

Università degli Studi di Padova

FACOLTÀ DI INGEGNERIA INDUSTRIALE
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

TESI DI LAUREA MAGISTRALE

Ottimizzazione aerodinamica di profili supersonici a geometria variabile

Candidato:

Giordano Vettoretti

Matricola 1154414

Relatore:

Ernesto Benini

Correlatore:

Andrea Magrini

Ad augusta per angusta

Sommario

Il seguente lavoro concerne l'implementazione del processo di ottimizzazione di un profilo aerodinamico di una schiera di pale per turbomacchine in condizioni di velocità relativa superiore alla velocità del suono per porzioni di pala vicino all'estremità. Si vedranno, oltre a cenni del modello teorico già validato, la sua implementazione nella procedura per l'ottimizzazione del profilo a determinate condizioni al contorno. Verranno quindi descritte diverse tipologie di modellazione ottimizzata per ricavarne una metrica di deformazione. Infine saranno introdotte delle metodologie per la realizzazione pratica del *morphing*, per passare dalla geometria di partenza a quella del profilo ottimizzato, a partire dalla verifica di fattibilità di deformazione voluta, per arrivare ad ipotizzare un attuatore pratico che possa raggiungere lo scopo suddetto.

Indice

Sommario	3
1 Geometrie variabili nei velivoli e nelle turbomacchine	15
1.1 Storia e applicazioni	15
2 Teoria aerodinamica tra flussi e profili	23
2.1 Onde d'urto	23
2.2 Interazione tra flussi e schiere	30
2.2.1 Schiere transoniche nelle turbomacchine	33
2.2.2 Profili <i>S-Shape</i>	36
2.3 Parametri delle schiere deceleranti	39
2.4 Condizione di Unique Incidence	41
2.5 Condizione di Spill Point	44
3 Processo di ottimizzazione	47
3.1 Procedura ed implementazione	47
3.1.1 Generazione dei profili e Mesh	49
3.1.2 Loop di Ottimizzazione	52
3.1.3 Funzioni Obiettivo	55
4 Analisi dei risultati	59
4.1 Ottimizzazione per Mach 1.3	61
4.2 Ottimizzazione per Mach 1.45	72
4.3 Ottimizzazione per Mach 1.58	81
4.3.1 Valutazioni	85

5 Geometria Variabile per i profili aerodinamici	89
5.1 Concetto di Morphing: studi e applicazioni	89
5.2 Deformazione profili per turbomacchine	95
Conclusioni	101
Bibliografia	102

Elenco delle figure

1.1	Bell X-5	16
1.2	Panavia Tornado	16
1.3	Drs aperto sulla Ferrari SF71H del 2018	17
1.4	Funzionamento Turbocompressore a geometria variabile.	18
1.5	Turbocompressore a geometria variabile aperto	18
1.6	Rappresentazione IGV	19
1.7	GE90-115 Inlet Guide Vanes mobili	19
1.8	X-53, progetto Active Aeroelastic Wing	20
1.9	FlexFoil Compliant Control Surfaces.	21
2.1	Schema base di un onda d'urto normale	24
2.2	Schema base di un onda d'urto obliqua	25
2.3	Rappresentazione grafica del $\theta-\beta$ -Mach	27
2.4	Onde d'urto su velivoli in condizioni di velocità transonica. Si nota che l'inclinazione delle onde frontali non è molto accentuata a causa della poca "supersonicità" della velocità.	27
2.5	Onde di Prandtl-Meyer	28
2.6	Condizione A	31
2.7	Condizione B	32
2.8	Condizione C	32
2.9	Schiera supersonica a impulso	34
2.10	Schiera supersonica a reazione ad alto grado di deviazione	34
2.11	Schiera supersonica a reazione a basso grado di deviazione	35
2.12	Profilo ARL SL-19, originale sopra e scalato lungo la direzione verticale sotto	36
2.13	Onda di bow shock attorno a un proiettile	37

2.14	Schema schiera di profili S-shape investiti da un flusso supersonico	38
2.15	Condizione di componente assiale subsonica	41
2.16	Tipologie di incidenza: dall'alto al basso, nulla, negativa, positiva	42
2.17	Unique Incidence per una schiera rotorica decelerante.	43
2.18	Spill point in una schiera decelerante. Sinistra: condizione stabile. Destra: profilo prossimo allo stallo	45
3.1	Geometria profili da ambiente matlab	49
3.2	Upper e Lower boundaries per le decvar sulla linea media del profilo della baseline.	50
3.3	Mesh completa. Verde: dominio esterno, Bianco: dominio intorno al profilo . .	51
3.4	Schema a blocchi globale del processo di ottimizzazione	52
3.5	Schema a blocchi per condizione di Unique Incidence.	56
3.6	Schema a blocchi per la ricerca della pressione massima da Unique Incidence (limite di Spill point)	57
4.1	Grafico funzioni obiettivo normalizzate per flusso a Mach 1.3.	61
4.2	Fronti di pareto Iniziale (blu) e Finale (rosso), in distribuzione di punti e linee di fronte.	62
4.3	BestC vs Baseline 1.3	63
4.4	Baseline a Mach 1.3 in condizioni di spill point	64
4.5	Profilo con miglior rapporto di compressione in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)	64
4.6	BestP vs Baseline 1.3	66
4.7	Baseline a Mach 1.3 in condizioni di spill point	67
4.8	Profilo con miglior coefficiente di perdita in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)	68
4.9	BestCOM vs Baseline 1.3	69
4.10	Baseline a Mach 1.3 in condizioni di spill point	70
4.11	Profilo di miglior compromesso tra coefficiente di perdita e rapporto di com- pressione in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)	70
4.12	Geometrie dei Profili a confronto (scalate in ordinata)	71
4.13	Grafico funzioni obiettivo normalizzate per flusso a Mach 1.45.	72

4.14	Fronti di pareto Iniziale (blu) e Finale (rosso), in distribuzione di punti e linee di fronte.	73
4.15	BestC vs Baseline 1.45	73
4.16	Baseline a Mach 1.45 in condizioni di spill point	74
4.17	Profilo con miglior rapporto di compressione in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)	74
4.18	BestP vs Baseline 1.45	76
4.19	Baseline a Mach 1.45 in condizioni di spill point	77
4.20	Profilo con miglior coefficiente di perdita in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)	77
4.21	BestCOM vs Baseline 1.45	78
4.22	Baseline a Mach 1.45 in condizioni di spill point	79
4.23	Profilo di miglior compromesso in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)	79
4.24	Geometrie dei Profili a confronto (scalate in ordinata)	80
4.25	Grafico funzioni obiettivo normalizzate.	81
4.26	Fronti di pareto Iniziale (blu) e Finale (rosso), in distribuzione di punti e linee di fronte.	82
4.27	Geometrie dei Profili a confronto (scalate in ordinata)	82
4.28	BestP vs Baseline 1.58	83
4.29	Baseline a Mach 1.58 in condizioni di spill point	84
4.30	Profilo con miglior coefficiente di perdita in Unique incidence (destra) e spill point (sinistra)	84
4.31	Tutti i profili BestP a confronto.	86
4.32	Fronti normalizzati delle diverse simulazioni a confronto	88
5.1	90
5.2	91
5.3	Strutturale chirale e applicazione a un profilo aerodinamico.	92
5.4	Profilo NACA 4415 con applicazione di attuatori MFC	94
5.5	94
5.6	Particolare delle deformazioni del pressure e suction side	94

5.7	Rappresentazione grafica della pala. Destra: tre viste più vista prospettica renderizzata. Sinistra: render della zona variabile della pala con lo scheletro dei perni attuatori.	96
5.8	Vista blade to blade della sezione anteriore del profilo.	97
5.9	Schema a blocchi ottimizzazione profili più meccanismo	98

Elenco delle tabelle

4.1	Ipotesi	60
4.2	Tabella grandezze dei profili a confronto a Mach 1.3	71
4.3	Tabella grandezze dei profili a confronto per Mach 1.45	80
4.4	Tabella grandezze dei profili a confronto per Mach 1.58	83

Introduzione

La storia dell'aviazione è costellata fin dal suo principio da grandi progressi tecnologici concomitanti con il superamento progressivo di ostacoli prestazionali. Ciò ha portato alla definizione di diverse ere dell'aviazione. La prima di queste è stata quella del motore a pistoni: la ricerca di qualità superiori, fino al periodo antecedente al secondo conflitto mondiale, si è basata prettamente sull'incremento delle potenze dei motori e sulla maggior qualità dei materiali utilizzati per migliorare il rapporto potenza/peso del sistema propulsivo e della struttura complessiva del mezzo. Lo studio di soluzioni aerodinamiche migliorate ha cominciato ad affermarsi come branca fondamentale per l'aeronautica a partire dall'inizio degli anni venti del novecento. Il periodo bellico imminente inoltre portò alla ricerca di prestazioni sempre migliori, le quali andavano a infrangersi contro il primo grosso ostacolo per i velivoli in termini aerodinamici: la barriera del suono. Ovviamente per la concezione del motore ad elica all'aumento delle potenze, quindi delle velocità, si accompagnarono aumenti di resistenza aerodinamica e fenomeni di onde d'urto in particolar modo sull'organo addetto alla propulsione, cioè l'elica stessa, deficitando le prestazioni del velivolo. Una prima risposta a tali problematiche è arrivata con il passo successivo che ha rivoluzionato la storia aeronautica: il motore a reazione. Si è arrivati così a un campo totalmente nuovo e con margini di miglioramento nettamente superiori a prima, naturalmente con tutte le problematiche connesse al caso. Il campo dell'aerodinamica quindi è diventato il corpo centrale della progettazione di un velivolo, perchè non più rilegata al solo campo fluido esterno, ma interconnessa tra flussi interno ed esterno al sistema propulsivo. L'incremento delle velocità, di volo e di flusso interno della macchina, ha fatto sì che fossero affrontati diversi fenomeni di interazione tra profili delle schiere e fluido, in particolare in presenza di onde d'urto e condizioni di flusso compressibile. Per permettere quindi che il sistema potesse lavorare ottimamente anche in tali situazioni, i progettisti aeronautici hanno dovuto studiare configurazioni particolari da applicare ai profili delle turbomacchine, in modo specifico per la sezione anteriore del compressore o del fan. In tal modo è stato possibile aumentare le caratteristiche principali della macchina. Di fatto, questi studi hanno portato a definire un certo range di condizioni per la quale la macchina possa adempiere al proprio scopo ottimamente, e conseguentemente fuori progetto, tali situazioni di lavoro favorevoli tendono a venir meno. Per cercare quindi una sorta di flessibilità operativa è necessario che tali profili aerodinamici possano in qualche modo avere una certa deformabilità, tale da poter modificare il proprio assetto in

base alle condizioni al contorno o alle richieste prestazionali. Il concetto ripercorre in un certo senso la teoria delle ali a geometria variabile con le dovute differenze: se in un'ala, la modifica dell'angolo di freccia (come nel vecchio Grumman F-14) o l'alterazione della sezione alare (per prototipi più moderni) è più fattibile in termini di posizionamento e grandezza dei sistemi coinvolti, per un profilo aerodinamico di una turbomacchina, a maggior ragione supersonico, le grandezze in gioco sono di gran lunga inferiori e i possibili meccanismi di *morphing* sono di più difficile realizzazione e comprensione. La sfida quindi è legata alla ricerca della condizione ottimale del profilo studiato e alla complessità intrinseca di trovare un meccanismo, ove possibile, da porre all'interno di un sistema rotante ad alta velocità investito da una corrente fluida in condizioni supersoniche quale può essere il fan di un turbofan.

Capitolo 1

Geometrie variabili nei velivoli e nelle turbomacchine

1.1 Storia e applicazioni

In ambito aeronautico i primi sistemi di geometria variabile sono stati realizzati principalmente per le superfici alari. Le ali a geometria variabile sono state la prima soluzione che permettesse di avere prestazioni migliori per più condizioni di volo. Il range di massime prestazioni poteva essere quindi aumentato in base alle richieste operative del momento. Tale sistema ha trovato applicazione esclusivamente per velivoli militari, in quanto erano necessarie prestazioni massime in differenti condizioni operative, mentre per aerei civili non vi era tale necessità, in quanto fondamentalmente si tende a migliorare le prestazioni in volo di crociera. I primi dispositivi in tal senso nacquero già verso la fine del secondo conflitto mondiale con il Messerschmitt P.1101, rimasto allo stadio progettuale. Il primo velivolo costruito fu il Bell X-5, capace di modificare la geometria in volo delle ali. Per questi mezzi, e per quasi tutti gli aerei venuti in seguito, la modifica della geometria è sempre stata relativa alla rotazione dell'ala, per passare da una condizione di ala normale ad una configurazione a freccia più o meno pronunciata. Si poteva così avere elevata manovrabilità nel primo caso e maggiori prestazioni velocistiche e di autonomia nel secondo.



Figura 1.1: Bell X-5



Figura 1.2: Panavia Tornado

Volendo fare un veloce paragone in ambiente automobilistico, nella Formula 1, in base al circuito da affrontare, gli ingegneri di pista hanno sempre dovuto fare i conti con la ricerca di un compromesso tra aderenza e velocità di punta. Circuiti particolarmente tortuosi richiedevano carichi aerodinamici più elevati per mantenere un grip elevato, a scapito delle doti velocistiche. Questo incideva anche sui consumi delle gomme e di conseguenza sulla strategia in gara. Dal 2011 è stato introdotto il DRS(Drag Reduction System), un esempio lampante dei vantaggi di una semplice geometria variabile; un ala mobile installata sull'alettone posteriore che riduce la resistenza aerodinamica durante i rettilinei e che una volta chiusa ristabilisce il carico per mantenere il grip nelle curve. La minore resistenza garantisce un allungo di diversi km/h in più, e la mobilità permette di riavere l'aderenza necessaria ad affrontare le curve medio-veloci, e quindi adatta le prestazioni richieste alla vettura per condizioni di gara nettamente in contrasto tra loro. Fin'ora il DRS è applicabile limitatamente a due condizioni, aperto e chiuso. La possibilità di avere un'adattabilità alle condizioni del tracciato che si affronta può derivare da diversi step di apertura dell'ala o magari da una completa deformabilità del profilo. In questo modo si potrebbe usufruire dei suoi vantaggi in zone più vaste del circuito, sempre limitatamente ai limiti di sicurezza per la vettura.



Figura 1.3: Drs aperto sulla Ferrari SF71H del 2018

Lo stesso principio è applicabile ai flussi all'interno di un propulsore. Una volta passata l'era dei motori a pistoni, l'aerodinamica è diventata materia fondamentale anche nei flussi interni al sistema propulsivo degli aerei, sia esso un turbogetto, turboventola, turboelica, ecc. Anche in questo caso si è cercato di avere prestazioni migliori in condizioni al contorno diverse, e quindi la geometria variabile è stato oggetto di notevole ricerca. Ovviamente la riduzione di scala è stato il primo grande problema da affrontare. Mentre per un'ala, le dimensioni sono dell'ordine di metri per l'apertura alare e corda, centimetri per lo spessore, nei profili aerodinamici interni al motore si parla di centimetri per le grandezze maggiori (e pochi millimetri per lo spessore). Di conseguenza sono necessari dispositivi meccanici di dimensioni ridotte che non interferiscano con le prestazioni dell'apparato propulsivo. Il fattore scala pone non solo problemi di natura meccanico-strutturale, ma soprattutto aerodinamica; grandezze così piccole fanno sì che lo strato limite debba essere trattato accuratamente, in special modo in condizioni transoniche e supersoniche. Da qui si intuisce come la minima variazione di geometria necessiti di una risoluzione molto alta per garantire le migliori volute. In base a tutte queste dinamiche, l'applicazione di geometrie variabili all'interno delle turbomacchine ha una storia relativamente breve rispetto a quella applicata alle superfici alari.

In ambito motoristico la prima prova di applicazione di geometrie variabili all'interno di un apparato che comprendesse compressori e/o turbine, è stato appunto nei gruppi turbocompressore dei motori automobilistici. Per incrementare in maniera sostanziale il valore di potenza massima e di coppia di un motore occorre aumentare il rendimento volumetrico: l'impiego del turbocompressore è una delle soluzioni più efficaci e collaudate, scelta oramai scontata per aumentare le performance soprattutto dei motori diesel di ultima generazione. I turbocompressori

hanno infatti lo scopo di immettere elevate quantità di aria nella fase di aspirazione del motore; ciò permette un maggiore apporto di carburante in camera di combustione con l'effetto di un aumento significativo dei valori di potenza e di coppia del motore. Il turbocompressore è definito molto spesso e impropriamente “turbina”; in realtà esso si compone di due parti distinte: la turbina (azionata dal flusso dei gas di scarico) e il compressore (che provvede a comprimere l'aria aspirata e a inviarla al motore). Le giranti della turbina e del compressore sono elementi meccanicamente collegati con un medesimo asse (il così detto alberino): questi tre elementi assumeranno medesime velocità di rotazione angolare. Il rotore è messo in rotazione dal flusso dei gas di scarico del motore: la sua velocità di rotazione angolare è fortemente dipendente dalla quantità di gas di scarico, ma anche da tutta una serie di caratteristiche costruttive che ne determinano la sua inerzia. Per portare rapidamente ad alta velocità di rotazione la girante della turbina occorrerà che i gas di scarico siano dotati di una sufficiente energia. Ne consegue che il mancato raggiungimento di questa soglia energetica dia un certo tempo di ritardo di funzionamento del turbocompressore, meglio noto con il termine di “turbo lag”. Per ovviare al ritardo di risposta del turbocompressore è stata decisiva l'introduzione all'interno del carter turbina della cosiddetta “geometria variabile”, in grado di adattarsi al differente flusso dei gas di scarico durante il funzionamento del motore permettendo bassi valori di turbo-lag e una azione molto efficace per tutto l'arco di giri di rotazione del motore.

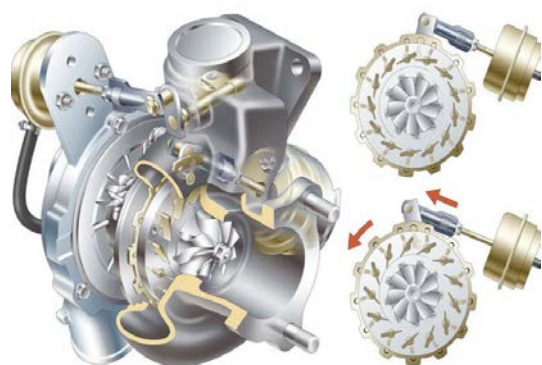


Figura 1.4: Funzionamento Turbocompressore a geometria variabile.



Figura 1.5: Turbocompressore a geometria variabile aperto

La geometria variabile dei turbocompressori è composta da “palette mobili”, poste intorno alla ruota della turbina. Le palette hanno la funzione di variare la sezione dei canali delimitati dalle palette stesse e l'angolo di incidenza dei gas di scarico che mettono in rotazione la ruota della

turbina. In concreto, la posizione delle palette della geometria determina (e varia) la velocità del rotore del turbocompressore. In questo caso la variazione resta sulla posizione di calettamento delle palette stesse. Per i motori aeronautici un sistema simile è rappresentato dalle IGV (*Inlet Guide Vanes*). Al pari delle palette dei turbocompressori, sono organi statorici anteposti al compressore che variano il loro angolo di incidenza al flusso per migliorare le condizioni di entrata nella schiera successiva. Essendoci negli organi rotorici velocità relative tra flusso entrante e rotore, che possono arrivare a valori supersonici, le IGV servono a indirizzare il fluido e limitarne il numero di Mach relativo. In questo modo si può conservare la componente assiale, abbassando quella relativa. I meccanismi più elementari si basano su una sorta di cremagliera che attraverso un attuatore idraulico modificano il calettamento delle palette.

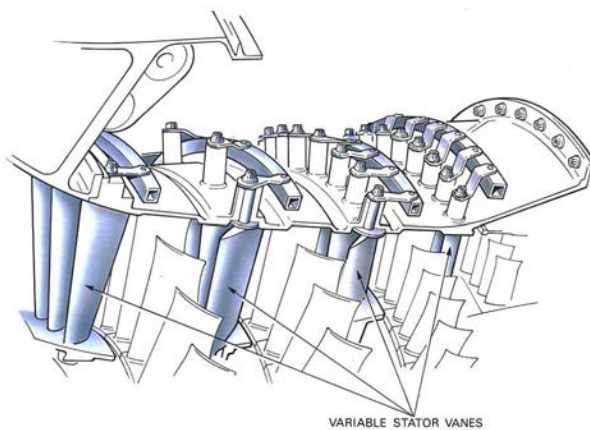


Figura 1.6: Rappresentazione IGV



Figura 1.7: GE90-115 Inlet Guide Vanes mobili

Tutti i casi sopra citati sono esempi di geometrie variabili datate e consolidate. Sono limitate dall'aver un unico grado di libertà, che sta nella rotazione rigida di un componente tipicamente fisso. L'innovazione tecnologica dei materiali e delle tecniche costruttive ha portato nel corso degli anni alla possibilità di cambiare la geometria delle superfici alari, in termini proprio di sezione del profilo. Si è passati così da rotazioni rigide delle superfici aerodinamiche a veri e propri cambi di forma. I progressi nella realizzazione e utilizzo di nuovi materiali, soprattutto compositi, ha reso praticabile questa nuova via in modo efficiente e non troppo oneroso. Infatti, per i materiali metallici largamente in uso nell'industria aeronautica, la possibilità di un cambiamento di forma in tal senso sarebbe stato impensabile dato il loro limitato campo elastico. Avendo a disposizione invece materiali che hanno un gap di elasticità maggiore, ma che garanti-

scano prestazioni simili ai metalli in robustezza e resistenza, è possibile pensare concretamente al morphing nella sua vera espressione.

Un primo esempio su questa linea di pensiero è il un progetto *Active Aeroelastic Wing* , AAW, realizzato dalla NASA nel 1999, in cui un F/A-18A Hornet (rinominato poi X-53) venne modificato appositamente con l'installazione di due semiali elastiche. Si integrarono l'aerodinamica, i controlli attivi e il comportamento elastico del velivolo per massimizzare le doti del mezzo. Tramite dei controlli ai bordi di attacco e d'uscita, l'ala viene deformata sfruttando l'energia del flusso d'aria incidente, con un movimento minimo delle superfici di controllo. Tutti i movimenti vengono comandati dal computer di bordo che in base alle misurazioni di spostamento sull'ala, dovute solo al flusso incidente, attiva le superfici di controllo al leading e trailing edge per avere le prestazioni richieste. Inoltre è stato dimostrato come tale sistema possa evitare casi particolari di twist o flutter dinamico, che possano inficiare l'integrità della struttura. L'obiettivo era quindi sfruttare appunto la flessibilità elastica delle strutture alari per avere maggiore controllo, minore resistenza aerodinamica e riduzione dei pesi. Studiata soprattutto per elevare le prestazioni alle alte velocità, tale progetto ha dimostrato come sia possibile migliorare il controllo del velivolo inducendo aerodinamicamente una torsione controllata delle ali, in particolare in condizioni transoniche e supersoniche. Si tratta quindi di una soluzione deformante da forze esterne al profilo stesso.[1]



Figura 1.8: X-53, progetto Active Aeroelastic Wing

Altri studi più recenti hanno portato a veri meccanismi di morphing per evitare l'installazione di flap e slat nei velivoli, ma avere le stesse funzionalità integrate in una soluzione di profilo continua e deformabile attivamente.

Un esempio sono le *FlexFoil Compliant Control Surfaces*, studiate dalla Flexsys. L'idea riprende il comportamento delle ali negli uccelli, le quali sono particolarmente mobili; la rigidità e mobilità è data dalla struttura ossea e dalla parte rigida del piumaggio, il calamo, mentre la superficie portante adattiva è data dal vessillo di tutte le piume insieme. I movimenti delle ali in toto e delle piume attraverso la muscolatura consente l'adattabilità per ogni tipo di condizione di volo. Nel progetto della Flexsys, le zone anteriore e posteriore dell'ala sono mobili e possono variare la linea media del profilo per riprodurre gli effetti delle superfici di controllo comuni dei velivoli. La pelle in materiale composito che va a rivestire il profilo fornisce una struttura continua per ogni posizione della linea media. La prova della bontà di una soluzione a geometria variabile in questo caso è riscontrabile nella riduzione del coefficiente di resistenza aerodinamica C_D in un range tra il 5% e 12%, traducibile immediatamente in termini di risparmio di combustibile. Il *Dryden Flight Research Center* della Nasa ha stimato che la riduzione di anche un solo punto percentuale del C_D comporti circa 200 milioni di galloni all'anno in meno di carburante per la flotta aerea statunitense da trasporto civile. Questa soluzione permette di spaziare addirittura su un arco di possibili profili abbastanza vasto e quindi avere la geometria migliore per ogni istante di volo.[2]



Figura 1.9: FlexFoil Compliant Control Surfaces.

Se per le ali esistono già prototipi realizzati, per le superfici aerodinamiche interne ai motori il morphing risulta ancora agli albori. Si tratta di un percorso del tutto nuovo e costellato di problemi e vincoli. In primis l'utilizzo di materiali compositi è limitato a zone in cui la tempe-

ratura del fluido resti relativamente bassa. Prendendo la variazione di temperatura all'interno di un turbogetto ad esempio, il campo di applicazione è limitato al compressore; in particolare alle zone anteriori del compressore in quanto gli stadi successivi hanno palette sempre più ridotte e cambi di morfologia sarebbero sconvenienti. Le prime schiere del compressore quindi sono le più papabili per un cambiamento attivo di forma, a maggior ragione se si tratta di un fan. In secondo luogo c'è la difficoltà di inserire un meccanismo molto contenuto all'interno di un profilo spesso pochi millimetri, in grado modificarne le forma. Di pari passo quindi devono andare le caratteristiche meccaniche del materiale del profilo, che devono resistere alle forze aerodinamiche del flusso incidente, e le forze attuatrici del morphing. In aggiunta bisogna pensare che tale installazione debba essere posizionata e controllata all'interno di un componente rotante ad alta velocità. Nei capitoli successivi verrà per l'appunto trattata la possibilità di morphing di una pala rotorica di un fan ottimizzata per diverse condizioni di lavoro.

Capitolo 2

Teoria aerodinamica tra flussi e profili

In questo capitolo si andranno a riprendere gli aspetti teorici fondamentali riguardanti i flussi aerodinamici e le relative leggi per definirne tutti gli aspetti termodinamici, necessari per la comprensione del comportamento all'interno delle turbomacchine, con particolare attenzione a condizioni singolari di interazione con le schiere di profili aerodinamici. Si analizzerà come si comporta il fluido in condizioni di flusso veloce, quindi per numeri di Mach superiori a 0.3, in cui l'importanza del carico cinetico è determinante per la definizione delle grandezze di stato delle particelle lungo il corso della propria traiettoria, e come queste interagiscono con le strutture aerodinamiche incontrate nel loro cammino.

2.1 Onde d'urto

Trattando flussi con velocità simili o superiori alla velocità del suono, il primo argomento trattato è quello delle onde d'urto. L'onda d'urto è un fenomeno fisico di discontinuità delle grandezze meccaniche e termodinamiche che subisce un fluido in caso di deflusso in condizioni di velocità superiore a quella del suono e che si verifica all'incontro del detto fluido con un ostacolo. Si presenta come una barriera di grandezza simile alle molecole che costituiscono il gas che ne varia istantaneamente le grandezze di stato. L'effetto preponderante è l'abbassamento della velocità da condizioni supersoniche a subsoniche, a cui consegue una variazione delle grandezze di stato quali temperatura, pressione e densità. Riguardo alla pressione totale, questa calerà drasticamente a causa dell'aumento dell'entropia. Le onde differiscono per tipologia tra normali e oblique. Le onde d'urto normali si definiscono tali per la presenza di un angolo retto

tra la direzione del flusso e la direzione dell'onda. Si tratta del caso di cambiamento più radicale e forte delle grandezze di stato. L'analisi delle onde d'urto normali è monodimensionale ed è descritta dalla figura 2.1 in cui il flusso si divide in zone di monte e di valle a cavallo dell'onda.

