

PROGETTO DEL CORSO DI METODI AVANZATI DI OTTIMIZZAZIONE DELLE MACCHINE TERMOFLUIDODINAMICHE (2020-21): OTTIMIZZAZIONE 2D DEL PROFILO NACA 65-(12)10 IN SCHIERA STATORICA DI COMPRESSORE ASSIALE

Alla base dello studio delle turbomacchine vi è l'analisi 2D delle schiere palari. Il presente progetto si pone l'obiettivo di ottimizzare una schiera statorica 2D di compressore assiale fornita rispetto alla forma della pala 2D. Si vogliono migliorare le prestazioni della schiera, e nota l'importanza del compressore, di tutta la turbomacchina.



Figure 1: Compressore assiale di turbojet: IGV e schiere statoriche

1 INTRODUZIONE – PRESENTAZIONE DEL PROBLEMA

Si richiede di ottimizzare la schiera decelerante 2D di compressore assiale rispetto alle seguenti cifre di prestazione:

$$\bar{Y}_P = \frac{p_{tot1} - p_{tot2}}{p_{tot1} - p_1} \quad \text{coefficiente di perdita di pressione totale medio (to minimize)} \quad (1.1)$$

$$\bar{\epsilon} = \beta_1 - \bar{\beta}_2 \quad \text{medium deflection angle (to maximize)} \quad (1.2)$$

ove:

- p_{tot1} = air inlet total pressure
- p_{tot2} = (mean) air outlet total pressure
- p_1 = air inlet static pressure
- β_1 = air inlet angle
- $\bar{\beta}_2$ = mean air outlet angle

È richiesto l'utilizzo di:

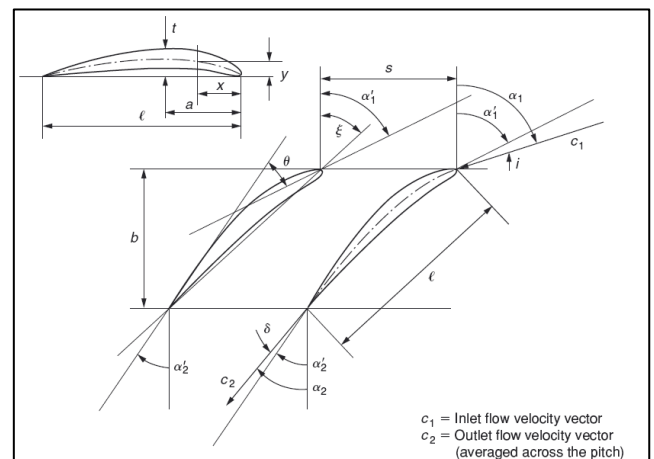
- MATLAB per implementazione algoritmo di ottimizzazione genetico multi-obiettivo
- GAMBIT per parametrizzazione e mesh
- FLUENT simulatore fluidodinamico nel modello di calcolo.

Geometria Baseline:

- NACA65-(12)10
- Chord/pitch = $\sigma = 1$
- Chord $c = 40$ mm
- Pitch $s = 40$ mm
- Stagger angle $\zeta = 55^\circ$

Working conditions:

- Air inlet Mach $M_1 = 0.4$
- Air inlet angle $\beta_1 = 65^\circ$
- Air inlet total pressure $p_{tot1} = 223310.4$ Pa
- Air outlet static pressure $p_2 = 212000$ Pa
- Air total temperature $T_{tot1} = T_{tot2} = 511.99$ K



Nella rappresentazione della schiera in figura si definisce la nomenclatura classica per schiera di statore. Tuttavia, nell'elaborato la nomenclatura è differente per scelte di convenienza specifiche per il progetto corrente.

Le variabili che più incidono sulle prestazioni della schiera sono [geometria, Re , M , incidence angle].

Re , M e incidence angle sono fissati dalle condizioni del problema. Allora si procede all'ottimizzazione di forma IN DESIGN.

Il lavoro è così suddiviso:

- i) Ricostruzione della baseline NACA65-(12)10 con parametrizzazione di Bezier
- ii) Mesh, Simulazione e Validazione

2 PARAMETRIZZAZIONE E RICOSTRUZIONE DELLA BASELINE

Si decide di parametrizzare PS e SS del profilo con parametrizzazione di Bezier

$$x_i(t) = \sum_{i=0}^n C_{ni} t^i (1-t)^{n-i} x_i(i), \quad C_{ni} = \frac{n!}{i!(n-i)!}, \quad t \in [0,1]$$

per:

- i) Ricostruzione baseline (importata per punti)
- ii) Ottimizzazione.

È stata conferita rotondità a LE e TE senza dover implementare una parametrizzazione ad hoc. Infatti, esistono diverse varianti in letteratura per la parametrizzazione di LE e TE, spesso caratterizzate da una complessa formulazione analitica che va oltre gli scopi di questo progetto.

Si sceglie di fissare i punti di controllo del poligono di Bezier su LE, TE e lungo l'ortogonale alla camber line (approssimata) al TE. In tal modo l'angolo costruttivo in uscita è sostanzialmente vincolato a quello della baseline. Tale scelta rappresenta un vincolo importante (e maggiore rispetto alla parametrizzazione nel LE) a favore di robustezza.

La soluzione adottata si può ritenere sufficientemente elegante: garantisce continuità di derivata prima in ogni punto.

Ricostruzione della Baseline

Implementazione con algoritmo genetico mono-obiettivo di MATLAB, scomponendo la task in 2 sottoproblemi più semplici:

- i) Ricostruzione del SS (☐ design variables ☐ punti di controllo del poligono di Bezier ☐)
- ii) Ricostruzione del PS (☐ design variables ☐ punti di controllo del poligono di Bezier ☐).

$P_i = (x_{P_i}, y_{P_i})$, punto i -esimo di controllo del poligono di Bezier.

Formulazione ricostruzione SS:

$$\text{minimize } \mathbf{dist}(Y_{SS}) = \max(\mathbf{y}_{BezierSS}(Y_{SS}) - \mathbf{y}_{BaselineSS})^2, \quad Y_{SS} = y_{\square}, \dots, y_{\square}$$

s.t.

