

Analisi delle prestazioni aerodinamiche di profili alari

Ing. M.Alessandra Parlato

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Industriale
Università di Roma Tre

Esercitazione
Corso di Aerodinamica



Ci occuperemo di ...

- Generalità sui profili alari (geometria, codifica NACA)
- Il software Xfoil
 - formulazione
 - analisi
- Esercizi



Ci occuperemo di ...

- Generalità sui profili alari (geometria, codifica NACA)
- Il software Xfoil
 - formulazione
 - analisi
- Esercizi



Ci occuperemo di ...

- Generalità sui profili alari (geometria, codifica NACA)
- Il software Xfoil
 - formulazione
 - analisi
- Esercizi



Ci occuperemo di ...

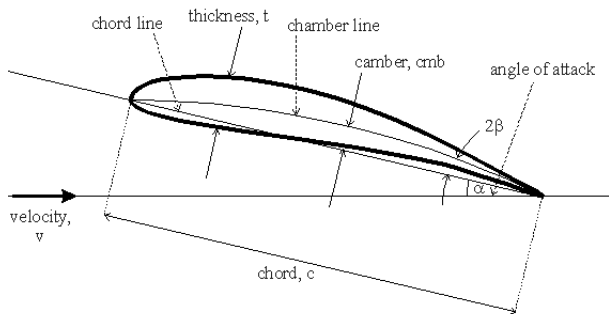
- Generalità sui profili alari (geometria, codifica NACA)
- Il software Xfoil
 - formulazione
 - analisi
- Esercizi



Geometria del profilo alare

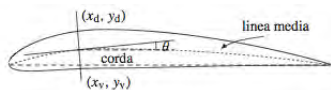
I parametri significativi per descrivere la geometria del profilo

- spessore massimo
- massima freccia
- posizione di massimo spessore
- posizione di freccia massima
- curvatura del bordo d'attacco



Costruzione del profilo NACA

La forma del profilo NACA non simmetrico è definita per mezzo delle due funzioni $y_{sp}(x)$ e $y_{lm}(x)$



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

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

dove

$$0 \leq x \leq 1$$

$$\theta_x = \tan^{-1} \left(\frac{dy_{lm}(x)}{dx} \right)$$



Profilo NACA 4 cifre *MPSS* Distribuzione di spessore

$$y_{sp} = 55S(0.29690 \sqrt{x} - 0.12600 x - 0.35160 x^2 + 0.28430 x^3 - 0.10150 x^4)$$

Linea media

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



Profilo NACA 4 cifre *MPSS*

- *M* *ordinata massima* della linea media, espressa in percentuale della lunghezza di corda
- *P* *posizione lungo la corda* della massima ordinata della linea media, espressa in decimi della lunghezza di corda
- *SS* *spessore massimo* della distribuzione di spessore, espresso in percentuale della lunghezza di corda

Es. NACA 2412 → la linea media ha un'ordinata massima pari a 2% della corda, tale ordinata dista dal bordo di attacco 4/10 della corda e lo spessore max è pari a 12% della corda



Profilo NACA 4 cifre *MPSS*

- *M* *ordinata massima* della linea media, espressa in percentuale della lunghezza di corda
- *P* *posizione lungo la corda* della massima ordinata della linea media, espressa in decimi della lunghezza di corda
- *SS* *spessore massimo* della distribuzione di spessore, espresso in percentuale della lunghezza di corda

Es. NACA 2412 → la linea media ha un'ordinata massima pari a 2% della corda, tale ordinata dista dal bordo di attacco 4/10 della corda e lo spessore max è pari a 12% della corda



Profilo NACA 5 cifre *dddSS*

La distribuzione di spessore è la stessa, diversa quella della linea media

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

In cui

<i>ddd</i>	<i>k</i>	<i>q</i>
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



Profilo NACA 6 cifre *MPSS – RD*

Le ultime due cifre indicano

- il raggio del bordo d'attacco, espresso in percentuale della corda
- la distanza dal bordo d'attacco del massimo spessore, espresso in decimi della corda

I profili della sesta serie appartengono alla categoria dei *profili laminari*



sensibile riduzione del coeff. di resistenza, perché sui è creato un gradiente di pressione favorevole al mantenimento dello strato limite laminare



Profilo NACA 6 cifre *MPSS – RD*

Le ultime due cifre indicano

- il raggio del bordo d'attacco, espresso in percentuale della corda
- la distanza dal bordo d'attacco del massimo spessore, espresso in decimi della corda