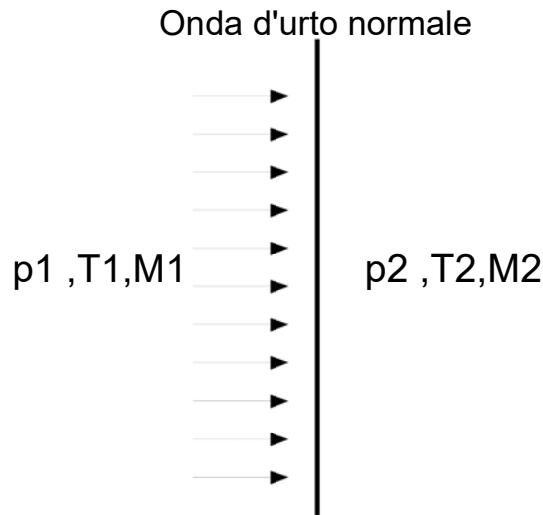


Figura 2.1: Schema base di un'onda d'urto normale

Dall'applicazione delle equazioni di continuità, quantità di moto e dell'energia si possono definire le grandezze di stato prima e dopo l'onda:

$$\rho_1 c_1 = \rho_2 c_2 \quad (2.1)$$

$$p_1 - p_2 = \rho_1 c_1 (c_2 - c_1) \quad (2.2)$$

$$T_1^0 = T_2^0 \quad (2.3)$$

Da queste equazioni si trovano così le grandezze per definire lo stato del fluido; inserendo la relazione tra numeri di Mach di monte e valle dell'onda si possono determinare i relativi stati termodinamici e come si passi da uno all'altro:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2k}{k+1} Ma_1^2 - \frac{k-1}{k+1} \quad (2.4)$$

$$\frac{p_2^0}{p_1^0} = \frac{\left[\left(\frac{k+1}{2} Ma_1^2 \right) / \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2 \right) \right]^{\frac{k}{k-1}}}{\left(\frac{2k}{k+1} Ma_1^2 - \frac{k-1}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}} \quad (2.5)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{(1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2)(\frac{2k}{k+1} Ma_1^2 - 1)}{\frac{(k+1)^2}{2(k-1)} Ma_1^2} \quad (2.6)$$

Le onde d'urto oblique, invece, sono per l'appunto inclinate rispetto al flusso e non più ortogonali al flusso, quindi il fluido nell'attraversamento della discontinuità, oltre alla variazione delle grandezze che ne caratterizzano lo stato termodinamico, subisce anche una deviazione nella traiettoria. L'esempio esplicativo è un piano con una deformazione rettilinea in cui si abbia un angolo di apertura pari a θ , investito da un flusso supersonico. La punta della deviazione andrà quindi ad incontrare per prima il flusso incidente e in base alle condizioni presenti si creerà un'onda obliqua attaccata al bordo più avanzato inclinata di β rispetto alla direzione del flusso indisturbato e quest'ultimo verrà inclinato dalla condizione a monte dell'onda di un angolo θ . Dall'analisi monodimensionale, in cui si utilizzano le stesse equazioni trattate per i casi di onde d'urto normali, vengono applicate alle componenti delle velocità i pedici n e t per definire le componenti rispettivamente normali e parallele al fronte d'onda.

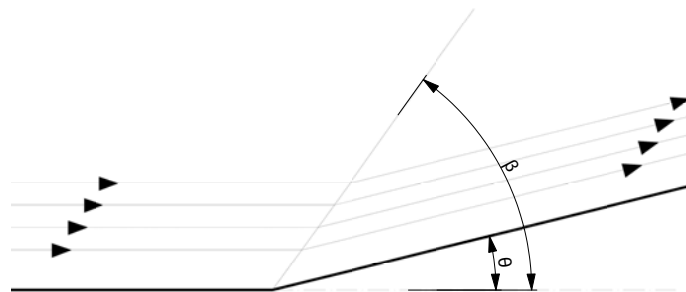


Figura 2.2: Schema base di un onda d'urto obliqua

Si andranno così a scrivere le equazioni di continuità, energia e quantità di moto, quest'ultima scissa tra componente normale e parallela all'onda:

$$\rho_1 c_{1n} = \rho_2 c_{2n} \quad (2.7)$$

$$\begin{cases} p_1 - p_2 = \rho_2 c_{2n}^2 - \rho_1 c_{1n}^2 \\ 0 = \rho_1 c_{1n} (c_{2t} - c_{1t}) \end{cases}$$

$$T_1^0 = T_2^0 \quad (2.8)$$

La trattazione prevede che si usi la conservazione della componente parallela al fronte, così da poter usare le equazioni per le onde d'urto normali. In questo modo tramite le funzioni che correlano i numeri di Mach a monte e valle, per le componenti normale e parallela della velocità, si possono trovare le grandezze di stato della condizione a valle. Di conseguenza vengono a definirsi facilmente le condizioni a valle, noti il numero di Mach in ingresso e l'angolo di deflessione della corrente. La relazione che lega tali grandezze è definita come segue:

$$\tan(\beta - \theta) = \frac{c_{2n}}{c_{2t}} = \frac{2(1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2 \sin^2 \beta)}{(k+1) Ma_1^2 \sin \beta \cos \beta} \quad (2.9)$$

Graficamente tale espressione può essere rappresentata in funzione degli angoli di deflessione e dell'onda d'urto a partire da un determinato numero di Mach:

In figura 2.5 il campo blu è costituito da linee di iso-Mach, mentre la linea rossa rappresenta la linea dei massimi, punto di divisione tra le condizioni di urto forte e urto debole. Determinate condizioni d'ingresso inducono a specifiche condizioni a valle della discontinuità distinte a cavallo della linea dei massimi: tale luogo dei punti è rappresentato dalla linea rossa in figura 2.5 collega tutti gli angoli massimi di inclinazione dell'onda d'urto in base al numero di Mach in ingresso e all'angolo di deflessione. Una deflessione fissata per esempio con $\delta=20$ per un $M=3$ determina due angoli σ di obliquità dell'onda, uno a 38 e uno a 82. Il primo identifica un urto debole, in cui a valle si avrà $M_2 > 1$ e quindi permane la supersonicità, il secondo invece è un urto forte in cui l'energia dissipata è tale da portare il flusso a condizioni subsoniche. Nel caso in cui si arrivi a deflessioni più grandi di quelle consentite dal mach in ingresso, la natura dell'onda non sarà più obliqua ma si disporrà staccata dal corpo e diventerà curva. Il fenomeno si può spiegare con il fatto che la capacità di deflessione del flusso viene superata e quindi tende

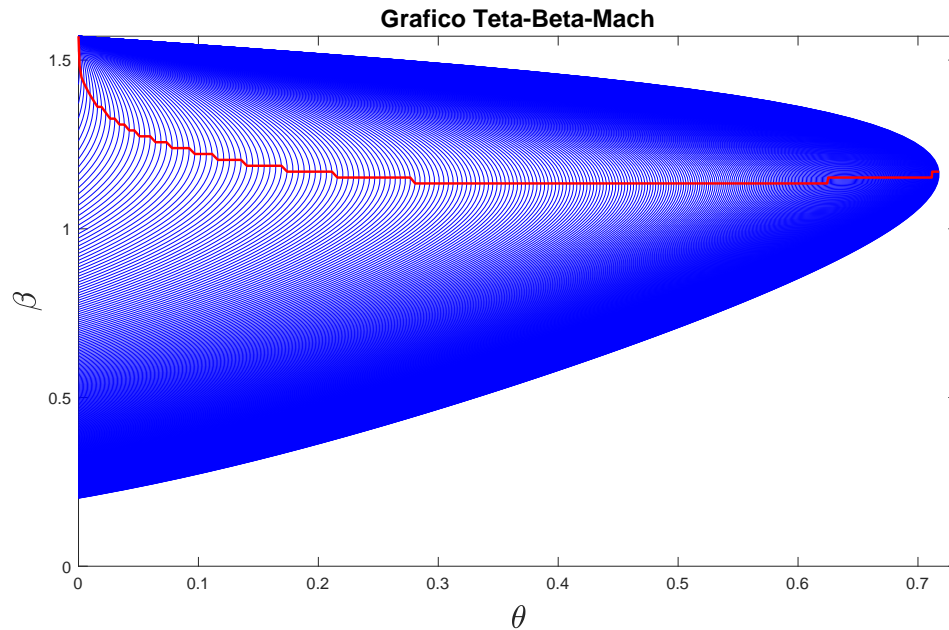


Figura 2.3: Rappresentazione grafica del θ - β -Mach

ad essere almeno nel punto più avanzato in condizioni di urto normale, nell'intorno del quale l'urto è sicuramente forte e la deflessione è nulla. Al passaggio dell'onda la deflessione non sarà più conseguenza dell'onda ma semplicemente data dal contorno fisico delle parti del corpo investito, essendo il flusso diventato subsonico. [4].

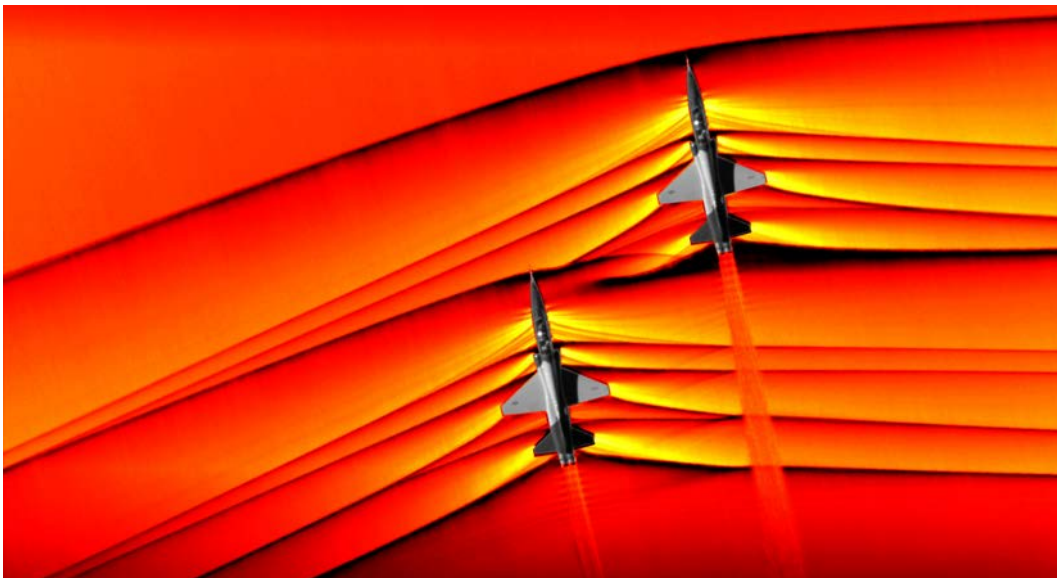


Figura 2.4: Onde d'urto su velivoli in condizioni di velocità transonica. Si nota che l'inclinazione delle onde frontali non è molto accentuata a causa della poca "supersonicità" della velocità.

Nel caso che il flusso, invece di un ostacolo trovi un allargamento della sezione di passaggio, si verificheranno non più delle onde d'urto ma delle onde di espansione di Prandtl-Meyer. La corrente in questo caso viene deflessa e accelerata, perchè dalle equazioni di Hugoniot si sa che una forzante d'area positiva per un flusso supersonico genera un aumento della velocità e relativo abbassamento della pressione e della densità. Al contrario delle onde d'urto, queste onde di espansione hanno entità notevolmente più debole dato che non è presente una discontinuità come nel caso precedente. Il flusso è perciò isoentropico. La determinazione delle condizioni a valle è determinata da relazioni geometriche dei vettori velocità che si hanno a cavallo dell'onda, a partire dal teorema dei seni, per poi interconnettersi con il numero di Mach:

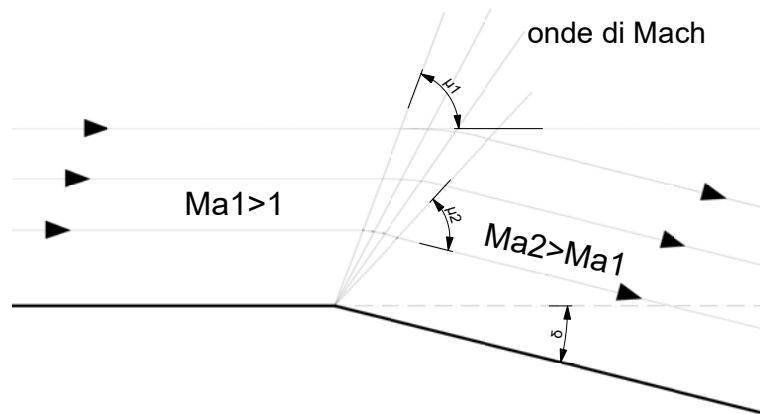


Figura 2.5: Onde di Prandtl-Meyer

L'angolo δ si può ottenere attraverso la relazione in funzione dei numeri di Mach:

$$\delta = \int_{Ma_2}^{Ma_1} \frac{\sqrt{Ma^2 - 1}}{1 + \frac{k-1}{2} Ma^2} \frac{dMa}{Ma} \quad (2.10)$$

Si arriva così all'espressione di Prandtl-Meyer, riconducibile alla forma contratta, da cui si trovano le tabulazioni in base a numero di Mach e gli angoli in gioco.

$$f(Ma) = \int \frac{\sqrt{Ma^2 - 1}}{1 + \frac{k-1}{2} Ma^2} \frac{dMa}{Ma} \quad (2.11)$$

$$f(Ma_2) = f(Ma_1) + \delta \quad (2.12)$$

I relativi valori delle funzioni $f(Ma)$, a patto di avere un k costante, sono riportati secondo tabelle per cui noti le condizioni a monte e l'ampiezza dell'apertura δ si può ottenere la funzione $f(Ma_2)$ e di conseguenza il numero di Mach a valle.

2.2 Interazione tra flussi e schiere

Nella motorizzazione aeronautica, in particolare per quanto riguarda i turboreattori, l'interazione delle parti del motore con flussi supersonici è frequente: i compressori assiali sono gli organi che devono gestire il quantitativo di aria ingerita dal motore; l'aumento della velocità d'ingresso in aggiunta al movimento rotatorio delle schiere rotoriche genera condizioni di velocità relativa tra fluido e profili superiore a quella del suono. In generale, per quanto riguarda soprattutto la prima schiera di profili investiti, la parte più interna del motore (vicina all'asse longitudinale della macchina) gestisce una corrente subsonica. Man mano che ci si avvicina all'estremità della pala (tip) l'aumento del raggio (e della velocità periferica) determina condizioni di flusso supersonico, con relativa comparsa di fenomeni di onde d'urto. L'obiettivo principale dello stadio, che è l'aumento di pressione statica, è ottenuto in maggior parte con il passaggio del gas attraverso le onde d'urto che vanno a generarsi nel tubo di flusso tra i profili. La conseguenza è che per stadi supersonici si abbiano valori di rendimento intorno al 90% ed un elevato rapporto di compressione, per il quale si arriva fino a 2, in confronto all'1.3 per stadi subsonici. In tali condizioni si ottiene quindi una notevole riduzione dei consumi accompagnata dal risparmio per pesi ed ingombri, in quanto calano gli stadi necessari ad ottenere il rapporto di compressione voluto.

I profili supersonici trovano notevoli differenze dai classici profili subsonici in quanto sono decisamente più assottigliati e con curvature meno accentuate. Si parla di valori di circa 0.04c per quanto riguarda il rapporto spessore massimo/corda. In aggiunta anche la distribuzione degli spessori accentua "l'affilatura" del profilo, ponendo lo spessore massimo oltre la metà della corda. La necessità di avere il *leading edge* così acuminato è determinata dall'angolo di deflessione massima δ_{max} di un flusso supersonico che vada ad incontrare un corpo nel suo cammino. Più il profilo è affilato più alto sarà il numero di Mach gestibile in un'onda d'urto obliqua e attaccata. In base alle condizioni a monte del numero di Mach, si andranno a creare due onde d'urto raccordate al bordo d'attacco. Queste risulteranno oblique e rettilinee solo nelle condizioni di raccordo a cuspidi con un angolo di apertura $\delta < \delta_{max}$ che è in funzione di Mach. L'onda così risulterà debole e la transizione avrà perdite minime. Nei profili classici questo non è possibile per via del bordo relativamente spesso e arrotondato: infatti si creerebbe un'onda curvilinea distaccata e di conseguenza un urto forte in prossimità del bordo, con tutte le problematiche del caso. Il flusso andrebbe così a interagire con il profilo dopo un passaggio per

una discontinuità che porta a perdite e quindi a cali di efficienza dello stadio intero. La fisica del fenomeno e la conformazione geometrica sono di fatto collegate. La curvatura della linea media del profilo supersonico è quasi rettilinea, di conseguenza non si hanno accelerazioni notevoli lungo il tratto dell'estradosso. Al contrario per un profilo tradizionale, la forte curvatura induce l'aumento di velocità per il flusso lungo il lato in depressione del profilo. Il successivo incontro con l'onda d'urto avviene a condizioni di numero di Mach superiore e le perdite dovute al passaggio attraverso la discontinuità saranno maggiori e più significative, dato che nell'intorno del leading edge l'onda è quasi normale e le irreversibilità di compressione sono più elevate. In tali condizioni possono verificarsi altre perdite legate all'interazione con lo strato limite in quanto la forza dell'urto potrebbe provocarne il distacco, soprattutto all'estradosso, provocando un'ulteriore perdita di efficienza del profilo. Volendo valutare casi diversi di flusso incidente su una schiera di profili sono rappresentate tre diverse condizioni per spiegare il fenomeno anche graficamente, partendo da numero di Mach costante in tutti i casi.

A) Il primo caso, in figura 2.6 riguarda condizioni di caricamento elevato con un rapporto di compressione p_2/p_1 abbastanza alto in cui i rami delle onde sono distaccate dal bordo del profilo, quindi onda curvilinea, e l'urto è nel canale interpalare ed è quasi normale. Tale condizione si verifica per stadi transonici vicini allo stallo. Una qualsiasi informazione a valle può risalire attraverso il flusso fino alla sezione di inlet della schiera e far variare la pressione a monte e la velocità assoluta, che resta comunque subsonica in modo da non bloccare la portata in ingresso.

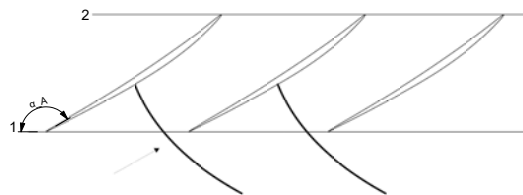


Figura 2.6: Condizione A

B) Prendendo un angolo di calettamento maggiore α_B , l'onda d'urto tende ad ancorarsi al bordo d'entrata in quanto si verificano le condizioni per cui l'angolo di deflessione δ risulti minore dell'angolo δ_{max} di deflessione massima legato al numero di Mach pre onda d'urto. L'onda risulterà di entità debole rispetto al caso A. In questo modo il rotore è in soffocamento (*choking*), la portata è bloccata e nessuna informazione riesce a progredire in senso inverso al flusso oltre l'onda d'urto. La pressione, la velocità assoluta (anche in questo caso subsonica) restano invariate.

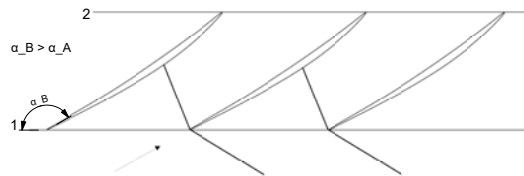


Figura 2.7: Condizione B

C) Partendo dalla condizione b, ma con una pressione statica p_2 a valle diminuita rispetto al caso precedente, la corrente passata la prima onda d'urto viene accelerata abbastanza da giungere contro un'ulteriore onda d'urto, questa volta normale, posizionata all'interno del canale interpalare. Come sopra, la corrente risulta bloccata, ma diminuisce il rapporto di compressione e si definisce così la condizione di forte soffocamento. [4].

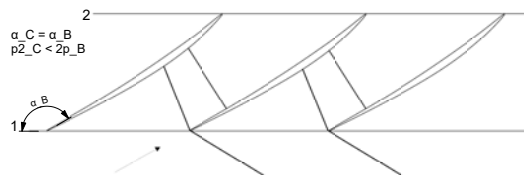


Figura 2.8: Condizione C

Un'onda d'urto "fuori progetto" nel funzionamento di una turbomacchina è noto come provocare un drastico calo dell'efficienza di tutto il corpo macchina, e conseguentemente del velivolo. L'esempio più frequente per capire l'entità del fenomeno può essere una presa dinamica investita da un flusso supersonico: nel caso di fenomeni di *unstart* si tende a mantenere un'onda d'urto di forza debole di poco a valle la sezione d'ingresso, rinunciando ad avere un flusso completamente isoentropico. Nonostante ciò, non è impossibile che si possa verificare l'espulsione dell'onda al di fuori del condotto e che si trasformi in un'onda normale. La variazione della corrente a monte è la causa principale per quest'ultima possibilità, e può verificarsi a seconda di molteplici fattori, quali cambi di quota, accelerazioni, o incontro di zone con densità di fluido diverse.

2.2.1 Schiere transoniche nelle turbomacchine

Il corpo compressore di una turbomacchina è costituito da più schiere di profili divisi in organi rotorici e statorici. L'insieme di un rotore e uno statore in quest'ordine costituisce uno stadio, ed è parte elementare per il raggiungimento dello scopo di un compressore, cioè l'aumento della pressione del flusso in transito. Nel corso dello sviluppo tecnologico di tali apparati, l'aumento delle prestazioni hanno cambiato le condizioni operative degli stadi definendo nuove geometrie di profili, passando da forme più tozze e incurvate ad altre più sottili e diritte a seconda delle necessità. L'obiettivo principale è avere il massimo aumento di pressione e minime perdite dovute a turbolenza o distacchi di strato limite. Il vantaggio sostanziale nel raggiungimento del primo obiettivo lo si evince subito paragonando i valori del rapporto di compressione che si aggira su 2.2, quando per stadi tradizionalmente subsonici si resta su 1.2. In questo modo è possibile ridurre il numero di stadi necessari ad ottenere lo stesso rapporto di compressione, così da limitare pesi ed ingombri. Gli organi principali, quindi i profili, sono tali da essere compatibili con le condizioni di flusso supersonico in ingresso, dovuto alla velocità relativa tra flusso stesso e rotazione, così da permettere il funzionamento ottimale della schiera.

Esistono diverse tipologie di profili transonici teorizzati e utilizzati per le schiere deceleranti, che differiscono in base alla tipologia di scambio energetico tra sistema e fluido: tale interazione è dipendente dalla geometria della schiera in uso. Le varianti sono racchiuse sostanzialmente in tre classi:

- schiere ad impulso: sono definite in tal modo le schiere che sono in grado di convertire la

quasi totalità dell'energia meccanica del rotore a cinetica per il fluido. La pressione statica risulta pressochè stabile nel rotore, mentre va ad aumentare all'interno dello statore data la velocità elevata del fluido. Similmente agli stadi di turbina ad azione la geometria della schiera rotorica è simmetrica rispetto alla direzione assiale.

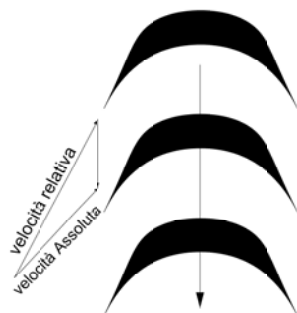


Figura 2.9: Schiera supersonica a impulso

- schiere supersoniche a reazione ad elevata deviazione: si tratta di schiere progettate per deviare fortemente il flusso entrante e allo stesso tempo elevarne la pressione statica, a scapito di un elevato carico sulla pala.

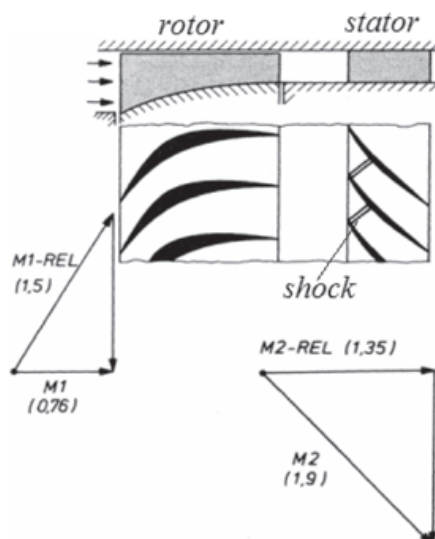


Figura 2.10: Schiera supersonica a reazione ad alto grado di deviazione

- schiere supersoniche a ridotta deviazione: la deviazione del flusso non è determinata dal contatto fisico con il profilo ma piuttosto dal calo di velocità, il che ne aumenta la pressione statica pur avendo sul sistema un basso carico.

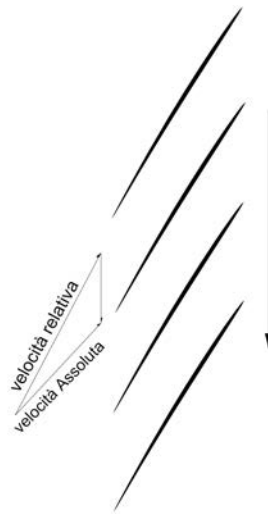


Figura 2.11: Schiera supersonica a reazione a basso grado di deviazione

Al pari delle turbine ad azione, nelle schiere ad impulso l'effetto utile della macchina, cioè la compressione del fluido, viene quindi a realizzarsi tramite due fattori principali: il primo è dovuto al restringimento del canale di passaggio e quindi dell'addensamento delle linee di flusso: la velocità cala e conseguentemente la pressione aumenta. Il secondo è la generazione di una o più onde d'urto nel condotto. L'onda d'urto in sé determina oltre che un fenomeno utile per la compressione, anche la prima causa di perdite per quanto citato precedentemente riguardo all'accelerazione del fluido nel *suction side* e l'interazione tra onde e strato limite (con suo possibile distacco e conseguente perdita di efficienza della pala). Profili tradizionali a doppio arco di cerchio, pure se sottili, hanno un *suction side* generante un ventaglio espansione di Prandtl-Meyer troppo accentuato. Di conseguenza un flusso che cerchi di seguire la convessità del profilo nel lato in depressione accelererebbe troppo. Le perdite generate per Mach superiori a 1.6 da un'onda d'urto normale nel canale di passaggio sarebbero eccessivamente elevate. Per ovviare a questi problemi sono stati progettati negli anni diverse tipologie di profili. I *Multiple Circular Arc (MCA)* sono caratterizzati da una costruzione dettata da diversi archi di cerchio appunto. Profili del genere soprattutto con un *suction side* piatto (curvatura infinita) hanno portato ai *Circular Wedge Profile* tali da non accelerare troppo la corrente. Con tali profili però la problematica di un'onda d'urto normale, quindi forte, e delle relative perdite di pressione totale nel canale di passaggio non è risolta: si possono in buona parte eliminare con accorgimenti che provochino specificatamente la compressione, esterna se nella fascia entrante della schiera, interna se nel canale di passaggio.