Formulazione ricostruzione PS:

$$\text{minimize } \mathbf{dist}(Y_{PS}) = \max(\mathbf{y}_{BezierPS}(Y_{PS}) - \mathbf{y}_{BaselinePS})^2, \quad Y_{PS} = y_{\square}, \dots, y_{\square}$$

s.t.

Osservazioni:

- i) design variables al PS ☐ → aggiunto un punto di controllo al LE per meglio riprodurre la curvatura locale
- ii) inequality constraints mirati per abbattere le iterazioni a convergenza
- iii) Scelti $m = \square$ individui per popolazione - in seguito ad analisi di sensitività sulla ricostruzione del SS (risultato fondamentale, usato poi anche nell'ottimizzazione)

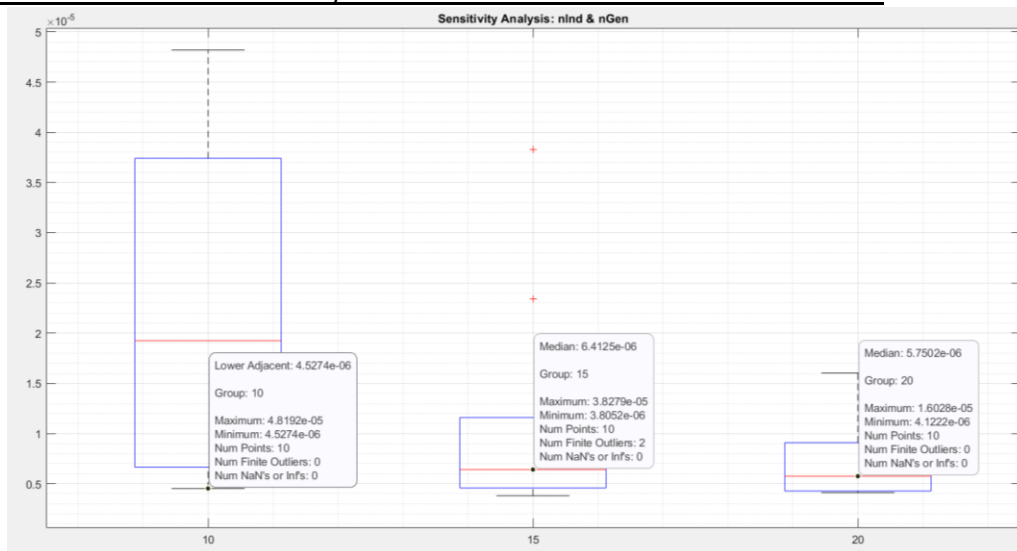


Figure 2: Confronto tra i risultati statistici ottenuti con 10, 15, 20 individui per popolazione a parità di generazioni (10 trials, $nVar = 1$).

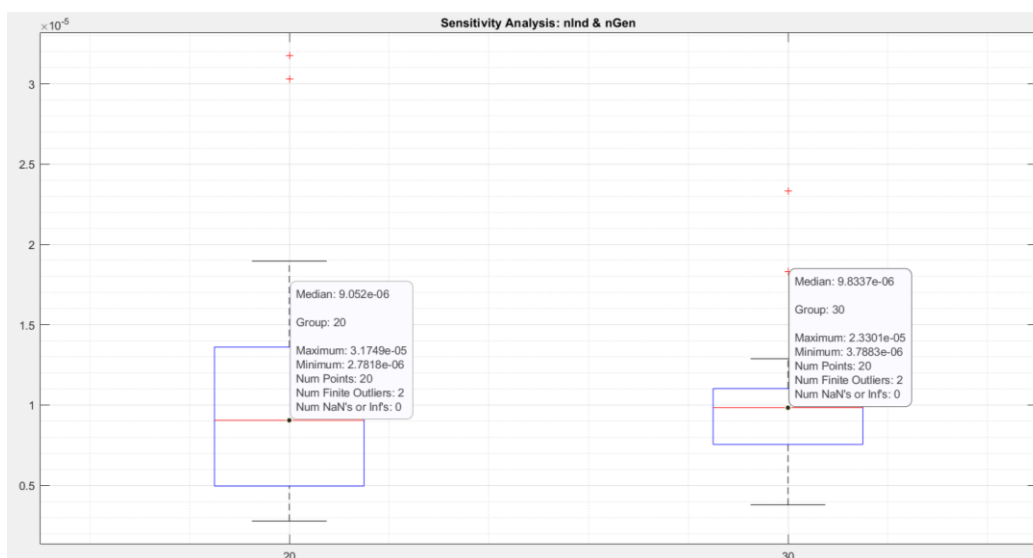


Figure 3: Confronto tra i risultati statistici ottenuti con 20, 30 individui per popolazione a parità di generazioni (20 trials, $nVar = 1$).

- iv) Metodo di interpolazione dei punti della curva di Bezier:
- v) Criterio di convergenza

Poligoni di Bezier risultanti:

SS baseline			PS baseline		

In Figure 4 si riporta:

- Baseline importata per punti (x)
- Baseline ricostruita con curve di Bezier (continuous line)
- Poligoni di Bezier (dashed line).

