ضرایب بی بعد آیرودینامیکی

$$L' = N'\cos\alpha - A'\sin\alpha \quad , \quad D' = N'\sin\alpha + A'\cos\alpha$$

فشار دینامیکی: $q_\infty = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2$ (چگالی جریان آزاد، سرعت جریان آزاد)

معادله برنولی: $p_1 + \frac{1}{2}\rho_1 V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho_2 V_2^2 = \text{ثابت} = p_0$

(p_1: فشار استاتیک، $\frac{1}{2}\rho_1 V_1^2$: فشار دینامیکی)

ضریب لیفت: $C_L = \frac{L}{q_\infty \times S_{ref}}$ Lift coefficient (S_{ref}: سطح مرجع)

ضریب پسا: $C_D = \frac{D}{q_\infty \times S}$ Drag coefficient

∞ : جریان آزاد

ضریب نیروی نرمال Normal: $C_N = \frac{N}{q_\infty \times S}$

ضریب نیروی محوری Axial: $C_A = \frac{A}{q_\infty \times S}$

ضریب گشتاور: $C_M = \frac{M}{q_\infty \times S \times L_{ref}}$ (M: مومنتین، L_{ref}: طول مرجع جسم، S: سطح مرجع)

sam

برای اجسام دو بعدی (به ازای عرض واحد) : مورد بحث = عرض واحد C = Cord

$$C_L = \frac{L'}{q_\infty \times C} \qquad \frac{m^2}{(C\times 1)}$$

ضریب برآ ← واحد سطح ← واحد طول

$$C_d = \frac{D'}{q_\infty \times C}$$

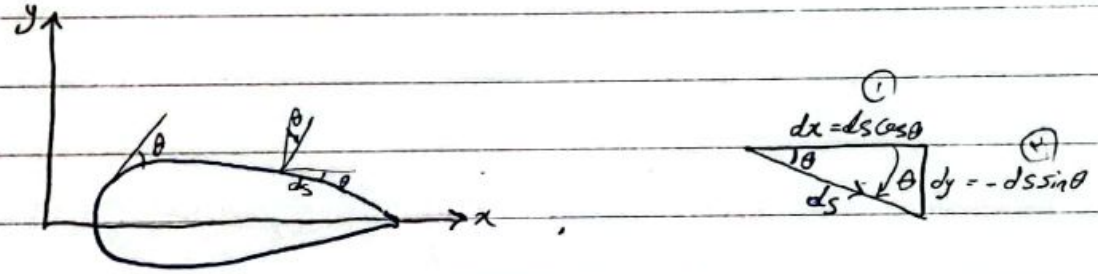
$$C_m = \frac{M'}{q_\infty \times C^2} \rightarrow (S \times L)$$

ضریب لنگر ← واحد حجم

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty}$$

فشار در جریان آزاد

ضریب اصطکاک پوسته‌ای : $C_f = \frac{\tau}{q_\infty}$



3

$S = C \times 1$

$$N' = -\int_{LE}^{TE} (p_u \cos\theta + \tau_u \sin\theta)\, ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \cos\theta - \tau_l \sin\theta)\, ds_l \xrightarrow[q_\infty . S \;\rightarrow\; C\times 1]{\text{طرفین تقسیم بر}}$$

ضریب نیروی عمودی C_n

$$\frac{N'}{q_\infty \cdot C} = -\int_{LE}^{TE} \frac{p_u}{q_\infty \cdot C} \underbrace{\frac{ds_u \cos\theta}{dx}} + \int_{LE}^{TE} \frac{\tau_u}{q_\infty \cdot C} \underbrace{\frac{\sin\theta \cdot ds_u}{-dy}} +$$

$$+ \int_{LE}^{TE} \frac{p_l}{q_\infty \cdot C} \underbrace{\frac{\cos\theta\, ds_l}{dx}} - \int_{LE}^{TE} \frac{\tau_l}{q_\infty \cdot C} \underbrace{\frac{ds_l \sin\theta}{-dy}}$$

$$C_n = \int_{LE}^{TE} \frac{p_l - p_u}{q_\infty \cdot C}\, dx + \int_{LE}^{TE} \frac{\tau_u \cdot cf_u + \tau_l \cdot cf_l}{q_\infty \cdot C}\, dy$$

s.a.m

CamScanner

$$C_n = \frac{1}{c}\left[\int_{LE}^{TE}\left(\frac{P_L - P_\infty + P_U + P_\infty}{q_\infty}\right)dx + \int_{LE}^{TE}(Cf_U + Cf_L)\,dy\right]$$

$P_\infty \to +$ و $-$ یکدیگر را جمع و یکدیگر را تفریق

$$C_n = \frac{1}{c}\int_{LE}^{TE}(C_{P_L} - C_{P_U})\,dx + \int_{LE}^{TE}(Cf_U + Cf_L)\,dy \qquad \frac{dy}{\theta}\times\frac{dx}{dx}$$

تمرین اثبات: ضریب نیروی محوری $C_a = \frac{1}{c}\int_{LE}^{TE}(C_{P_U} - C_{P_L})\,dy + \int_0^c (C_{P_U} + Cf_L)\,dx$