2.2.2 Profili *S-Shape*

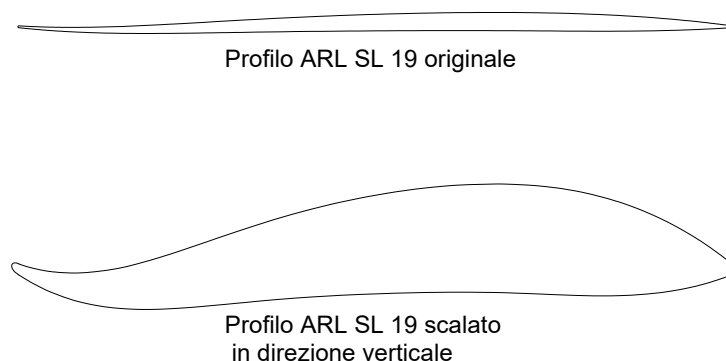


Figura 2.12: Profilo ARL SL-19, originale sopra e scalato lungo la direzione verticale sotto

Tra i profili a ridotta deviazione di flusso vi è una categoria speciale, denominata *S-shape*, al quale appartiene il profilo che sarà implementato in questo lavoro. Nel seguente lavoro il profilo scelto è un ARL SL 19, profilo a ridotta deviazione di flusso, il quale detiene contemporaneamente le modalità di compressione interna al canale tramite onda d'urto normale e la precompressione esterna data dalla forma del suo leading edge. In figura 2.12 opportunamente scalata nelle dimensioni, si vede la forma particolare del leading edge con una doppia curvatura e una distribuzione degli spessori minore rispetto alla trailing edge. A contatto con la punta del profilo, il flusso forma un'onda d'urto obliqua chiamata *BOW SHOCK*. Il *bow shock* è formato da due rami, superiore più debole e inferiore più intenso. La forma particolare della parte anteriore del profilo, in particolare la concavità al suction side, genera un ventaglio di onde di espansione a seguito del bow shock prima e una precompressione poi, che va ad incontrarsi con il *bow shock* del profilo adiacente, come si può notare dalla figura 2.17.[12]

In questo modo il numero di Mach entrante al profilo successivo dalla parte del ramo superiore è minore e conseguentemente le perdite da urto forte si riducono. L'aumento dello spessore lungo il profilo e il cambio del suction side da concavo a convesso accelera il flusso. Percorrendo il profilo si arriva a un punto dove può formarsi un urto a y dovuto all'incidenza del passage shock con riflessione e la sua interazione con lo strato limite: si può arrivare così al distacco di

strato limite, il che incide le prestazioni della pala. Dalla parte del pressure side il flusso, che è subsonico, viene accelerato oltre la condizione sonica per poi tornare subsonico a seguito di un urto normale dipendente dalla pressione statica in output. La parte di profilo più interessante e maggiormente influenzante per la fisica del fenomeno è quella anteriore in quanto la parte posteriore è meno incidente e comunque dipendente da come viene condizionato il flusso dalla prima metà del profilo stesso. A ciò si aggiunge la condizione di soffocamento del canale di passaggio data la presenza di un'onda d'urto normale che blocca la risalita delle informazioni verso monte; conseguenza, la portata massica risulta bloccata e il flusso è condizionato solo dalla parte antecedente l'onda d'urto, posizionata all'incirca a metà corda.[4]

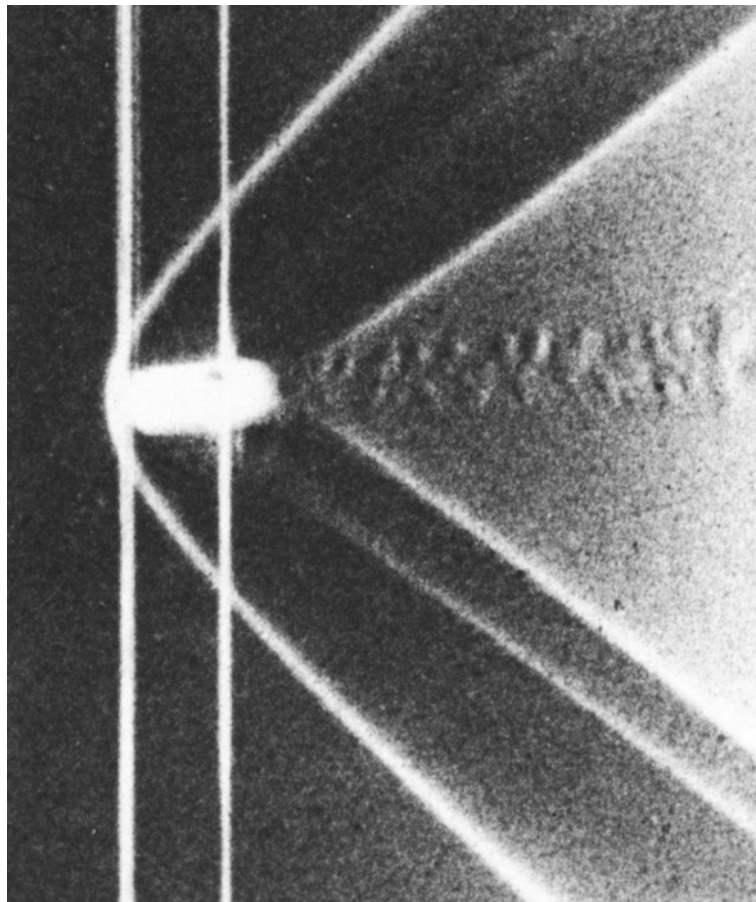


Figura 2.13: Onda di bow shock attorno a un proiettile

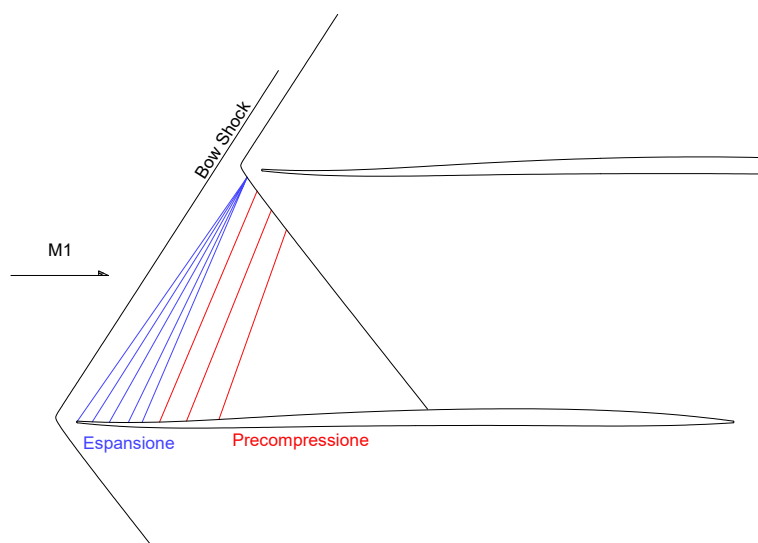


Figura 2.14: Schema schiera di profili S-shape investiti da un flusso supersonico

2.3 Parametri delle schiere deceleranti

Per definire le prestazioni di un profilo è necessario avvalersi di diversi coefficienti prestazionali di base. Sono riportati di seguito tali parametri, necessari per il processo di ottimizzazione che segue:

- **Rapporto di compressione:** il rapporto di compressione è il fine ultimo dello stadio e del compressore nel suo complesso. È il rapporto tra la pressione statica a valle con quella a monte della schiera. Si cerca che questo valore venga raggiunto nel minor numero di stadi possibile e nel modo più efficiente possibile.

$$\pi_c = \frac{p_2}{p_1} \quad (2.13)$$

- **Coefficiente di perdita:** l coefficiente di perdita è definito come:

$$\Omega = \frac{p_{01} - p_{02}}{p_{01} - p_1} \quad (2.14)$$

Al numeratore vi è la differenza di pressione totale tra ingresso e uscita, al denominatore vi è la differenza tra pressione totale e statica in ingresso, cioè il carico cinetico della pressione totale. Si vuole ovviamente che questo parametro sia il più piccolo possibile. Fisicamente si traduce nell'impossibilità di avere un rapporto di compressione troppo elevato a parità di condizioni d'ingresso; p_{01} e p_1 sono fissati, quindi ciò che varia è la p_{02} . Ma per avere Ω ridotto, il numeratore deve tendere a zero (il denominatore è fissato dalle condizioni di ingresso) e quindi le pressioni totali in entrata e uscita devono uguagliarsi. Questo significa voler trasformare quanto più possibile carico cinetico della pressione entrante in carico statico uscente.

- **Coefficienti di Portanza e Resistenza:** esprimono il rapporto tra le forze agenti per ogni unità di lunghezza lungo la pala e la pressione dinamica su di un profilo investito da una corrente. Dipendono da v_m (velocità media in ingresso), e di conseguenza dal Mach, e da c (corda).

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho v_m^2 c}; \quad C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho v_m^2 c} \quad (2.15)$$

- **Numero di Mach Isoentropico:** è il numero di Mach al di fuori dello strato limite. Tale parametro serve per verificare lungo il profilo l'andamento delle velocità punto per punto in base alla forma del profilo in quella zona. Le convessità adiacenti permettono così di verificare possibili ventagli di espansione che accelerino il flusso vicino al profilo.

$$M_{is} = \sqrt{\frac{2}{(\gamma - 1)} \left[\left(\frac{p_{01}}{p_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (2.16)$$

- **Numero di Reynolds:** è il rapporto tra forze inerziali e viscosità e definisce la natura del flusso da laminare (Re basso) a turbolento (Re alto).

$$Re = \frac{\rho c v}{\mu} \quad (2.17)$$

- **Rapporto velocità/densità assiale:** abbreviato AVDR, indica il tipo di bidimensionalità del flusso, definendo convergenza delle linee di corrente per valori sopra l'unità, o la loro divergenza per valori minori di uno.

$$AVDR = \frac{\rho_2 v_{x2}}{\rho_1 v_{x1}} \quad (2.18)$$

I parametri più importanti per il seguente lavoro saranno π_c , Ω e il numero di Mach isoentropico M_{is} . Il primo perché ovviamente è il lavoro utile realizzato dalla schiera, il secondo stabilisce la "qualità" del lavoro svolto, mentre M_{is} descrive nel campo di moto quali zone siano soggette ad accelerazioni dovute a zone di espansione e/o discontinuità da onda d'urto.

2.4 Condizione di Unique Incidence

Prendendo un modello bidimensionale semplificato di schiera decelerante, costituito da lastre, investita da un flusso con un dato angolo di incidenza, si può facilitare l'analisi del flusso intorno ai profili. Tale modello prevede due casi in base all'entità della componente assiale di velocità.

- COMPONENTE ASSIALE SUPERSONICA: il flusso incide sulla schiera generando il *bow shock* che va ad inserirsi completamente nel canale palare.
- COMPONENTE ASSIALE SUBSONICA: il flusso entra con una velocità supersonica ma con componente assiale subsonica. I rami di onda d'urto creatisi, in particolare quello superiore, precedono i profili adiacenti; le informazioni del flusso hanno quindi libero scorrimento dalla coda al leading edge di ogni profilo.

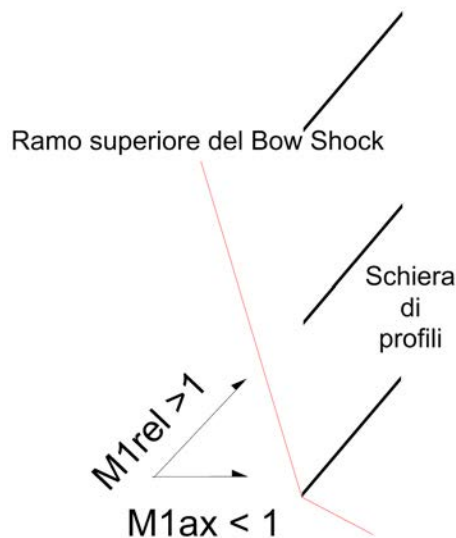


Figura 2.15: Condizione di componente assiale subsonica

Il caso che verrà analizzato è il secondo, concentrato su una velocità relativa supersonica, una componente assiale subsonica e un'uscita anch'essa subsonica. In questa configurazione la schiera si troverà un flusso incidente deviato dall'onda del ramo superiore del *bow shock*, per

cui si avranno parametri in ingresso differenti da quelli di flusso indisturbato. Tra i casi di corrente assiale subsonica, l'angolo di incidenza del flusso può essere rappresentato in base all'inclinazione rispetto alla tangente al leading edge del profilo. I 3 casi possono essere di incidenza nulla, negativa o positiva, rispettivamente mostrati in figura 2.16 dall'alto al basso.[13]

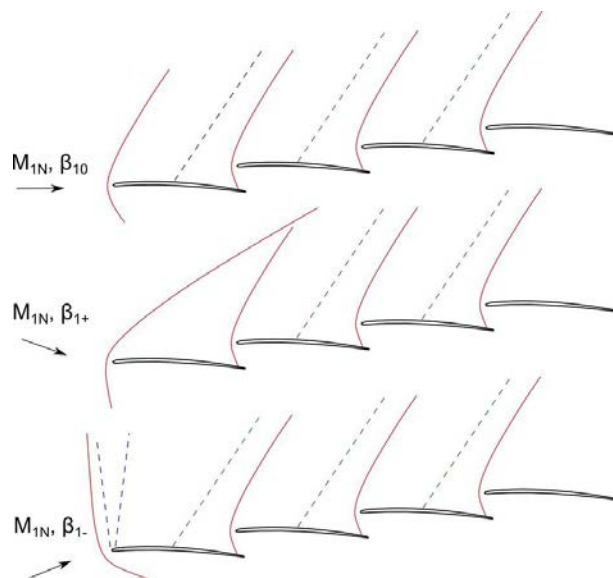


Figura 2.16: Tipologie di incidenza: dall'alto al basso, nulla, negativa, positiva

Essendo il modello di schiera infinita e quello reale di una schiera rotorica esenti dall'aver un profilo antecedente tutti gli altri, l'unica condizione possibile resta quella dopo il passaggio del *bow shock*. La *Unique Incidence* identifica proprio quest'unica possibilità in cui l'angolo di incidenza del flusso sia pari all'angolo geometrico dei profili. Un metodo per trovare le condizioni di *unique incidence* è stato fornito da Levine nel 1956. Il modello prevede l'assunzione di un numero di Mach e un angolo d'incidenza della corrente indisturbata, per poi trovare una linea di Mach (luogo dei punti a Mach costante) che vada da un punto del suction side del profilo inferiore fino al leading edge del profilo superiore. Viene a stabilirsi così un confine fino a cui il flusso non è influenzato dal profilo adiacente. Si può quindi evidenziare un luogo dei punti "parzialmente" delimitato sopra e sotto dai profili, davanti e dietro da linee di Mach rispettivamente a un passo dal punto scelto e dalla linea di Mach originaria. Ipotesi fondamentale sono la conservazione della pressione totale, dipendente da condizioni di urti attaccati e valori Mach non troppo elevati. Il calcolo M_1 e β_1 avviene in maniera iterativa attraverso le relazioni di portata massica e di Prandtl-Meyer. In un piano cartesiano con il numero di Mach in ingresso e l'angolo di flusso entrante, la condizione di *Unique incidence* si presenta come un plateau in

cui la direzione del flusso in funzione del numero di Mach ingresso resta pressochè costante. Il range di M_1 per questo plateau varia da 1.4 a 1.8.[3]

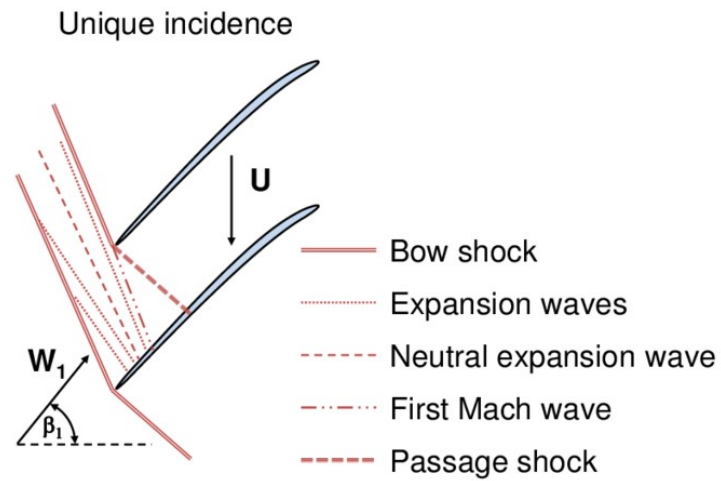


Figura 2.17: Unique Incidence per una schiera rotorica decelerante.

2.5 Condizione di Spill Point

Un'altro regime di lavoro importante per le schiere transoniche è rappresentata dal cosiddetto *Spill Point*, o *unstart*. In determinate condizioni al contorno e di operatività, le onde d'urto attaccate ai profili al leading edge possono staccarsi dal loro punto d'ancoraggio (non sono mai realmente attaccate ma prossime al profilo in quanto la punta del profilo stesso è finita e presenta una sua curvatura, per quanto ridotta possa essere). Ponendo di avere delle condizioni di imbocco fissate, M_1 e β_1 , e supponendo di aumentare la pressione statica a valle, il flusso cercherà di adattarsi alle nuove condizioni di uscita. Si verificherà così uno spostamento dell'onda d'urto nel canale di passaggio verso la testa del profilo. Quando le posizioni del *bow shock* e dell'onda del canale di passaggio sono prossime tra loro, tenderanno ad unirsi. Il risultato è che le condizioni di adattamento, dovute alla pressione maggiore in coda, portano alla modifica del primo fronte d'onda. Non saranno più presenti due rami del *bow shock*, ma vi sarà un'unica onda d'urto curva distaccata dal profilo. Come conseguenza non si avrà più la costanza delle condizioni iniziali, per cui M_1 e β_1 cambieranno e quindi con loro varierà la portata, il che fa crollare lo stato di *unique incidence*. Allo stesso modo lo spill point si può verificare quando al contrario la portata in entrata varia e la pressione a valle è costante. La conseguenza rimane la stessa, in quanto una minore portata equivale ad un salto di pressione di minore entità, che modifica la posizione dell'urto normale. Al superamento dello spill point, la combinazione delle due onde (*bow shock* e urto normale del canale di passaggio) è uno stato fuori progetto alquanto instabile che provoca distacchi di strato limite, in special modo sul suction side, e genera turbolenza; a pagarne le conseguenze sono l'efficienza del profilo e il rapporto di compressione.

Esplicativa è la figura 3.1 che mostra come il movimento dell'onda d'urto nel canale arrivi fino alla testa del profilo per poi unirsi al bow shock e creare così l'onda curva distaccata. A sinistra si vede la condizione limite per cui l'onda è ancora delimitata all'interno del canale di passaggio. L'aumento ulteriore della pressione in uscita provoca la fuoriuscita dell'onda. Quindi la condizione operativa efficiente permane fino a quando si raggiunge lo spill point in cui l'onda normale è all'entrata del canale di passaggio. Una volta uscita anteriormente si parla di condizione *unstarted*. Dalla stessa figura, a destra, si vede l'insorgenza di vortici e turbolenze che abbattano l'efficienza del profilo. Lo spill point quindi è una di una condizione limite in cui l'onda del canale di passaggio ha raggiunto la sua posizione più avanzata. Si tratta anche della condizione con il maggior rapporto di compressione in stato di *unique incidence* in cui si

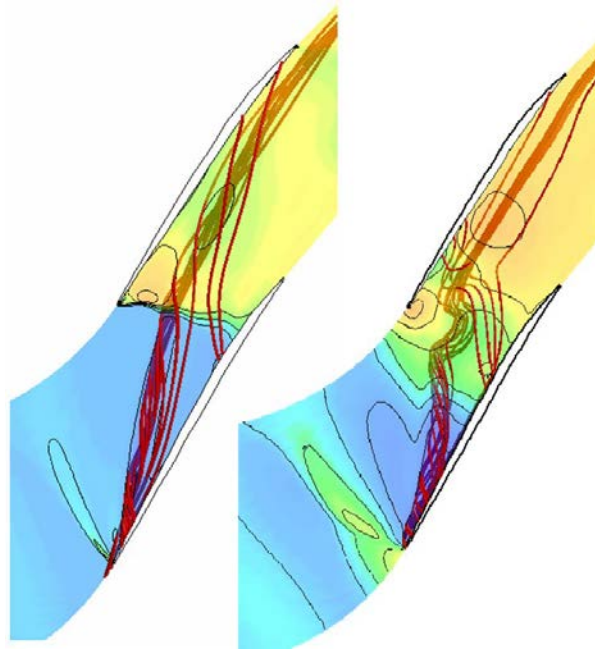


Figura 2.18: Spill point in una schiera decelerante. Sinistra: condizione stabile. Destra: profilo prossimo allo stallo

ha l'efficienza massima e il salto di pressione più elevato senza che le condizioni all'imbocco varino.

Capitolo 3

Processo di ottimizzazione

In questo capitolo verrà specificata la procedura di ottimizzazione del profilo s-shape ARL SL 19. A seguito della descrizione di del processo verranno trattati i risultati per tre differenti configurazioni operative per altrettanti numeri di Mach. A seguito di una precedente ottimizzazione multiobiettivo si effettueranno attraverso l'algoritmo genetico un maggior numero di generazioni per infoltire il fronte di pareto alla ricerca degli individui migliori per operare nelle dette condizioni.

3.1 Procedura ed implementazione

La geometria variabile desiderata parte in ogni caso da una prima geometria di base che dovrà modificarsi fino ad ottenere una nuova forma adatta alle nuove condizioni richieste. La ricerca di questa configurazione prevede che il profilo iniziale venga studiato nelle condizioni di lavoro volute e cambiato di forma per migliorarne le prestazioni. Si necessita quindi di un processo di ottimizzazione per trovare il profilo finale "giusto". L'ottimizzazione di un problema prevede la ricerca di una condizione di ottimo per una data situazione. Nell'ambito ingegneristico di solito riguarda la presenza di una grandezza, parametro o coefficiente fisico-matematico che segua una determinata legge da cui trovare il massimo od il minimo. La preferenza è trovare la condizione di minimo di detto parametro in quanto delimitata dal valore nullo. Essendo tale parametro nella maggior parte dei casi seguente una legge fisica o un certa funzione, il significato particolare dell'ottimizzazione è trovare il minimo di questa funzione. Possono essere valutate più funzioni per volta, il che stabilisce una procedura di ottimizzazione multiobiettivo.

Vengono stabilite inanzitutto le ipotesi di partenza per il processo:

Ipotesi e Parametri

- Processo: algoritmo genetico NSGA-II
- Baseline: profilo ARL SL 19
- Mesh: 2D da 100000 elementi
- Numero di Generazioni: 20
- Numero di Individui per Generazione: 20
- Funzioni da minimizzare: f_1 e f_2
- Funzione f_1 : coefficiente di perdita Ω
- Funzione f_2 : reciproco del rapporto di compressione π
- Condizioni di Velocità in ingresso: Mach=1.3, Mach=1.45, Mach=1.58

Il loop del processo prevede di partire da una generazione zero in cui ci sia la popolazione iniziale da analizzare; questa popolazione è definita in base a condizioni di vincolo che impediscono la creazione di forme troppo distanti dalla baseline. Verranno meshati i venti profili e quindi trovate le funzioni f_1 e f_2 che caratterizzano ogni profilo simulato. I risultati riportati permetteranno all'algoritmo genetico di creare gli individui della generazione successiva per poi ricominciare il ciclo fino all'ultima generazione. Alla fine del numero delle generazioni si avranno quindi tutti gli individui simulati e i relativi valori delle funzioni obiettivo. Plottando dette funzioni si troveranno i fronti di pareto e gli individui migliori, e le loro caratteristiche geometriche, adatti per un possibile *morphing*.

3.1.1 Generazione dei profili e Mesh

Per prima cosa si sono parametrizzati i profili. A partire dalla baseline sono stati riprodotti i profili della generazione zero in ambiente matlab; è stato scelto di applicare la parametrizzazione solo alla metà anteriore del profilo. Infatti quest'ultima è la principale artefice dei fenomeni fisici che avvengono attorno al profilo nelle condizioni di lavoro nella turbomacchina. La parte posteriore, per quanto anch'essa influenzi in maniera più lieve il campo di moto rispetto a quella anteriore, è comunque condizionata da come il flusso interagisce prima con la zona del profilo più avanzata. La parametrizzazione è stata effettuata attraverso la ricostruzione della prima metà della linea media del profilo, con una curva di Bezier con 5 punti di controllo. Per i primi 4 punti di controllo del poligono di Bezier è stata presa come variabile decisionale la coordinata Y, tenendo fissata l'ascissa, mentre per l'ultimo punto di controllo l'ordinata è costante e l'ascissa è variabile. Un ulteriore punto di controllo risulta fissato in toto in quanto punto di congiunzione tra la prima e la seconda metà del profilo, la quale resta indeformata; di conseguenza non può essere parametrizzato o variato. Tutte queste variabili sono racchiuse in un range limitato nell'intorno della *camberline*, definito da vincoli definiti come *upper e lower bounds* per ogni variabile dei punti controllo. In questo modo l'algoritmo genetico nella riproduzione degli individui li manterrà con forme non troppo distanti dal profilo di partenza. La distribuzione degli spessori inoltre è stata ricreata in modo tale che fosse il più possibile prossima a quella della baseline, per far sì che i diversi profili, seppur dissimili tra loro, abbiano il medesimo ingombro nel campo di moto del fluido.

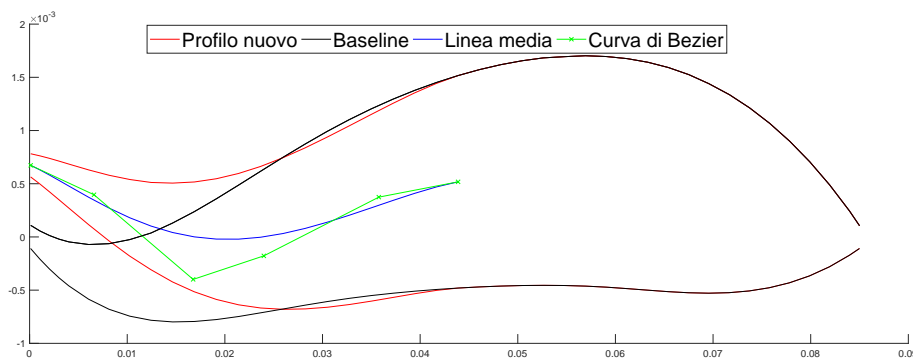


Figura 3.1: Geometria profili da ambiente matlab

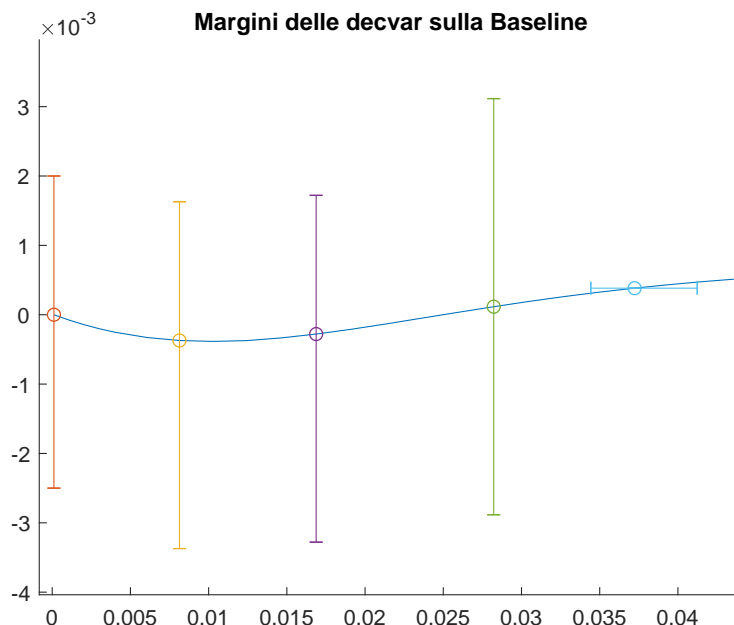


Figura 3.2: Upper e Lower boundaries per le decvar sulla linea media del profilo della baseline.

$$decvar = (y_1, y_2, y_3, y_4, x_5) \tag{3.1}$$

A partire dalla linea media della baseline i limiti superiore e inferiore delle variabili di decisione sono rappresentati in figura 4.29. Fissate le coordinate X delle variabili di decisione (le prime 4, la quinta è fissata in Y) si definiscono i limiti di variabilità di ogni termine di decvar. La distribuzione degli spessori invece resta la stessa per tutti e segue l'andamento che si ha nella baseline. La riproduzione dei profili è stata realizzata in ambiente *Pointwise* con una mesh di 100000 elementi, in cui oltre al campo di moto attorno al profilo stesso, il dominio è stato prolungato anteriormente e posteriormente per rappresentare il condotto di flusso in vista blade to blade. Per la creazione del file di meshatura il processo è parte dal software matlab, in particolare dallo script per la creazione degli individui; il file base di dominio esterno viene caricato da matlab e attraverso il journal si inserisce la forma del profilo voluta opportunamente ruotata e adattata alla mesh. Ogni individuo quindi ha un suo file journal in *Pointwise* per la creazione della mesh, il quale genera inoltre un file .cas per l'immissione in ambiente CFD Ansys Fluent per l'analisi del soggetto.