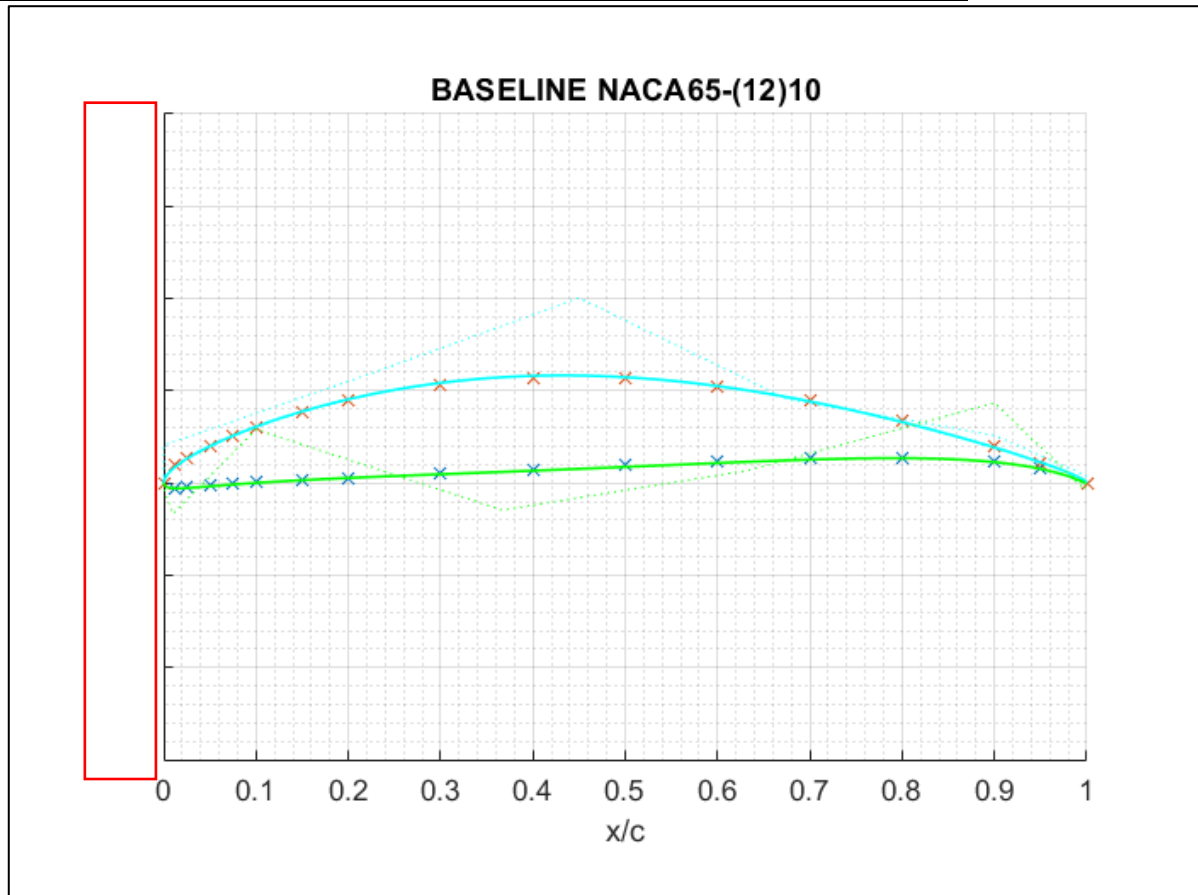


Figure 4

3 MESH

Mesh 2D realizzata con Gambit poiché parametrizzabile. In realtà, in CFD si trattano sempre mesh 3D ai volumi finiti.

Mesh:

- *strutturata* al wall → per catturare il boundary layer, ove si hanno gradienti molto intensi di velocità.
- *non strutturata* lontano dal wall.

Il massimo aspect ratio è di 3.025×10^2 individuato su cella attaccata al wall del SS. Tale risultato è accettabile poiché al wall (altrimenti non accettabile nel free flow).

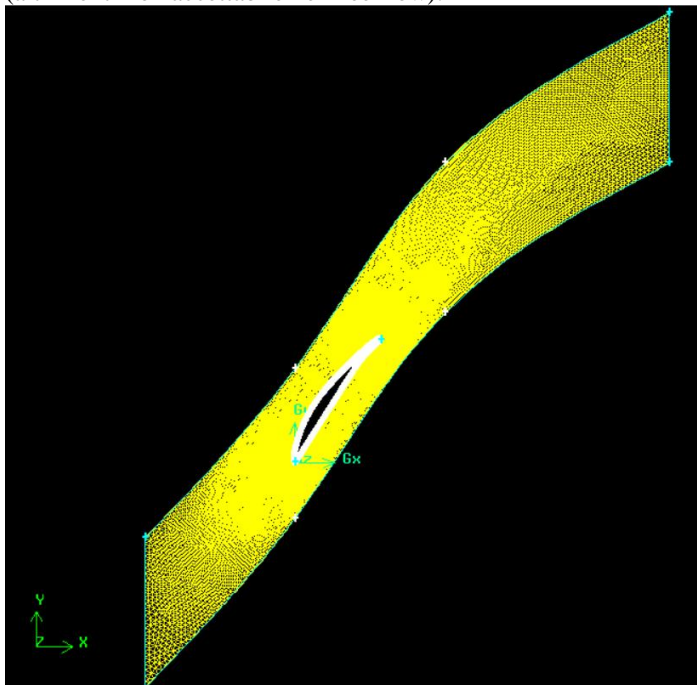


Figure 5: geometria meshata del problema. cells.

