

Calcolo di profili alari in correnti viscoso ad alto numero di Reynolds

F. Auteri

Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali
Politecnico di Milano

Corso di Aerodinamica, anno accademico 2019/20.

Riepilogo (1)

Nel laboratorio precedente abbiamo imparato a:

- avviare il programma Xfoil,
- caricare la geometria di un profilo (ricordate? Ordine antiorario a partire dal bordo d'uscita.),
- discretizzare il profilo,
- determinare coefficiente di portanza e distribuzione di pressione sul profilo.

Riepilogo: osservazioni

Inoltre abbiamo effettuato il calcolo della $C_l-\alpha$ e della distribuzione del c_p per diversi profili.

Osservazioni (caso non viscoso). Curva $C_l-\alpha$:

- La curva $C_l-\alpha$ è \approx una retta
- Per un profilo simmetrico passa per l'origine, per un profilo nonsimmetrico no.
- La pendenza è sempre più o meno la stessa ($\approx 2\pi$ con angolo espresso in radianti)

Riepilogo: osservazioni

Distribuzione di pressione sul profilo:

- All'aumentare dell'angolo di incidenza aumenta il picco di depressione sul naso del profilo.
- Più è sottile il profilo, maggiore è il picco di depressione sul naso del profilo.
- Minore è il raggio di curvatura del naso del profilo, maggiore è il picco di depressione.
- per un profilo nonsimmetrico si osservano gli stessi fenomeni ma ad angoli di incidenza maggiori.

In questo laboratorio

Ci occupiamo di profili alari in correnti incompressibili viscosi a elevato numero di Reynolds.

Vedremo:

- Generalità sulle tecniche di calcolo viscoso adottate da XFOIL.
- Calcolo viscoso di un profilo alare.
- Comportamento di un profilo alare al variare dell'incidenza.
- Differenze di comportamento fra due profili alari di differente spessore.
- Differenze di comportamento fra due profili alari con uguale spessore e diversa distribuzione di spessore.
- Variazione del comportamento viscoso di un profilo alare al variare della linea media.

Il calcolo dello strato limite

Il calcolo dello strato limite viene effettuato mediante la soluzione numerica dell'equazione integrale di von Kármán. La previsione della transizione viene effettuata mediante un metodo e^N .

Il programma è in grado di effettuare il calcolo di bolle di separazione laminare.

Uso del programma

I passi per effettuare un conto viscoso:

- 1 Introduzione della geometria (NACA ... oppure `LOAD nome file`)
- 2 Pannellizzazione (PANE)
- 3 Passaggio in modalità di calcolo (OPER)
- 4 Impostazione della modalità di calcolo viscoso (VISC *numero di Reynolds*) Appare il prompt `OPERv`

Calcolo dei coefficienti per un angolo di incidenza

Digitare l'istruzione: `ALFA angolo di incidenza`

Cosa appare?

- 1 Distribuzione del c_p sia per il calcolo non viscoso sia per quello viscoso
- 2 Distribuzione spessore di spostamento
- 3 Coefficienti di portanza, resistenza e momento, efficienza, esponente metodo e^N .
- 4 Sul prompt fra le informazioni la posizione del punto di transizione e sul contributo di pressione e d'attrito al coefficiente di resistenza
- 5 Informazioni sulla convergenza

Se non converge?

Se il calcolo viscoso non converge:

- 1 Lanciare un'altra serie di iterazioni con il punto esclamativo `!`, anche più volte (Per aumentare il numero di iterazioni: `ITER numero di iterazioni`)
- 2 Reinizializzare lo strato limite (`INIT`)
- 3 Riprovare, utilizzando passi in α più piccoli

Se proprio non converge, probabilmente l'approssimazione di SL non è più valida (separazione estesa).

Alcune istruzioni utili

- Cambiare il numero di Reynolds: `RE` *numero di Reynolds*
- Visualizzare il c_p minimo fuori scala: `CPMN`
- Modificare la scala verticale del c_p : `CPMI` *valore minimo*
- Riplottare il c_p : `CPX`
- Per salvare su file il c_p : `CPWR` *nome file*
- Per entrare nel sottomenu di visualizzazione dei parametri di strato limite `VPLO`

Salvataggio di una polare

- Impostiamo il nome del file in cui salvare i dati della polare:
PACC *nome file*
- Impostiamo una sequenza di angoli di incidenza: ASEQ
 α_{min} α_{max} $\Delta\alpha$
- Usciamo dalla modalità di salvataggio: PACC
- Riplottare il c_p : CPX
- Per salvare su file il c_p : CPWR *nome file*

Impostazione parametri strato limite

Digitare `VPAR` per entrare nel sottomenu

- Possiamo imporre il punto di transizione con
`XTR` *punto di transizione dorso punto di transizione ventre*
- Possiamo variare il livello di turbolenza della corrente con
`N` *valore di N*

Strato limite sul profilo NACA 0012

Come primo esercizio proviamo a calcolare lo strato limite sul profilo NACA 0012.

Passi da effettuare:

- 1 Caricare la geometria: `NACA 0012`.
- 2 Discretizzare la geometria: `PANE`.
- 3 Passare in modalità calcolo: `OPER`.
- 4 Impostare la modalità di calcolo viscosa e il numero di Reynolds `VISC 1000000`.
- 5 Impostare l'angolo di incidenza ed effettuare il calcolo:
`ALFA 0`.

Che cosa possiamo osservare?

Strato limite sul profilo NACA 0012

Osservazioni

- 1 La distribuzione di pressione ricalca bene quella non viscosa ovunque tranne nel bordo d'uscita (forte decelerazione)
- 2 Il punto di transizione è situato al 69% della corda

Che cosa possiamo osservare?