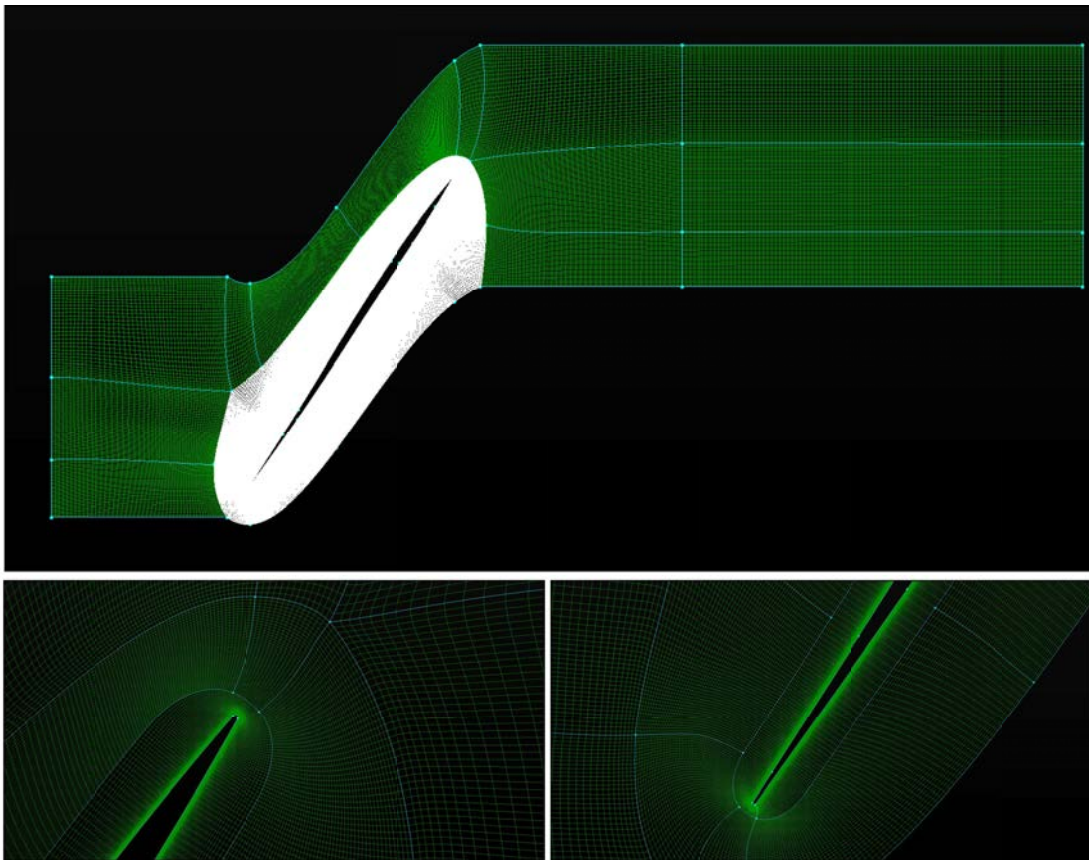


Figura 3.3: Mesh completa. Verde: dominio esterno, Bianco: dominio intorno al profilo

La figura 4.29 rappresenta il campo di moto meshato nel dettaglio. Nell'immagine superiore si vede tutto il condotto, creato da un dominio esterno (verde) che deriva dal file base sopra citato uguale per tutti gli individui simulati. Lo script di matlab per la creazione dei singoli individui provvede a immettere all'interno della zona designata in bianco, il relativo profilo per la simulazione. Nelle due immagini inferiori si nota la struttura della mesh al leading edge (sinistra) e trailing edge (destra).

3.1.2 Loop di Ottimizzazione

Lo schema del processo si può rappresentare con il seguente schema a blocchi in figura 3.4. I blocchi in rosso sono processi in ambiente Matlab, in blu quelli di creazione della mesh in Pointwise (richiamato da Matlab), in verde le simulazioni di Ansys Fluent. Il riquadro giallo comprende tutto ciò che è la fitness function necessaria allo script dell' algoritmo genetico.

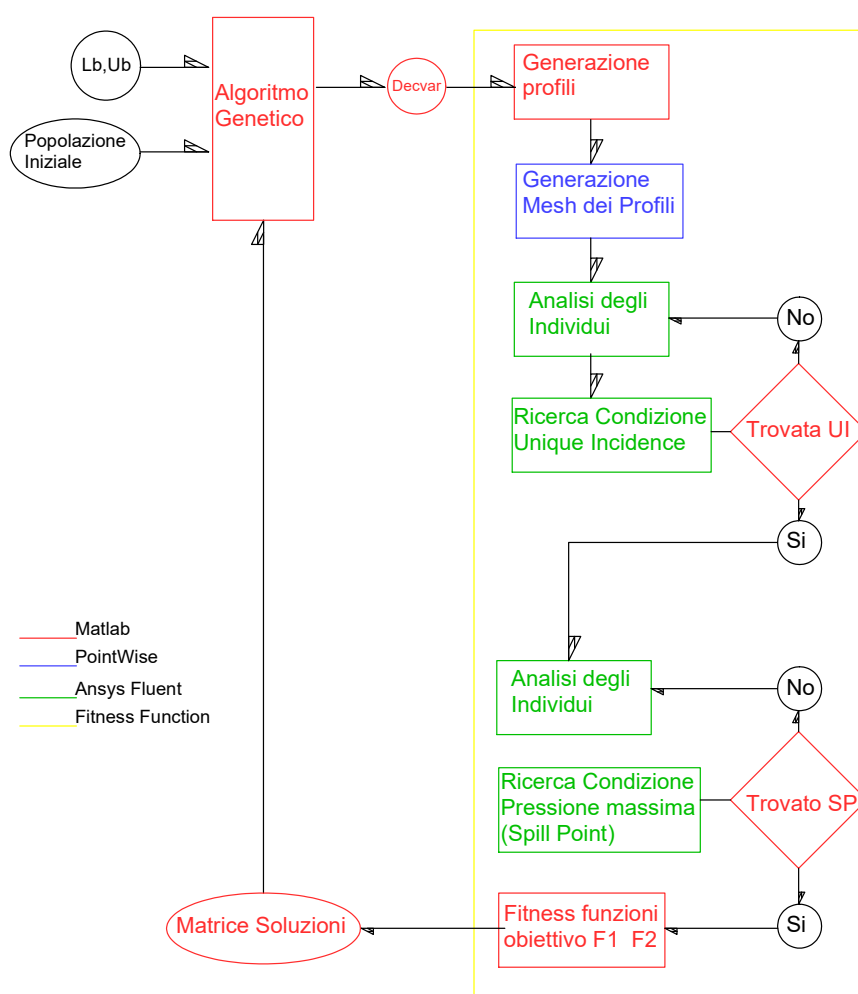


Figura 3.4: Schema a blocchi globale del processo di ottimizzazione

1. Script ottimizzatore

Il loop di ottimizzazione parte dallo script dell'algorithmo genetico gamultiobj. L'algorithmo è del tipo NSGA-II, molto utilizzato per problemi multi obiettivo. È caratterizzato dall'aver un approccio di ordinamento degli individui veloce e non dominato, una procedura che stima la distanza veloce e un operatore di confronto semplice. Può essere riassunto in sei fasi:

- 1. Creazione della popolazione iniziale a partire dai vincoli del problema (in questo caso i punti di Bezier per la curva della linea media e la loro posizione con le costanti ub e lb).
- 2. Ordinamento non dominante della popolazione iniziale. Quindi non esiste un dominio tra gli individui iniziali.
- 3. Assegnazione di una distanza di affollamento sul fronte. Gli individui nella popolazione sono selezionati in base al grado e alla distanza di affollamento.
- 4. Selezione degli individui tramite tornei binari con operatore di confronto affollato.
- 5. Operatore genetico reale codificato. Utilizza un crossover binario simulato e una funzione di mutazione polinomiale.
- 6. Ricombinazione e selezione tra la prole degli individui combinati e gli individui stessi. La generazione nuova è riempita da ciascun fronte attuale fino a superare la dimensione della generazione attuale. [5]

Le variabili del problema sono la generazione corrente, l'individuo della generazione corrente, la matrice di soluzioni e la popolazione di individui per la data generazione. Quest'ultima all'inizio del processo è definita a parte in base a un diverso script che fornisce la generazione cosiddetta zero. Successivamente non appena il primo ciclo sarà terminato, la popolazione in input sarà generata dall'algorithmo stesso in base ai risultati ottenuti. In uscita viene creata la matrice *decvar*, che fornisce le variabili decisionali su cui impostare i profili da creare e meshare successivamente.

$$decvar = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \dots & x_{1,5} \\ x_{21} & x_{22} & \dots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{20,1} & \dots & \dots & x_{20,5} \end{bmatrix}$$

Questa matrice andrà poi a integrarsi con la variabile Sol. Sol è una matrice composta da tutte le decvar ricavate fino alla generazione corrente, con l'aggiunta di una sesta e settima colonna, che sono rispettivamente i valori delle funzioni obiettivo f_1 e f_2 .

$$Sol = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \dots & x_{1,5} & f_1 & f_2 \\ x_{21} & x_{22} & \dots & \dots & \dots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & \dots & \dots & \vdots \\ \vdots & \dots & \dots & \dots & \dots & \vdots \end{bmatrix}$$

La Sol tiene conto quindi di tutti gli individui simulati fino a quel momento e delle relative funzioni obiettivo. Al termine di tutto il processo la Sol diverrà un matrice (numero generazioni X numero individui,7), in questo caso una 400x7.

2. Fitness Function

La fitness function comprende in sostanza l'intero processo, a partire dalla creazione dei profili e relativa mesh e file.cas per il software CFD, alla definizione delle funzioni obiettivo e journal di fluent per la ricerca delle condizioni di *Unique Incidence* e compressione massima. Viene effettuato in primis un check sugli individui somministrati alla funzione per escludere potenziali doppioni da analisi precedenti; si tratta di un processo di elitismo per evitare che lo stesso individuo venga simulato più volte. Se all'interno della matrice decvar viene rilevato un individuo che abbia gli stessi valori in una riga della matrice Sol, a tale individuo vengono assegnati nella nuova matrice soluzioni i medesimi valori di f_1 e f_2 . Una volta completato l'elitismo, lo script passa alla stesura e applicazione dei file journal per le condizioni lavorative richieste. In primo luogo viene svolta la sequenza per la unique incidence, in cui una volta fissati i parametri fisici di partenza, il software matlab richiama Ansys Fluent per la simulazione. Tali parametri sono la pressione a valle in condizioni di unique incidence, l'angolo di incidenza impostato β_1 e un valore del coefficiente di perdita Ω di primo tentativo che verrà aggiornato durante tutte le iterazioni del ciclo. A seguito della simulazione nel software CFD, i parametri avranno dei valori modificati per ogni iterazione fino ad arrivare alla convergenza o alla fine del numero di iterazioni impostato. Questi ultimi verranno usati per la seconda simulazione, quella per la ricerca della pressione massima in condizioni di unique incidence, cioè lo spill point. Anche in questo caso si procederà iterativamente come sopra. Una volta salvati i risultati, vengono

trovate le quantità delle funzioni obiettivo per l'individuo corrente e salvate all'interno della matrice delle soluzioni nella riga i -esima, ove sono presenti le sue variabili di decisione. Terminati gli individui della generazione il calcolatore aggiorna il numero della generazione e ricrea a partire dalla matrice delle soluzioni un nuovo slot di variabili di decisione per la generazione successiva. Ricostruiti i nuovi profili e generate le relative mesh il processo ricomincia il suo ciclo fino al termine delle generazioni previste.[6]

3.1.3 Funzioni Obiettivo

Le funzioni obiettivo da minimizzare riguardano i parametri di coefficiente di perdita Ω e il rapporto di compressione massimo π . Le funzioni sono definite come:

$$f_1 = \Omega \quad (3.2)$$

$$f_2 = \frac{10^4}{p_{2max}} \quad (3.3)$$

Entrambe le funzioni sono calcolate alla fine di un processo iterativo in cui vengono ricercate prima la condizione di unique incidence e poi la condizione di pressione massima a valle, cioè la condizione limite prima dello spill point. Da sottolineare che la f_2 ha la pressione massima al denominatore, e che il suo valore è moltiplicato per 10^4 solo a fini di scalatura sul piano cartesiano quando dovrà essere graficata insieme a f_1 . Volendo quindi aumentare la pressione in uscita per migliorare il rapporto di compressione, è giusto che la relativa funzione obiettivo tenda a diminuire. Dalle formule relative a Ω e π_c si vede come siano correlate le funzioni obiettivo nella ricerca degli ottimi; il coefficiente di perdita è in funzione delle pressioni totali in ingresso e uscita e della pressione statica in input. Una volta fissato il numero di Mach e la pressione totale a monte della schiera, la pressione statica p_1 viene bloccata anch'essa. L'unica variabile restante è la pressione totale p_{02} . Per ridurre il termine Ω serve che quest'ultima sia molto vicina al valore di p_{01} per avere il numeratore tendente a zero. Allo stesso tempo si vuole massimizzare il rapporto di compressione, quindi massimizzare p_2 statica. Nella schiera a causa delle onde d'urto la pressione totale del flusso calerà, perchè, nonostante si abbia una compressione, il carico cinetico diminuisce di più di quanto non aumenti quello statico. La tendenza quindi sarebbe volere che la pressione totale non cali troppo, e che quella statica aumenti

velocemente il suo quantitativo e di notevole entità. Se si valuta la funzione di Ω , sostituendo la p_{02} in funzione di p_2 e M_2 , dalle relazioni isoentropiche locali a valle della schiera, si avrà:

$$\Omega = \frac{p_{01} - p_2 * f(M_2)}{p_{01} - p_1} \quad (3.4)$$

La funzione $f(M_2)$ sarà sicuramente un termine positivo e maggiore di 1, per cui per avere Ω ridotto è necessario avere una p_2 . Quindi in pratica l'ottimizzazione diventa quasi una mono obiettivo in termini di maggiore pressione statica in uscita. In base quanto sopra citato, si sono utilizzati gli script per la ricerca delle due condizioni fondamentali per le schiere supersoniche.

Ricerca della Unique Incidence Il seguente schema a blocchi illustra il processo iterativo per la ricerca della condizione di unique incidence, applicato per ogni individuo nell'ottimizzazione.

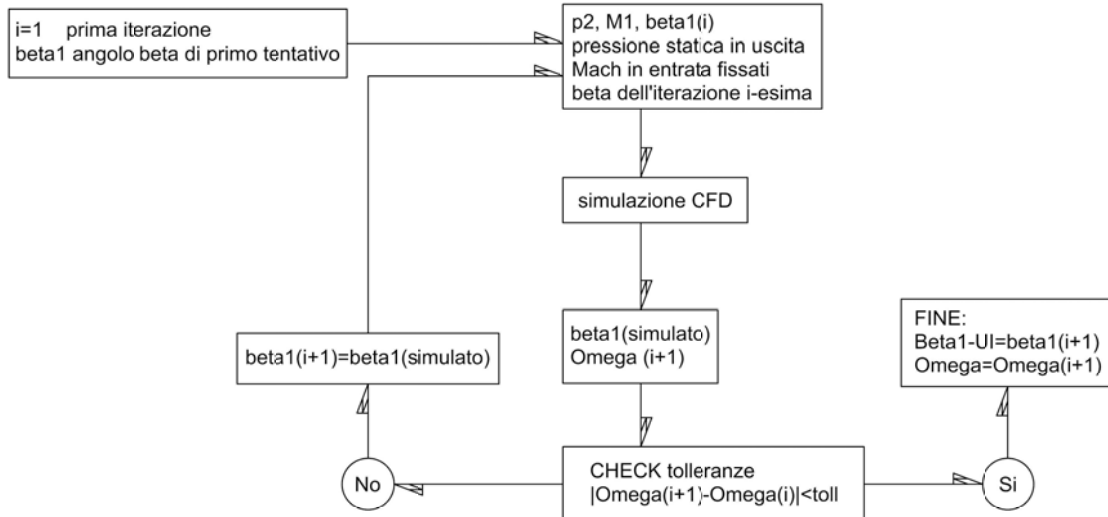


Figura 3.5: Schema a blocchi per condizione di Unique Incidence.

Lo schema riporta in input un β_1 di primo tentativo che compone, insieme alla pressione a valle e al Mach in ingresso, le caratteristiche principali del flusso attorno al profilo. Al pari di questi,

è impostato un coefficiente Ω nullo. Partita la simulazione CFD si trova l' Ω di secondo tentativo, di cui viene fatto un check per vedere se è raggiunta la tolleranza di errore minore di 10^{-5} . Se è soddisfatta si avrà in output i valori di β_1 UI e Ω UI, mentre se non lo fosse l'angolo β_1 viene modificato in base alla legge:

$$\beta_1^{i+1} = \beta_1 + \frac{(1.3 - M1) * (\beta_1 - \beta_1^{i-1})}{(M1 - M1^{i-1})} \quad (3.5)$$

Viene così trovato un nuovo angolo β_1 e la simulazione riparte per altre 10 iterate a meno del raggiungimento della convergenza prima dell'ultima iterata. Terminato il processo di ricerca della unique incidence i dati vengono salvati per il successivo step di ricerca dello spill point.

Ricerca della pressione massima a valle

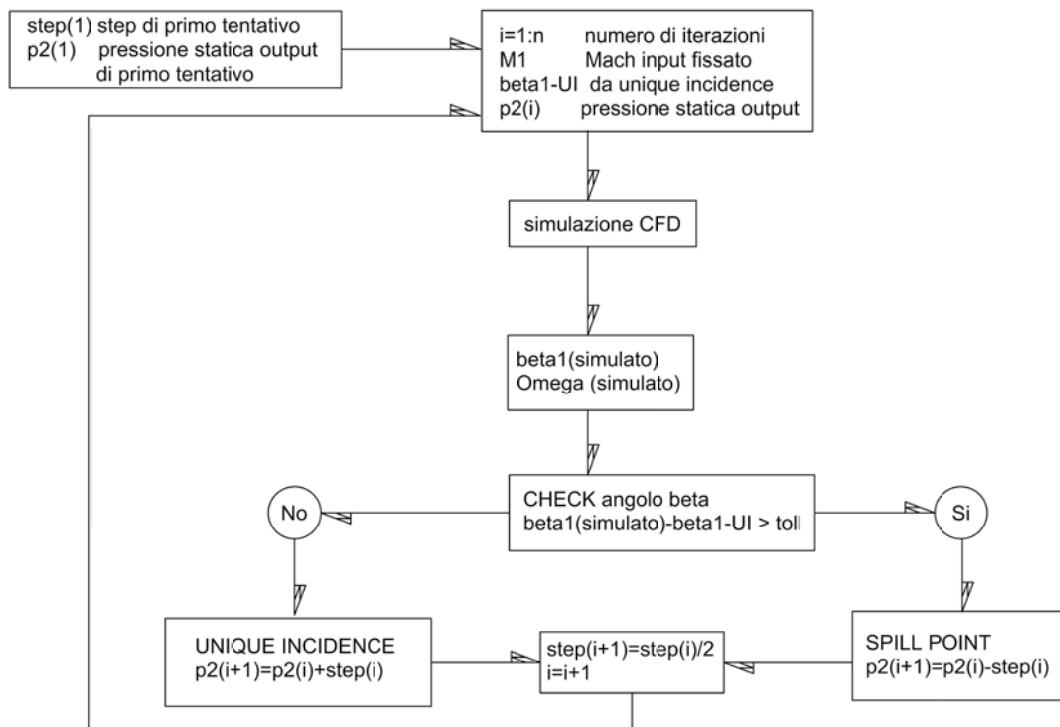


Figura 3.6: Schema a blocchi per la ricerca della pressione massima da Unique Incidence (limite di Spill point)

Nella seconda serie di iterazioni si vuole invece trovare la condizione limite di spill point. A partire dalla condizione di Unique incidence è necessario aumentare la pressione a valle senza che questa modifichi le condizioni d'ingresso. L'aumento viene effettuato attraverso step di pressione relativamente piccoli, rispetto al valore di pressione stesso, in modo tale da circoscrivere in un range limitato il punto con la compressione massima. Il processo è iterativo step by step fino al giungere a condizioni di lavoro in spill point. Questo provoca un cambiamento dell'angolo incidente β_1 e di conseguenza l'insorgere dello spill point quando questo cambiamento è più grande della tolleranza di β_1 . Lo script quindi prevede la retrocessione di uno step alla condizione appena precedente e validata, per poi rieseguire l'aumento di pressione nell'iterata successiva con uno step dimezzato. La sequenza viene ripetuta fino al raggiungimento della tolleranza desiderata. In caso di mancata convergenza, sia per la UI che per lo SP, l'algoritmo assegna valori impostati delle funzioni obiettivo pari a 1 in modo tale da eliminare dalla scelta degli ottimi quegli individui.[6]

Capitolo 4

Analisi dei risultati

Per ogni caso in esame i risultati sono trattati partendo dai parametri di ottimizzazione. Vengono definite le pressioni a valle, che saranno diverse ovviamente tra condizioni di uniche incidence e spill per un dato numero di mach in ingresso. In sostanza le grandezze statiche in ingresso restano fissate per tutti i mach esaminati, mentre le condizioni a valle cambieranno.

In sequenza verranno valutati come si distribuiscono tutti i profili simulati in un piano cartesiano dettato dalle funzioni obiettivo, da cui si potranno estrarre i fronti di pareto necessari a determinare gli ottimi della popolazione. Dal fronte si estrarranno quindi l'individuo che abbia la migliore f_1 (minor coefficiente di perdita Ω), quello con la migliore f_2 (massima pressione in uscita, quindi miglior rapporto di compressione), e infine il miglior compromesso tra le due funzioni. Una volta trovati tali individui saranno confrontati con la baseline di partenza in termini di geometria, di campo di moto e di distribuzione delle grandezze attorno al profilo. Il confronto è necessario non solo per evidenziare il miglioramento delle prestazioni della nuova forma, ma anche per determinare come questi miglioramenti avvengano in base alla nuova geometria e per verificare che i profili di partenza ed arrivo possano avere in qualche modo una metrica di deformazione plausibile. Le grandezze di stato di base in ingresso sono pressione e temperatura totali. Una volta fissate per la prima ottimizzazione a Mach 1.3, si ricaveranno le relative grandezze statiche.

Tabella 4.1: Ipotesi

Grandezza	Simbolo	Valore
Pressione Totale	p_0	101322 Pa
Temperatura Totale	T_0	310 K

Queste ultime resteranno fissate anche per le altre due ottimizzazioni a diversi Mach, con l'intento di voler simulare lo stesso flusso entrante ma accelerato rispetto al caso precedente fino alla condizione limite di Mach 1.58. In questo modo si vuole simulare meglio come si comporti un profilo in cui le condizioni di velocità aumentino in ingresso e quali geometrie possano compensare le perdite o migliorare le prestazioni della schiera. Per ogni individuo analizzato verranno proposti i counturs delle situazioni di unique incidence e spill point, confrontati con lo spill point della baseline, con un fringe della legenda che avrà lo stesso range per tutti, in modo da evidenziare le differenze tra i profili.

4.1 Ottimizzazione per Mach 1.3

Il primo caso pone Mach pari a 1.3; di conseguenza pressione e temperatura statiche sono $p=36570$ Pa e $T=231$ K, ricavate a partire dalle grandezze totali. In prima istanza viene riportato tutto l'insieme degli individui nel piano cartesiano f_1 e f_2 con lo script Paretofronts dai tool di matlab. Vengono evidenziati per colore diverso gli individui appartenenti a fronti di pareto differenti; in blu vi sono gli elementi con bassa fitness, mentre in rosso sono i casi con le fitness migliori (altri colori determinano fronti intermedi). Tutti le coordinate sono plottate con valori normalizzati rispetto alla baseline, segnalata da un pallino azzurro in coordinate (1;1), così da evidenziare il guadagno delle funzioni obiettivo in percentuale. Si può vedere come la progressione delle simulazioni abbia portato a individui con una fitness migliore per entrambe le funzioni; seguendo l'ultimo fronte di pareto (quello rosso) si può vedere come quest'ultimo segua una sorta di iperbole al di sotto del punto della baseline.

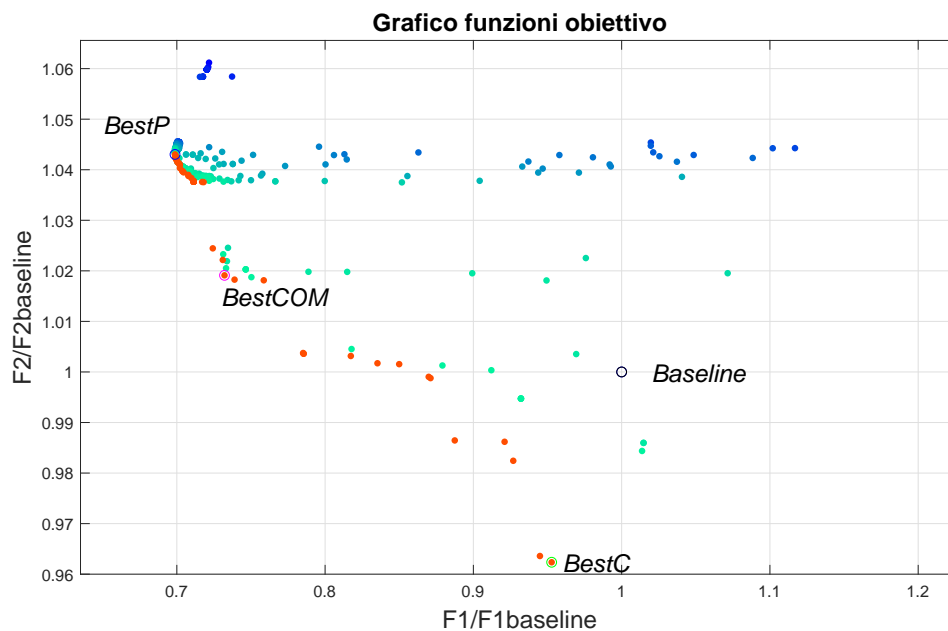


Figura 4.1: Grafico funzioni obiettivo normalizzate per flusso a Mach 1.3.