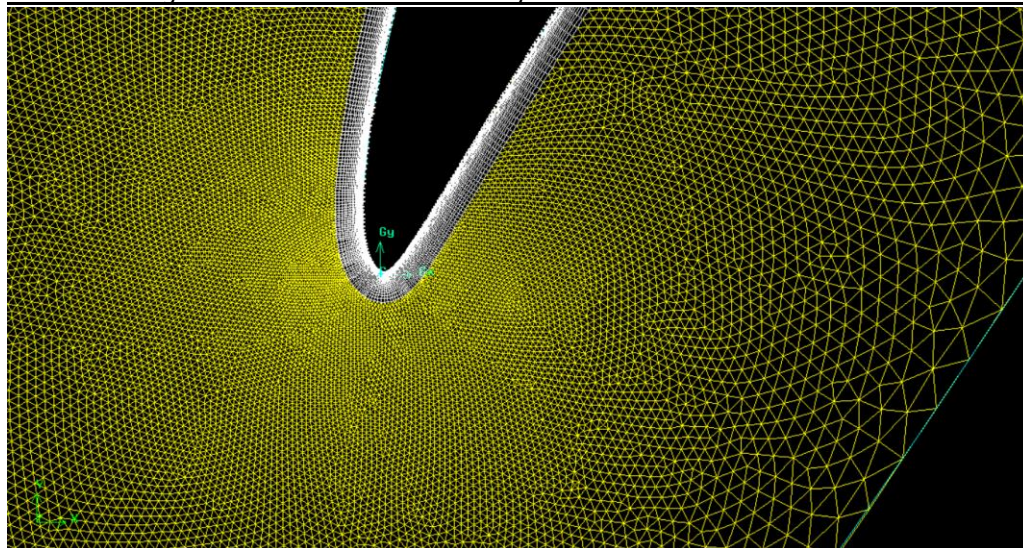
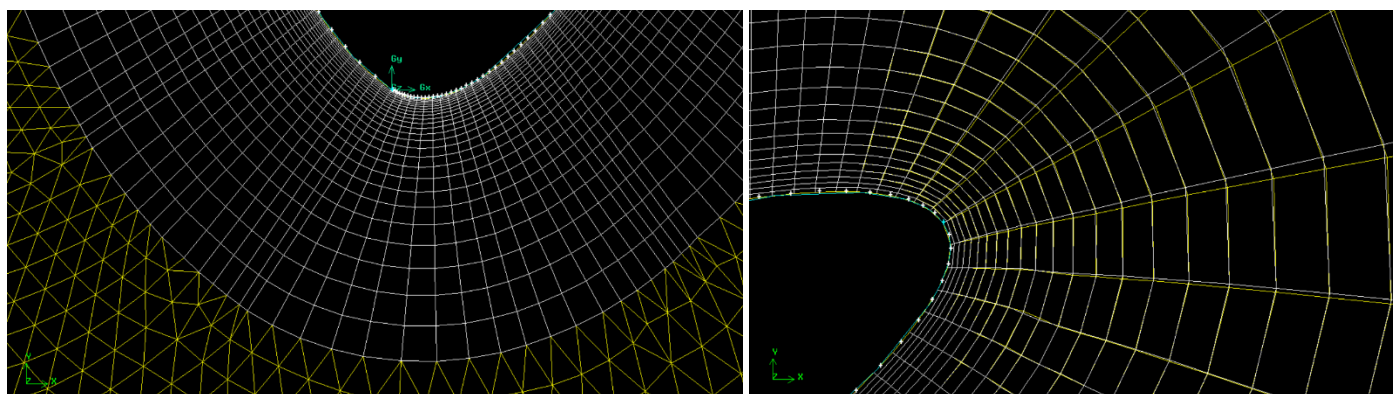


Figure 6: zoom LE. Di seguito zoom al BL su LE (sx) e TE (dx).



La mesh non è di perfetta fattura, ma sufficiente.

4 SIMULAZIONE

SIMULATORE FLUIDODINAMICO	ANSYS FLUENT 2020 R2
SOLUTORE	
REGIME	PERMANENTE, simulazione <i>STEADY</i>
EQUAZIONI FLOW FIELD	<i>RANS</i> , con <i>modello di turbolenza k-ω SST</i>
BCs	
Metodo di soluzione	
Schema	
ICs	
Residuals	CONTINUITY: 1e-5

	VELOCITY x: 1e-6 VELOCITY y: 1e-6 ENERGY: 1e-6 k: 1e-5 ω : 1e-6
Valori medi	

5 VALIDAZIONE

Il processo di validazione è un *must* per qualsiasi design di ottimizzazione a livello industriale o di ricerca accademica. Pertanto, si è deciso di implementare la validazione di MESH e SIMULAZIONE.

Ovviamente si necessità di risultati sperimentali (e.g. galleria del vento, ...) o dati in letteratura.

Il progetto non prevede prove sperimentali.

Tuttavia, anche in letteratura non si dispongono risultati che si allineano esattamente con le condizioni operative del progetto in esame.

A valle di un'estesa ricerca, i report accessibili che più si avvicinano alle attuali esigenze sono quelle di NACA [3]. In tali report, si condensano i risultati ottenuti a seguito di una campagna sperimentale sui profili della famiglia NACA 65 per lo studio delle performance in low speed per diverse combinazioni di:

- Solidità [0.5, 0.75, 1.0, 1.25, 1.5]
- Inlet air angle [30, 45, 60, 70] deg
- Geometria NACA 65 - ([0, 4, 8, 12, 15, 18, 21, 24, 27]) 10
- Re
- Altri parametri (e.g. porosità wall, LE roughness, etc per studio accuratezza prove sperimentali in galleria del vento).

Problema principale: lo studio è stato condotto in regime incomprimibile M_1 circa 0.0845 ($\ll 0.4$, comprimibile).

Nel progetto corrente si devono tenere in considerazione gli effetti legati alla comprimibilità.

Individuate tali problematiche, si decide di attuare la validazione procedendo come segue:

- 1) Si simula il profilo a $M_1=0.4$ nelle condizioni geometriche più vicine a quelle fornite da NACA. In particolare, avendo parametrizzato il canale palare appositamente per il profilo con *stagger angle* $\zeta=55^\circ$, si deve congelare ζ e testare il profilo variando l'*air inlet angle* β_1 . Tuttavia, nel report NACA le prove sono realizzate variando il calettamento. Quindi si individuano le 2 configurazioni sperimentali con angolo di calettamento più vicino possibile a 55° .
- 2) Si confrontano i risultati numerici in regime comprimibile con quelli sperimentali in regime incomprimibile. La validazione si potrà ritenere accettabile se il confronto tra i risultati rispecchia le aspettative provenienti dalla teoria delle schiere 2D. Le aspettative sono le seguenti:

a. picchi di C_p e velocità isentropica maggiori:

- i. $C_{p_{\max, \text{comp}}} > C_{p_{\max, \text{incomp}}}$
- ii. $Vi_{\text{scomp}} > Vi_{\text{sincomp}}$.

Secondo NACA *"the values and shape of the blade-surface-pressure distribution are important criteria for predicting the conditions of best operation at high Mach numbers. Velocity peaks occurring on either surface in low-speed tests would be accentuated at high speeds, and supersonic velocities with attendant shock losses would occur at relatively low entering Mach numbers"*[3]. Per considerare la comprimibilità e facendo riferimento alla nomenclatura NACA, il C_p è calcolato nella forma:

$$S = \frac{p_{\text{tot1}} - p_{\text{local}}}{p_{\text{tot1}} - p_1}$$

b. Separazione dello strato limite al SS e possibile separazione al PS

c. Transizione da moto laminare a turbolento precedente nel caso comprimibile rispetto al caso incompressibile.

