

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:

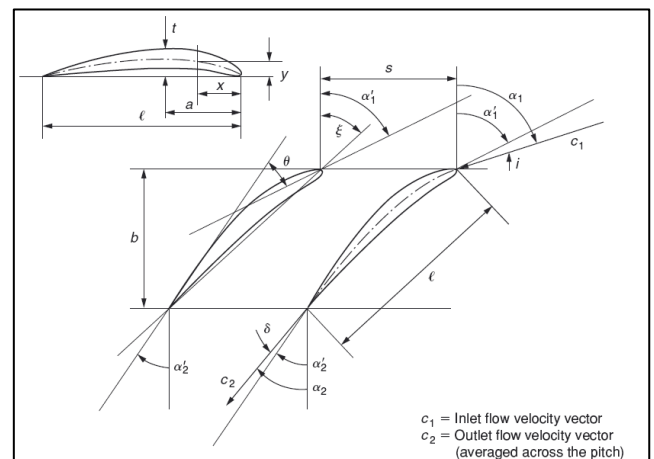
- MATLAB per implementazione algoritmo di ottimizzazione genetico multi-obiettivo
- GAMBIT per parametrizzazione e mesh
- FLUENT simulatore fluidodinamico nel modello di calcolo.

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 $p_{tot1} = \boxed{}$ Pa
- Air outlet static pressure $p_2 = \boxed{}$ Pa
- Air total temperature $T_{tot1} = T_{tot2} = \boxed{}$ 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:

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

s.t.

Formulazione ricostruzione PS:

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

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 $m = \text{☐$ individui per popolazione - in seguito ad analisi di sensitività sulla ricostruzione del SS (risultato fondamentale, usato poi anche nell'ottimizzazione)

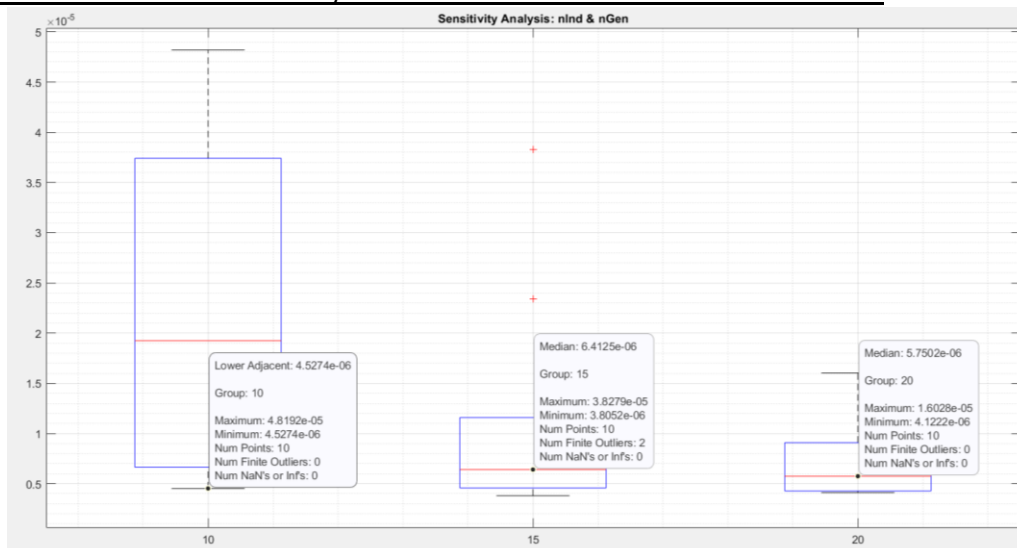


Figure 2: Confronto tra i risultati statistici ottenuti con 10, 15, 20 individui per popolazione a parità di generazioni (10 trials, $nVar = 1$).