Variamo l'angolo d'incidenza

Portiamo l'angolo d'incidenza a 2° , che cosa succede?

- 1 Sul dorso il punto di transizione si sposta verso il b.a. (aumenta il gradiente di pressione avverso)
- 2 Sul ventre il punto di transizione si sposta verso il b.u. (il gradiente di pressione diminuisce in modulo)

Portiamo l'angolo di incidenza a 4° , cosa osserviamo?

Che cosa possiamo osservare?

Dipendenza del punto di transizione dal numero di Reynolds

Riportiamo l'angolo di incidenza a 0° .

Che cosa succede se diminuiamo progressivamente il numero di Reynolds?

(Comando `Re` *valore numero di Reynolds*)

E se lo aumentiamo?

Dipendenza del punto di transizione dal numero di Reynolds

Riportiamo l'angolo di incidenza a 0° .

Che cosa succede se diminuiamo progressivamente il numero di Reynolds?

(Comando `Re` *valore numero di Reynolds*)

E se lo aumentiamo?

Se lo diminuiamo: il punto di transizione si sposta verso il b.u.

Dipendenza del punto di transizione dal numero di Reynolds

Riportiamo l'angolo di incidenza a 0° .

Che cosa succede se diminuiamo progressivamente il numero di Reynolds?

(Comando `Re` *valore numero di Reynolds*)

E se lo aumentiamo?

Se lo diminuiamo: il punto di transizione si sposta verso il b.u.

Se lo aumentiamo: il punto di transizione si sposta verso il b.a.

Dipendenza del punto di transizione dal livello di turbolenza

Adesso, mantenendo il valore del numero di Reynolds a 10^6 , effettuiamo una serie di calcoli variando l'indice $N = 9$, $N = 8$, $N = 7, \dots$ (N è legato al livello di turbolenza equivalente della corrente in ingresso in percentuale, $Tu = 100\sqrt{2k/3}/U$ dove k è l'energia cinetica turbolenta della corrente in ingresso, da una relazione del tipo $N = -8.43 - 2.4 \log(Tu)$).

Comando `VPAR` e poi `N` *valore di N*.

Che cosa osserviamo?

...

Dipendenza del punto di transizione dal livello di turbolenza

Adesso, mantenendo il valore del numero di Reynolds a 10^6 , effettuiamo una serie di calcoli variando l'indice $N = 9, N = 8, N = 7, \dots$ (N è legato al livello di turbolenza equivalente della corrente in ingresso in percentuale, $Tu = 100\sqrt{2k/3}/U$ dove k è l'energia cinetica turbolenta della corrente in ingresso, da una relazione del tipo $N = -8.43 - 2.4 \log(Tu)$).

Comando `VPAR` e poi `N` *valore di N*.

Che cosa osserviamo?

Diminuendo N il punto di transizione si sposta verso il bordo d'attacco.

Separazione dello strato limite su profili con naso spesso

Prendiamo un profilo piuttosto spesso, per esempio il NACA 0018.

Aumentiamo progressivamente l'incidenza, fino ad angoli superiori a 12° .

Che cosa osserviamo?

...

Separazione dello strato limite su profili con naso spesso

Prendiamo un profilo piuttosto spesso, per esempio il NACA 0018.

Aumentiamo progressivamente l'incidenza, fino ad angoli superiori a 12° .

Che cosa osserviamo?

Abbiamo una progressiva separazione dello strato limite a partire dal bordo d'uscita. (Notare la distribuzione piatta del c_p .)

Separazione dello strato limite su profili con naso spesso

Prendiamo un profilo piuttosto spesso, per esempio il NACA 0018.

Aumentiamo progressivamente l'incidenza, fino ad angoli superiori a 12° .

Che cosa osserviamo?

Abbiamo una progressiva separazione dello strato limite a partire dal bordo d'uscita. (Notare la distribuzione piatta del c_p .) Nel caso di profili il cui bordo d'attacco ha un raggio di curvatura ampio, la separazione dello strato limite inizia nel bordo d'uscita. Si parla di stallo di bordo d'uscita.

Separazione dello strato limite su profili con naso sottile

Consideriamo adesso un profilo piuttosto sottile: il NACA 0006.
Ripetiamo l'operazione precedente.
Cosa succede?

...

Separazione dello strato limite su profili con naso sottile

Consideriamo adesso un profilo piuttosto sottile: il NACA 0006.
Ripetiamo l'operazione precedente.

Cosa succede?

Già per angoli di incidenza piuttosto piccoli il calcolo non converge.

Separazione dello strato limite su profili con naso sottile

Consideriamo adesso un profilo piuttosto sottile: il NACA 0006. Ripetiamo l'operazione precedente.

Cosa succede?

Già per angoli di incidenza piuttosto piccoli il calcolo non converge.

Nel caso di profili il cui bordo d'attacco ha un raggio di curvatura piccolo, la separazione dello strato limite inizia repentinamente sul bordo d'attacco e, ad angoli d'incidenza sufficientemente alti può portare a un brusco stallo del profilo. Si parla di stallo di bordo d'attacco.

Comportamento di un profilo al variare della distribuzione di spessore

Consideriamo adesso tre profili NACA della serie 6.
Che cosa osserviamo?

Esercizio in preparazione al laboratorio sperimentale

Considerate il profilo NACA 23012.

Costruite e salvate per questo profilo:

- la curva C_l - α ,
- la polare,
- la distribuzione del coefficiente di pressione sul profilo per qualche angolo nell'intorno di 0° .