"The extent of laminar boundary-layer flow which occurs on an airfoil surface is affected by Reynolds number, stream turbulence level, airfoil surface condition, and surface pressure gradient. Increases in Reynolds number, stream turbulence, and surface roughness would promote earlier transition" [3].

d. Range operativo inferiore nel caso compressibile poiché aumenta la velocità in ingresso. *"With high entering velocities, the section operating range would be reduced due to a more rapid increase of drag at angles of attack well above or below design"*, NACA [3].

L'analisi dei risultati è fatta nell'intorno del punto di design della schiera.

Considerando $\zeta=55^\circ$ fissato, i risultati sperimentali che più si accordano a questo vincolo sono quelli di NACA [3] nelle 2 configurazioni seguenti:

- 1)
 - a. Solidity $\sigma = 1$
 - b. Air inlet angle $\beta_1 = 60^\circ$
 - c. Incidence angle $\alpha_1 = 4.2^\circ$
 $\rightarrow \zeta = 55.8^\circ$
- 2)
 - a. Solidity $\sigma = 1$
 - b. Air inlet angle $\beta_1 = 70^\circ$
 - c. Incidence angle $\alpha_1 = [14.8, 15.2]^\circ$
 $\rightarrow \zeta = [55.2^\circ, 54.8^\circ]$

Le simulazioni numeriche sono scelte di conseguenza in modo da rispettare $\zeta=55^\circ$, β_1 e riprodurre α_1 :

- 1) Off design P1
 - a. Solidity $\sigma = 1$
 - b. Air inlet angle $\beta_1 = 60^\circ$
 - c. Incidence angle $\alpha_1 = 5^\circ$
- 2) Off design P2
 - a. Solidity $\sigma = 1$
 - b. Air inlet angle $\beta_1 = 70^\circ$
 - c. Incidence angle $\alpha_1 = 15^\circ$

Infatti, per costruzione: $\alpha_1 = \beta_1 - \zeta$

Nomenclatura relativa ad angoli e velocità:

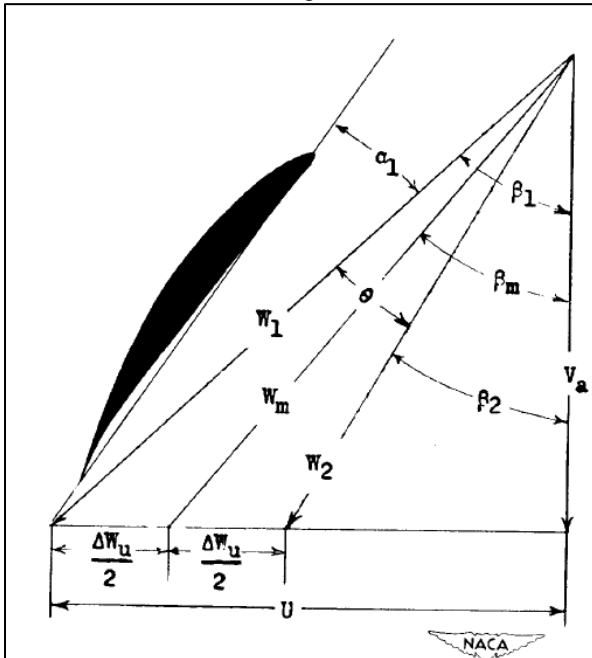


Figure 7: W =velocità, α_1 =incidence angle, β_1 =air angle [3]

Attenzione: nella relazione del progetto l'angolo di deflessione θ è indicato con ε :

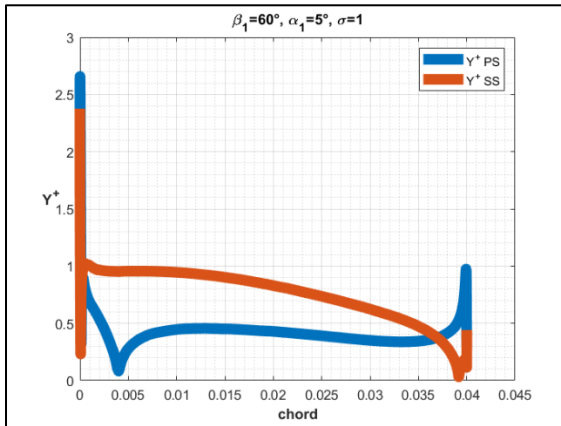
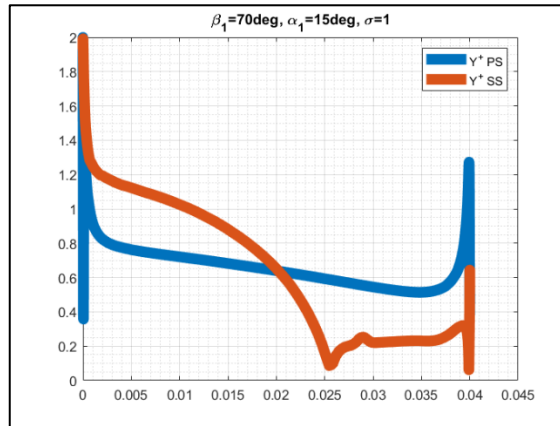
$$\bar{\varepsilon} = \beta_1 - \bar{\beta}_2$$

Sperimentalmente – nel report NACA - ε è stato misurato a $(1 \div 3 \cdot \text{chord})$ a valle del TE, a seconda di α_1 . Non sono forniti dati ulteriori, per cui si decide di calcolare numericamente $\bar{\varepsilon}$ e \bar{Y}_p alla quota $(1.5 \cdot \text{chord})$ downstream al TE.

Si deve quindi valutare il comportamento qualitativo delle soluzioni trovate.