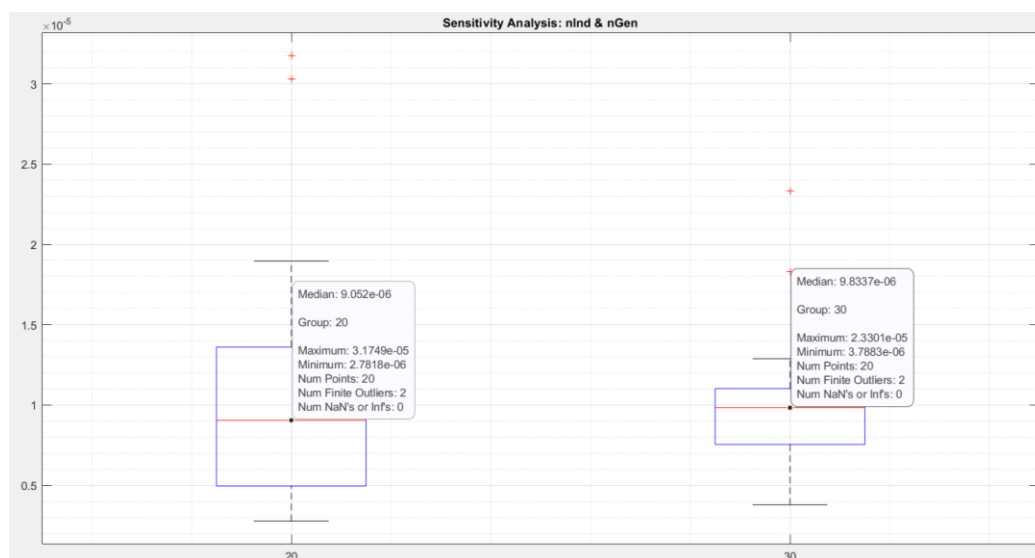


Figure 3: Confronto tra i risultati statistici ottenuti con 20, 30 individui per popolazione a parità di generazioni (20 trials, $nVar = 1$).

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

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).

