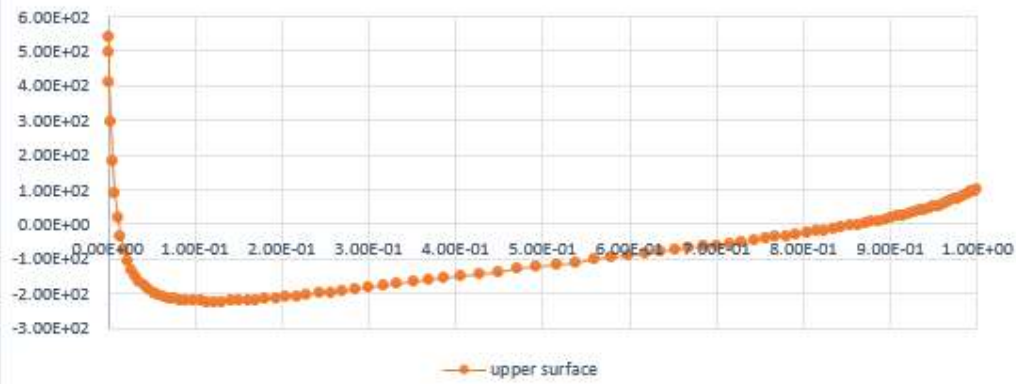
At angle of attack 4 degree.

lift coefficient	drag coefficient
-4.11E-01	7.57E-02

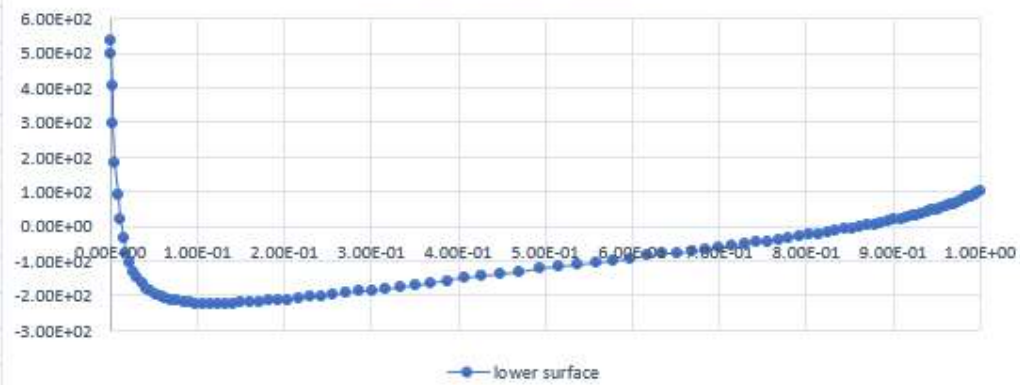
4. For two viscous cases,

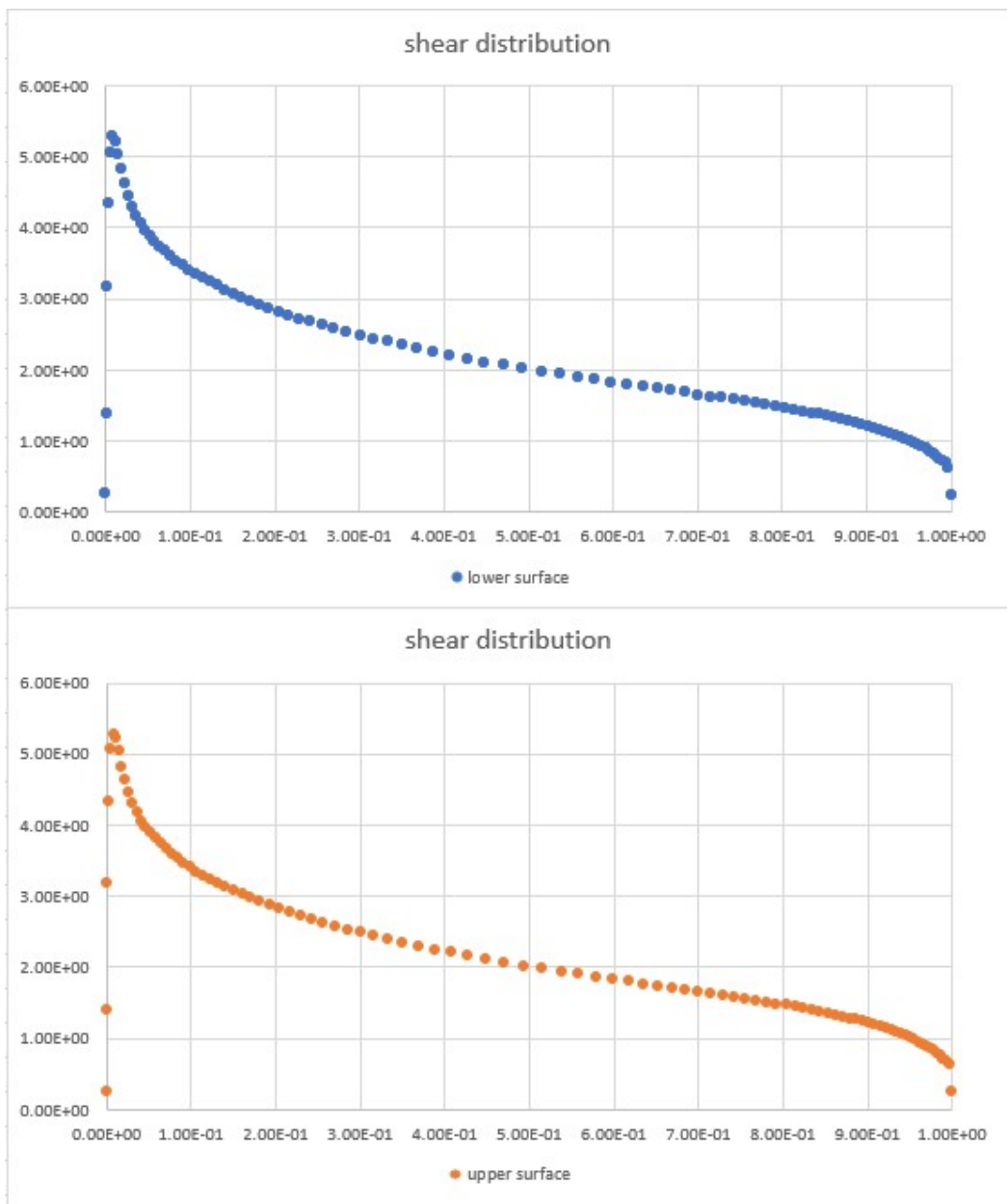
(a) Plot and compare the pressure and shear stress distribution along the both surface

