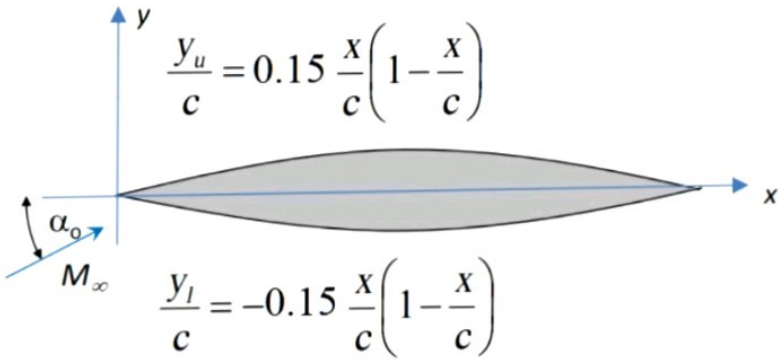
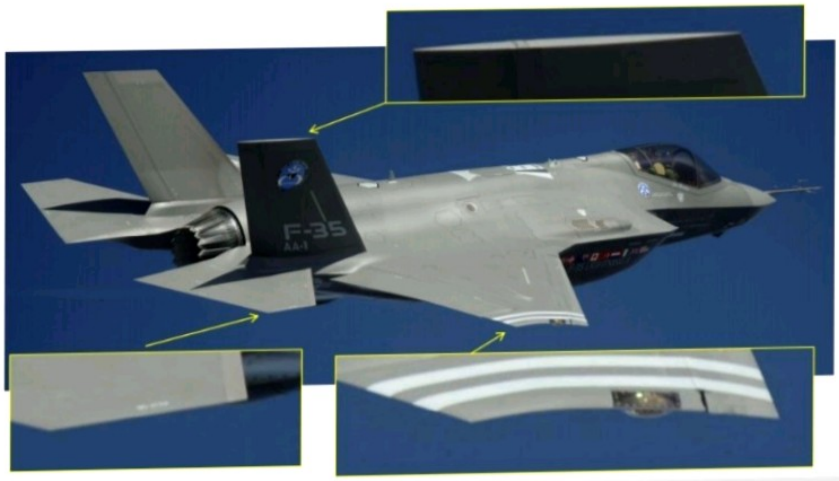
پروژه اول

Biconvex Airfoil

Find C_L and C_D as functions of α_o

Find C_{pu} and C_{pl} as functions of x and α_o

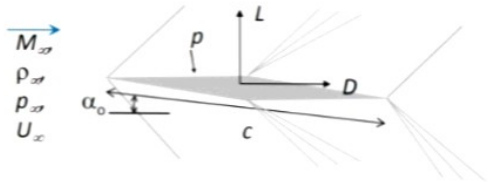




c = 1m (chord)
b = 1m (span)
Mach_inf = 3
P_inf = 101325 pa
T_inf = 300 K
0 < alpha < 5 degree

c = 1m (chord)
b = 1m (span)
Mach_inf = 3
P_inf = 101325 pa
T_inf = 300 K
0 < alpha < 5 degree

Coefficients



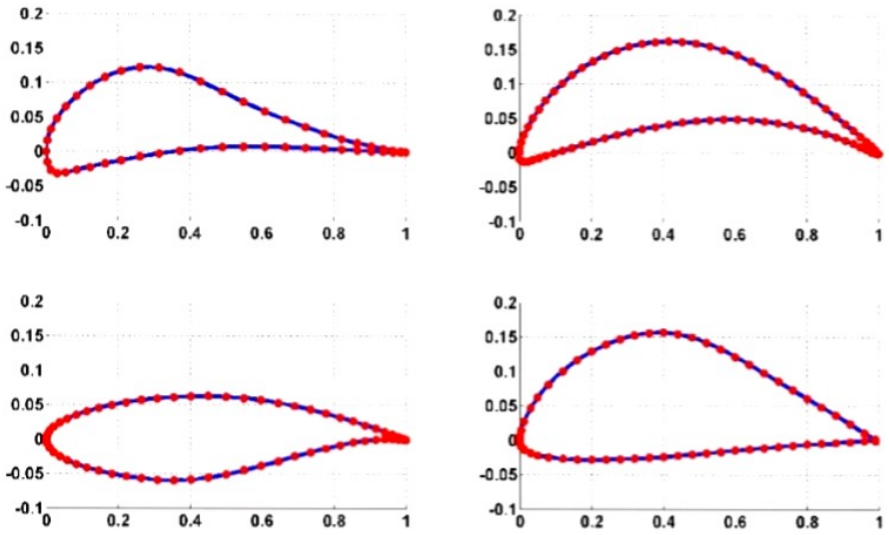
$$\text{Pressure } C_p \equiv \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2}$$

$$\text{Lift } C_L \equiv \frac{L/bc}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2}$$

$$\text{Drag } C_D \equiv \frac{D/bc}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2}$$

راهنمايي :