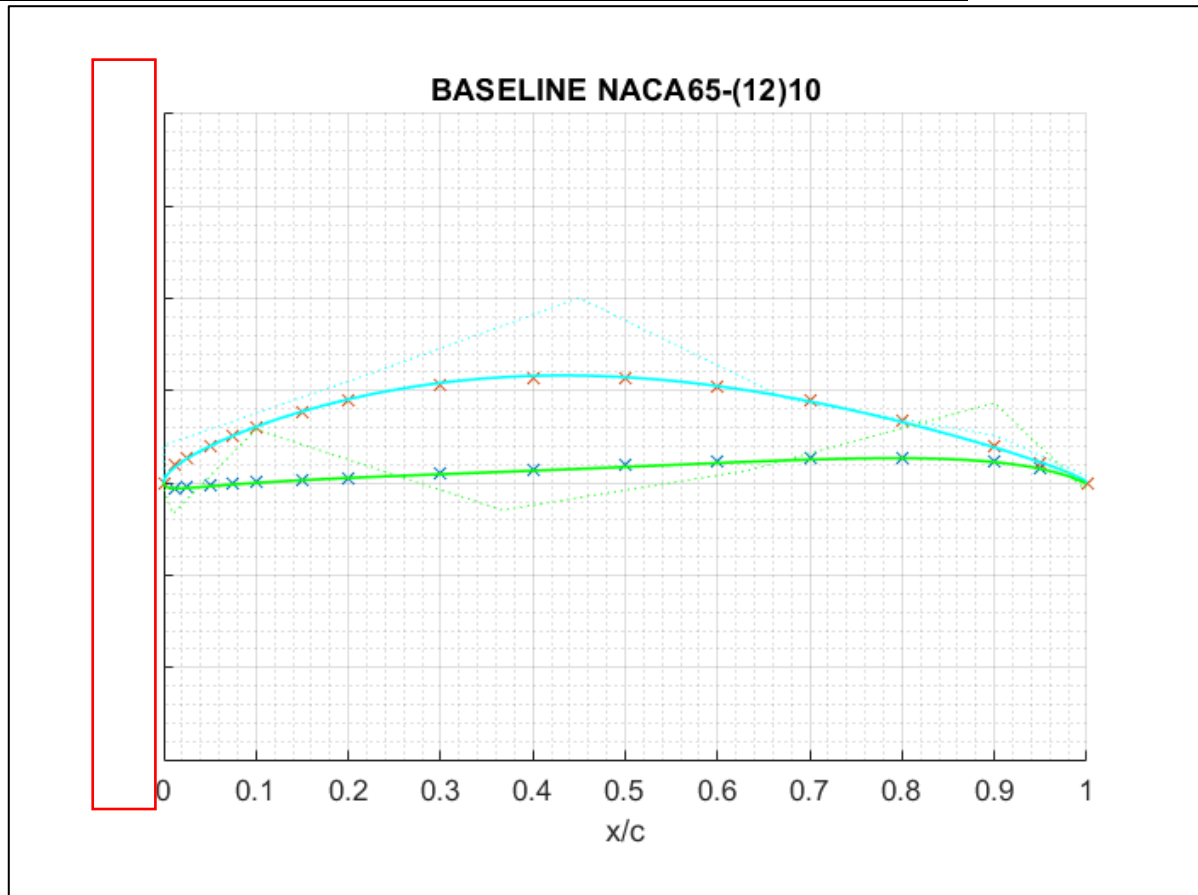


Figure 4

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).

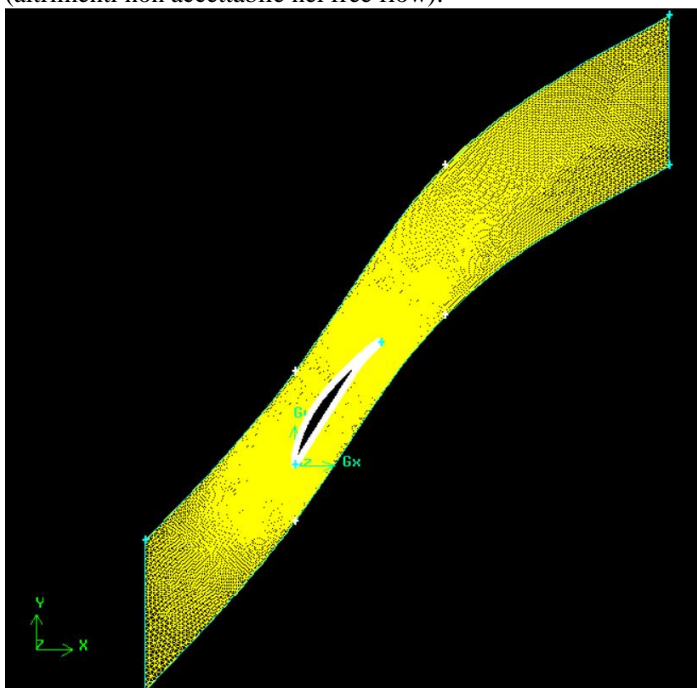


Figure 5: geometria meshata del problema. cells.