pressure distribution



pressure distribution





Upper surface와 lower surface의 Position x에 대해서 shear stress와 pressure는 이 매우 유사하다.

(b) Calculate the normal and axial force per unit span (for each AOA case)

At lower surface

각도와 압력 ds를 구하는 것은 비점성유동과 동일하며, normal force와 axial force에 대해서는 점성유동이기에 전단응력도 고려를 해야 한다.  $dN'_l = P_l ds_l \cos \theta - \tau_l ds_l \sin \theta$

E	F	G	H	I	J	K
각도	길이 ds	pressure	shear	normal force	axial force	lift
1.464853	3.33E-03	5.18E+02	8.25E-01	$=G2*F2*\cos(E2)-H2*F2*\sin(E2)$		

$$dA'_l = P_l ds_l \sin \theta + \tau_l ds_l \cos \theta$$

E	F	G	H	I	J	K	L
각도	길이 ds	pressure	shear	normal force	axial force	lift	darg
1.464853	3.33E-03	5.18E+02	8.25E-01	1.80E-01	=G2*F2*SIN(E2)+H2*F2*COS(E2)		

At upper surface

$$dN'_u = -P_u ds_u \cos \theta - \tau_u ds_u \sin \theta$$

각도	길이 ds	pressure	shear	normal force	axial force		
-3.00262	3.34E-03	9.92E+01	4.38E-01	=-G103*F103*COS(E103)-H103*F103*SIN(E103)			

$$dA'_u = -P_u ds_u \sin \theta + \tau_u ds_u \cos \theta$$

각도	길이 ds	pressure	shear	normal force	axial force				
-3.00262	3.34E-03	9.92E+01	4.38E-01	3.29E-01	=-G103*F103*SIN(E103)+H103*F103*COS(E103)				

At angle of attack 0 degree.

normal force/unit span	total axial force/unit span
-2.08E+02	3.07E-06

At angle of attack 4 degree.

normal force/unit span	total axial force/unit span
-2.27E+02	4.28E+01

(c) Calculate the lift and drag per unit span by using the result of (b)

마찬가지로 Normal force와 Axial force, AOA를 알고 있다면 lift와 drag를 구할 수 있다.

H	I	J	K	
normal force	axial force	lift	darg	
1.83E-01	1.72E+00	=H2*COS(0)-I2*SIN(0)		

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha$$

H	I	J	K	L
normal force	axial force	lift	darg	total normal
1.83E-01	1.72E+00	1.83E-01	=H2*SIN(0)+I2*COS(0)	

$$D = N \sin \alpha - A \cos \alpha$$

At angle of attack 0 degree.

Lift / unit span	Drag / unit span
-2.08E+02	3.07E-06

At angle of attack 4 degree.

Lift / unit span	Drag / unit span
1.81E+02	1.44E+02

(d) Calculate the lift coefficient and drag coefficient of the airfoil

기준면적 unit span은 length를 1m로 가정한다.

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

$$C_l = \frac{L}{q_{\infty} S}$$

$$C_d = \frac{D}{q_{\infty} S}$$

At angle of attack 0 degree.

lift coefficient	drag coefficient
-3.77E-01	5.56E-09

At angle of attack 4 degree.

lift coefficient	drag coefficient
3.28E-01	2.62E-01

## 5. Discussions

NACA 0012 Airfoils에 대해서는 시위를 중심으로 위아래 형태가 동일하기에 같은 x위치에서 점성/비점성 유동과 관계없이 윗면과 아랫면의 압력과 전단응력은 거의 유사함을 알 수 있다. 그래서 곡예비행기 중에는 뒤집어서 비행이 가능한 기체가 있는데, NACA 0012 Airfoils을 사용하면 뒤집힌 상태에서도 비행이 가능한 것을 알겠다.

비점성유동에 비해 점성유동일 때 전단응력이 추가되어 항력의 크기가 보다 커졌다.

받음각이 0일때 양력은 아래방향으로 작용하기에 수평운동을 할 수가 없으며, 받음각이 0도 일때보다 4도 일 때 양력이 보다 크게 나오는 것을 알 수 있으며, 항력계수 역시 양력과 같이 움직이는 것을 볼 수 있다. 그리고 받음각이 0도 일때보다 4도일때 저항계수는 증가했다.