RISULTATI VALIDAZIONE Y^+

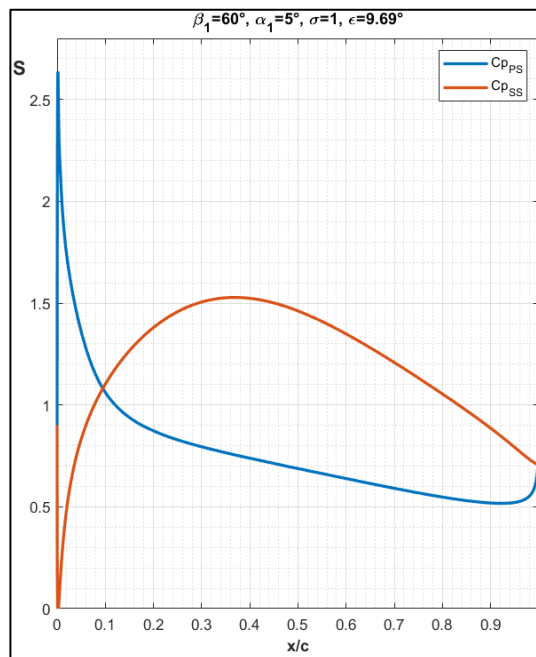
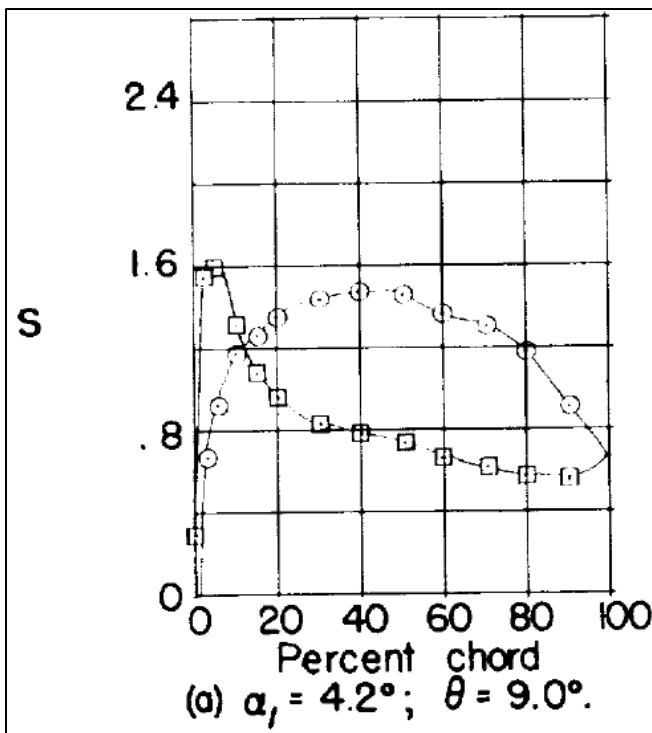
Come si vede dai plot (figure 8, 9), si ottiene $y^+ < 5$ lungo tutto il wall del profilo. È vero che si raggiungono picchi di $y^+ = 2.7$ e non si riesce a mantenere $y^+ < 1$ su tutta la pala, tuttavia l'obiettivo si può ritenere raggiunto. Fondamentale è non avere y^+ nella zona di transizione, ovvero $5 < y^+ < 30$.

Figure 8: Prova A - andamento di y^+ lungo la corda su PS e SSFigure 9: Prova B - andamento di y^+ lungo la corda su PS e SS C_p, ε

Si confrontano i C_p . Si ricorda che le condizioni differiscono in termini di:

- 1) air inlet Mach M_1
- 2) incidence angle α_1 ,

pertanto, si osserva il comportamento qualitativo e quantitativo senza sovrapporre i grafici.

Off Design P1 – blade surface pressure distribution and characteristics for $\zeta=55^\circ$, $\beta_1=60^\circ$, $\sigma=1$ 

Confrontando i plot si può dire:

- ii) L'andamento qualitativo a bassi angoli di incidenza è quello aspettato: curve che si intersecano, condizioni che si avvicinano a choke limited
- iii) I picchi nel caso comprimibile sono maggiori.
- iv) Le aree sottese sono globalmente simili: il carico palare è circa lo stesso e l'angolo di deflessione ε differisce di soli 0.69° .

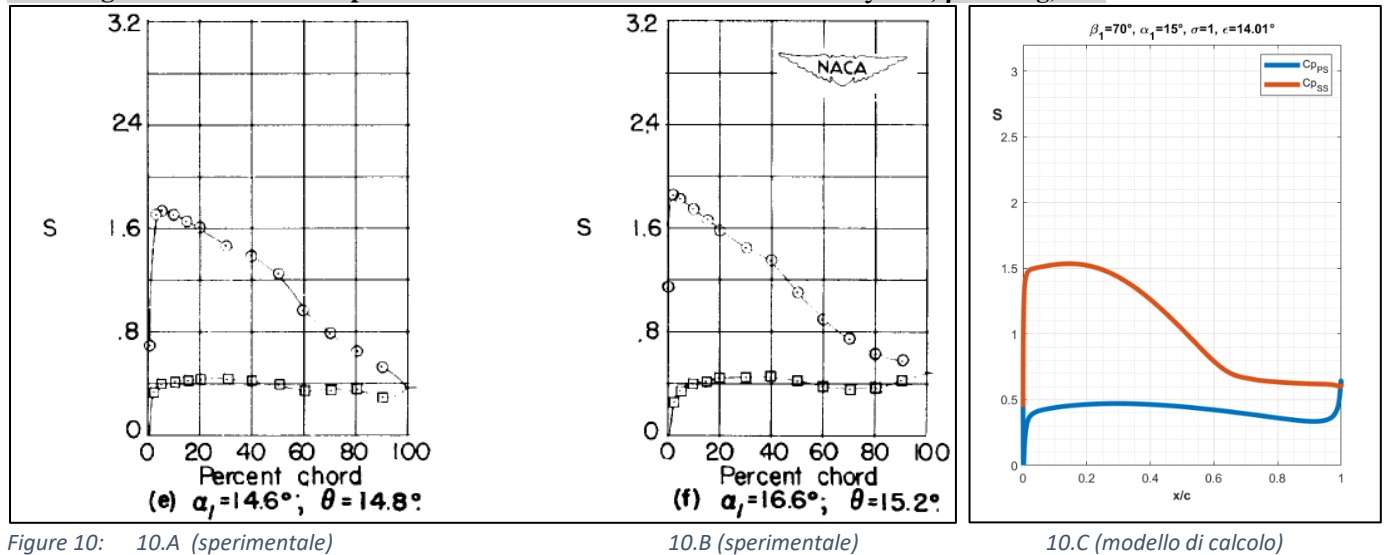
Off Design P2 – blade surface pressure distribution and characteristics for $\zeta=55^\circ$, $\beta_1=70\text{deg}$, $\sigma=1$ 