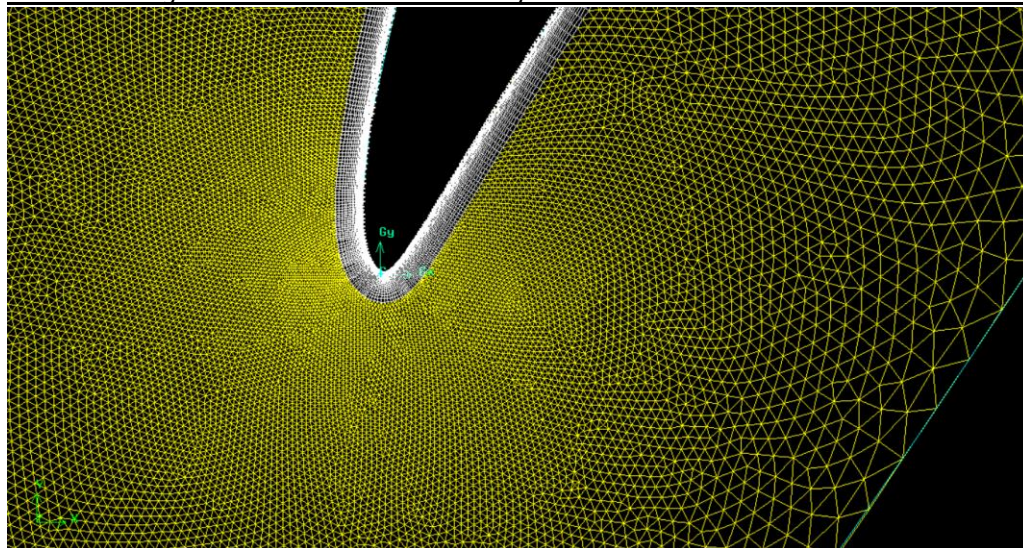
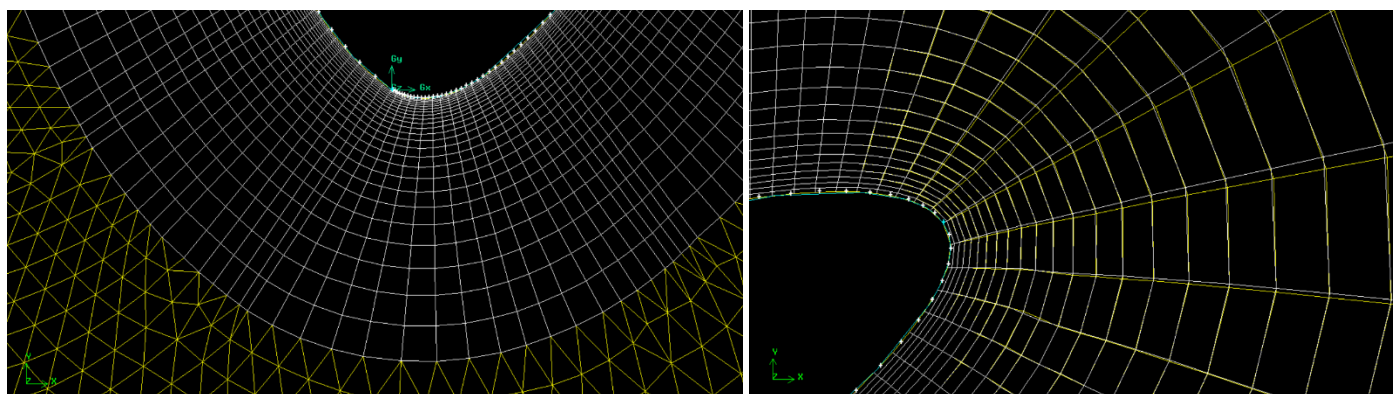


Figure 6: zoom LE. Di seguito zoom al BL su LE (sx) e TE (dx).



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

6 FORMULAZIONE DEL PROBLEMA DI OTTIMIZZAZIONE

7 RESULTS

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

A) CONVERGENCE AND DIVERSITY

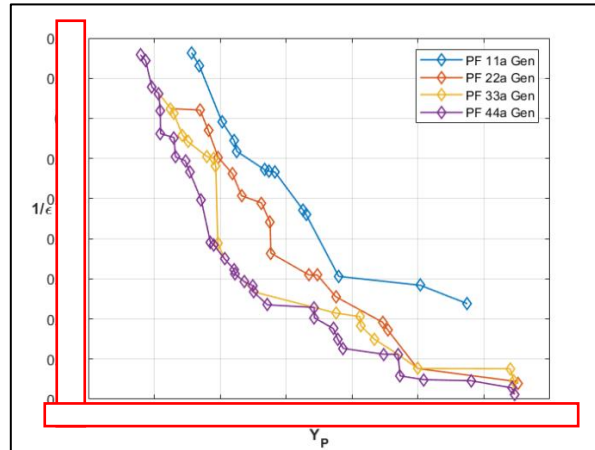


Figure 7: Pareto Front evolution at every 11 Generations

Nella figure11 sono plottati i PF ogni 11 Generazioni. Il PF alla 1^Gen corrisponde ad un punto, coincidente alla Baseline. La forma e lo spostamento del PF sono quelli aspettati nel problema *min-min*.