I profili della sesta serie appartengono alla categoria dei *profili laminari*



sensibile riduzione del coeff. di resistenza, perché sui è creato un gradiente di pressione favorevole al mantenimento dello strato limite laminare



Xfoil è un codice *open source* sviluppato da M.Drela del MIT nel 1986 per la progettazione e l'analisi di profili 2D subsonici isolati

- analisi in regime viscoso e non viscoso di un profilo preesistente
- progettazione e modifica di profili, variando parametri geometrici e fluidodinamici

<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil>



Xfoil è un codice *open source* sviluppato da M.Drela del MIT nel 1986 per la progettazione e l'analisi di profili 2D subsonici isolati

- analisi in regime viscoso e non viscoso di un profilo preesistente
- progettazione e modifica di profili, variando parametri geometrici e fluidodinamici

<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil>



Xfoil è un codice *open source* sviluppato da M.Drela del MIT nel 1986 per la progettazione e l'analisi di profili 2D subsonici isolati

- analisi in regime viscoso e non viscoso di un profilo preesistente
- progettazione e modifica di profili, variando parametri geometrici e fluidodinamici

<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil>



Xfoil è un codice *open source* sviluppato da M.Drela del MIT nel 1986 per la progettazione e l'analisi di profili 2D subsonici isolati

- analisi in regime viscoso e non viscoso di un profilo preesistente
- progettazione e modifica di profili, variando parametri geometrici e fluidodinamici

<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil>



Xfoil è un codice *open source* sviluppato da M.Drela del MIT nel 1986 per la progettazione e l'analisi di profili 2D subsonici isolati

- analisi in regime viscoso e non viscoso di un profilo preesistente
- progettazione e modifica di profili, variando parametri geometrici e fluidodinamici

<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil>



- La formulazione non viscosa è basata sul metodo dei pannelli con distribuzione lineare di vortici e sorgenti
- Condizione di impermeabilità & Condizione di Kutta
- Condizione di Karman-Tsien per la correzione degli effetti dovuti alla comprimibilità

$$c_p = \frac{c_{p_{inc}}}{\beta + \lambda(1 + \beta)c_{p_{inc}}/2} \quad \mathbf{v} = \frac{\mathbf{v}_{inc}(1 - \lambda)}{1 - \lambda(\mathbf{v}/\mathbf{v}_{\infty})_{inc}^2}$$

$$\beta = \sqrt{1 - M_{\infty}^2} \quad \lambda = M_{\infty}^2 / (1 + \beta)^2$$



- La formulazione non viscosa è basata sul metodo dei pannelli con distribuzione lineare di vortici e sorgenti
- Condizione di impermeabilità & Condizione di Kutta
- Condizione di Karman-Tsien per la correzione degli effetti dovuti alla comprimibilità

$$c_p = \frac{c_{p_{inc}}}{\beta + \lambda(1 + \beta)c_{p_{inc}}/2} \quad \mathbf{v} = \frac{\mathbf{v}_{inc}(1 - \lambda)}{1 - \lambda(\mathbf{v}/\mathbf{v}_{\infty})_{inc}^2}$$

$$\beta = \sqrt{1 - M_{\infty}^2} \quad \lambda = M_{\infty}^2 / (1 + \beta)^2$$



- La formulazione non viscosa è basata sul metodo dei pannelli con distribuzione lineare di vortici e sorgenti
- Condizione di impermeabilità & Condizione di Kutta
- Condizione di Karman-Tsien per la correzione degli effetti dovuti alla comprimibilità

$$c_p = \frac{c_{p_{inc}}}{\beta + \lambda(1 + \beta)c_{p_{inc}}/2} \quad \mathbf{v} = \frac{\mathbf{v}_{inc}(1 - \lambda)}{1 - \lambda(\mathbf{v}/\mathbf{v}_{\infty})_{inc}^2}$$

$$\beta = \sqrt{1 - M_{\infty}^2} \quad \lambda = M_{\infty}^2 / (1 + \beta)^2$$



- La formulazione non viscosa è basata sul metodo dei pannelli con distribuzione lineare di vortici e sorgenti
- Condizione di impermeabilità & Condizione di Kutta
- Condizione di Karman-Tsien per la correzione degli effetti dovuti alla comprimibilità

$$c_p = \frac{c_{p_{inc}}}{\beta + \lambda(1 + \beta)c_{p_{inc}}/2} \quad \mathbf{v} = \frac{\mathbf{v}_{inc}(1 - \lambda)}{1 - \lambda(\mathbf{v}/\mathbf{v}_{\infty})_{inc}^2}$$

$$\beta = \sqrt{1 - M_{\infty}^2} \quad \lambda = M_{\infty}^2 / (1 + \beta)^2$$



- Il calcolo dello strato limite viene effettuato mediante la soluzione numerica dell'equazione di Von-Karman

$$\frac{d\theta}{dx} + \frac{1}{U} \frac{dU}{dx} (2\theta + \delta_s) = \frac{\tau_0}{\rho U^2}$$