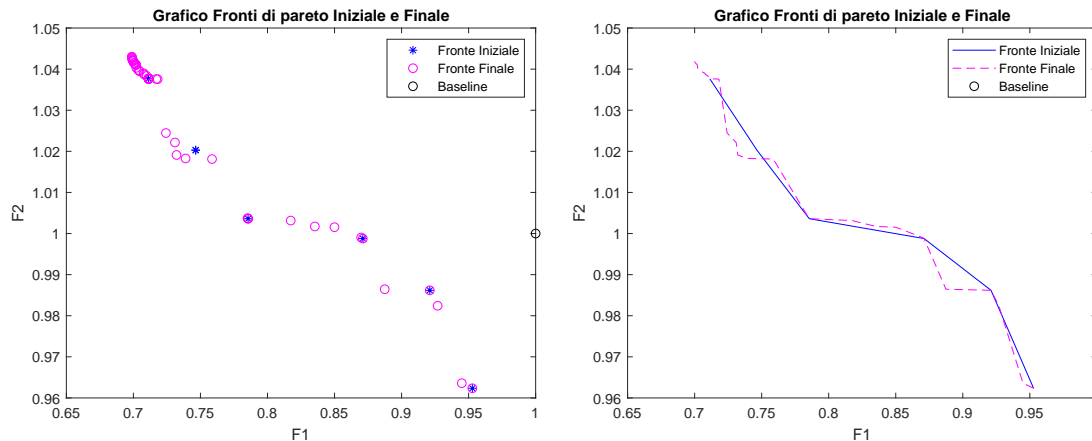


Figura 4.2: Fronti di pareto Iniziale (blu) e Finale (rosso), in distribuzione di punti e linee di fronte.

A seguito di una ottimizzazione precedente, fatta da 8 generazioni a 20 individui ciascuna, si possono mettere a confronto i migliori fronti di pareto. Le immagini in figura 4.26 mostrano come già a seguito di queste generazioni si possa identificare un fronte che si posizioni vicino a quello ottenuto dalle 20 generazioni successive. Il fronte tende non a spostarsi verso fitness nettamente migliori, ma tende ad infittirsi di individui. Da questo è possibile vedere come si siano raggiunti abbastanza velocemente i risultati ultimi dell'ottimizzazione, e che l'infittimento rinforzi il processo dando un insieme di risultati ottimali più grande.

Tra gli individui dell'ultimo fronte sono stato scelti tre individui caratterizzanti: miglior coefficiente di perdita, denominato *BestP*, miglior rapporto di compressione, chiamato *BestC*, e il miglior compromesso tra le due funzioni, *BestCOM*. Evidenziandoli nel grafico dei fronti si nota il gap tra gli individui stessi e la baseline in termini di funzioni obiettivo. Mettendo a confronto le geometrie dei singoli Best-i con la baseline, si risalta la differenza di forma nei 3 casi, e quindi la diversità di comportamento del flusso nei campi di moto simulati. Di seguito sono riportati i diversi profili confrontati ognuno con la baseline, partendo dall'individuo di miglior rapporto di compressione, passando per quello con miglior coefficiente di perdita e arrivare al miglior compromesso.

Baseline-BestC 1.3

Il BestC presenta i seguenti valori di guadagno rispetto alla baseline:

	Ω	π	β_1	Guadagno Ω	Guadagno π
Baseline	0.0751	1.801	59.47		
BestC	0.07155	1.8524	60.0989	-4.72%	+3.76%

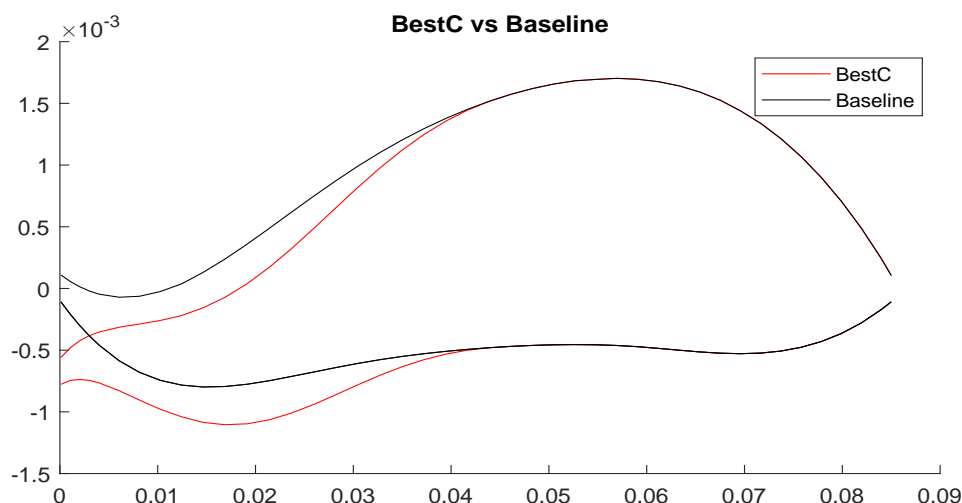


Figura 4.3: BestC vs Baseline 1.3

Questo individuo si trova al limite in basso a destra del fronte di pareto rosso della figura 4.1. Numerato come individuo numero 3 dell'intera simulazione, significa che è il terzo individuo della prima generazione. Presenta un'ascissa, cioè f_1 , poco inferiore alla baseline (quindi il coefficiente di perdita è migliorato) e un'ordinata di alcuni punti percentuali inferiore, quindi un miglioramento del rapporto di compressione π_c . L'analisi fluidodinamica riportata nelle figure 4.4 e 4.5 mostra i comportamenti dei profili investiti dal flusso con Mach entrante 1.3. A partire dalla baseline in spill point si vedono i casi di unique incidence e spill point per l'individuo selezionato.

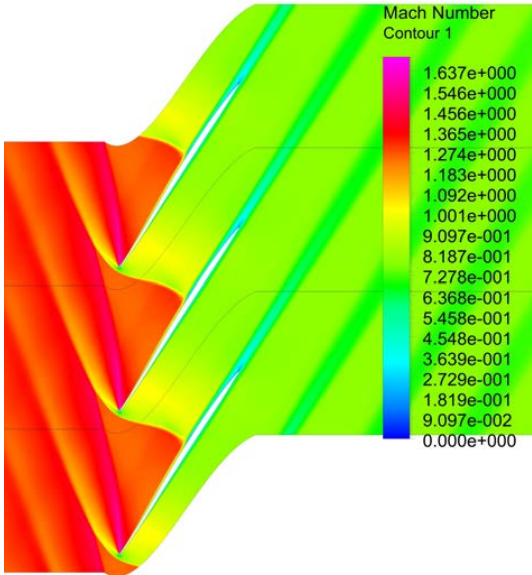


Figura 4.4: Baseline a Mach 1.3 in condizioni di spill point

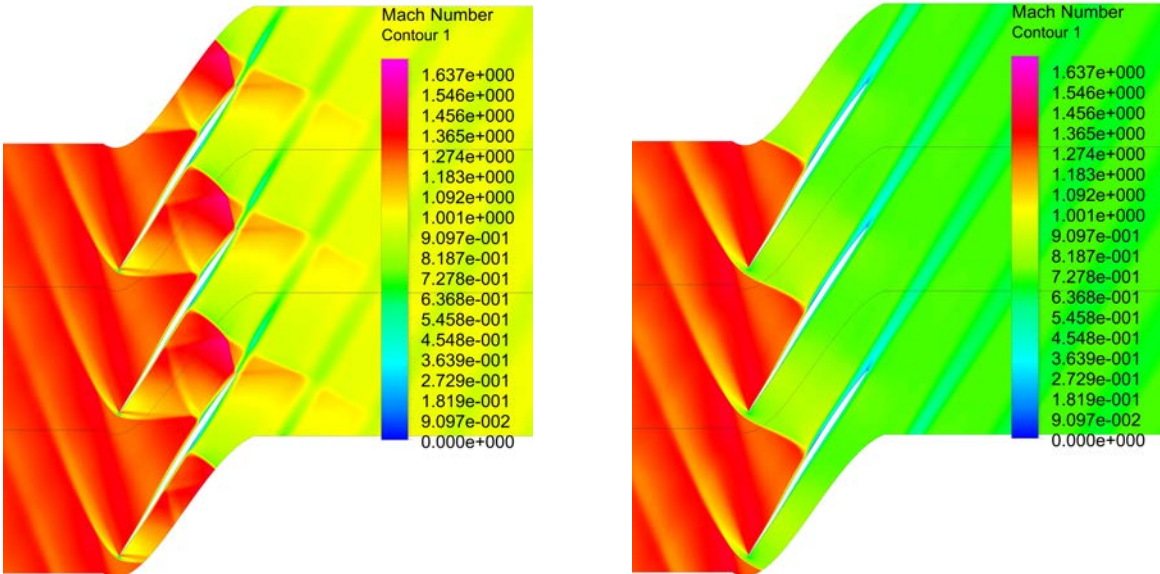


Figura 4.5: Profilo con miglior rapporto di compressione in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)

La forma del profilo di miglior rapporto di compressione è sostanzialmente diversa dalla baseline. La linea media in questo caso presenta 2 punti di flesso e il leading edge è posizionato più in basso rispetto alla baseline. La curvatura verso il basso della punta del profilo evita il ventaglio di espansione sul suction side che accelera il flusso, come invece succede nella baseline, ma anzi lo precomprime prima dell'inserimento nel canale di passaggio. Questo ventaglio si verifica subito dopo, quando la concavità è cambiata ma essendo la curvatura abbastanza lieve si hanno le onde di Prandtl-Meyer che non andranno ad unirsi in un'unica onda. Nella baseline, dai counturs del mach si può vedere come invece la zona interessata dal ventaglio sia meno elevata, quindi più intensa. Al trailing edge ci sono fenomeni di distacco di stato limite, che cominciano già dalla mezzeria della corda, subito dopo l'onda nel canale di passaggio. Nonostante gli effetti di strato limite siano più rilevanti a causa dell'onda d'urto più intensa rispetto alla baseline, il valore del coefficiente di perdita rimane circa quello della baseline stessa. Comunque il vantaggio di pochi punti percentuali di rapporto di compressione non giustifica il coefficiente di perdita, che rispetto alla baseline è di poco inferiore.

Baseline-BestP 1.3

Il confronto successivo è tra la baseline e il profilo *BestP*, cioè quello con il miglior coefficiente di perdita. Esso si posiziona come estremo punto in alto a sinistra del fronte di pareto, avendo il minor Ω a scapito di una perdita nel rapporto di compressione π . Si tratta dell'individuo numero 15 della generazione 20, alla 395-esima riga della matrice Sol che comprende tutti le decvar e funzioni obiettivo dell'ottimizzazione. Dai valori normalizzati delle funzioni obiettivo si possono vedere i gap di guadagno in termini di Ω e di perdita per quanto riguarda π . Dall'analisi della geometria si nota subito come la linea media del profilo abbia una curvatura nettamente meno pronunciata. Il punto di leading edge ha una coordinata Y maggiore dell'1 per cento della corda rispetto alla baseline. A causa della posizione più rialzata del punto d'attacco, il pressure side è costretto ad avere una forma più incurvata per seguire la linea del profilo. Il suction side ha una curvatura quasi nulla che lo rende quasi piatto. La linea media inoltre non presenta punti di flesso (a parte quello di raccordo con la seconda metà del profilo), a differenza della linea media della baseline che produce un punto di flesso a un quarto di corda dal leading edge.

	Ω	π	β_1	Guadagno Ω	Guadagno π
Baseline	0.0751	1.801	59.47		
BestP	0.05248	1.7142	58.019	-30.11%	-4.82%

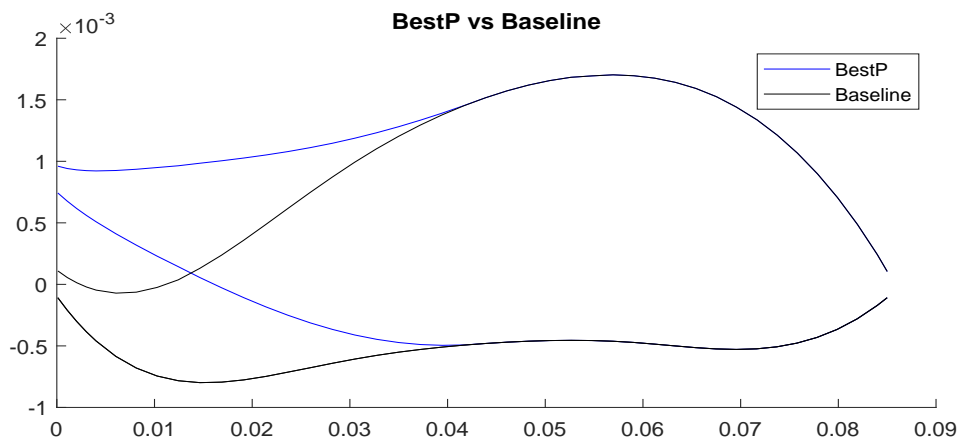


Figura 4.6: BestP vs Baseline 1.3

Partendo dalle condizioni solo di unique incidence (figura 4.8 a sinistra), il profilo *BestP* presenta un *bow shock* di forza inferiore e più vicino al leading edge rispetto a quello nella baseline;

come predetto, il ramo inferiore va a collegarsi con il suction side del profilo seguente con un urto a Y appena dopo la metà del profilo. La parte normale di questo urto a Y è abbastanza ridotta rispetto al passo della schiera. Nel pressure side invece a metà corda si può vedere l'onda d'urto normale alla fine del canale di passaggio. In coda al profilo dai contours dei numeri di mach è evidente come la scia in coda abbia una zona molto limitata di fenomeni dissipativi rispetto alla baseline. La parte più rilevante è come la nuova forma del suction side, praticamente diritto, impedisca la formazione del ventaglio di compressione presente invece nella baseline. Il flusso non presenta più l'accelerazione nella frazione anteriore del suction side e le perdite diminuiscono. Nelle condizioni di spill point (figura 4.8 a destra), l'onda d'urto normale è risalita nel condotto tanto da collegarsi al ramo inferiore del *bow shock*. In questa situazione l'intensità minore dell'onda nel canale di passaggio ha contenuto le perdite dovute al distacco di strato limite al suction side. Questo spiega un calo drastico di Ω e una migliore efficienza della schiera.

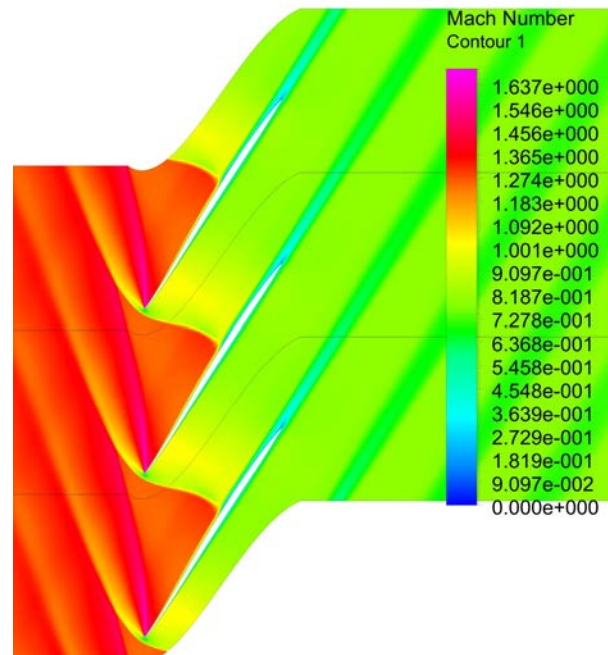


Figura 4.7: Baseline a Mach 1.3 in condizioni di spill point

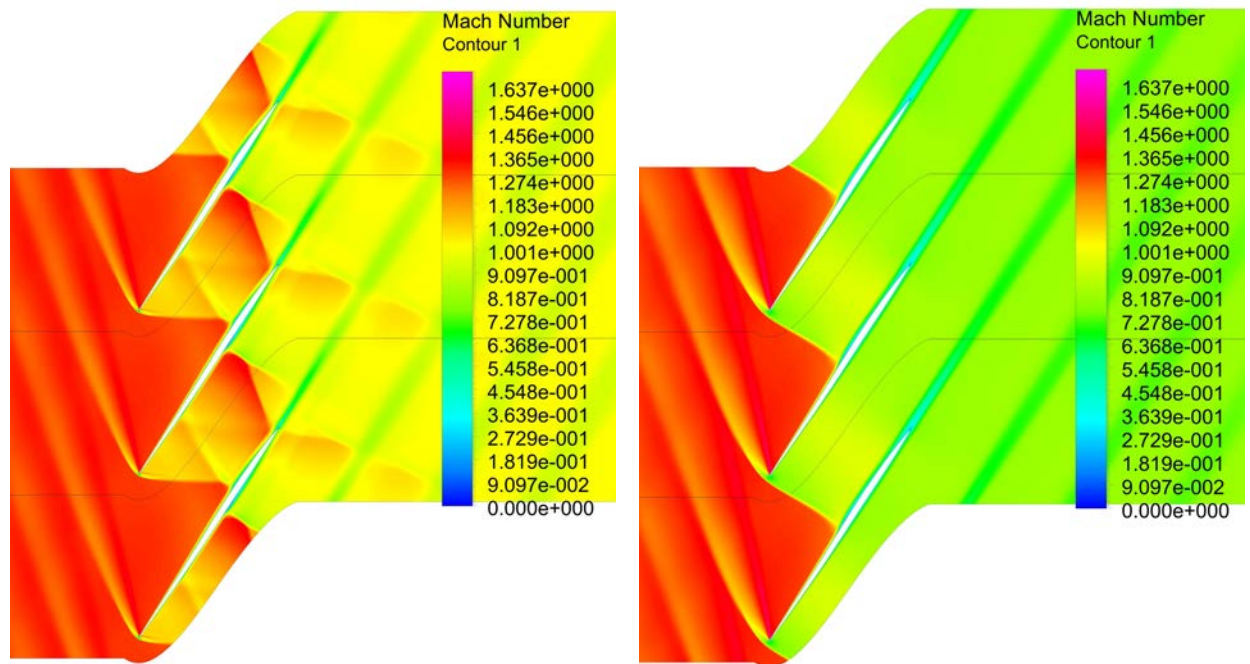


Figura 4.8: Profilo con miglior coefficiente di perdita in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)

Baseline-BestCOM 1.3

Il profilo di maggior interesse è il BestCOM. La sua posizione nel diagramma dei fronti di pareto indica un buon guadagno in termini di coefficiente di perdita Ω in aggiunta a un leggero miglioramento del rapporto di compressione. Si presenta non dissimile al BestP, ma con una curvatura della linea media un pò più accentuata. In pratica riproduce molto quello che è la geometria della baseline, ma con il leading edge rialzato e la camber line più dolce nella curvatura. Il pressure side per cui è più incurvato.

	Ω	π	β_1	Guadagno Ω	Guadagno π
Baseline	0.0751	1.801	59.47		
BestP	0.05499	1.7674	58.4816	-26.78%	-1.79%

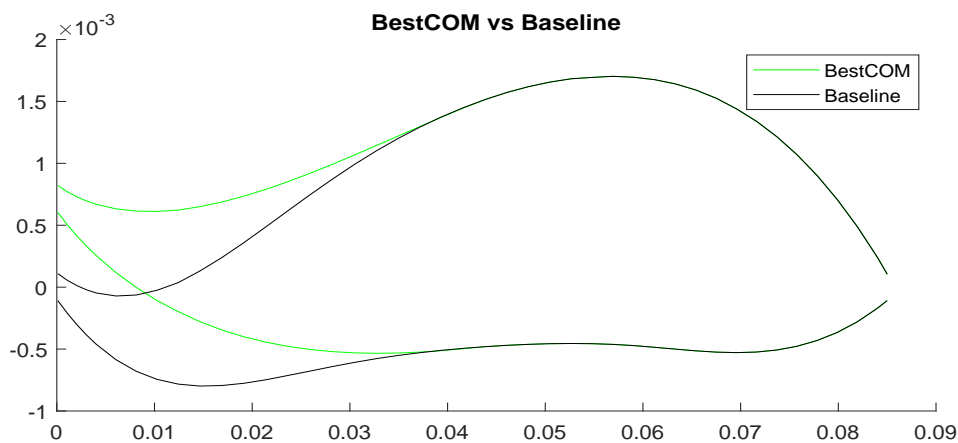


Figura 4.9: BestCOM vs Baseline 1.3

In questo individuo simulato si è cercato di trovare la miglior condizione intermedia tra Ω e π_c . Il fronte di pareto in figura 4.1 presenta una serie di individui con la f_2 simile alla baseline e un guadagno su f_1 di circa il 20%. Proseguendo lungo il fronte verso sinistra, vi è un'altra serie di individui che hanno una fitness di f_2 di poco peggiorativa rispetto alla baseline, ma un guadagno in termini di f_1 attorno al 25%. La scelta quindi è stata fatta su quest'ultima rosa di individui, in particolare con quello con la funzione f_2 migliore. Il risultato è l'individuo numero 46 (3 generazione, sesto individuo).

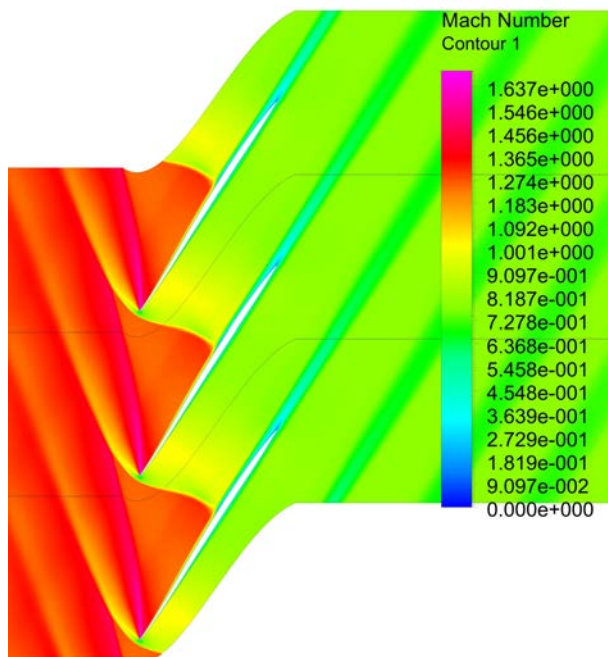


Figura 4.10: Baseline a Mach 1.3 in condizioni di spill point

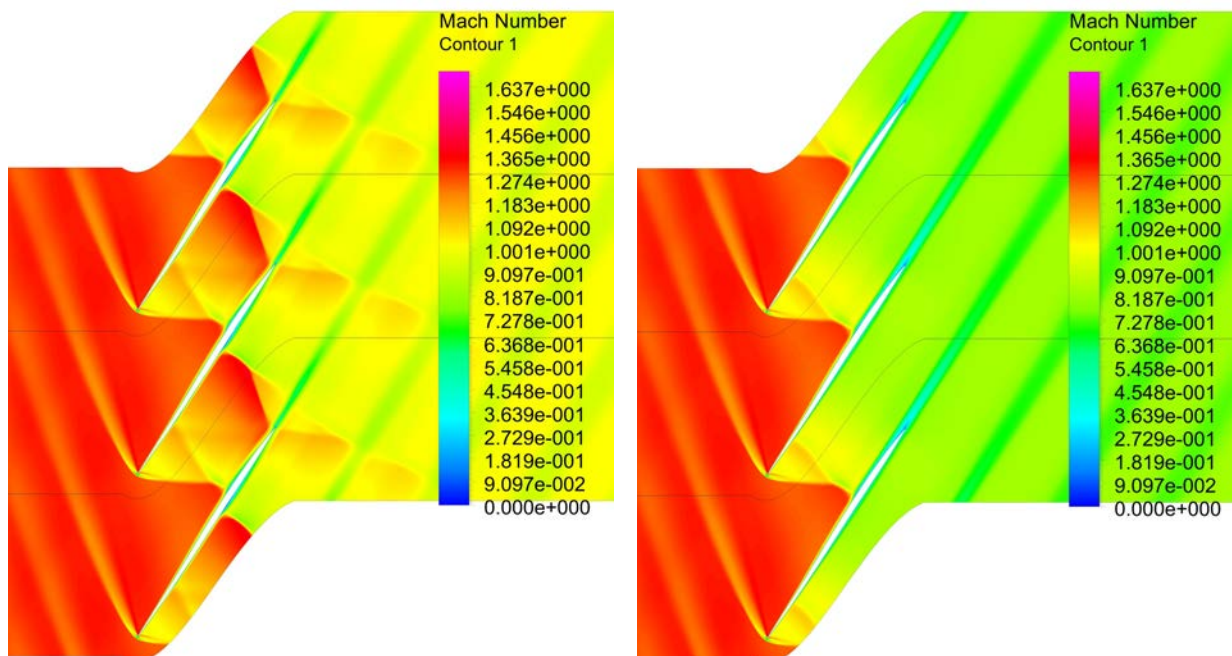


Figura 4.11: Profilo di miglior compromesso tra coefficiente di perdita e rapporto di compressione in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)

Si hanno le condizioni simili al *BestP*. Da notare che alle medesime condizioni della baseline in spill point, il profilo *BestCOM* presenta nel canale di passaggio un urto a Y. L'individuo in particolare ha concluso tutte le iterate per la ricerca della pressione massima senza arrivare alla condizione limite di vero e proprio spill point. Questo indica la presenza di margine di miglioramento sia per Ω che per π_c .

Mettendo insieme i diversi profili si possono paragonare le diverse geometrie e i relativi valori delle funzioni obiettivo. Si vede come le soluzioni di miglior compromesso e miglior coefficiente di perdita offrano un miglioramento consistente di Ω . Lo stesso non si può dire per il profilo *BestC*, la cui modifica della geometria consente un aumento del rapporto di compressione minore del 4%.

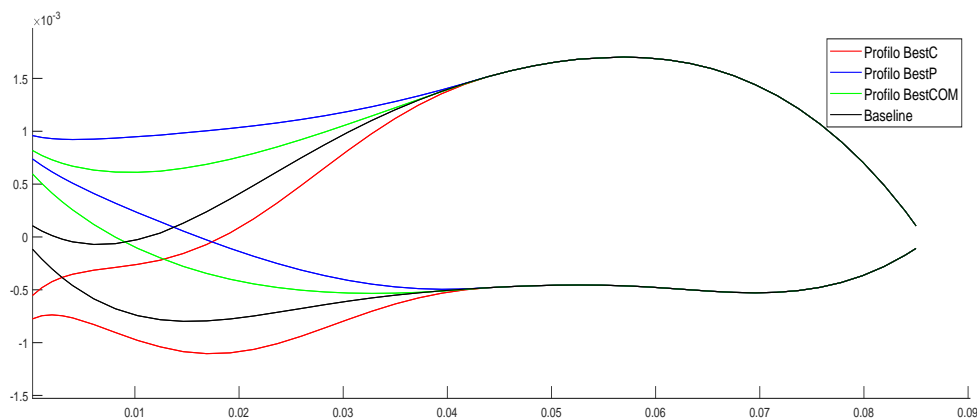


Figura 4.12: Geometrie dei Profili a confronto (scalate in ordinata)

	f1	1/f2	M1	β_1	π	Ω
Baseline	1	1	1.3000	59.47	1.801	0.0751
BestC	0.9528	1.0391	1.3002	60.0989	1.8524	0.0716
BestP	0.6988	0.9587	1.3002	58.0190	1.7142	0.0525
BestCOM	0.7322	0.9812	1.3002	58.4816	1.7674	0.0550

Tabella 4.2: Tabella grandezze dei profili a confronto a Mach 1.3

4.2 Ottimizzazione per Mach 1.45

I fronti di pareto per l'ottimizzazione a Mach 1.45 si dispongono nel piano f_1 e f_2 sostanzialmente come nella precedente casistica a 1.3. Esso è caratterizzato da diversi individui che si dispongono a vari livelli di f_2 a causa del metodo di risoluzione a intervalli di pressione per la ricerca della pressione massima in uscita. Il fronte ultimo determina un discreto aumento delle prestazioni sia per quanto riguarda Ω che π .