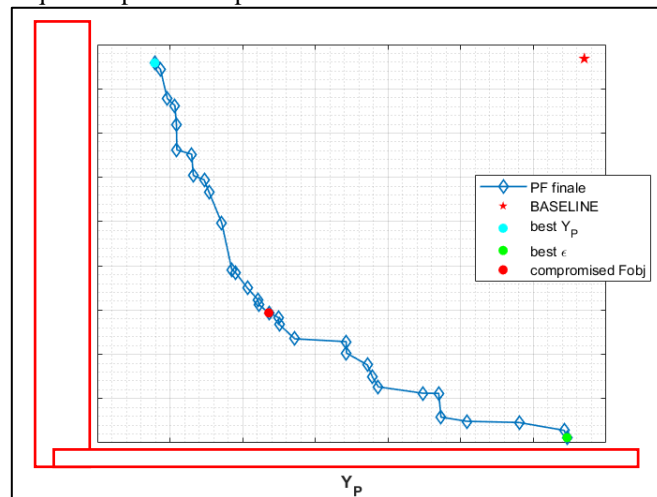


Figure 8: ESTIMATED PARETO-OPTIMA

B) DECISION MAKING

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

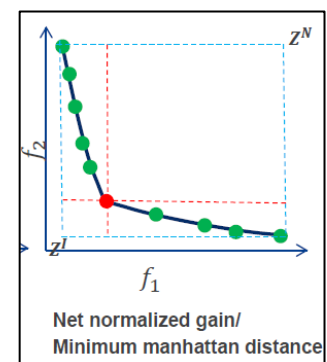
Si individuano così le Solutions Of Interest (SOI):

- *best Y_p*,
- *best ϵ* ,
- *compromised Fobj*.

➔ **SOLUZIONE FINALE ASSUNTA:** *compromised Fobj* (Figure11).

Figure 9: Knee-point Method.

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



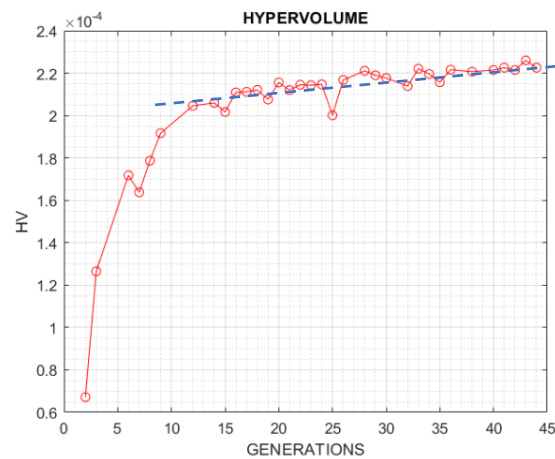
C) PERFORMANCE ASSESTMENT: HYPERVOLUME

Figure 10

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 = 1 giorno, 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%