- Soluzione potenziale e SL risolti in maniera iterativa \implies Metodo Newton Rapson



- Il calcolo dello strato limite viene effettuato mediante la soluzione numerica dell'equazione di Von-Karman

$$\frac{d\theta}{dx} + \frac{1}{U} \frac{dU}{dx} (2\theta + \delta_s) = \frac{\tau_0}{\rho U^2}$$

- Soluzione potenziale e SL risolti in maniera iterativa \implies Metodo Newton Rapson



- Il calcolo dello strato limite viene effettuato mediante la soluzione numerica dell'equazione di Von-Karman

$$\frac{d\theta}{dx} + \frac{1}{U} \frac{dU}{dx} (2\theta + \delta_s) = \frac{\tau_0}{\rho U^2}$$

- Soluzione potenziale e SL risolti in maniera iterativa \implies Metodo Newton Rapson



- Il calcolo dello strato limite viene effettuato mediante la soluzione numerica dell'equazione di Von-Karman

$$\frac{d\theta}{dx} + \frac{1}{U} \frac{dU}{dx} (2\theta + \delta_s) = \frac{\tau_0}{\rho U^2}$$

- Soluzione potenziale e SL risolti in maniera iterativa \implies Metodo Newton Rapson



- Lanciare il programma
 - doppio click sull'eseguibile
 - da terminale `xfoil`
- Caricare la geometria
 - NACA sigla
 - LOAD nome file
- Normalizzare rispetto alla corda NORM
- Discretizzazione
 - discretizzazione implicita nei punti caricati PCOP
 - PANE

Altri comandi utili

GDES controllo delle caratteristiche geometriche

PPAR per visualizzare la discretizzazione e modificarla



- Lanciare il programma
 - doppio click sull'eseguibile
 - da terminale `xfoil`
- Caricare la geometria
 - NACA sigla
 - LOAD nome file
- Normalizzare rispetto alla corda NORM
- Discretizzazione
 - discretizzazione implicita nei punti caricati PCOP
 - PANE

Altri comandi utili

GDES controllo delle caratteristiche geometriche

PPAR per visualizzare la discretizzazione e modificarla



- Lanciare il programma
 - doppio click sull'eseguibile
 - da terminale `xfoil`

- Caricare la geometria
 - NACA sigla
 - LOAD nome file

- Normalizzare rispetto alla corda NORM

- Discretizzazione
 - discretizzazione implicita nei punti caricati PCOP
 - PANE

Altri comandi utili

GDES controllo delle caratteristiche geometriche

PPAR per visualizzare la discretizzazione e modificarla



- Lanciare il programma
 - doppio click sull'eseguibile
 - da terminale `xfoil`
- Caricare la geometria
 - NACA sigla
 - LOAD nome file
- Normalizzare rispetto alla corda NORM
- Discretizzazione
 - discretizzazione implicita nei punti caricati PCOP
 - PANE

Altri comandi utili

GDES controllo delle caratteristiche geometriche

PPAR per visualizzare la discretizzazione e modificarla



- Lanciare il programma
 - doppio click sull'eseguibile
 - da terminale `xfoil`
- Caricare la geometria
 - NACA sigla
 - LOAD nome file
- Normalizzare rispetto alla corda NORM
- Discretizzazione
 - discretizzazione implicita nei punti caricati PCOP
 - PANE

Altri comandi utili

GDES controllo delle caratteristiche geometriche

PPAR per visualizzare la discretizzazione e modificarla



Avvio dell'analisi

- Lanciare il programma
 - doppio click sull'eseguibile
 - da terminale `xfoil`
- Caricare la geometria
 - NACA sigla
 - LOAD nome file
- Normalizzare rispetto alla corda NORM
- Discretizzazione
 - discretizzazione implicita nei punti caricati PCOP
 - PANE

Altri comandi utili

GDES controllo delle caratteristiche geometriche

PPAR per visualizzare la discretizzazione e modificarla



Avvio dell'analisi

- Lanciare il programma
 - doppio click sull'eseguibile
 - da terminale `xfoil`
- Caricare la geometria
 - NACA sigla
 - LOAD nome file
- Normalizzare rispetto alla corda NORM
- Discretizzazione
 - discretizzazione implicita nei punti caricati PCOP
 - PANE

