



# Ottimizzazione delle caratteristiche aerodinamiche di un motoaliante mediante Mesh-Morphing



Relatore: Prof. Luca Marino

Correlatore: Ing. Emiliano Costa





# Obiettivi

**Ottimizzazione dell'efficienza aerodinamica del motoalante Taurus mediante modifiche di forma su fusoliera e raccordo ala-fusoliera, volte alla riduzione della separazione dello strato limite in prossimità della radice dell'ala.**

**Strumenti:**

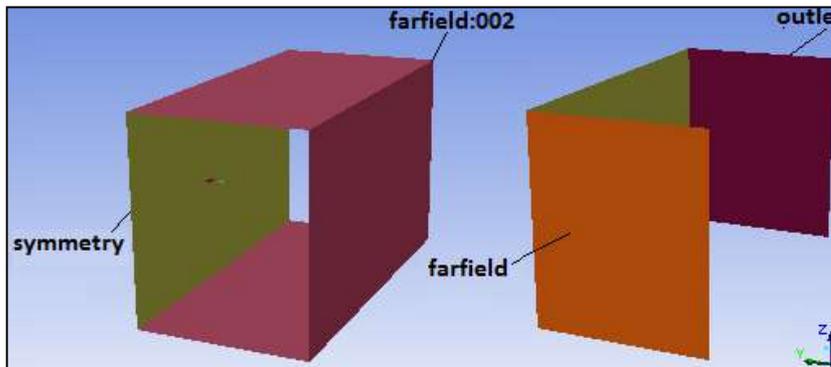
- FLUENT(Ansys);
- RBF-MORPH (Fluent);
- WORKBENCH (Ansys)



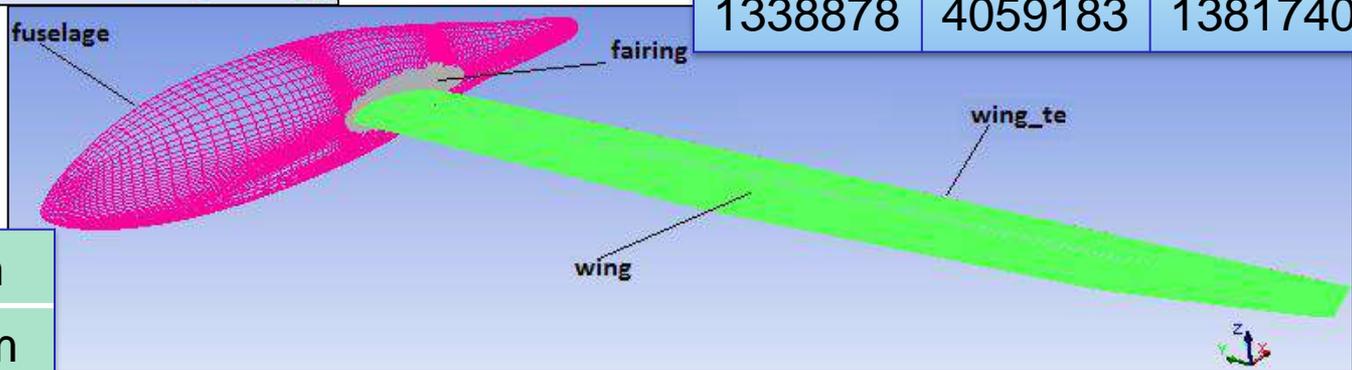
# Specifiche

Condizioni di volo:  
 $h = 2000 \text{ m}$   
 $\alpha = 8^\circ$   
 $M = 0.08$

Separazione dello strato limite



Dominio:  
 $100\text{m} \times 60\text{m} \times 50\text{m}$



Cells	Faces	Nodes
1338878	4059183	1381740

<b>c</b>	0.8 m
<b>b/2</b>	7.00 m

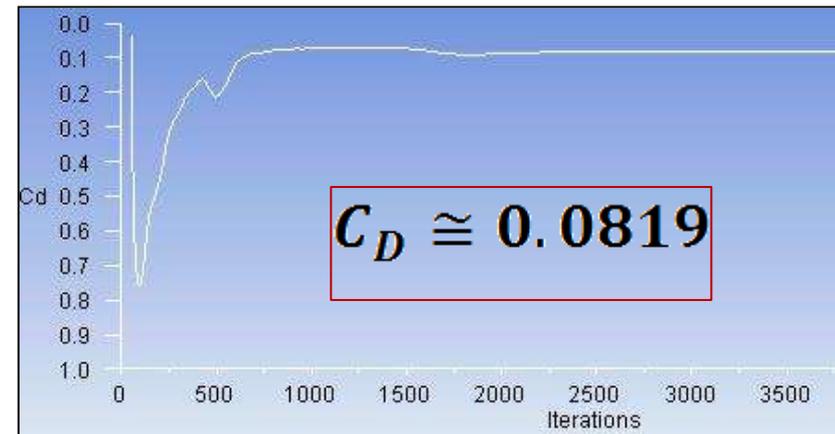
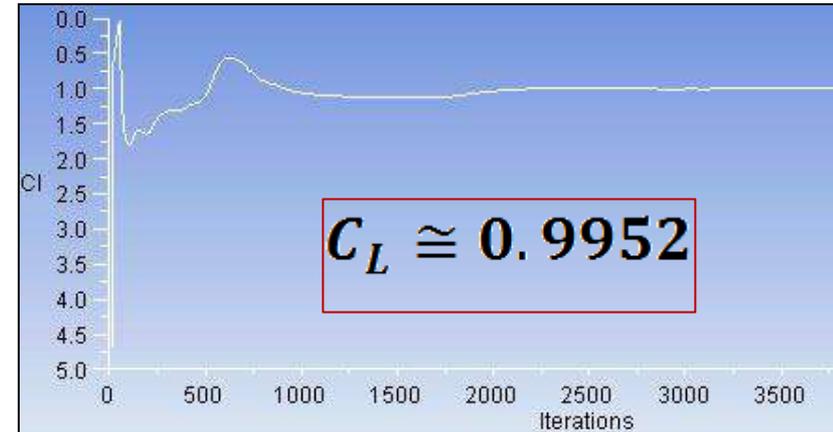


# Analisi della baseline

Fluent risolve le equazioni del moto mediante metodi iterativi.