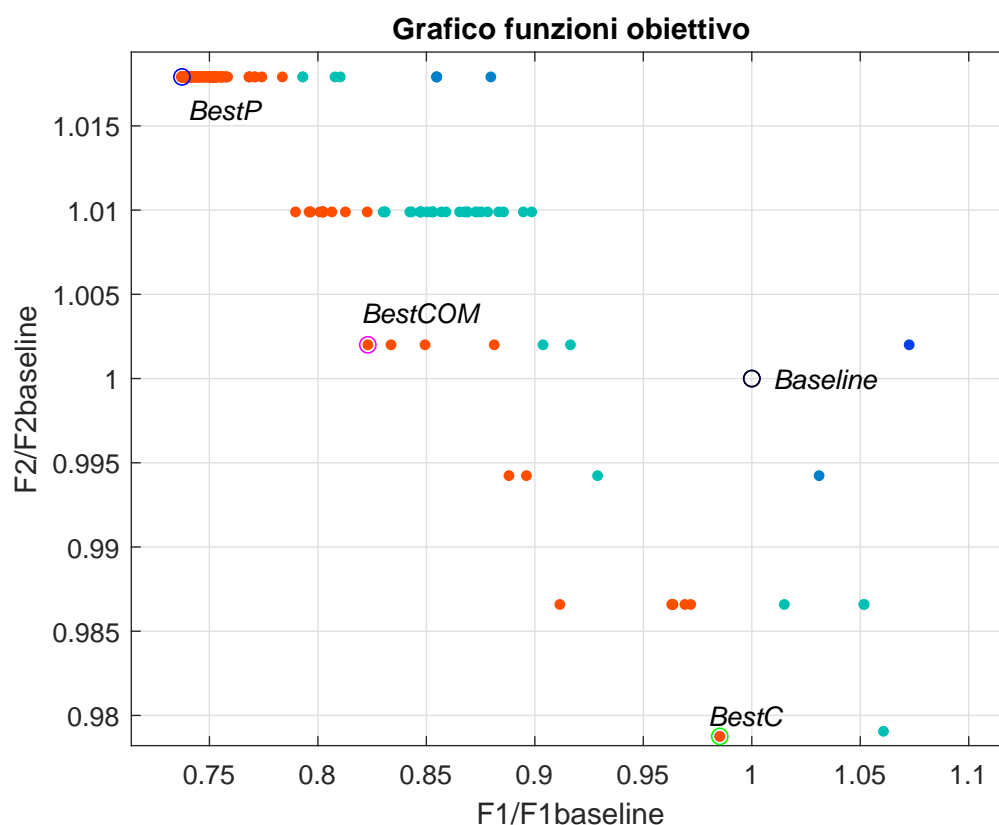


Figura 4.13: Grafico funzioni obiettivo normalizzate per flusso a Mach 1.45.

Anche in questo caso, confrontando quanto fatto con l'ottimizzazione precedente (Casoni 2018) si vede l'infittimento del fronte di pareto con una tendenza a popolare maggiormente la zona per valori bassi del coefficiente di perdita.

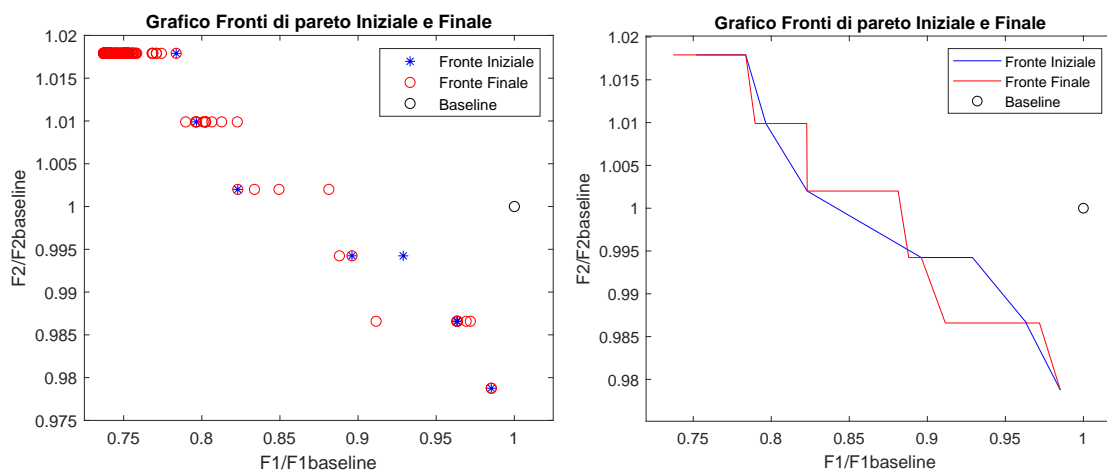


Figura 4.14: Fronti di pareto Iniziale (blu) e Finale (rosso), in distribuzione di punti e linee di fronte.

Baseline-BestC 1.45

Il profilo con il miglior rapporto di compressione segue la falsa riga di quello per l'ottimizzazione a 1.3.

	Ω	π	β_1	Guadagno Ω	Guadagno π
Baseline	0.1017	2.192	59.06		
BestC	0.1002	2.2262	59.62	-1.47%	+1.5%

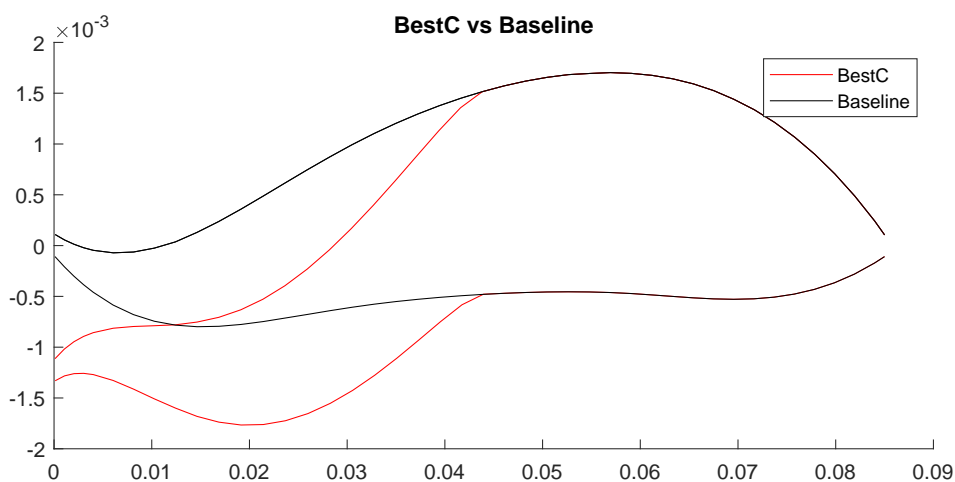


Figura 4.15: BestC vs Baseline 1.45

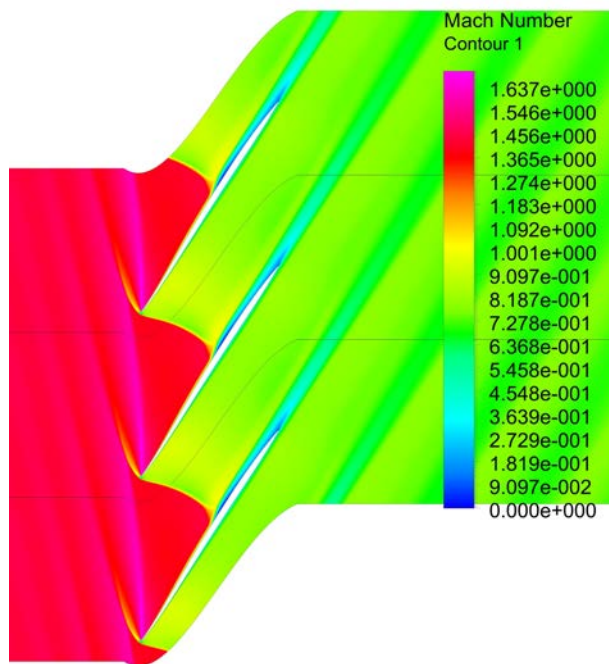


Figura 4.16: Baseline a Mach 1.45 in condizioni di spill point

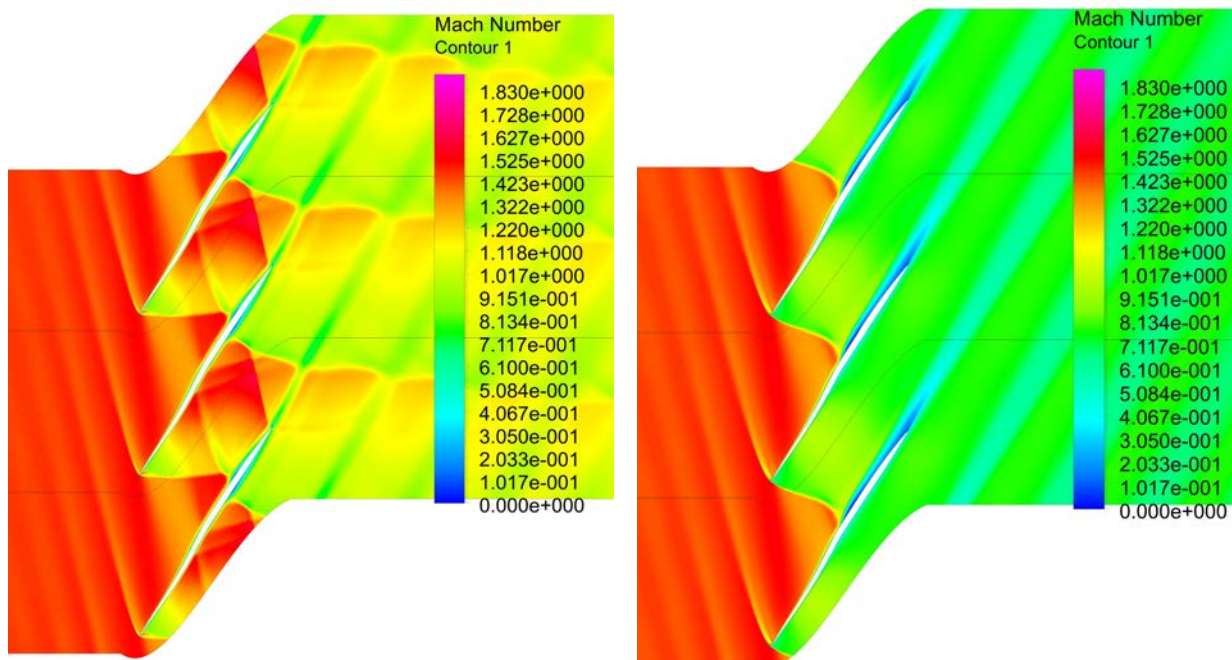


Figura 4.17: Profilo con miglior rapporto di compressione in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)

Si mantengono i due punti di flesso che inclinano con concavità opposte la parte frontale del profilo. In questo caso però il leading edge si sposta verso il basso di una distanza doppia rispetto al caso precedente omologo; questo spostamento comporta che tutta la prima metà del profilo sia più al di sotto. Al punto di raccordo tra la prima parte e la seconda, che si ricorda essere fissata, la continuità della forma è "interrotta" da una spigolatura. Di conseguenza, guardando le condizioni di unique incidence, il flusso nelle vicinanze, che è ancora supersonico, genera delle onde d'urto (al pressure side) e di espansione (al suction side) che modificano la velocità del fluido. Dal lato in pressione la corrente è leggermente decelerata prima dell'urto nel canale di passaggio, mentre nel lato in depressione si ha una accelerazione che interagisce con il bow shock del profilo adiacente. Quando si raggiunge la pressione massima prima dello spill point il flusso all'interno del canale di passaggio diventa subsonico a causa del ramo inferiore del bow shock, ma sul suction side si ha una notevole perdita da distacco di strato limite al pari della baseline, motivo per cui il coefficiente di perdita tra i due profili sono simili. Il rapporto di compressione ha un margine di guadagno dell'1.5 per cento rispetto al valore della baseline.

Baseline-BestP 1.45 L'individuo *BestP* mantiene le miglione di un coefficiente Ω minore e un rapporto di compressione della schiera non troppo penalizzato (meno di 2 punti percentuali). I guadagni sono riportati nella tabella seguente.

	Ω	π	β_1	Guadagno Ω	Guadagno π
Baseline	0.1017	2.192	59.06		
BestP	0.075	2.1671	57.2082	-26.25%	-1.135%

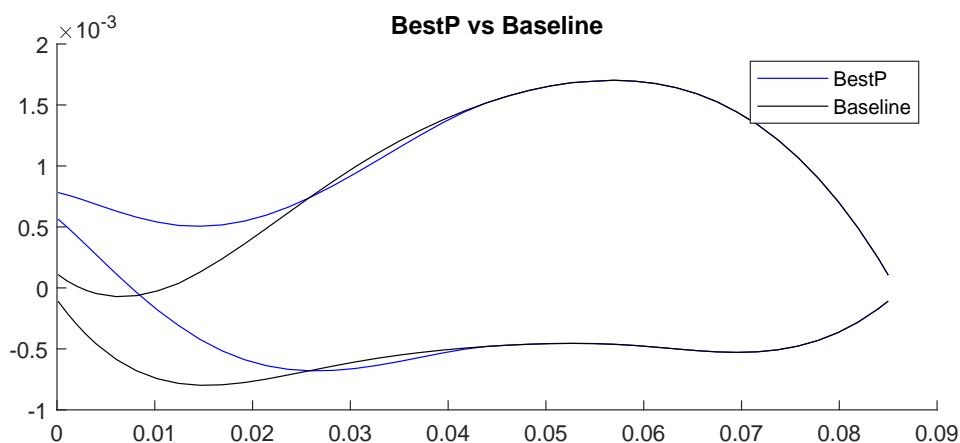


Figura 4.18: BestP vs Baseline 1.45

A differenza del *BestP 1.3*, dove la concavità era unica e rivolta verso l'alto, in questo caso si ha che la parte prossima al leading edge cambia concavità ed è più diritto. Nonostante il leading edge abbia uno spostamento verso l'alto inferiore rispetto al *BestP 1.3*, la linea media è più incurvata perchè nel punto d'attacco tra prima e seconda metà del profilo ha un'inclinazione maggiore. Seppur molto più dolce rispetto al *BestC 1.45*, questo provoca comunque una variazione non trascurabile del suction e pressure side. Il bow shock più ravvicinato rispetto al baseline ha i ramo inferiore più inclinato; le minori perdite in pressione totale sono dovute alla minore pressione statica uscente. Il ventaglio di espansione è meno intenso, di conseguenza il flusso accelera meno e in prossimità del ramo superiore di bow shock del profilo successivo le perdite sono contenute. Fino al passage shock, la forma incurvata decelera il flusso tramite la pre-compressione. In seguito al cambio di concavità si ha una nuova accelerazione, ma essendo meno veloce rispetto alla baseline si avranno perdite minori all'urto nel canale di passaggio. Valori di Mach inferiori fanno sì che in coda al profilo si hanno perdite nettamente più contenute nel profilo ottimizzato, con una scia di separazione ridotta. Da sottolineare anche il fatto

che a seguito dell'onda d'urto normale il distacco dello strato limite è circoscritto e lieve; nella baseline invece questo distacco continua fino al trailing edge e contribuisce alle perdite.

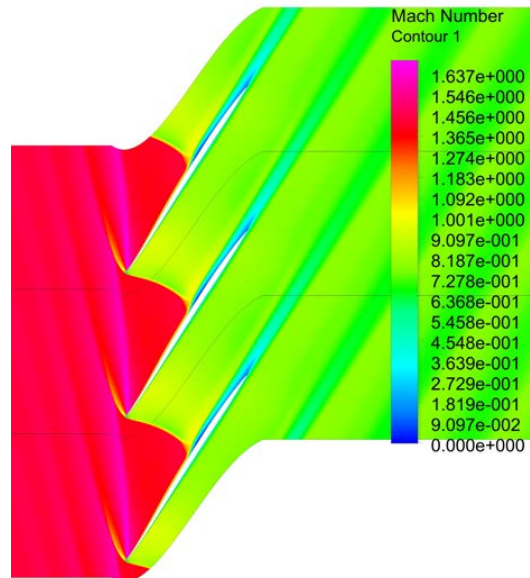


Figura 4.19: Baseline a Mach 1.45 in condizioni di spill point

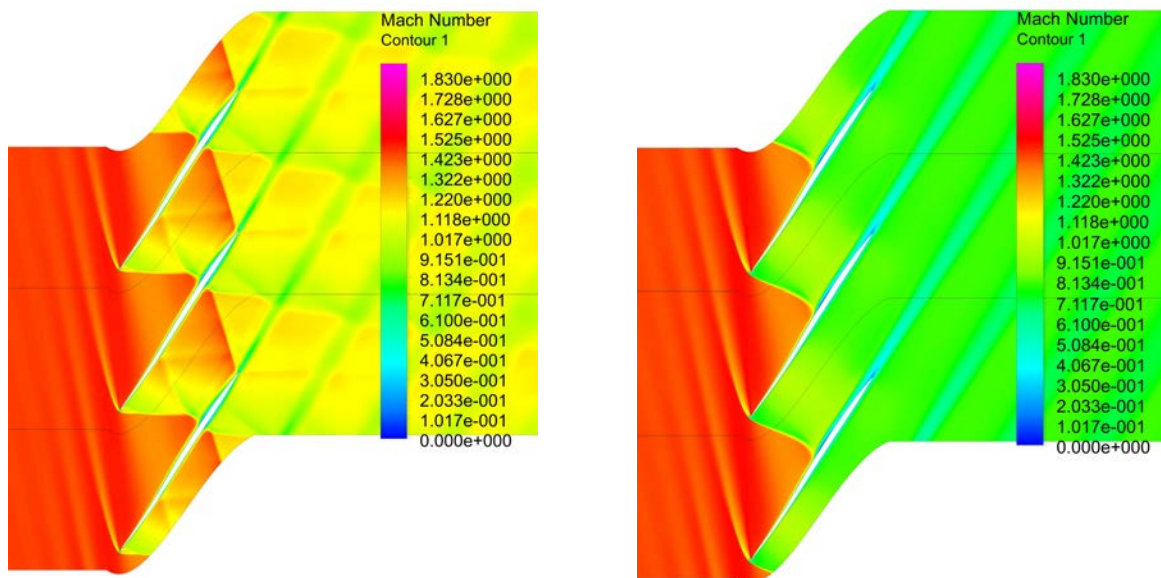


Figura 4.20: Profilo con miglior coefficiente di perdita in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)

Baseline-BestCOM 1.45 Come nell’ottimizzazione 1.3, si è scelto un individuo di miglior compromesso al centro del fronte di pareto che mantenga pressochè invariato il rapporto di compressione e migliori abbastanza il coefficiente di perdita.

	Ω	π	β_1	Guadagno Ω	Guadagno π
Baseline	0.1017	2.192	59.06		
BestCOM	0.0837	2.189	58.1811	-17.699%	-0.1%

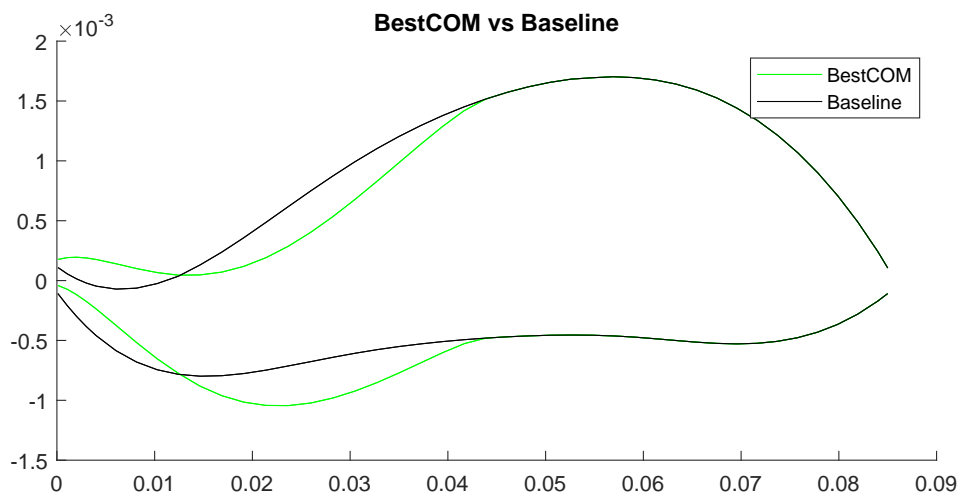


Figura 4.21: BestCOM vs Baseline 1.45

Come nel caso a Mach 1.3, si è scelto di avere un compromesso tale da non pregiudicare troppo la perdita in termini compressivi, mantenendo un guadagno medio alto del coefficiente di perdita. Il risultato è un profilo fotocopia del *BestP 1.45*; individuo numero 8 della prima generazione. L’unica differenza dal caso *BestP* sta in un leading edge quasi coincidente con quello della baseline, dovuta a un punto di flesso più accentuato, simile al *BestC 1.45*. Permangono le condizioni come nel *BestP 1.45* in situazione di unique incidence.

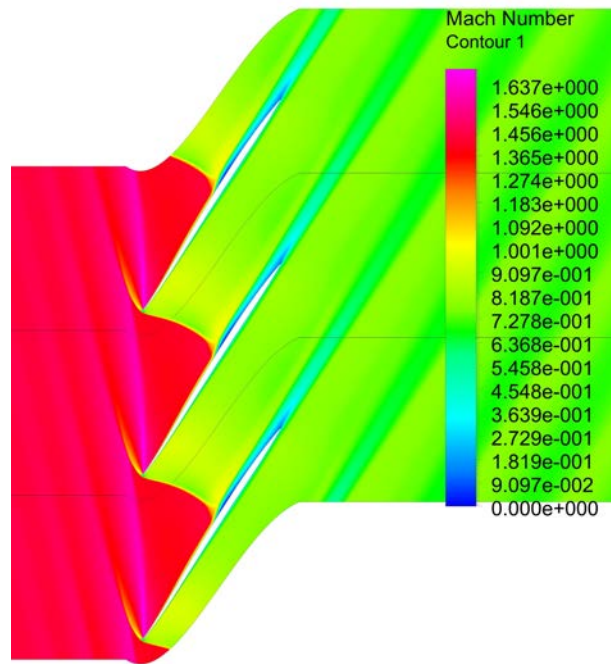


Figura 4.22: Baseline a Mach 1.45 in condizioni di spill point

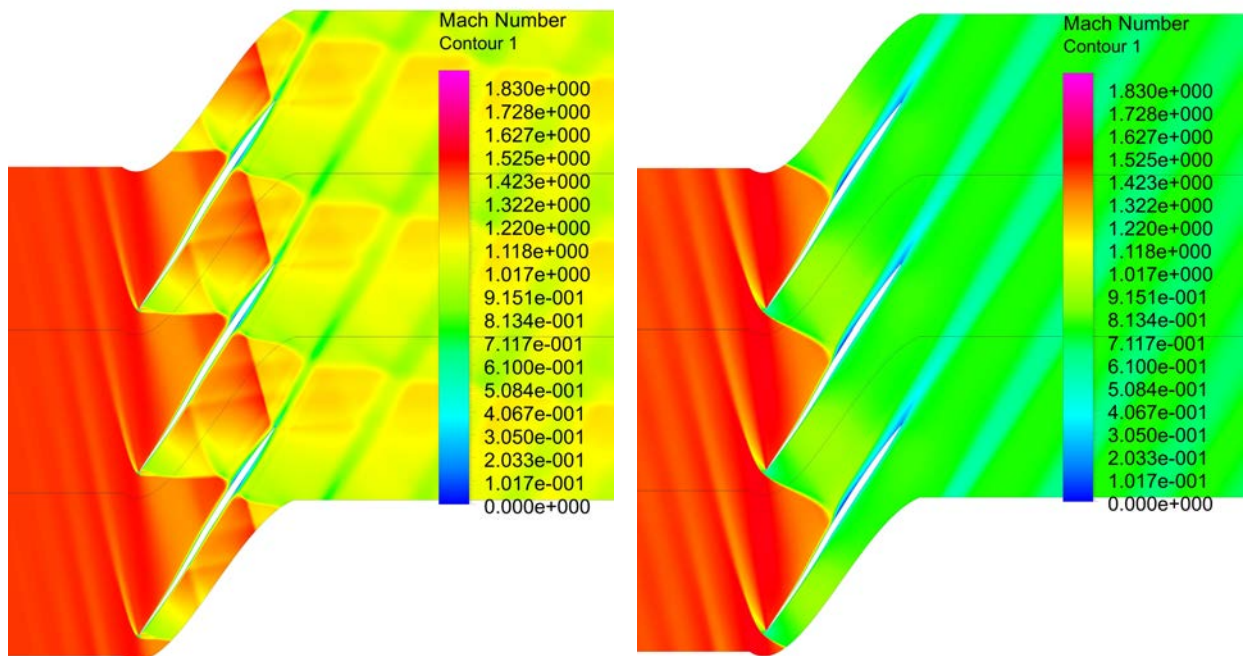


Figura 4.23: Profilo di miglior compromesso in Unique incidence (sinistra) e spill point (destra)

I 3 individui più la Baseline possono essere messi insieme a confronto per valutarne le caratteristiche e le proprietà.

