

Calcolo di profili alari in flussi inviscidi

F. Auteri

Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali
Politecnico di Milano

Corso di Aerodinamica, anno accademico 2019/20.

Riepilogo

Nelle lezioni precedenti

- siamo partiti dal modello Eulero–strato limite per descrivere l'aerodinamica di corpi profilati
- abbiamo visto il concetto di vorticità e le semplificazioni derivanti dall'irrotazionalità.
- abbiamo studiato il comportamento dei profili alari sia mediante trasformazioni conformi...
- ... sia per mezzo di una teoria linearizzata ridotta alla sola linea media (teoria dei profili sottili)

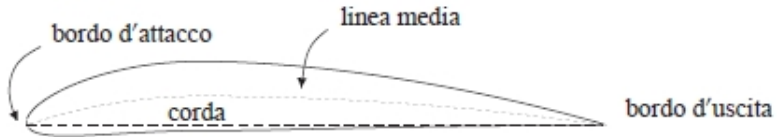
In questo laboratorio

Ci occupiamo di profili alari in correnti incompressibili irrotazionali. L'obiettivo è quello di ottenere una certa sensibilità sull'effetto prodotto dai vari parametri di progetto sulle prestazioni di un profilo alare.

Vedremo:

- generalità sui profili alari (geometria, profili NACA)
- Il programma XFOIL (inviscido):
 - principio di funzionamento;
 - input geometria del profilo;
 - calcolo della curva $C_l-\alpha$
- Esercizi

Com'è fatto un profilo alare



Assegnato mediante linea media e distribuzione di spessore:

$$x_d(x) = x - y_{sp}(x) \sin \theta_x,$$

$$x_v(x) = x + y_{sp}(x) \sin \theta_x,$$

$$y_d(x) = y_{lm}(x) + y_{sp}(x) \cos \theta_x,$$

$$y_v(x) = y_{lm}(x) - y_{sp}(x) \cos \theta_x,$$

I profili della serie NACA 4 cifre

Profilo NACA 4 cifre NACA $MPSS$

Distribuzione di spessore:

$$y_{sp}(x) = 5 SS \left(0.29690 \sqrt{x} - 0.12600 x - 0.35160 x^2 + 0.28430 x^3 - 0.10150 x^4 \right).$$

Linea media:

$$y_{lm}(x) = \begin{cases} \frac{M}{P^2} (2Px - x^2) & \text{se } 0 \leq x \leq P \\ \frac{M}{(1-P)^2} (1 - 2P + 2Px - x^2) & \text{se } P \leq x \leq 1 \end{cases}$$

I profili della serie NACA 4 cifre

Dove:

M: **ordinata massima** della linea media, in *percentuale* della lunghezza della corda

P: **posizione lungo la corda** della massima ordinata della linea media, in *decimi* della lunghezza della corda

SS: **spessore massimo** della distribuzione di spessore in *percentuale* della lunghezza della corda

I profili della serie NACA 5 cifre

Profilo NACA 5 cifre NACA dddSS

Stessa distribuzione di spessore, diversa linea media:

$$y_{lm}(x) = \begin{cases} \frac{k}{6}(x^3 - 3qx^2 + q^2(3-q)x) & \text{se } 0 \leq x \leq q, \\ \frac{k}{6}q^3(1-x) & \text{se } q \leq x \leq 1. \end{cases}$$

dove:

ddd	k	q
210	361.4	0.0580
220	51.64	0.1260
230	15.957	0.2025
240	6.643	0.2900
250	3.230	0.3910

Che cos'è XFOIL

Xfoil è un programma “open source” sviluppato da Mark Drela del MIT per

- calcolo (non viscoso e viscoso) di profili alari;
- progetto e modifica di profili a partire da parametri geometrici o fluidodinamici.

Caratteristiche di XFOIL

La formulazione non viscosa di Xfoil è basata su:

- pannelli con distribuzione *lineare* di vortici;
- pannello di sorgenti per simulare l'effetto dello smusso del bordo d'uscita;
- correzione di comprimibilità di Karman–Tsien (valida se non si raggiungono condizioni soniche).

La formulazione viscosa la vedremo più avanti!

La successione delle operazioni

- 1 Lanciare il programma `bin/xfoil` (in una finestra DOS)
- 2 Caricare la geometria
- 3 Passare in modalità di calcolo con `OPER`

Per visualizzare l'aiuto in linea digitare ?

Caricamento del profilo da file

Per introdurre un profilo da file: `LOAD nomefile`

Il file deve contenere due colonne con le coordinate cartesiane X e Y dei punti.