$C_L$  e  $C_D$  sono i parametri di output

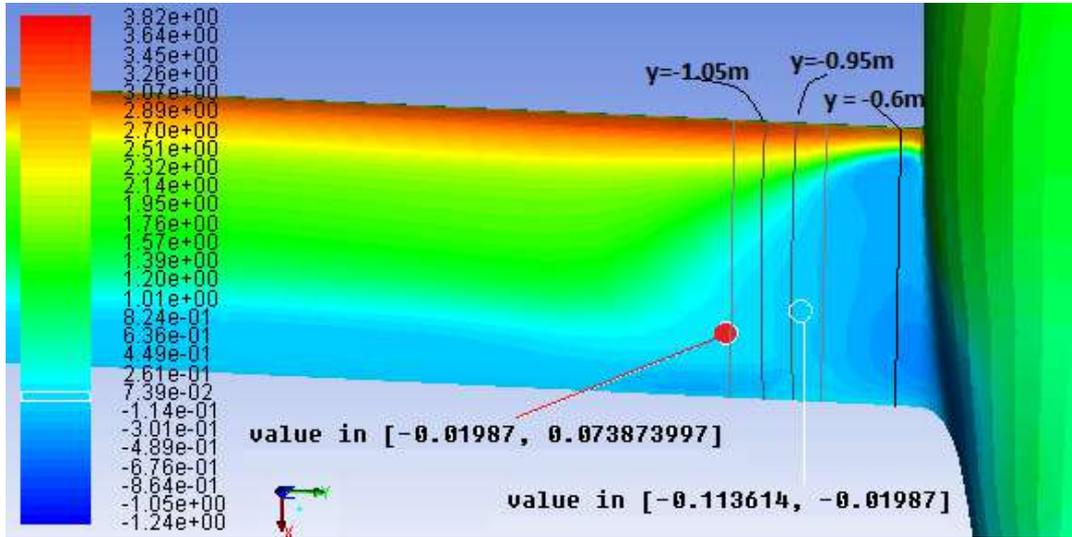
La soluzione converge dopo circa 3000 iterazioni



$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 12.151$$

# Analisi della baseline

## Sforzo di attrito a parete $\tau_W$

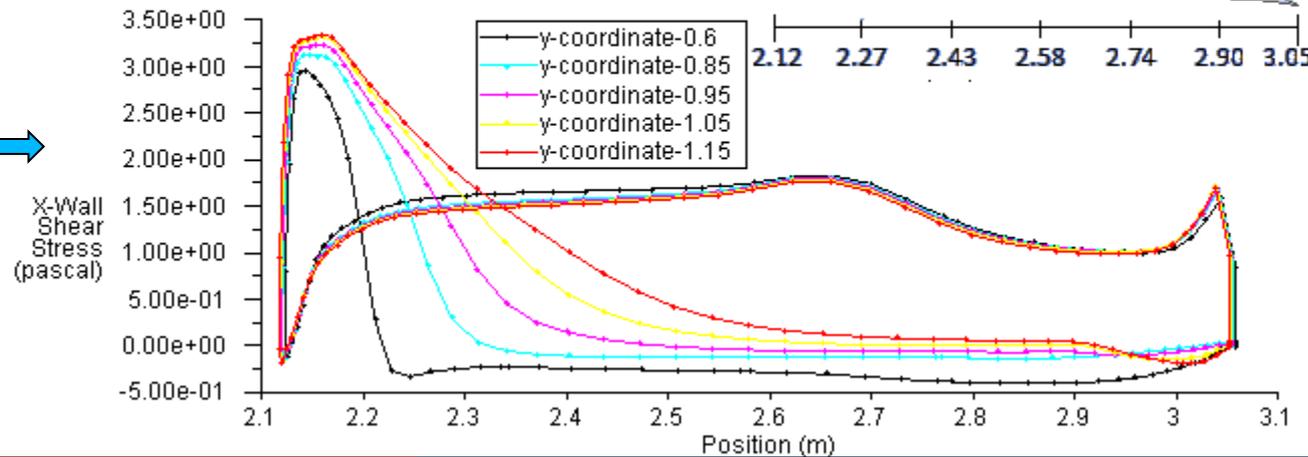


La separazione dello strato limite sul dorso dell'ala si ha in corrispondenza delle zone con  $\tau_W \leq 0$ , quindi ha inizio nella zona indicata in figura da un **punto rosso**.



$\tau_W$  per 5 sezioni dell'ala. →

Procedendo verso la radice, l'inizio della zona di separazione avanza verso il LE

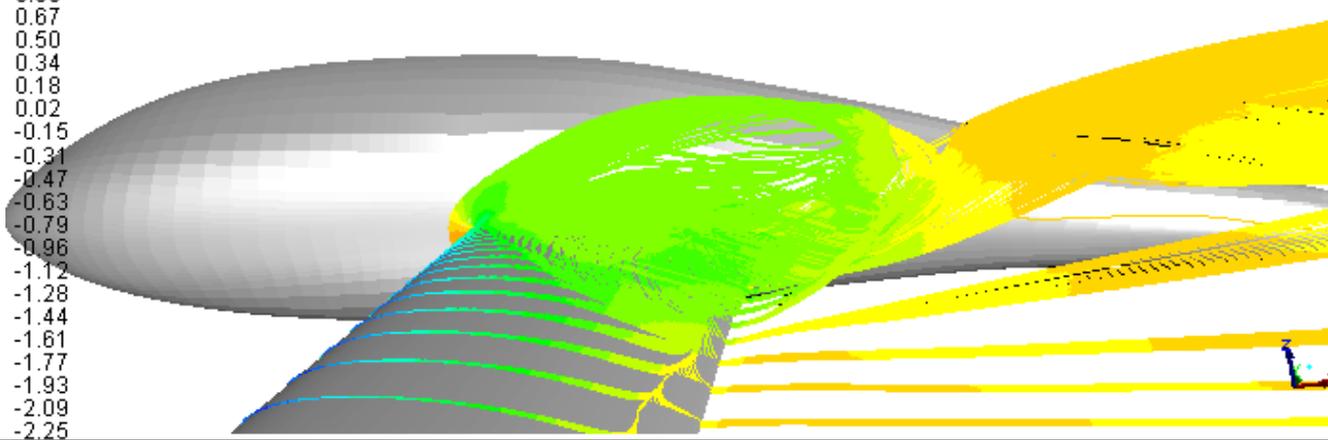
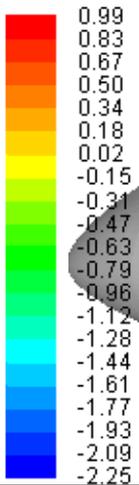
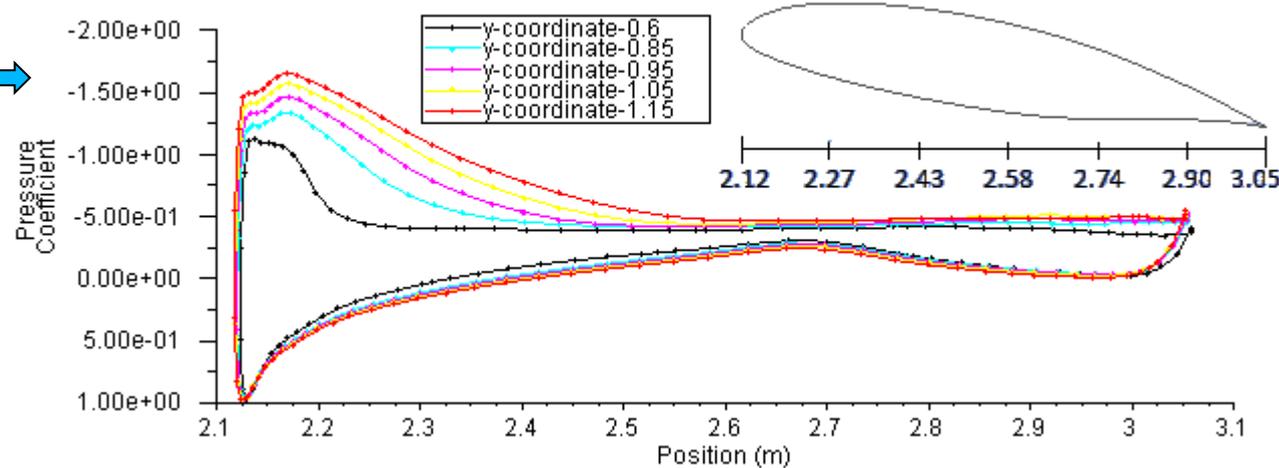