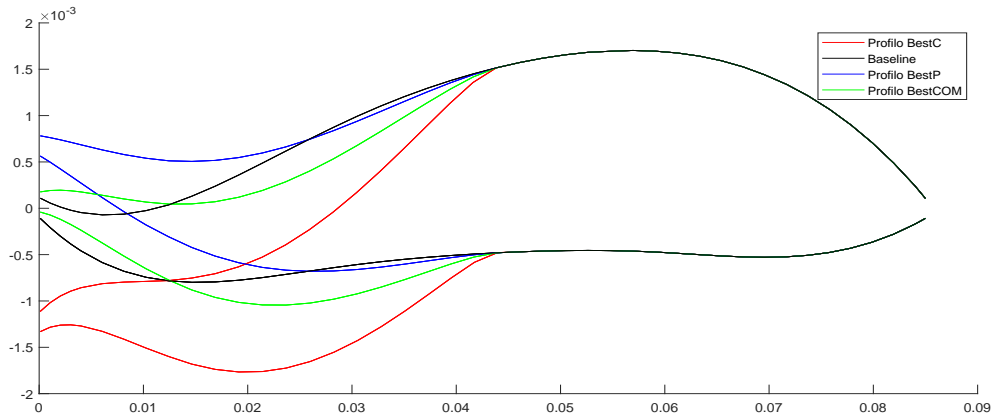


Figura 4.24: Geometrie dei Profili a confronto (scalate in ordinata)

	f1	1/f2	M1	β_1	π	Ω
Baseline	1	1	1.45	59.06	2.192	0.1017
BestC	0.9853	1.0217	1.4513	59.6292	2.2262	0.1002
BestP	0.7373	0.9824	1.4488	57.2082	2.1671	0.0750
BestCOM	0.8230	0.9980	1.4578	58.1811	2.1899	0.0837

Tabella 4.3: Tabella grandezze dei profili a confronto per Mach 1.45

4.3 Ottimizzazione per Mach 1.58

L'ultimo caso in esame, con Mach pari a 1.58, è al limite delle perdite accettabili per l'onda normale nel canale di passaggio: si ricorda che oltre tale soglia l'onda diverrebbe troppo forte e le perdite connesse inaccettabili. La procedura di ottimizzazione ha rilevato nella sua struttura una rosata di individui decisamente appiattita su un livello della funzione obiettivo f_2 . Infatti dal grafico f_1-f_2 si nota come il rapporto di compressione rimanga in un range di un punto e mezzo percentuale rispetto alla baseline. La variazione maggiore resta quella per il coefficiente Ω , dove i guadagni sono di diversi punti percentuali. In aggiunta è da sottolineare il fatto che per questo caso le generazioni sono 10 e non 20, perchè a partire dalla decima generazione l'elitismo degli individui ha evitato la simulazione ripetitiva dell'85% degli individui stessi (17/20, dei restanti 3 individui effettivamente simulati nell'ultima generazione, solo uno appartiene al fronte di pareto finale). Dall'undicesima generazione nessun individuo è stato simulato, per cui si è deciso di interrompere la procedura.

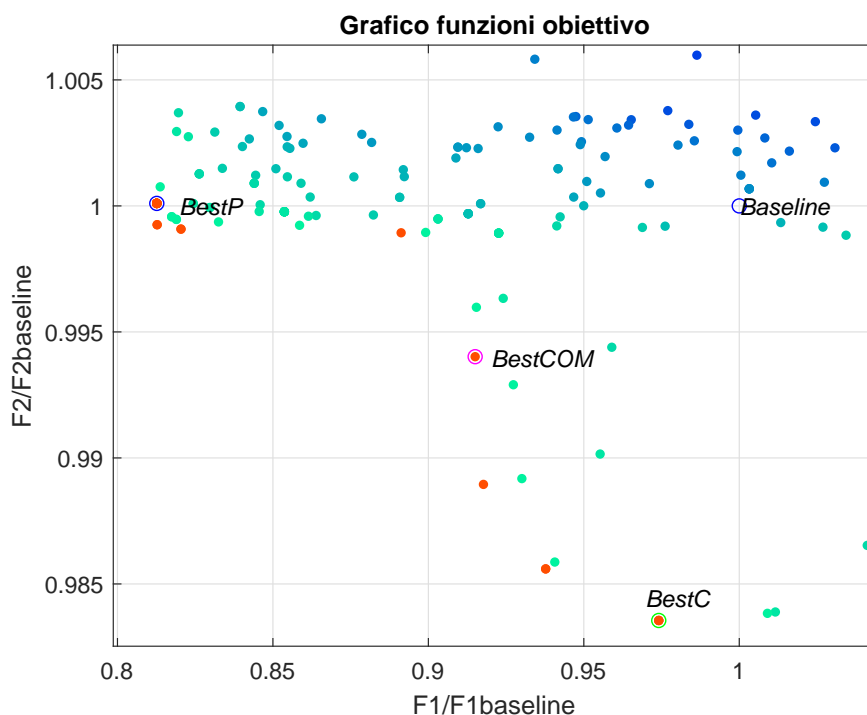


Figura 4.25: Grafico funzioni obiettivo normalizzate.

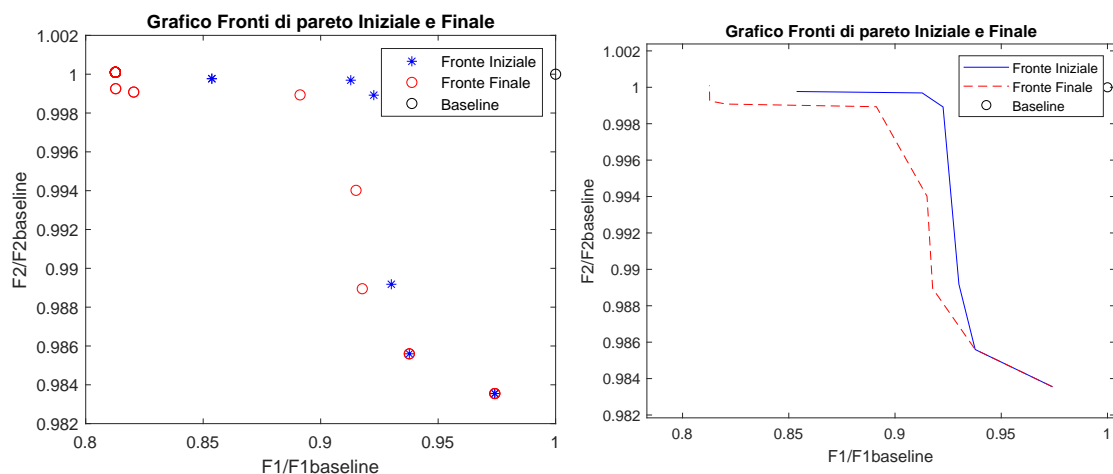


Figura 4.26: Fronti di pareto Iniziale (blu) e Finale (rosso), in distribuzione di punti e linee di fronte.

Anche i fronti di pareto iniziale e finale rispecchiano il comportamento dei precedenti casi; il popolamento maggiore del fronte e la tendenza a migliorare di più Ω di π restano le caratteristiche principali. Andando a valutare i diversi profili *BestC*, *BestP* e *BestCOM* notiamo che sono alquanto simili; la forma ricorrente è un profilo con il leading edge basso, curvatura della linea media accentuata e punto di flesso in prossimità dell'attaccatura alla metà posteriore. Per tale motivo verrà analizzato solo il caso *BestP*, in quanto più vantaggioso tra i tre.

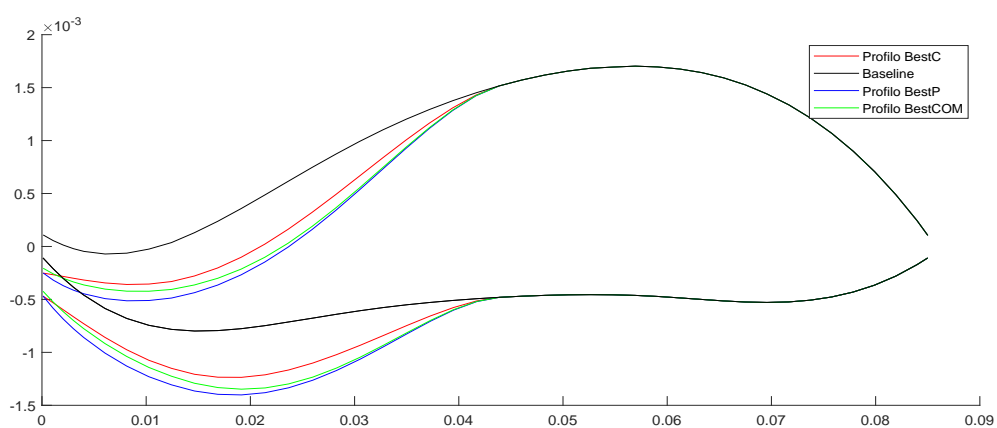


Figura 4.27: Geometrie dei Profili a confronto (scalate in ordinata)

	f1	1/f2	M1	β_1	π	Ω
Baseline	1	1	1.58	58.26	2.526	0.1324
BestC	0.9741	1.0167	1.5802	57.9945	2.5676	0.129
BestP	0.8126	0.999	1.6101	56.5813	2.525	0.1076
BestCOM	0.8230	0.9980	1.5877	58.1811	2.5413	0.1212

Tabella 4.4: Tabella grandezze dei profili a confronto per Mach 1.58

Dalla tabella si possono vedere come la funzione obiettivo f_1 si riduca rispetto alla baseline, mentre la f_2 resti praticamente invariata.

	Ω	π	β_1	Guadagno Ω	Guadagno π
Baseline	0.1324	2.526	58.26		
BestP	0.1076	2.525	56.5813	-18.73%	-0.04%

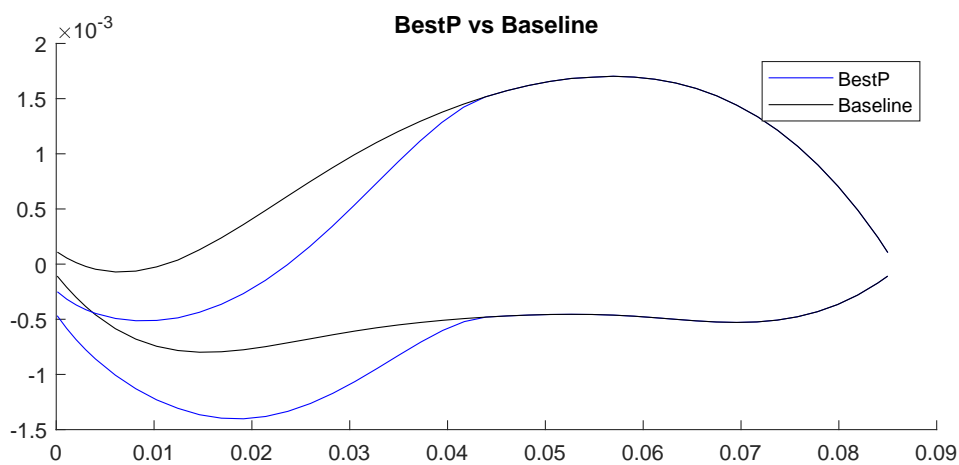


Figura 4.28: BestP vs Baseline 1.58

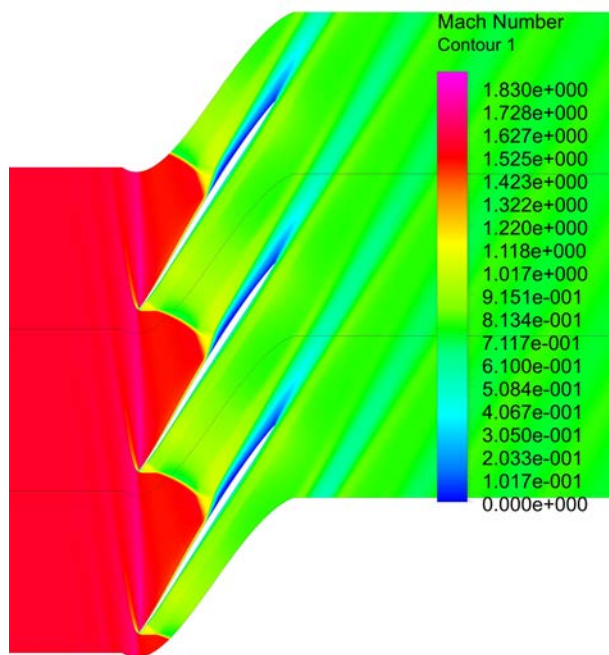


Figura 4.29: Baseline a Mach 1.58 in condizioni di spill point

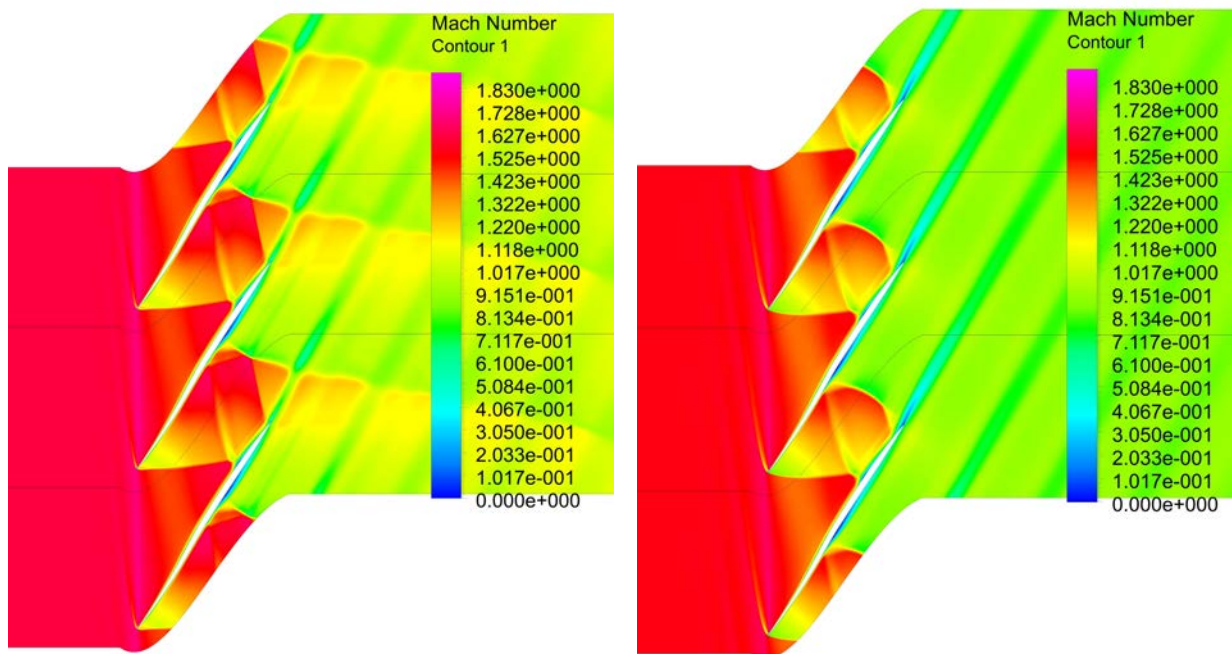


Figura 4.30: Profilo con miglior coefficiente di perdita in Unique incidence (destra) e spill point (sinistra)

Il campo di moto in unique incidence presenta un bow shock molto attaccato e inclinato. Nel pressure side si vede come la forza dell'urto normale sia diventata importante avendo un leggero distacco di strato limite dopo l'onda. La forma del profilo incurvato fa sì che la corrente acceleri dopo il ramo inferiore del bow shock, abbastanza da provocarne il distacco. Sul suction side, passato il ramo superiore, si ha una decelerazione prima e un'accelerazione poi; passata la metà del profilo avviene l'interazione con il profilo adiacente con urto a Y. Aumentando la pressione in uscita ci si avvicina allo spill point. Gli urti a Y si mantengono, ma ovviamente la loro posizione sarà più avanzata. Lo strato limite distaccato sul lato in pressione permane e resta pressoché invariato, mentre in coda a causa degli urti sul suction side comincia a generarsi una scia. La baseline invece presenta un distacco subito dopo l'onda nel canale di passaggio dal lato in depressione, che continua e si ingrandisce man mano che ci si avvicina al trailing edge. Da sottolineare come effettivamente per Mach prossimo 1.6 si inizino ad avere perdite di grave entità nella schiera, come predetto nel capitolo 1.

4.3.1 Valutazioni

Le miglierie per ogni caso si sono rilevate consistenti per ogni analisi. Si è visto come per ogni caso si arrivi a identificare profili diversi dalla baseline in grado di migliorare i coefficienti di perdita Ω quasi del 30 e di valori massimizzati del 5-6 per cento per il rapporto di compressione. Al passare dei casi si vede anche come ogni guadagno tenda a ridursi all'aumentare della velocità. Mach più alti limitano il range di miglioramento dei coefficienti e determinano geometrie non molto diverse tra loro. Mentre per il caso a Mach 1.3, tra gli individui *BestC* e *BestP* vi è una notevole differenza geometrica, per l'1.45 questa differenza è diminuita, fino ad arrivare a individui quasi uguali tra loro per Mach 1.58. Infatti nell'ultima ottimizzazione, vicina al caso limite definito da Mach pari a 1.6, pur avendo l' Ω ridotto del 18.7 rispetto alla baseline, il rapporto di compressione resta inalterato. Anche guardando tutti i relativi grafici delle popolazioni simulate caso per caso, si vede come la rosa degli individui si limiti a una striscia via via sempre più stretta in termini di f_2 all'aumentare del numero di Mach: prendendo per esempio l'ultima ottimizzazione, questa zona è compresa tra +0.005% e -0.015% per la f_2 rispetto alla baseline, mentre resta abbastanza vasto il gap tra valori minimo e massimo per la f_1 (+5%,-19%). La motivazione per questi gap di guadagno diversi è da ricercarsi nelle condizioni al contorno, prefissate per la creazione di ogni generazione. I vincoli di posizione per le variabili di deci-

sione e il vincolo di distribuzione dello spessore invariata hanno reso l'ottimizzazione ancora più sensibile a cambiamenti di Ω piuttosto che di π . Ciò spiega come la variabilità di Ω sia maggiore rispetto a π ; l'ottimizzazione in questo senso ha quindi raggiunto lo scopo di modificare la geometria del profilo cercando di mantenere invariato, ove possibile, l'obiettivo ultimo delle schiere deceleranti, che è l'aumento di pressione statica del flusso, cercando di contenere al meglio le perdite inevitabili quando si trattano flussi supersonici. Le caratteristiche principali delle nuove geometrie per i profili ottimizzati (si prendano ad esempio i *BestP*) sono relative soprattutto a concavità e posizione del leading edge. La dipendenza dalla velocità relativa in ingresso è data da come le forme cambino. Per Mach minori è preferibile un profilo abbastanza piatto nel suction side, con leading edge rialzato, e pressure side più incurvato. A Mach 1.45 il *BestP* selezionato ha un leading edge leggermente abbassato, ma una concavità della linea media molto più accentuata. Passando al caso limite 1.58 il punto d'attacco si è spostato in una posizione inferiore anche rispetto alla baseline, mentre la concavità è aumentata ulteriormente. In termini pratici lo spostamento maggiore, cioè la coordinata Y del leading edge, è di $0.014c$ passando dal profilo con migliore coefficiente di perdita a Mach 1.3 al profilo ottimizzato per Mach 1.58 (la baseline occupa una posizione intermedia tra i due). In termini pratici significa che per un profilo con corda pari a 1m, il leading edge si sposti di 1.4cm quando la corrente passa da 1.3 a 1.58 Mach. Il resto dei punti mobili del profilo rimane su spostamenti minori ma sullo stesso ordine di grandezza.

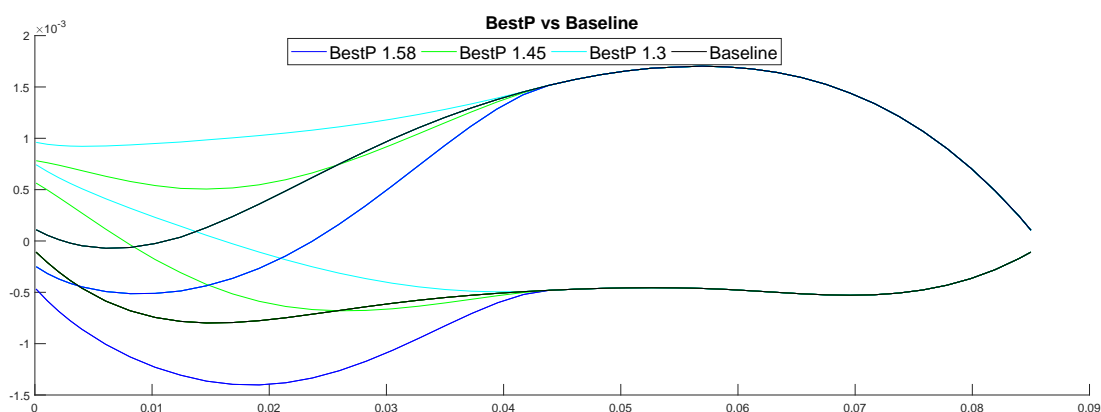


Figura 4.31: Tutti i profili *BestP* a confronto.

É interessante notare come le decvar di tutti i profili *BestP* abbiano un comportamento simile

tra loro. La forma del profilo cambia sostanzialmente tra i diversi casi, ma le componenti decisionali si modificano hanno tutte un leggero calo nel modulo passando dal profilo 1.3 a 1.45, per poi averne uno più sostanziale arrivando al 1.58. Partendo dalla componente decvar del leading edge si vede come all'aumentare del numero di Mach nelle diverse simulazioni si abbia un progressivo abbassamento della coordinata Y. Nell'ultimo caso a Mach 1.58 addirittura questa variabile scende al di sotto del livello della baseline. Di conseguenza anche le altre decvar per il secondo, terzo e quarto punto della curva di Bezier hanno un tale comportamento, con entità di variazione diverse tra loro. Questo è dovuto alla conformazione dei diversi profili a Mach differenti: la tendenza è che maggiore è la velocità, minore dovrà essere la coordinata Y del punto di attacco, e di conseguenza che anche le altre variabili di decisione debbano adattarsi per rispettare la conformità del profilo. Trattazione diversa invece è riservata alla quinta componente del decvar; essa è l'ascissa del quinto punto della Curva di Bezier. La sua posizione quasi stabile, ma con una leggera tendenza alla diminuzione all'aumento della velocità. Si può pensare che questo andamento sia determinato da quello dei precedenti punti e dalla condizione intrinseca di avere un collegamento con la metà posteriore del profilo (che è fissa). Il suo orientamento verso la punta permette di avere un raccordo della linea media tra la prima e la seconda metà più graduale. Se così non fosse, i profili ottimizzati per velocità superiori arriverebbero a presentare uno spigolo vivo a metà corda. Un altro aspetto è legato alla concavità del suction side degli individui. La specifica geometria a Mach 1.3 di un suction side praticamente piatto viene meno nei successivi casi con il flusso accelerato, in quanto si nota un accentuarsi della curvatura del profilo. Si è dimostrato come tale soluzione sia richiesta per avere la fase di decelerazione del flusso supersonico subito dopo il bow shock (allargamento della sezione di passaggio), seguita da una di accelerazione lungo il suction side quando la sezione tende a restringersi (anche nella baseline è presente questa conformazione, ma la posizione più rialzata del suo leading edge comporta un bow shock più forte e maggiori perdite).

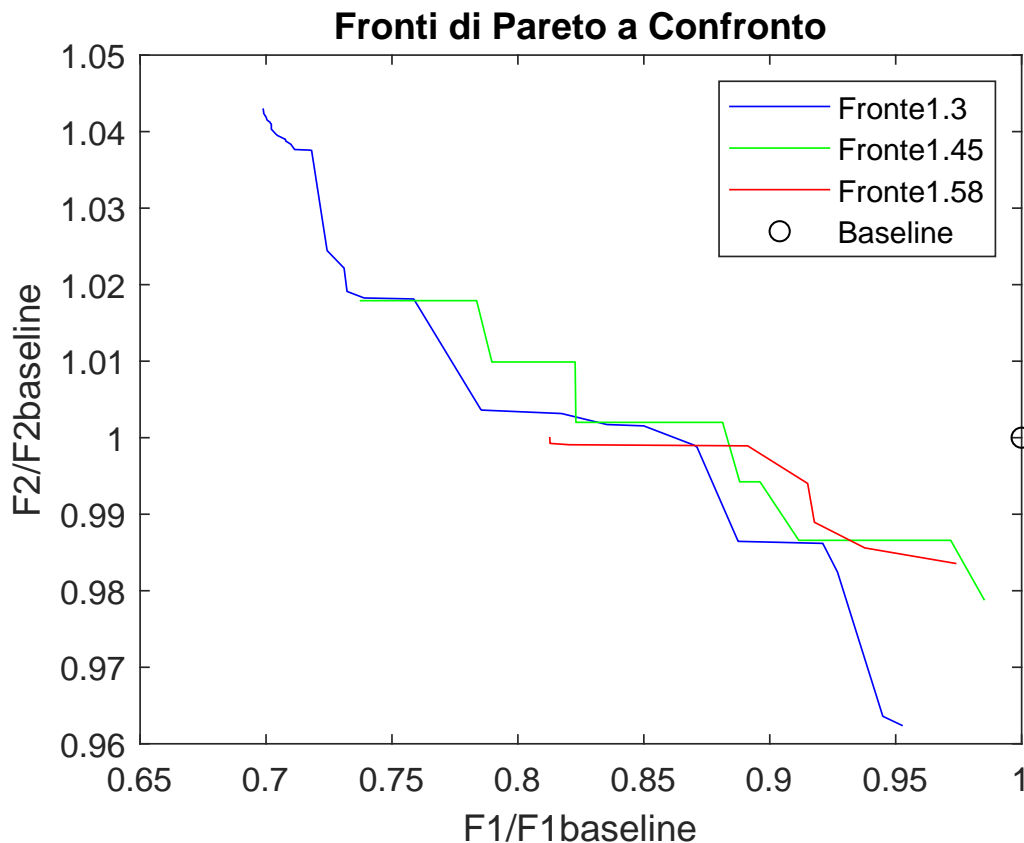


Figura 4.32: Fronti normalizzati delle diverse simulazioni a confronto

Per quanto riguarda il processo di ottimizzazione, in figura 4.32 sono riportati i fronti di pareto finali dei tre casi di flusso. Si vede come la condizione di flusso accelerato restringa il range del fronte di pareto. Il fronte per Mach 1.3 fornisce soluzioni di ottimo più ampie e di qualità maggiori. Al proseguo dei casi i fronti tendono ad appiattirsi ed accorciarsi. Le ottimizzazioni delle due funzioni obiettivo, che rappresentano Ω e π_c , denotano un forte decurtamento del guadagno in termini di rapporto di compressione, mentre quello inerente al coefficiente di perdita ha un calo più limitato. A sostegno di ciò vi è la simulazione a Mach 1.58, ove gli individui *BestC*, *BestP* e *BestCOM* hanno una forma non molto dissimile tra loro. È plausibile pensare che l'algoritmo di ottimizzazione, soprattutto a causa i vincoli imposti alle decvar, detenga una maggiore capacità di miglioramento del coefficiente di perdita rispetto al rapporto di compressione. La scelta di rappresentare i fronti tramite dati normalizzati è stata voluta proprio per denotare il restringimento delle soluzioni ottimali ottenute con il processo.

Capitolo 5

Geometria Variabile per i profili aerodinamici

5.1 Concetto di Morphing: studi e applicazioni

Il morphing, inteso come modifica della forma della sezione di un profilo aerodinamico è un concetto relativamente nuovo nel campo aeronautico. La sua idealizzazione è viva fin dagli inizi dell'era del volo, ma la sua applicazione in modi efficienti si sta sviluppando solo di recente. I primi velivoli, realizzati in legno e tela non prevedevano l'uso di appendici aerodinamiche quali slat, flap o alettoni; per esempio il Blériot XI aveva un controllo del rollio dato dallo svergolamento delle estremità alari. Si trattava di una soluzione rustica e velocemente soppiantata dall'introduzione di alettoni mobili che garantissero controlli più efficaci. Nonostante rompesero la continuità della superficie alare, le velocità e le prestazioni ridotte consentivano di non avere problematiche particolari di drag o turbolenze. Una soluzione che invece cambi la forma del profilo nei suoi parametri chiave, tipo la curvatura della linea media, deve scontrarsi con la rigidità intrinseca della struttura, l'attuabilità della deformazione e le forze esterne che agiscono sul profilo.