Figure 10: 10.A (sperimentale)

10.B (sperimentale)

10.C (modello di calcolo)

Confrontando i plot in figure:

- Ci si aspetta un picco più elevato di S nel caso comprimibile (10.C). Necessarie ulteriori investigazioni.
- L'andamento qualitativo del grafico è in linea con le aspettative. Nel caso incomprimibile (10.A, 10.B) la forma di S indica una diffusione costante – seppur accentuata – lungo tutto il profilo. La schiera sta lavorando intorno alla condizione limite di max deflessione ϵ .
 In condizioni geometriche molto simili ($\alpha_1=15^\circ$) e aumentando il Mach ($M_1=0.4$), il profilo di S ha l'andamento riportato in Figure 10.C. Tale andamento è secondo aspettative in quanto all'aumentare dell'air inlet Mach, il range operativo della schiera si riduce, lo stallo si verifica ad angoli di incidenza inferiori.
 Infatti, si osserva una zona piatta in coda sul SS: questa indica la separazione di strato limite.
 Tali risultati sono in accordo anche con:
 - deflessione $\bar{\epsilon}_C=14.01^\circ$, inferiore a quella nel caso incomprimibile ($\bar{\epsilon}_A=14.8^\circ$, $\bar{\epsilon}_B=15.2^\circ$), e
 - $\bar{Y}_P = 6.82\%$ ($> 5\%$ indice di una condizione operativa non ottimale. Risultato sperimentale non disponibile.)
- La transizione da regime laminare a turbolento avviene prima in regime comprimibile.

I risultati ottenuti sono quelli aspettati almeno qualitativamente, sia rispetto al coefficiente di pressione $S=S(x/c)$ per la validazione locale, sia rispetto $\epsilon=\epsilon(\alpha_1)$ per la validazione globale.

Pertanto, la validazione di mesh e simulazione si può ritenere accettata, nonostante alcune inaccuratezze di calcolo.

6 FORMULAZIONE DEL PROBLEMA DI OTTIMIZZAZIONE

Si definisce direttamente la formulazione del problema distorto, con trattazione dei vincoli attraverso parametri e funzioni di penalità:

7 RESULTS

Si presentano alcuni plot ottenuti durante l'ottimizzazione e nel post processing.

A) CONVERGENCE AND DIVERSITY

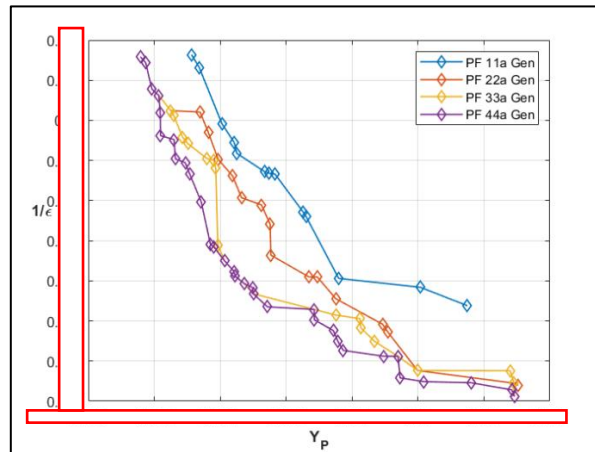


Figure 11: Pareto Front evolution at every 11 Generations

Nella figure 11 sono plottati i PF ogni 11 Generazioni. Il PF alla 1ª Gen corrisponde ad un punto, coincidente alla Baseline. La forma e lo spostamento del PF sono quelli aspettati nel problema *min-min*.

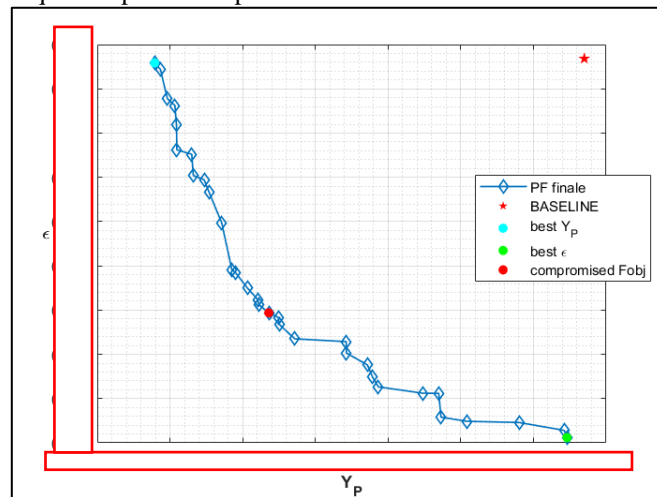


Figure 12: ESTIMATED PARETO-OPTIMA

In figure 12 si riporta il PF stimato globale, di interesse. Le soluzioni sono distribuite sufficientemente spaziate tra loro, eccetto qualche zona di cluster a causa dei vincoli del problema: la diversità si può ritenere soddisfacente.

B) DECISION MAKING

In assenza di requisiti sulla scelta della soluzione migliore, si implementa il *knee-point method*:

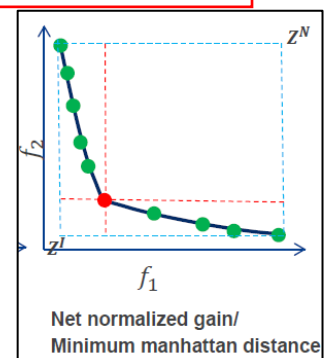
Si individuano così le Solutions Of Interest (SOI):

- *best Y_P*,
- *best epsilon*,
- *compromised Fobj*.

➔ **SOLUZIONE FINALE ASSUNTA:** *compromised Fobj* (Figure 12).

Figure 13: Knee-point Method.

Z^I = ideal point, Z^N = nadir point



C) PERFORMANCE ASSESTMENT: HYPERVOLUME

Come noto, l'*hypervolume* fornisce indicazioni concrete se comparato con i risultati ottenuti da altri algoritmi sullo stesso problema di ottimizzazione. Tuttavia, in questo progetto si sfrutta per valutare se il PF stimato sia effettivamente quello reale.