# Analisi della baseline

## Coefficiente di pressione

**C<sub>p</sub> per 5 sezioni dell'ala** →

Procedendo verso la radice, il **gradiente di pressione** avverso **aumenta** e l'inizio della zona del dorso a C<sub>p</sub> circa costante avanza verso il LE



← **Linee di corrente colorate per C<sub>p</sub>.**

Si nota la **“bolla”** a C<sub>p</sub> quasi costante

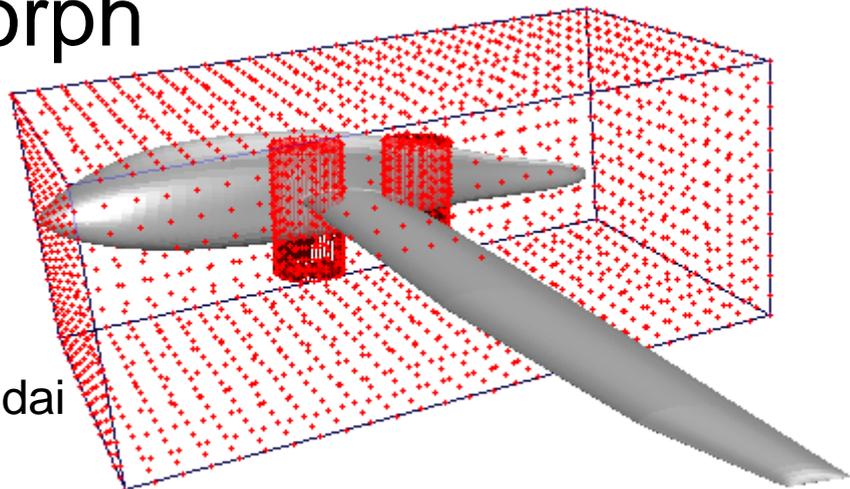
# Mesh-morphing

## RBF-Morph

**RBF-Morph** permette di modificare una mesh interpolandone direttamente i nodi, senza ricreare la griglia di calcolo

### 3 fasi:

- definizione del dominio e dei **punti sorgente**, dai quali far partire la modifica di forma;
- **risoluzione** del sistema RBF;
- **mesh morphing** della superficie e/o del volume;



$$\begin{cases} s_x(x) = \sum_{i=1}^N w_i^x \varphi(\|x - x_i\|) + c_1^x + c_2^x x + c_3^x y + c_4^x z \\ s_y(x) = \sum_{i=1}^N w_i^y \varphi(\|x - x_i\|) + c_1^y + c_2^y x + c_3^y y + c_4^y z \\ s_z(x) = \sum_{i=1}^N w_i^z \varphi(\|x - x_i\|) + c_1^z + c_2^z x + c_3^z y + c_4^z z \end{cases}$$

Le **RBFs** sono una classe di **funzioni di interpolazione**, utilizzate per “guidare” il morphing dei nodi applicando spostamenti predefiniti ai punti sorgente.

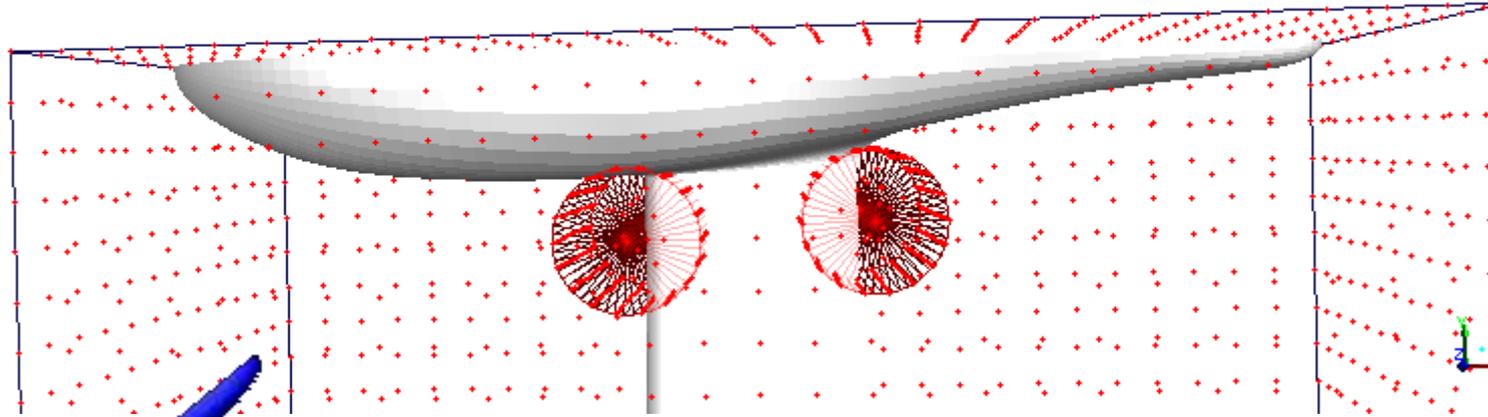
Il **campo di spostamenti** è definito una volta determinati  $w_i$  e  $c_i$ .



# Mesh-morphing Modifiche di forma

Si riduce la sezione trasversale della fusoliera al LE e la si aumenta al TE.