X (1) Y (1)

X (2) Y (2)

... ...

X (N) Y (N)

Può contenere una linea iniziale con il nome del profilo

NACA 0012

X (1) Y (1)

... ...

X (N) Y (N)

Caricamento di un profilo NACA 4 o 5 cifre

Direttamente con l'istruzione:

NACA sigla

Normalizzazione

Una volta caricato il profilo occorre normalizzarlo a corda unitaria mediante il comando:

NORM

Attenzione: tutti i risultati di Xfoil sono adimensionalizzati per un profilo di corda unitaria!

Discretizzazione del profilo in pannelli

A questo punto si può scegliere se:

- usare la discretizzazione in pannelli implicita nei punti caricati (P_{COP})
- o far realizzare a Xfoil la discretizzazione (P_{ANE})

Con il comando P_{PAR} si può visualizzare la discretizzazione e modificarla.

Modalità analisi

Per entrare nel sottomenu di analisi di un profilo digitare:

OPER

Il programma visualizza il prompt di comandi `.OPERi`
La lettera `i` sta a indicare che il programma opera con un modello non viscoso (inviscido).

Effetti di comprimibilità

Si può tenere conto degli effetti di comprimibilità in regime subsonico assegnando il numero di Mach mediante il comando

Mach

Calcolo della curva $C_l-\alpha$

Occorre incominciare entrando nella modalità di accumulo dei punti: `PACC`.

Per il calcolo della curva $C_l-\alpha$ si può procedere:

- un angolo alla volta (`Alfa`)
- assegnando la sequenza di angoli di incidenza (`ASeq`)

Infine disegnare la polare e le altre curve di coefficienti aerodinamici mediante `P PLOT`. (N.B. funziona solo nel caso viscoso)

La distribuzione del coefficiente di pressione

Alla fine del calcolo il programma disegna il grafico del coefficiente di pressione

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} = 1 - \frac{|u|^2}{U_\infty^2}$$

in funzione della posizione sulla corda.

Si possono visualizzare anche le forze (adimensionali) dovute alla pressione mediante il comando `CPV`

La distribuzione può essere salvata mediante il comando `CPWR`

Il grafico può essere salvato mediante il comando `HARD`

Variazione della distribuzione di pressione al variare dello spessore

Eseguire le seguenti operazioni

- 1 Caricare il profilo NACA 0012
- 2 Discretizzare il profilo mediante PANE
- 3 Passare in modalità analisi
- 4 Effettuare il calcolo per quattro angoli di incidenza:
 $\alpha = -5^\circ, \alpha = 0^\circ, \alpha = 5^\circ, \alpha = 10^\circ$

Ripetere l'operazione per il profilo NACA 0006.

Che cosa notate?

Curva $C_l-\alpha$

- la curva $C_l-\alpha$ per un profilo simmetrico è simmetrica rispetto all'origine
- la curva $C_l-\alpha$ per angoli abbastanza piccoli è ben approssimabile con una retta
- la pendenza della curva è molto simile per i due profili

Caratteristiche salienti della distribuzione di pressione sul profilo

Da notare:

- 1 Nel punto di ristagno il coefficiente di pressione vale 1.
- 2 per angoli di incidenza positivi (negativi) sul dorso (ventre) il picco di pressione in corrispondenza del naso diventa sempre più pronunciato all'aumentare dell'angolo di incidenza.
- 3 il coefficiente di pressione sul bordo d'uscita tende al valore 1 \rightarrow punto di ristagno!

Esercizio

Eseguite le stesse operazioni sul profilo NACA 0016:
che cosa notate?

Profili non simmetrici

Cambiamo adesso la forma della linea media: confrontiamo il profilo

NACA 0012

con il profilo

NACA 2412

Osservazioni

Per il profilo non simmetrico:

- La curva $C_l-\alpha$ è ancora \approx una retta
- Non è più simmetrica
- La pendenza è ancora più o meno la stessa

Inoltre il picco di pressione sul naso di osserva per angoli di incidenza maggiori.

Proviamo a cambiare la linea media

Confrontiamo ora i profili

NACA 1412

e

NACA 2412

Cosa osservate?

Proviamo a cambiare la linea media

Confrontiamo ora i profili

NACA 2212

e

NACA 2412

Cosa osservate?

Caratterizzazione del profilo NACA 23012

Caratterizzare mediante

- 1 la curva $C_l - \alpha$
- 2 la distribuzione di pressione a 6 incidenze diverse (-2° , 0° , 1° , 2° , 3° , 4°)

il profilo NACA 23012.

Iniziare a inserire i risultati in un documento che costituirà la relazione dei laboratori.