ضریب ممان حول لبه حمله $C_M = \frac{1}{c^2}\left[\int_0^c (C_{P_U} - C_{P_L})\,x\,dx\right] - \int_{LE}^{TE}(C_{P_U} + Cf_L)\,x\,dy +$

$$+\int_{LE}^{TE}(C_{P_U} - C_{P_L})\,y\,dy + \int_0^c (Cf_U + Cf_L)\,y\,dx$$

تمرین اثبات:

$$\begin{cases} L' = N'\cos\alpha - A'\sin\alpha \\ D' = N'\sin\alpha + A'\cos\alpha \end{cases} \xrightarrow{\div q_\infty \cdot \frac{c}{c}} \text{بیت} \begin{cases} C_L = C_n\cos\alpha - C_a\sin\alpha \\ \text{دَب} \quad C_d = C_n\sin\alpha + C_a\cos\alpha \end{cases}$$

* نکته: ضرایب نیروهای آیرودینامیکی و ضریب گشتاور، تابعی از ضریب مَاخ و ضریب اصطکاک پوسته‌ای هستند.

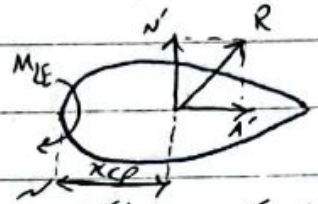
مرکز فشار:

نقطه ای که اگر نیرو در آن جا اعمال شود، حاصل با مجموعه بارهای گسترده اول، روی تمامی سطح جسم است.

گشتاور اعمالی توسط دو نیروی A' و N' حول LE دقیقا باید برابر با M'_{LE} باشد.

(زیرا تمام فشارها و تنش های برشی اعمال شده در تمام سطح گشتاور در M_{LE} را ایجاد کرده اند.

$$M'_{LE} = -N' x_{cp}$$

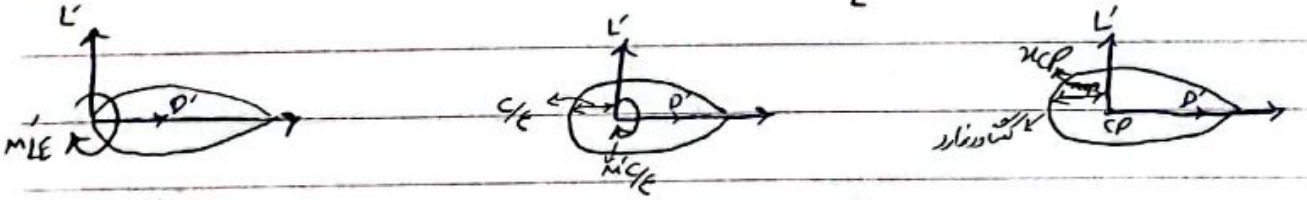


تعریف دوم مرکز فشار: اگر محل مرکز فشار گشتاور بلبرینگ باید مجموع تمام گشتاورهای وارد بر جسم برابر صفر باشد.

- فرض کنیم زاویه حمله α کوچک است ← $\sin\alpha \approx 0$ و $\cos\alpha \approx 1$

$$L' = N'\cos\alpha - A'\sin\alpha \quad \& \quad L' = N' \qquad x_{cp} = \frac{-M'_{LE}}{L'}$$

برای زاویه های کوچک



$$M'_{LE} = -L(x_{cp}) = -\frac{c}{4} \times L' + M' \frac{c}{4} \quad *$$

s.a.m

- مثال: در یک جریان با سرعت کم، داده‌های تجربی زیر برای ایرفویل NASA 6612 که در زاویه حمله $\alpha = 6^\circ$ قرار گرفته است بدست آورید. موقعیت مرکز فشار را بدست آورید.

$C_L = 0.85$ ، $C_{mc/4} = 0.09$

$$* \quad x_{cp} = \frac{c}{4} - \frac{M'_{c/4}}{L'} = \frac{c}{4} - \frac{M'_{c/4}\, q_\infty c^2}{\underbrace{(L' \times q_\infty \cdot c)}_{c_l} \times c} \Rightarrow x_{cp} = \frac{c}{4} - \frac{C_{m c/4}}{C_L \times c}$$

$C_{m c/4}$

① $M_{c/4} = C_m q_\infty c^2$ ، ② $L' = C_L q_\infty \times c$ $\xrightarrow{①,②}$ $\frac{x_{cp}}{c} = \frac{1}{4} \frac{C_{m c/4}}{C_L}$ ($C_{m c/4} \to -0.09$، $C_L \to 0.85$)

$\Rightarrow x_{cp} = 0.2647\, c$

آنالیز ابعادی (قضیه پای کینگهام)

کنترل سیستم‌های آیرودینامیکی، تحت تاثیر چه پارامترهایی قرار دارد؟

- برای جسم با هندسه معلوم و تحت زاویه جریان معلوم:

سرعت جریان V_∞ - چگالی ρ_∞ - تراکم پذیری، متناظر با سرعت صوت a_∞ (سرعت صوت)

دما - لزجت، تنش برشی: $\tau = \mu \frac{\partial x}{\partial y}$ -

$$R = f\left(\rho_\infty, V_\infty, \frac{c}{\text{فاصله دهانه}}, \alpha_\infty, T_\infty, \mu_\infty, a_\infty, \rho_\infty\right)$$ نیروی برآیند

ناشی از دما و چگالی سرعت — ناشی از سرعت صوت

راه حل: استفاده از تحلیل ابعادی ← ترکیب تعدادی پارامترهای بی‌بعد به کاهش متغیرهای مستقل

s.a.m

CamScanner