Si utilizzano due **cilindri** che si muovono **lungo la direzione dell'asse y** e "trascinano" le due zone della fusoliera.



L'ampiezza delle due modifiche dipende dai **coefficienti di amplificazione P1 (LE) e P2 (TE)**

$$\Delta y = P_n \Delta y_0$$

$$\Delta y_{0LE} = 0.1 \text{ m}$$

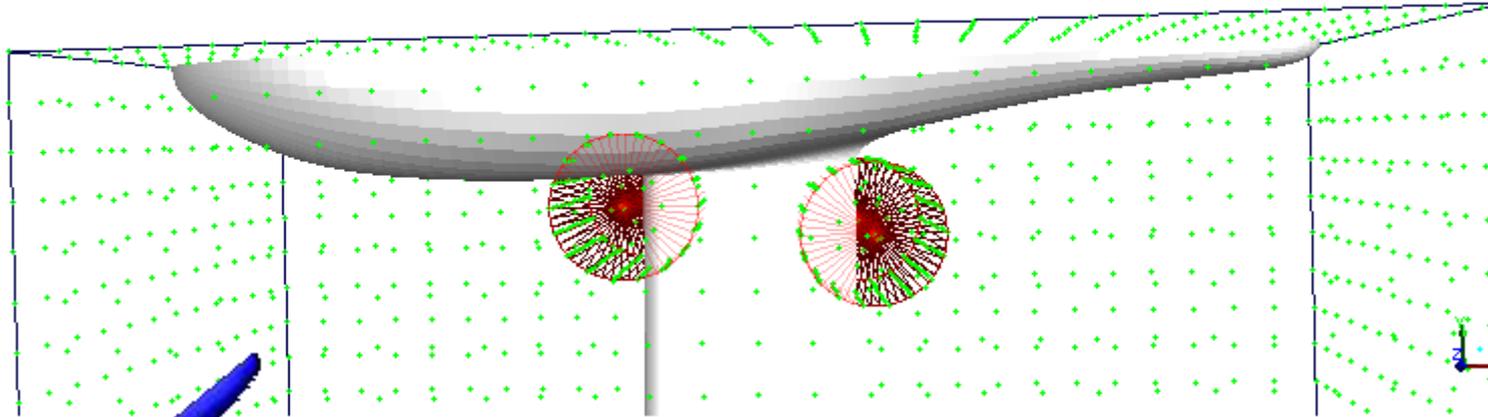
$$\Delta y_{0TE} = 0.01 \text{ m}$$



# Mesh-morphing Modifiche di forma

Si riduce la sezione trasversale della fusoliera al LE e la si aumenta al TE.

Si utilizzano due **cilindri** che si muovono **lungo la direzione dell'asse y** e “trascinano” le due zone della fusoliera.



L'ampiezza delle due modifiche dipende dai **coefficienti di amplificazione P1 (LE) e P2 (TE)**

$$\Delta y = P_n \Delta y_0$$

$$\Delta y_{0LE} = 0.1 \text{ m}$$

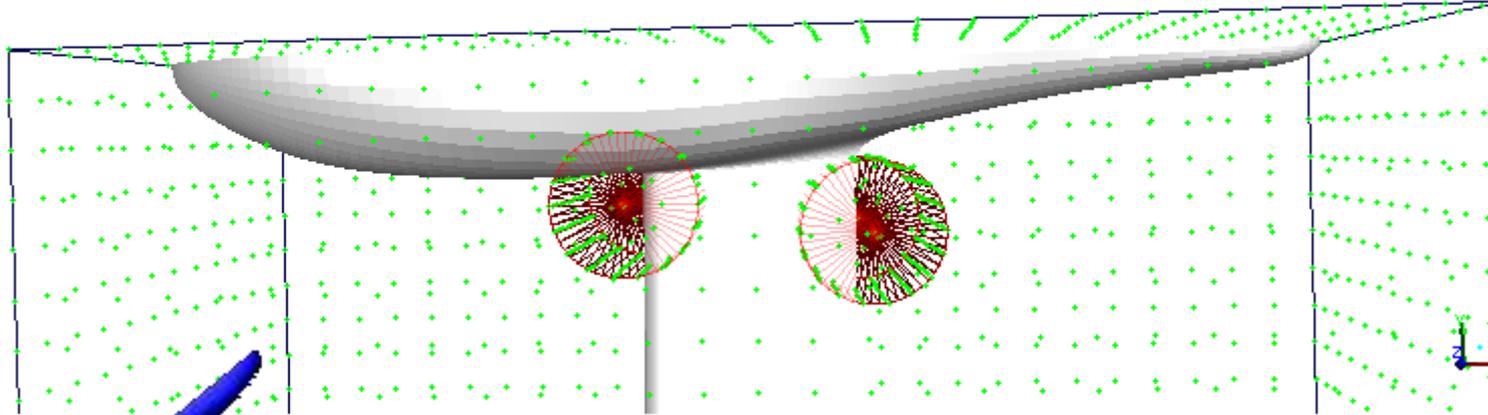
$$\Delta y_{0TE} = 0.01 \text{ m}$$



# Mesh-morphing Modifiche di forma

Si riduce la sezione trasversale della fusoliera al LE e la si aumenta al TE.

Si utilizzano due **cilindri** che si muovono **lungo la direzione dell'asse y** e "trascinano" le due zone della fusoliera.



L'ampiezza delle due modifiche dipende dai **coefficienti di amplificazione P1 (LE) e P2 (TE)**