Reference Point = (in the objective space)

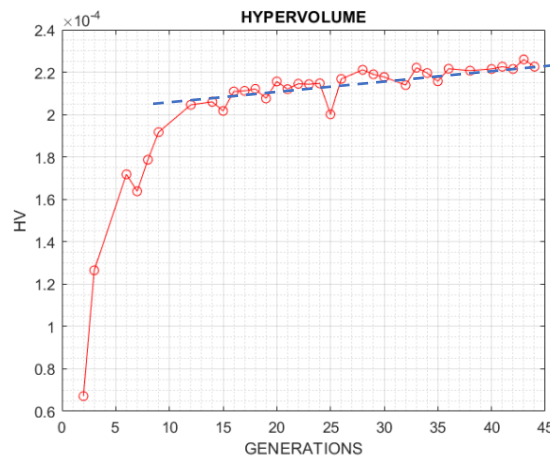


Figure 15

Come si vede in Figure 15, l'Hypervolume presenta un andamento con un certo rate di crescita (dashed line). Questo porta a dover affermare con buona confidenza che il PF stimato non sia ancora quello reale: è necessario aumentare il n° delle generazioni (>44) in modo che la pendenza di HV risulti orizzontale.

Il risultato ottenuto in realtà è come da aspettative: in generale si devono sempre implementare almeno 50 generazioni. Tuttavia, si è scelto di ridurre leggermente il numero di generazioni minime per esigenze di tempo (6 generazioni → tempo reale di calcolo = 1giorno, 2.30GHz i5 8300H 7/8 threads, RAM 16 GB).

8 OPTIMUM SOLUTION AND PERFORMANCE

Poligoni di Bezier di optimum

SS optimum			PS optimum		

Performance

BASELINE		OPTIMUM		
Y _P		Y _P		+13.77% (IN MODULO)
ε		ε		+8.75%

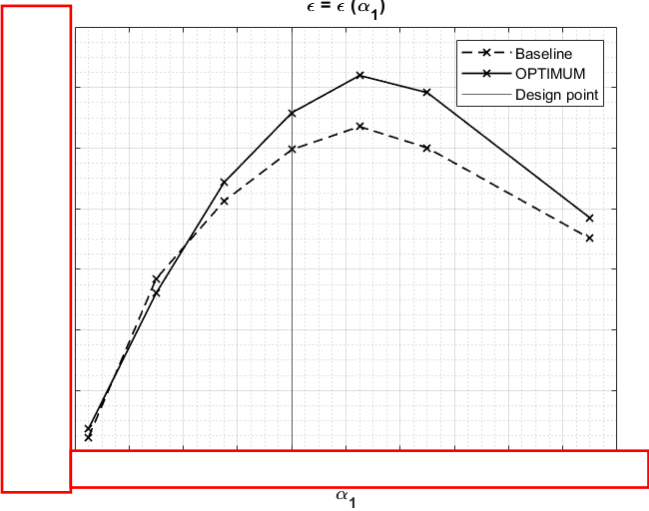


Figure 18

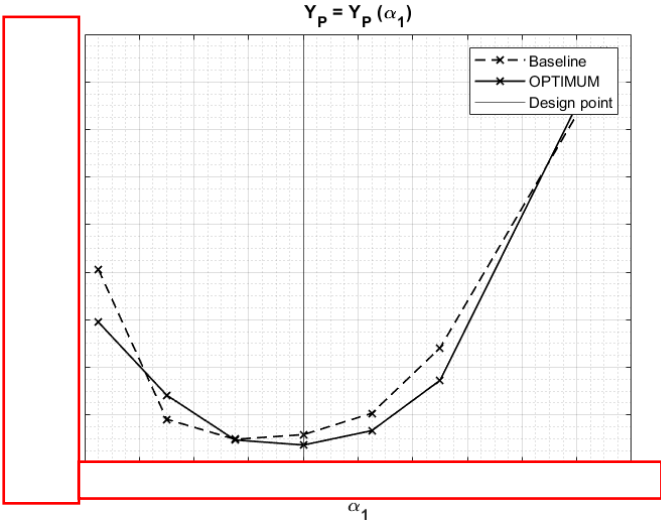


Figure 17

9 ANALISI DEI RISULTATI

10 CONCLUSIONI

A valle dell'analisi fatta, la soluzione trovata si può ritenere soddisfacente. Sono state migliorate le performance ON DESIGN, e inoltre si è ottenuto un miglioramento delle prestazioni OFF DESIGN.

È vero che sono state introdotte approssimazioni. Nel caso di ulteriori indagini, si ritiene necessario:

- **Aggiornare la parametrizzazione**, permettendo a LE e TE di traslare nella coordinata circonferenziale e/o dare maggiore libertà all'angolo costruttivo in uscita, sempre garantendo rotondità.
- Implementare il processo di **validazione con prove sperimentali**, se possibile. In particolare, **valutare gli effetti legati a λ^* , θ^*** .
- Mesh non particolarmente densa, ma ritenuta accettabile nel caso in esame.
- Raffinare il modello di simulazione (pressure based \rightarrow density based, ottenere info di maggior livello su *turbulent intensity*, ecc)
- **Aumentare il n°Generazioni nel loop di ottimizzazione**
- **Implementare vincoli strutturali** (e.g. su *thickness*, stati tensionali, carichi dinamici) ottenuti da design strutturale. Si vuole evitare di ottenere forme palari eccessivamente sottili o con carenti proprietà strutturali.

REFERENCE

- 1 <https://ansyshelp.ansys.com> - 37.3.1. Choosing the Pressure-Velocity Coupling Method
- 2 <https://ansyshelp.ansys.com> - 30.3.1. Computing Surface Integrals
- 3 National Advisory Committee for Aeronautics – NACA Technical Note 3916 – Systematic two-dimensional cascade tests of NACA 65-series compressor blades at low speeds – Herrig, Emery, Erwin
- 4 Numerical Investigation of the Flow in Tandem Compressor Cascade, G. C. Falla