Altri comandi utili

GDES controllo delle caratteristiche geometriche

PPAR per visualizzare la discretizzazione e modificarla



- Lanciare il programma
 - doppio click sull'eseguibile
 - da terminale `xfoil`
- Caricare la geometria
 - NACA sigla
 - LOAD nome file
- Normalizzare rispetto alla corda NORM
- Discretizzazione
 - discretizzazione implicita nei punti caricati PCOP
 - PANE

Altri comandi utili

GDES controllo delle caratteristiche geometriche

PPAR per visualizzare la discretizzazione e modificarla



Digitare il comando OPER per entrare in modalità operativa

- OPERi
- OPERv

Si può tener conto degli effetti di comprimibilità in regime subsonico

Mach

Variare il numero di Reynolds

Re



Digitare il comando OPER per entrare in modalità operativa

- OPERi
- OPERv

Si può tener conto degli effetti di comprimibilità in regime subsonico

Mach

Variare il numero di Reynolds

Re



Digitare il comando OPER per entrare in modalità operativa

- OPER*i*
- OPER*v*

Si può tener conto degli effetti di comprimibilità in regime subsonico

Mach

Variare il numero di Reynolds

Re



Digitare il comando OPER per entrare in modalità operativa

- OPER*i*
- OPER*v*

Si può tener conto degli effetti di comprimibilità in regime subsonico

Mach

Variare il numero di Reynolds

Re



Calcolo della curva $Cl(\alpha)$

- digitare il valore dell'angolo di attacco ALFA
- assegnare una sequenza di angoli di incidenza ASEQ

Nel caso la soluzione non converga, è necessario aumentare il numero di iterazioni, comando ITER

Distribuzione del coefficiente di pressione $Cp(x)$

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

Comando CPV per visualizzare le forze dovute alla pressione



Calcolo della curva $Cl(\alpha)$

- digitare il valore dell'angolo di attacco ALFA
- assegnare una sequenza di angoli di incidenza ASEQ

Nel caso la soluzione non converga, è necessario aumentare il numero di iterazioni, comando ITER

Distribuzione del coefficiente di pressione $Cp(x)$

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

Comando CPV per visualizzare le forze dovute alla pressione



Calcolo della curva $Cl(\alpha)$

- digitare il valore dell'angolo di attacco ALFA
- assegnare una sequenza di angoli di incidenza ASEQ

Nel caso la soluzione non converga, è necessario aumentare il numero di iterazioni, comando ITER

Distribuzione del coefficiente di pressione $Cp(x)$

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

Comando CPV per visualizzare le forze dovute alla pressione



Calcolo della curva $Cl(\alpha)$

- digitare il valore dell'angolo di attacco ALFA
- assegnare una sequenza di angoli di incidenza ASEQ

Nel caso la soluzione non converga, è necessario aumentare il numero di iterazioni, comando ITER

Distribuzione del coefficiente di pressione $Cp(x)$

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

Comando CPV per visualizzare le forze dovute alla pressione



Calcolo della curva $Cl(\alpha)$

- digitare il valore dell'angolo di attacco ALFA
- assegnare una sequenza di angoli di incidenza ASEQ

Nel caso la soluzione non converga, è necessario aumentare il numero di iterazioni, comando ITER

Distribuzione del coefficiente di pressione $Cp(x)$

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

Comando CPV per visualizzare le forze dovute alla pressione



- Comando PACC attiva l'accumulo dei punti della polare, seguito dal nome di un file dove salvare i dati
- Comando ASEQ angolo d'attacco iniziale, finale e incremento
- Comando PACC disabilita l'accumulo dei punti
- Comando PPLO traccia la curva sullo schermo



- Comando PACC attiva l'accumulo dei punti della polare, seguito dal nome di un file dove salvare i dati
- Comando ASEQ angolo d'attacco iniziale, finale e incremento
- Comando PACC disabilita l'accumulo dei punti
- Comando PPL0 traccia la curva sullo schermo



- Comando PACC attiva l'accumulo dei punti della polare, seguito dal nome di un file dove salvare i dati
- Comando ASEQ angolo d'attacco iniziale, finale e incremento
- Comando PACC disabilita l'accumulo dei punti
- Comando PPL0 traccia la curva sullo schermo



- Comando PACC attiva l'accumulo dei punti della polare, seguito dal nome di un file dove salvare i dati
- Comando ASEQ angolo d'attacco iniziale, finale e incremento
- Comando PACC disabilita l'accumulo dei punti
- Comando PPLO traccia la curva sullo schermo