$$\Delta y = P_n \Delta y_0$$

$$\Delta y_{0LE} = 0.1 \text{ m}$$

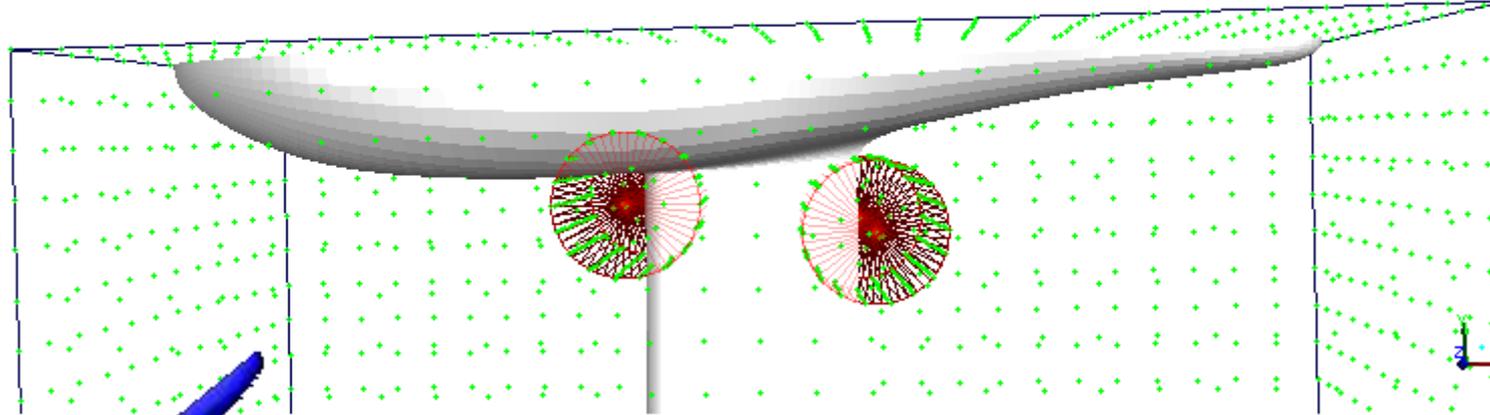
$$\Delta y_{0TE} = 0.01 \text{ m}$$



# Mesh-morphing Modifiche di forma

Si riduce la sezione trasversale della fusoliera al LE e la si aumenta al TE.

Si utilizzano due **cilindri** che si muovono **lungo la direzione dell'asse y** e “trascinano” le due zone della fusoliera.



L'ampiezza delle due modifiche dipende dai **coefficienti di amplificazione P1 (LE) e P2 (TE)**

$$\Delta y = P_n \Delta y_0$$

$$\Delta y_{0LE} = 0.1 \text{ m}$$

$$\Delta y_{0TE} = 0.01 \text{ m}$$



# Ottimizzazione (WB)

## DOE – Design of experiments

La tecnica statistica **DOE** prevede lo studio dell'influenza della combinazione di diversi fattori di input (Design points, **DP**) sull'output desiderato:

Si scelgono dei **range** di valori per lo spostamento dei due cilindri.

- **Range di spostamento al LE** =[-0.04 m; 0.14m], con verso positivo a ridurre la sezione trasversale della fusoliera → **P1** =[-0.4 ; 1.4].
- **Range di spostamento al TE** =[-0.04 m; 0.05m], con verso positivo ad aumentare la sezione trasversale della fusoliera → **P2** =[-4 ; 5].

Name	P1 - Fuselage-le	P2 - Fuselage-te	P5 - cd	P6 - cl	P7 - Efficiency
Baseline	0.0	0.0	0.081931	0.9952	12.147
1	0.41	0.05	0.071585	1.0434	14.576
10	0.05	3.65	0.078463	1.0087	12.856
2	0.95	-3.55	0.065188	1.0793	16.557
3	-0.31	-1.75	0.082565	0.99706	12.076
4	0.77	1.85	0.063195	1.1342	17.948
5	-0.13	0.95	0.082538	1.0004	12.12
6	1.31	2.75	0.063021	1.137	18.042
7	0.59	4.55	0.062731	1.1361	18.111
8	1.13	-0.85	0.062388	1.1336	18.17
9	0.23	-2.65	0.080457	1.0041	12.48

10 combinazioni di P1 e P2 all'interno di questi intervalli → **10 DP**

Dalla combinazione dei 10 DP viene generato un **set di soluzioni DOE**



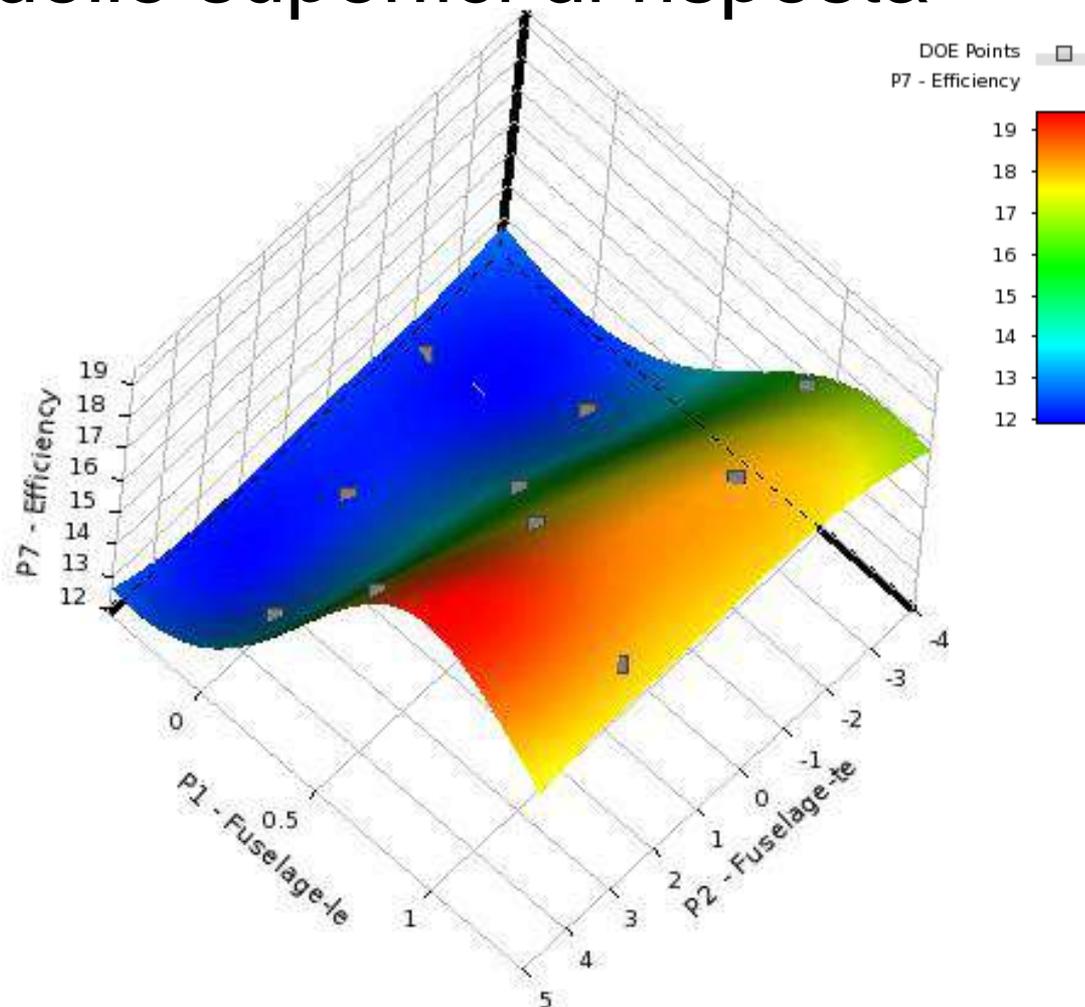
# Ottimizzazione (WB)

## Generazione delle superfici di risposta

Una superficie di risposta 3D che rappresenta l'andamento dell'efficienza al variare di P1 e P2 è ottenuta interpolando e/o approssimando le informazioni ottenute dai risultati per i 10 DP.