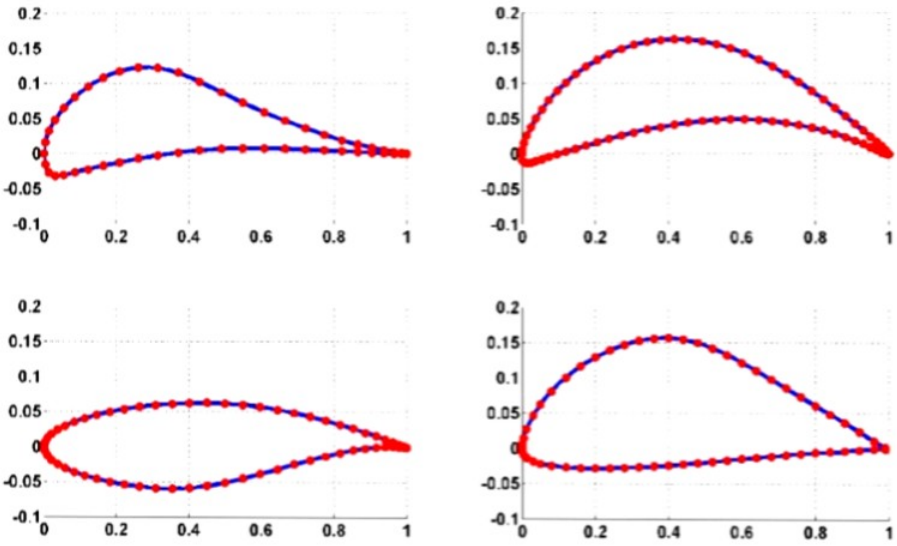
ابتدا هندسه را به تكه هاي متناهي مثلا 100 تكه تقسيم بندي كنيد. به گونه اي كه هندسه منحني تبديل به 100 پاره خط صاف بشود. در اين حالت هر پاره خط يک زاويه مشخص دارد. نيروي وارده بر هر تكه برابر با ضرب فشار پاره خط در طول پاره خط است و جهت آن عمود بر پاره خط است. مي توان نيرو را به دو مولفه در راستاي x و y تقسيم كرد كه حاصل جمع مولفه هاي x برابر CA و حاصل جمع مولفه هاي y برابر CN مي شود.



$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{dy}{dx}\right)$$

۱- فرض کنید دماغه گوه‌ای (در حال متقارن‌محوری مخروطی) با زاویه‌ی نیم‌رأس θ_n می‌باشد. با استفاده از تئوری امواج شوک مایل (در حال متقارن‌محوری تئوری تیلور- مک‌کول)، عدد ماخ، M_n، و فشار، p_n، روی دماغه را به دست آورید. در نظر داشته‌باشید اگر جسم در زاویه‌ی حمله‌ی α قرار داشته باشد، آنگاه برای محاسبه‌ی زاویه‌ی نیم‌رأس در نقاط مختلف دماغه می‌بایست این زاویه‌ی حمله با θ_n جمع جبری گردد.

ابتدا هندسه را به تکه های متناهی مثلا 100 تکه تقسیم بندی کنید. به گونه ای که هندسه منحنی تبدیل به 100 پاره خط صاف بشود. در این حالت هر پاره خط یک زاویه مشخص دارد. نیروی وارده بر هر تکه برابر با ضرب فشار پاره خط در طول پاره خط است و جهت آن عمود بر پاره خط است. می توان نیرو را به دو مولفه در راستای x و y تقسیم کرد که حاصل جمع مولفه های x برابر CA و حاصل جمع مولفه های y برابر CN می شود.



$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{dy}{dx}\right)$$

۱- فرض کنید دماغه گوه‌ای (در حال متقارن‌محوری مخروطی) با زاویه‌ی نیم‌رأس θ_n می‌باشد. با استفاده از تئوری امواج شوک مایل (در حال متقارن‌محوری تئوری تیلور- مک‌کول)، عدد ماخ، M_n، و فشار، p_n، روی دماغه را به دست آورید. در نظر داشته‌باشید اگر جسم در زاویه‌ی حمله‌ی α قرار داشته باشد، آنگاه برای محاسبه‌ی زاویه‌ی نیم‌رأس در نقاط مختلف دماغه می‌بایست این زاویه‌ی حمله با θ_n جمع جبری گردد.

۲- انبساط محلی پرانتل- مایر را در طول سطح بدنه و در پایین‌دست دماغه درنظر بگیرید. می‌خواهیم فشار در نقطه‌ی i، یعنی p_i را به‌دست آوریم. بدین‌منظور می‌بایست ابتدا عدد ماخ در این نقطه، M_i، را محاسبه نماییم. برای این کار با استفاده از تابع پرانل- مایر و با توجه به زاویه‌ی انحراف جریان $\Delta\theta = \theta_n - \theta_i$ داریم:

$$\Delta\theta = \left[\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}tg^{-1}\sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}(M_n^2-1)} - tg^{-1}\sqrt{(M_n^2-1)}\right] - \left[\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}tg^{-1}\sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}(M_i^2-1)} - tg^{-1}\sqrt{(M_i^2-1)}\right]$$

که در آن تنها مجهول M_i می‌باشد.

۳- با مشخص شدن M_i، مقدار فشار در نقطه‌ی i را از رابطه‌ی زیر محاسبه نمایید:

$$\frac{p_i}{p_n} = \left[\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}M_n^2}{1+\frac{\gamma-1}{2}M_i^2}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$