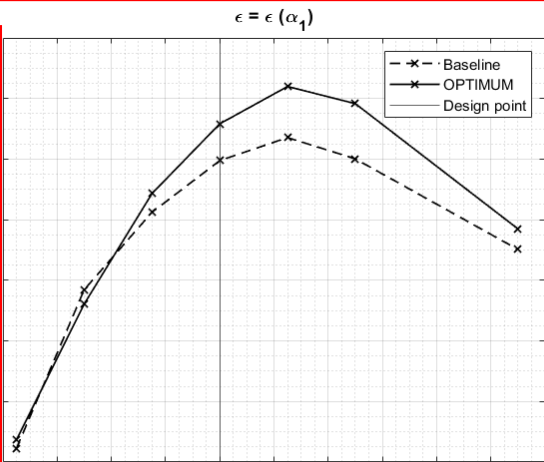


Figure 12

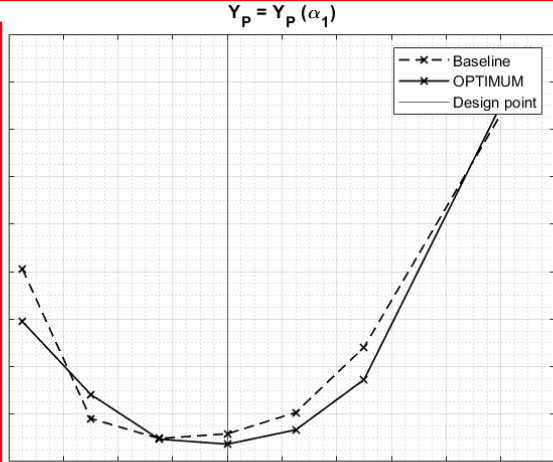


Figure 11

9 ANALISI DEI RISULTATI

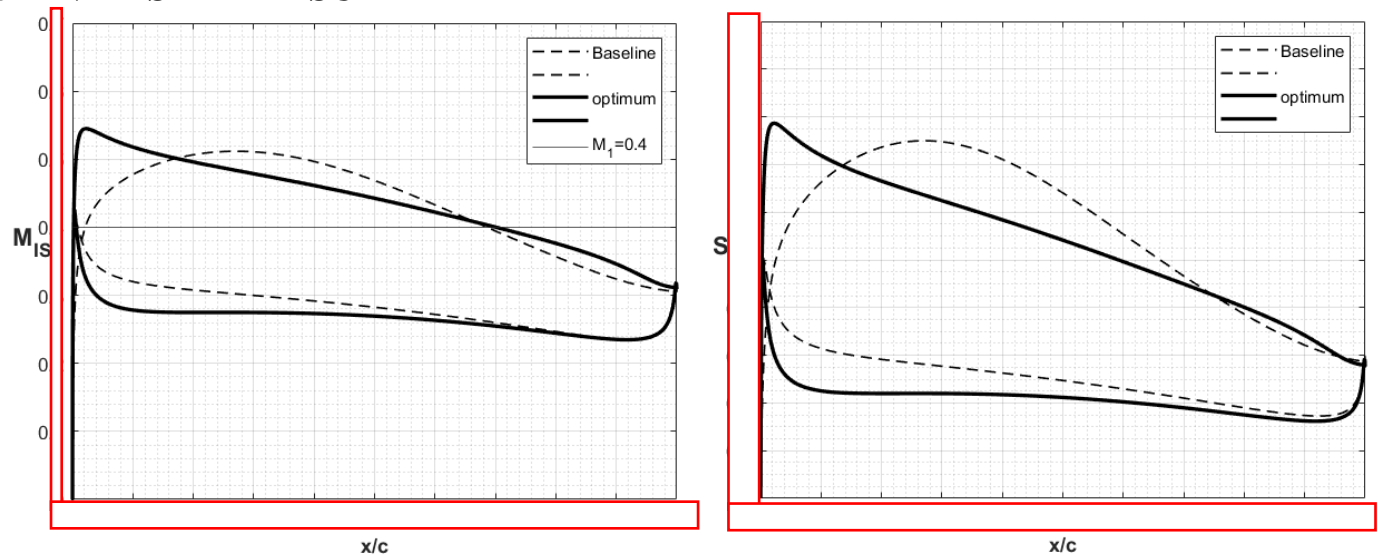


Figure 13:

19.A

19.B

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.

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