Avendo considerato due sole variabili (P1 e P2), l'analisi della superficie di risposta è sufficiente a comprendere entro quali valori far variare i due spostamenti dei cilindri per l'ottimizzazione dell'efficienza aerodinamica.

(P1=0.9; P2=4.7)



# Ottimizzazione (WB)

Avviando un **ciclo di ottimizzazione**, mediante un algoritmo genetico, si estrapolano tre combinazioni di P1 e P2 candidate a fornire l'efficienza maggiore.

Vista la tipologia di superficie di risposta, i 3 candidati rappresentano in realtà una sola combinazione di P1 e P2.

La modifica di forma ottima è data da:

P1 - Fuselage-le = 0.9



$$\Delta y_{LE} = 0.09m$$

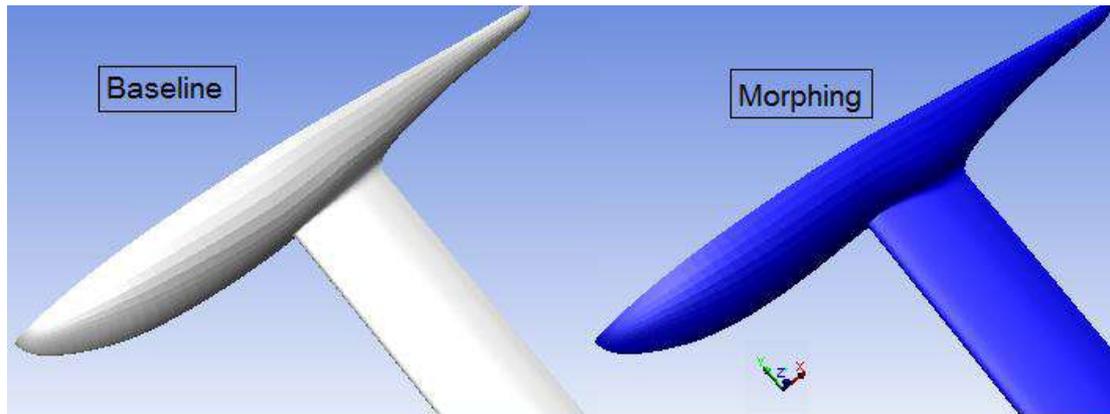
P2 - Fuselage-te = 4.7



$$\Delta y_{TE} = 0.047m$$

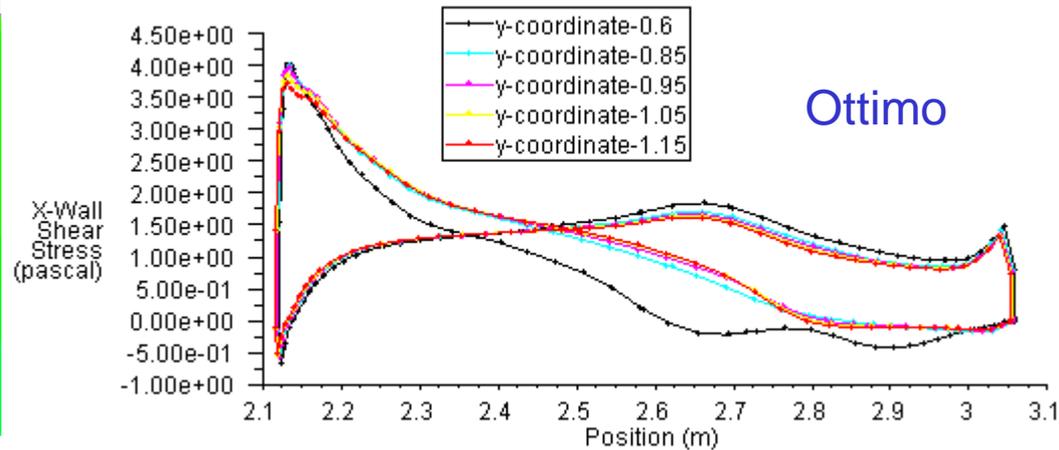
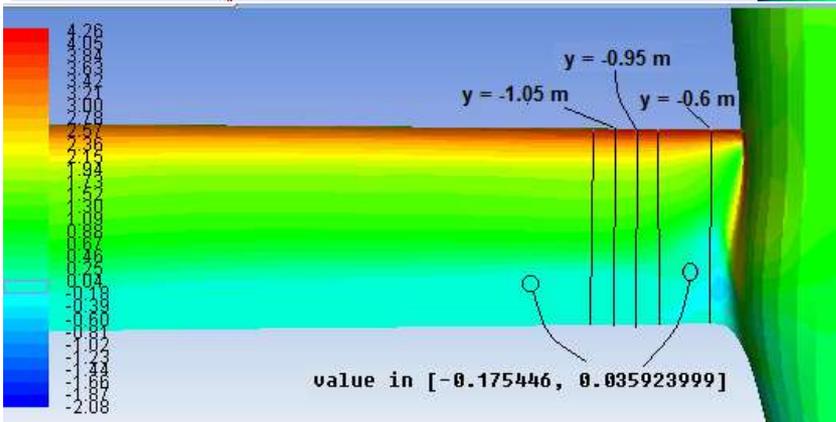
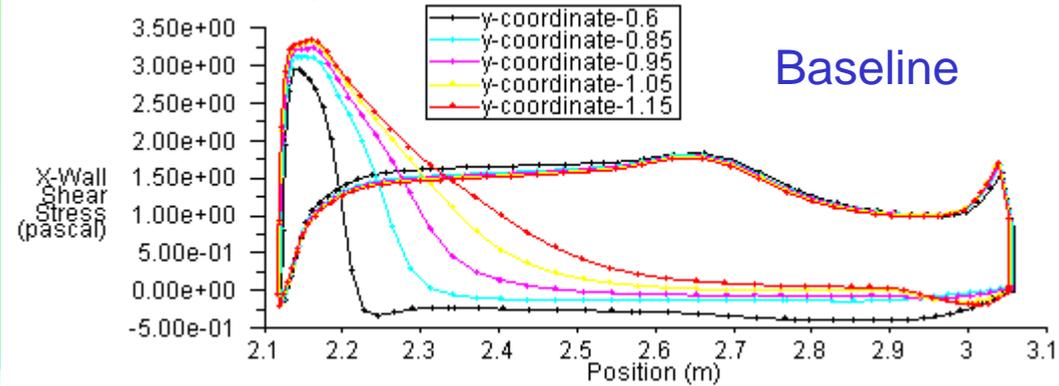
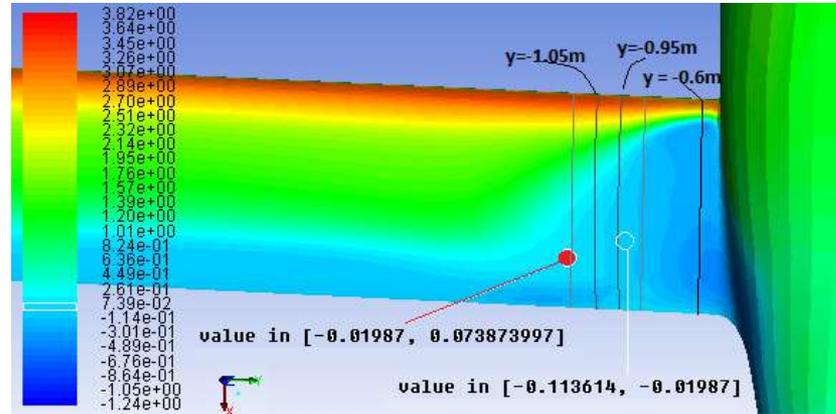
Miglioramento delle  
caratteristiche aerodinamiche:

Baseline	Morph	(%)
$C_L = 0.9952$	$C_L = 1.1279$	$\Delta C_L = +13.33\%$
$C_D = 0.0819$	$C_D = 0.0631$	$\Delta C_D = -22.95\%$
$E = 12.151$	$E = 17.864$	$\Delta E = +47.02\%$



# Risultati e confronti

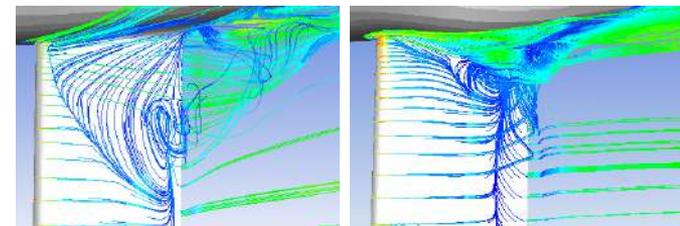
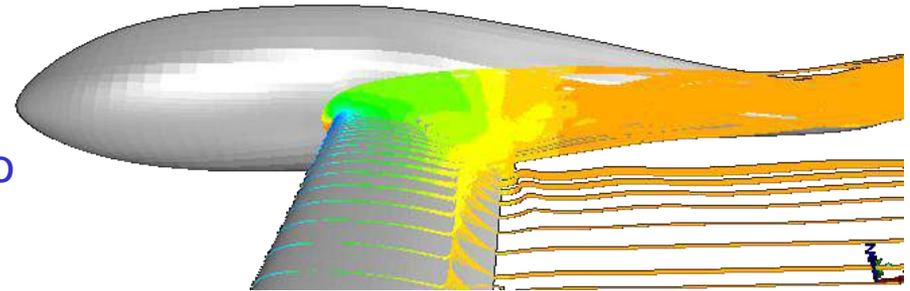
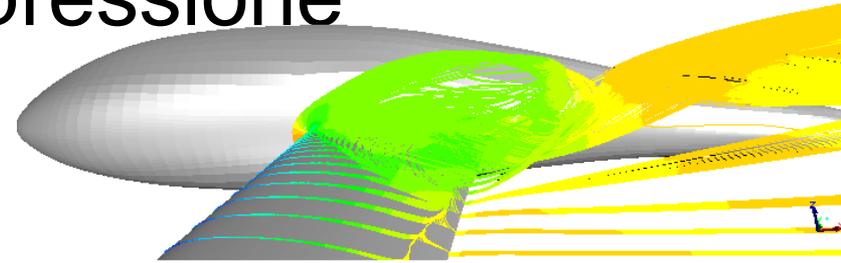
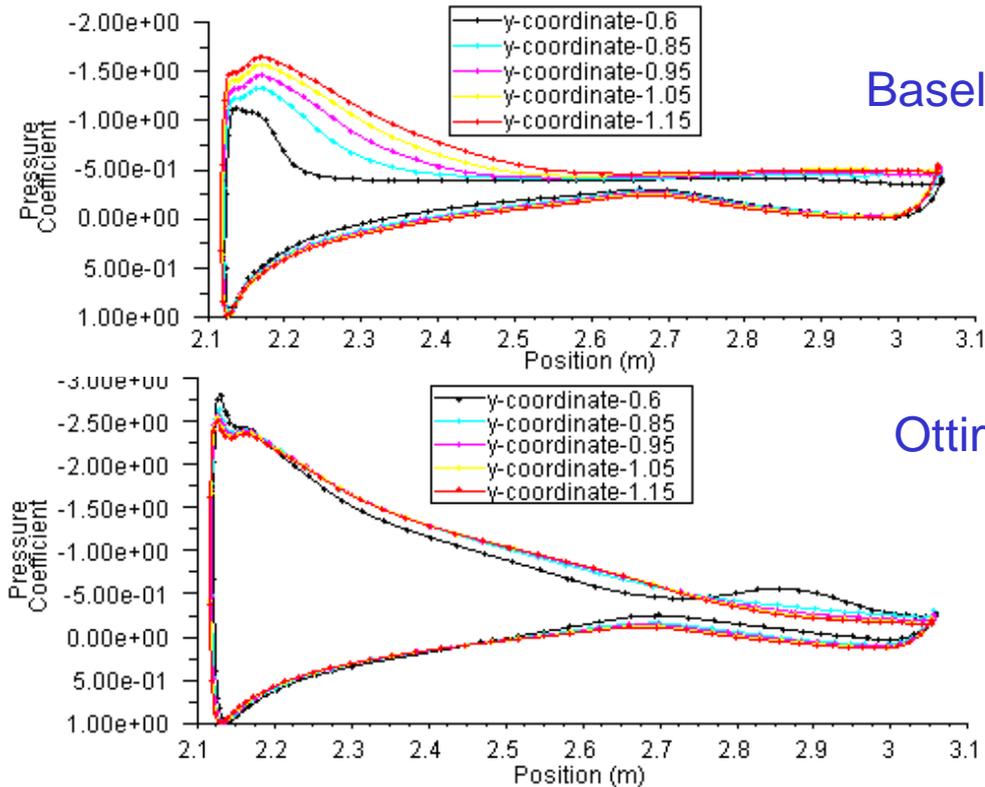
## Sforzo d'attrito a parete $\tau_W$



La diminuzione del  $\tau_W$  lungo il dorso spostandosi verso la radice è meno rapida

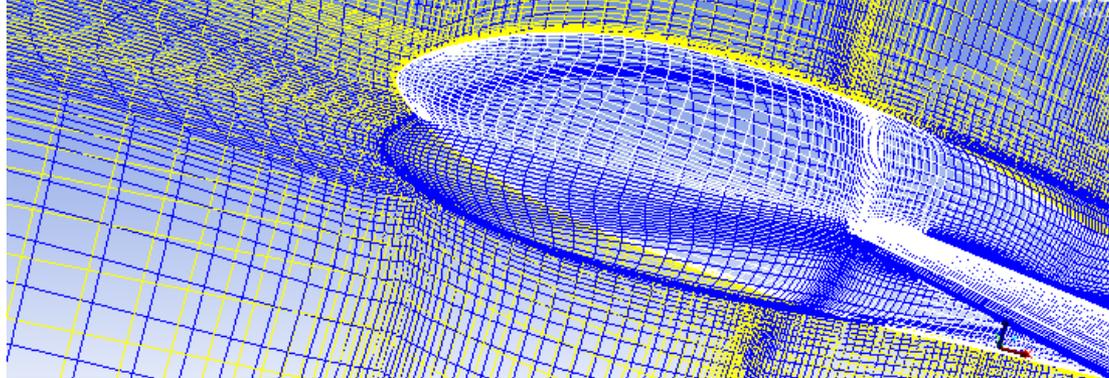
# Risultati e confronti

## Coefficiente di pressione



Il  $C_p$  diminuisce sul dorso in prossimità del LE e in tutta la zona dove, nella baseline, se ne verificava un repentino aumento.  
 Proseguendo verso valle non è più presente una zona a  $C_p$  quasi costante.

# Polare aerodinamica e grafico $C_L$ - $\alpha$



Polari aerodinamiche - confronto Baseline - Configurazione ottima

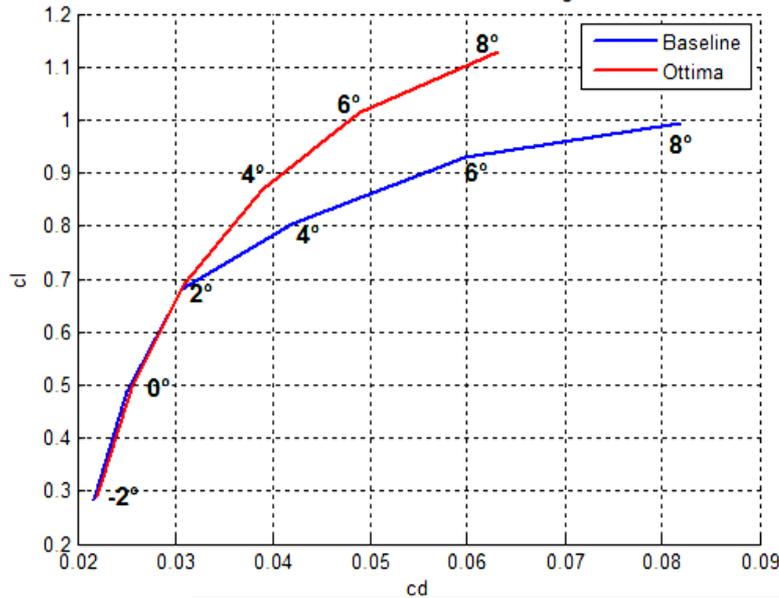
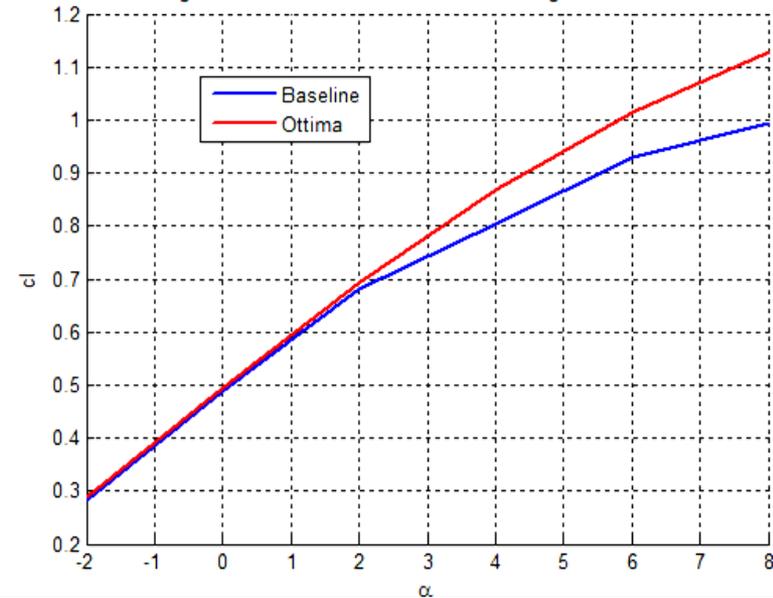


diagramma  $C_L$ - $\alpha$  - confronto Baseline - Configurazione ottima





# Conclusioni

- Utilità del metodo di ottimizzazione nel miglioramento delle caratteristiche aerodinamiche del velivolo
- Sinergia nella combinazione Fluent - RBF-Morph – Workbench
- Efficacia della modifica di forma nella riduzione della zona di separazione dello strato limite

## Sviluppi futuri

- Utilizzo di una mesh con un maggior numero di celle per rendere le simulazioni più precise
- Generazione di una tabella di soluzioni DOE con un numero maggiore di Design Points
- Necessità di analisi strutturali e di stabilità per verificare l'applicabilità della modifica di forma



SAPIENZA  
UNIVERSITÀ DI ROMA

Grazie per l'attenzione





SAPIENZA  
UNIVERSITÀ DI ROMA



SAPIENZA  
UNIVERSITÀ DI ROMA



## Taurus - Scheda tecnica

Caratteristiche generali	Valori	Prestazioni	Valori
Lunghezza	7.17 m	Velocità massima	56.94 m/s
Altezza	1.41 m	Velocità di stallo (con flap)	17.36 m/s
Apertura alare b	15.2 m	Velocità di stallo pulito	18.19 m/s
Superficie alare S	12.33 m <sup>2</sup>	Velocità di manovra	37.5 m/s
Allungamento alare A	18.6	Velocità di crociera al 75%	40.27 m/s
Superficie deriva	0.9 m <sup>2</sup>	profilo alare: ORL 170	
Superficie stabilizzatore	1.36 m <sup>2</sup>		
Peso a vuoto	285 kg		
MTOW	450 kg		