Per deformare un profilo mantenendone la continuità e in modo efficace è necessario che a partire dalla geometria di base, vi siano deformazioni il più contenute possibili. Il profilo modificato quindi deve avere caratteristiche simili a quello base, e inoltre la sua trasformazione deve avvenire con una certa continuità, in modo da non avere nessun tipo di "salto" da una forma all'altra. Serviranno meccanismi che abbiano l'autorità per applicare la deformazione, ma che

abbiano una risoluzione di movimento adeguata. Identificato il profilo base, di cui se ne dovranno conoscere le caratteristiche strutturali e le forze a cui verrà sottoposto, si potranno valutare metodologie e mezzi per effettuare il morphing. Il concetto si può esemplificare con studio *Design and Feasibility Analyses of Morphing Airfoil Used to Control Flight Attitude* realizzato al College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, China. Il modello matematico scelto, denominato CST, si basa sul polinomio di Bernstein: è un polinomio di grado n in cui n è il numero di parametri di controllo, definiti in base alle richieste di accuratezza di movimento di una o più parti del profilo. In qualsiasi polinomio selezionato per rappresentare la funzione di forma, il primo termine definisce la deformazione del bordo anteriore del profilo (plausibilmente il raggio di curvatura) e l'ultimo termine fornisce una misura della deformazione in coda. Tutti i termini intermedi al polinomio sono termini "modellanti", che possono modificare il tratto compreso tra punta e coda. Il profilo di partenza è un NACA0012, in cui la modifica del raggio di curvatura del bordo d'attacco determina uno calo dello spessore del profilo, mentre la rotazione della coda introduce la concavità.[7]

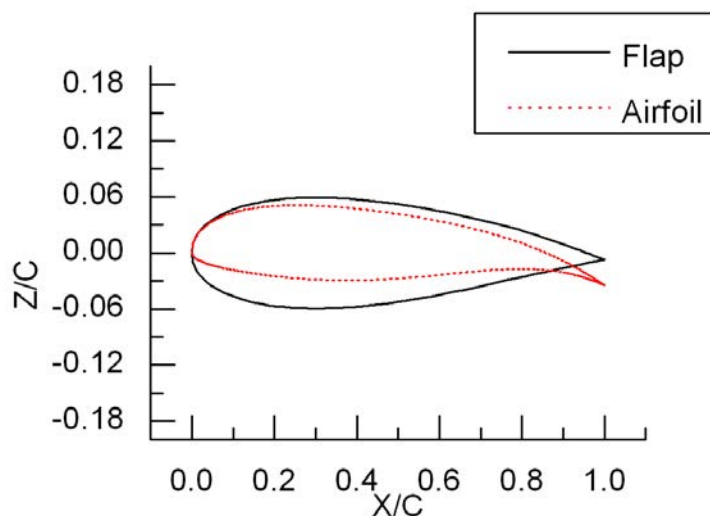


Figura 5.1

Lo scopo è di ottenere un profilo continuo che simuli il comportamento del profilo base fornito di flap, in modo da avere una soluzione di continuità per tutta la sezione. Anche in questo studio è presente un algoritmo di ottimizzazione per la riduzione del coefficiente di resistenza aerodinamica cercando di non alterare la portanza. Gli step del processo sono sostanzialmente 4:

- Rappresentazione dei profili dal polinomio di Bernstein con grado n .
- Cambiamento dei parametri di controllo in funzione delle nuove specifiche richieste.
- Calcolo dei coefficienti di portanza e resistenza del nuovo profilo.
- Comparazione dei relativi coefficienti e scelta dell'individuo maggiormente ottimizzato.[7]

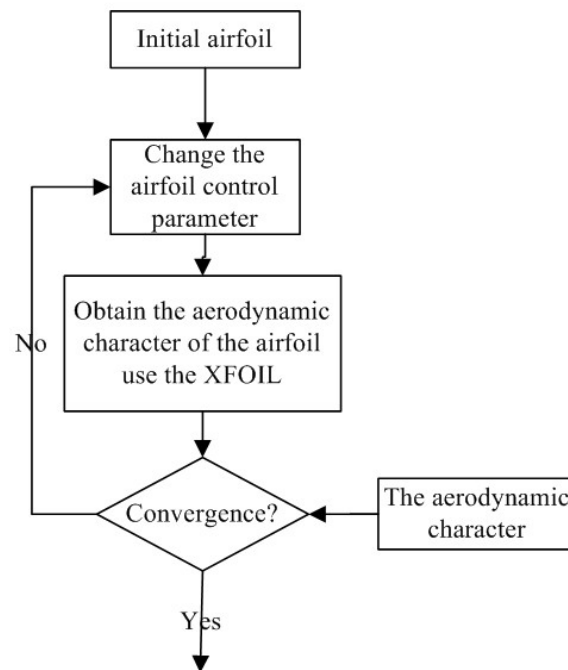


Figura 5.2

In figura 5.2 si può vedere lo schema a blocchi del processo. Lo studio, sostanzialmente teorico, pur ricostruendo le condizioni di lavoro in cui deve agire il profilo, non fornisce indicazioni sui metodi per effettuare la deformazione. Un approccio diverso invece è stato utilizzato nello studio *Design of a morphing airfoil with composite chiral structure*. Viene idealizzata in questo caso una struttura chirale interna al profilo, che ne costituisca al tempo stesso la forma indeformata e il meccanismo. La struttura chirale consiste in una ripetizione di una struttura base formata da nodi e legamenti; i parametri che la caratterizzano sono la grandezza dei nodi, la lunghezza dei legamenti che collegano i nodi tra loro, e l'angolazione tra legamenti e direttrice tra 2 nodi adiacenti. La figura 5.4 illustra come è conformata la geometria, la struttura base e le sue caratteristiche geometriche fondamentali. Essa è posizionata in una zona compresa tra il

15 e 85% della corda, perché il profilo deve mantenere le caratteristiche del leading e trailing edge.[8]

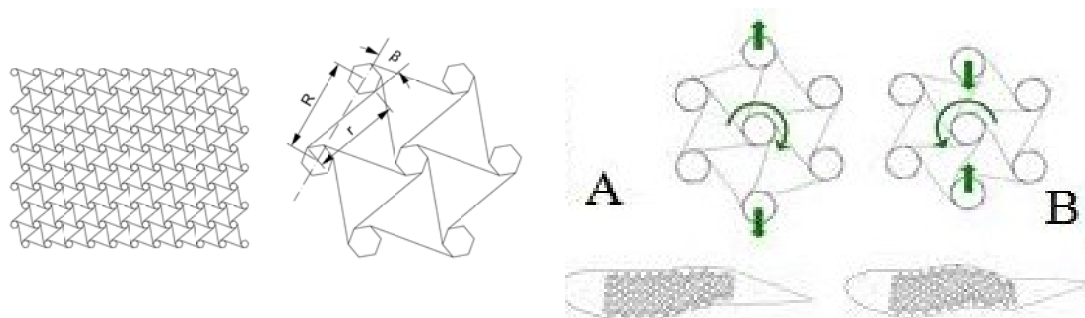


Figura 5.3: Strutturale chirale e applicazione a un profilo aerodinamico.

Quando va a deformarsi sottoposta a carichi interni o esterni, una struttura siffatta reagisce tramite 2 movimenti: il primo è una rotazione dei nodi attorno al proprio centro, il secondo è una deformazione a S dei legamenti. Il materiale utilizzato nella simulazione è un composito abbastanza rigido per la struttura interna, mentre per la pelle è stato preso un materiale più elastico per adattarsi il più possibile alle deformazioni della sezione. Anche in questa relazione il sistema è stato parametrizzato e modellato seguendo norme di conservazione delle capacità aerodinamiche e limitando tensioni e spostamenti dei legamenti e della pelle. A partire dai parametri della chirale, le condizioni di volo e i dati del materiale, viene creato un modello initializzato da immettere in un loop iterativo che determini spostamenti a partire dai carichi applicati. Una volta raggiunta la convergenza nei calcoli strutturali si verifica l'entità delle tensioni con i limiti a snervamento del materiale e se i coefficienti aerodinamici hanno avuto una variazione positiva.[8] È possibile utilizzare strutture chiral diverse, basate su configurazioni a nido d'ape regolare o auxetico. A seconda della struttura scelta si ottengono deformabilità diverse; la sezione infatti cambia la propria forma sfruttando le forze esterne del flusso sul profilo. In particolare la struttura auxetica ha dimostrato una capacità di flessione maggiore rispetto alle esachirali ed esagonale, avendo in aggiunta stress locali più distribuiti. Sia per la struttura honeycomb regolare che auxetica, si sono ricercati in questo caso un'alta capacità di resistenza ai carichi aerodinamici, che una flessibilità del trailing edge. Le forze aerodinamiche esterne sono il motore che governa la deformazione attraverso la conformazione della struttura honeycomb del profilo. [9] Per quanto riguarda invece applicazioni pratiche, è necessario distinguere

le tipologie di meccanismi da utilizzare. Le soluzioni più efficaci ed efficienti in termini di ingombri, pesi e autorità di azione si distinguono in meccanismi a catena cinematica e meccanismi conformi. Le catene cinematiche necessitano di un'attuatore che riceva un input esterno per agire e provocare la deformazione voluta. I meccanismi conformi integrano la capacità di movimento all'interno della struttura stessa, quindi le parti che costituiscono il profilo vero e proprio sono anche in grado di modificare la loro forma e quella della sezione nel suo complesso. In questi ultimi quindi è possibile evitare l'installazione di componenti atti solo a compiere il movimento, ma sono comunque soluzioni non standardizzate, di difficile realizzazione e con caratteristiche strutturali diverse dagli usuali metodi di fabbricazione. Gli esempi riportati precedentemente di strutture chirali e/o auxetiche sono dimostrazioni di meccanismi conformi, e rivelano quanto possano essere soluzioni efficaci, ma anche non semplici da realizzare ed applicare. Degno di particolare attenzione è anche la soluzione proposta Temasek Laboratories, National University of Singapore nel *Active Flow Control At Low Reynolds Numbers By Periodic Airfoil Morphing*. Si tratta dell'investigazione degli effetti di una superficie deformabile attraverso degli attuatori MFC (*MicroFiberComposite actuator*). Gli MFC sono costituiti da barre rettangolari piezoceramiche tra due strati di elettrodi di poliammide adesivo. Forniti di una tensione, gli elettrodi la trasferiscono direttamente alle aste che si deformano. Ad alte frequenze riescono a dare una deflessione dinamica a costo di un basso consumo energetico. Un profilo NACA 4415 è stato costruito in parti separate; il leading edge, il lato in pressione e il trailing edge sono realizzati in materiale rigido (PVC), mentre il suction side è costituito da un foglio di titanio. Gli attuatori vengono applicati direttamente dal lato interno al profilo del suction side attraverso resina epossidica a lenta essiccazione. Applicati diversi livelli di tensione a frequenze diverse, i ricercatori hanno deformato in modo stabile la forma del suction side e valutato il comportamento del profilo all'interno di un flusso aerodinamico incidente. Inoltre è stato possibile vedere come al variare del flusso, il meccanismo possa avere un'adattabilità per mantenere i livelli di portanza e resistenza ottimali. In seguito tale soluzione è stata provata installando anche al pressure side gli attuatori, su un profilo simmetrico NACA 0012 con leading e trailing edge mobili, così da poter combinare gli effetti della deformazione su tutto il profilo.

[10]

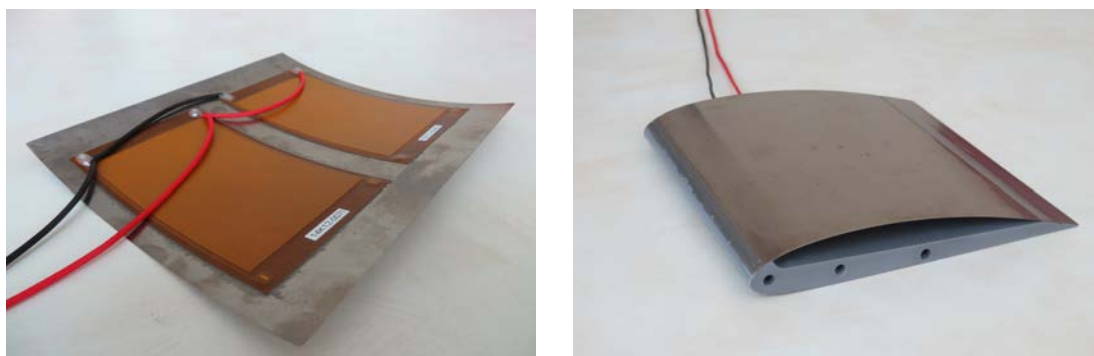


Figura 5.4: Profilo NACA 4415 con applicazione di attuatori MFC

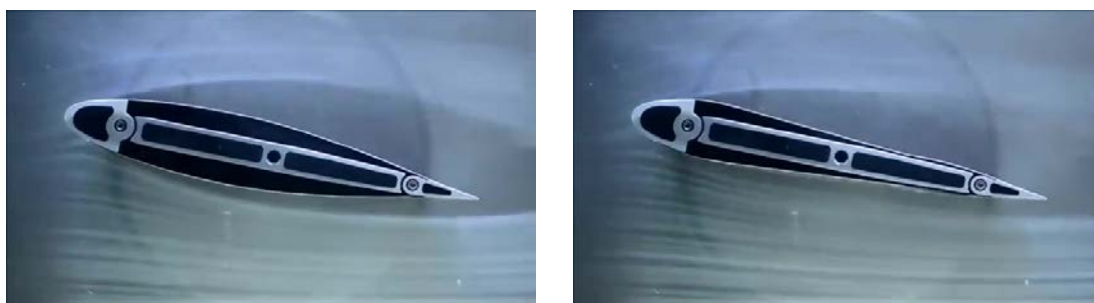


Figura 5.5

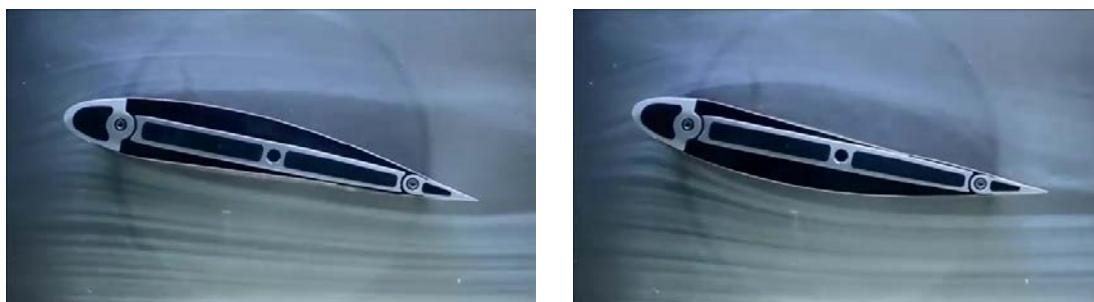


Figura 5.6: Particolare delle deformazioni del pressure e suction side

5.2 Deformazione profili per turbomacchine

Tutti gli studi proposti all'inizio del capitolo corrente riguardano design di morphing per superfici aerodinamiche esterne al sistema propulsivo, principalmente ali. È chiaro che per queste applicazioni la prototipazione sia più realizzabile in quanto le dimensioni e ingombri sono sufficientemente grandi per l'installazione di meccanismi a catena cinematica o conformi, o per la costruzione di strutture particolari atte al morphing. La stessa libertà d'azione non è possibile averla quando vengono trattate le superfici aerodinamiche all'interno di una turbomacchina, a maggior ragione se si usano profili supersonici, molto più sottili e ridotti dei parimenti subsonici. Oltre alle dimensioni, anche le forze in gioco sono più restrittive: in genere i flussi supersonici entranti nelle schiere comportano carichi elevati su superfici molto più piccole e rigide dei profili alari. Un qualsiasi sistema di morphing dovrà gestire le deformazioni in base alle forze interne per variare la forma della struttura e le forze esterne derivanti dal fluido. Avendo flussi appunto supersonici le forze in gioco saranno superiori rispetto al caso subsonico, non solo per i carichi esterni, ma anche per quelli interni perché un profilo supersonico dovrà avere una rigidità maggiore, quindi un maggiore sforzo dovrà essere fatto per avere la deformazione voluta.

Ci sono in oltre da considerare gli obiettivi preposti da un morphing per superfici alari e quello per profili aerodinamici interni ad un sistema propulsivo. Nei primi, nella maggior parte dei casi, l'obiettivo è la sostituzione/integrazione delle superfici di controllo quali slat, flap, alettoni, per renderle un tutt'uno con l'ala. I movimenti da attuare ssi riducono a beccheggi del leading edge e del trailing edge, ma con una soluzione di continuità con l'ala per migliorarne l'efficienza aerodinamica. Nei secondi, e nello specifico per i profili S-Shape supersonici visti in precedenza, la deformazione comprende soltanto la prima metà del profilo; tutti gli individui ottimizzati hanno mostrato una variazione delle caratteristiche geometriche non limitate solo alla posizione del leading edge. Sono cambiate anche le concavità del suction side e del pressure side in più punti o addirittura se ne sono aggiunte di nuove (si pensi alla conformazione dei casi BestC a Mach 1.3 e 1.45 in cui la linea media aveva due punti di flesso anziché uno singolo come la baseline). Nell'ottimizzazione presentata si è visto come la geometria variabile riguardi solo una frazione del profilo, quella anteriore. Estendendo il concetto in tre dimensioni inoltre la deformazione concernerà solo l'ultima parte della pala, quella vicina al tip.

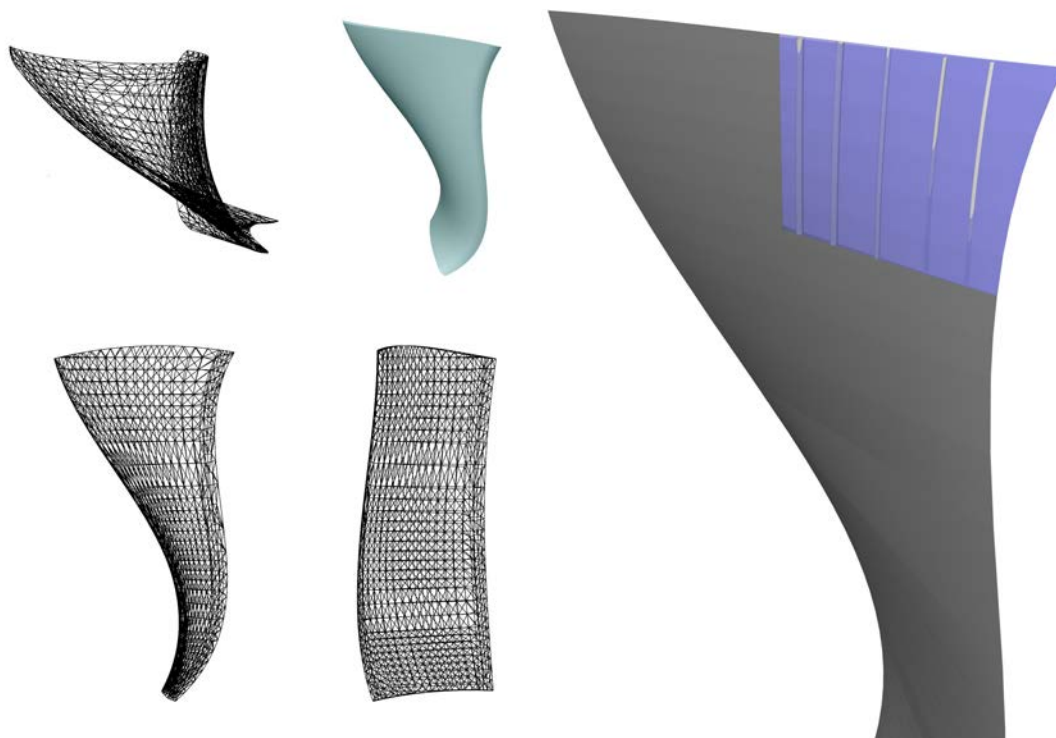


Figura 5.7: Rappresentazione grafica della pala. Sinistra: tre viste più vista prospettica renderizzata. Destra: render della zona variabile della pala con lo scheletro dei perni attuatori.

La figura 5.7 illustra la zona interessata dall'ottimizzazione e relativo cambio di forma. La parte evidenziata in blu sarà quella interessata dal cambiamento. L'altezza della zona sarà condizionata dalla prima sezione della pala che incontri un flusso relativo supersonico e se si vuole modificare solo la parte finale al tip o anche le parti che precedono l'estremità. In linea di massima è possibile ipotizzare un meccanismo in catena cinematica costituito da cinque perni posizionati lungo la prima metà della linea media, in prossimità delle stesse posizioni delle variabili di decisione presenti nei vettori decvar dell'ottimizzazione. Essi sono saldati alla pelle e collegati tra loro da legamenti. L'idea sarebbe che questi perni poggino sulla parte fissa del profilo alla base e che ruotino attorno al proprio asse longitudinale. Si ricordi che la quinta componente del decvar è l'ascissa del punto. L'applicazione di un momento al perno più vicino alla metà, numerato come quinto (perchè rappresenterebbe la quinta componente del decvar), indurrà attraverso la sua rotazione una traslazione del quarto. Un'altra rotazione del quarto, che ora ha la sua estremità con una ordinata modificata dalla rotazione del perno precedente,

modificherà la posizione del terzo, e così via fino ad arrivare al leading edge.

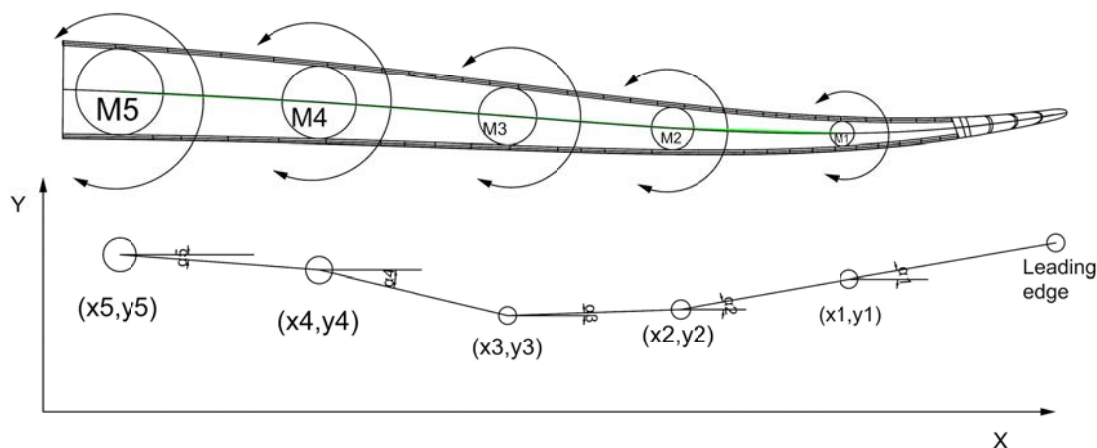


Figura 5.8: Vista blade to blade della sezione anteriore del profilo.

La prima parte del profilo sarebbe divisa in blocchi delimitati dai perni stessi. Per esempio il tratto tra i perni 5 e 4 si sposta in base alla rotazione solo del perno 5, mentre il perno 4 può ruotare all'interno di un incavo del tratto di profilo 5-4 in modo tale che la sua rotazione non si trasmetta al tratto precedente ma solo alla parte di profilo successiva, cioè quella 4-3, e così via sino al leading edge. In via del tutto teorica è possibile implementare il processo dei capitoli precedenti con un'ulteriore fase di ottimizzazione per trovare le coppie da applicare ai diversi perni e avere la deformata voluta: eseguita l'analisi dei risultati per determinare i profili migliori in base alle prestazioni desiderate, si avrebbero quindi tutte le caratteristiche del nuovo profilo. Definiti i materiali presenti nella pala, la loro conformazione, le geometrie della sezione della pala e i carichi esterni che questa dovrà sopportare, si può pensare di verificare i momenti da applicare ai diversi perni e se la deformazione è plausibile in termini di forze interne e precisa in termini di spostamenti. Lo schema a blocchi di tale processo in figura 5.9 sarebbe un'estensione di quello dell'ottimizzazione principale. L'algoritmo genetico potrebbe essere lo stesso usato in

precedenza dove le nuove variabili di decisione sono i momenti da applicare ai diversi perni. I vincoli possono derivare direttamente da quelli di *upper e lower boundaries* attraverso semplici relazioni geometriche tra la posizione di uno dei 5 nodi principali e le rotazioni indotte dai nodi adiacenti a detto nodo, per mantenere così la morfologia del nuovo profilo simile alla baseline di partenza e non avere spostamenti che vadano oltre il limite di deformabilità della struttura. La fitness function provvederà ad effettuare una simulazione FEM al termine delle verifiche in cui si estrarranno le tensioni all'interno della struttura e comparate ai limiti strutturali di snervamento o rottura dei materiali, e successivamente se il primo check è andato a buon fine si valuteranno se le deformazioni sono state rispettate entro la tolleranza imposta. Al termine, l'algoritmo genetico in base ai risultati cercherà quindi di trovare condizioni minime di stress per la struttura, e minimi gap di deformazione tra la struttura base e la soluzione modificata.

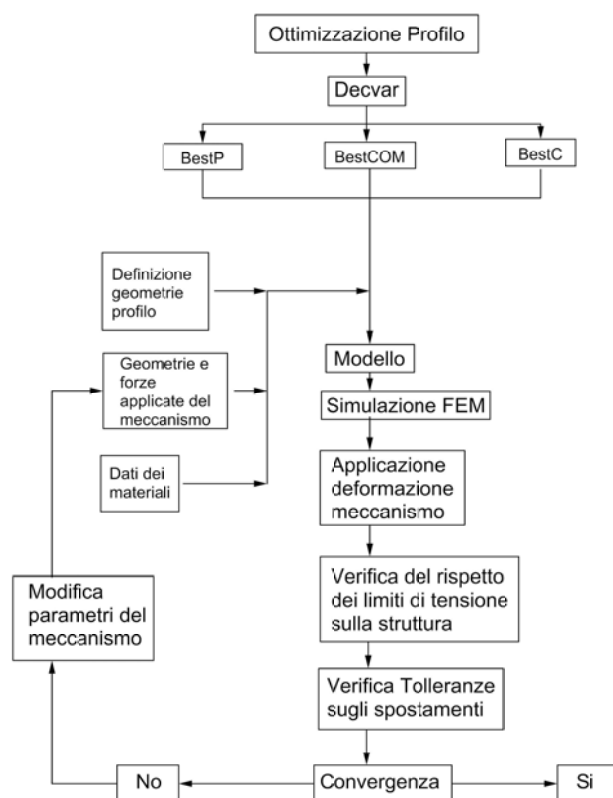


Figura 5.9: Schema a blocchi ottimizzazione profili più meccanismo

Si tratta di un possibile passo verso un'applicazione pratica, in quanto si potrebbe determinare innanzitutto se la soluzione meccanica sia realizzabile, se sia compatibile con i profili interessati e soprattutto se sia efficace. Non sarebbe limitato solo al meccanismo a catena cinematica presentato, dato che non vincola i modi in cui gli spostamenti vengono fatti. Una volta stabilita la bontà del metodo si avrebbe la base per una prototipazione pratica. Anche per meccanismi conformi si può usare un approccio simile. Il vantaggio in questo caso è di avere un sistema tale da unificare i blocchi che concernono alla struttura statica del profilo e l'attuatore. Il loop di ottimizzazione ricadrebbe quindi in un caso simile al principale in cui si vanno a cercare caratteristiche geometrico-strutturali migliorate che permettano la modifica della forma della pala. Ogni tipo di ottimizzazione fa capo a una data configurazione di lavoro, motivo per cui la soluzione deformata e il metodo utilizzato per raggiungerla andranno di nuovo simulati per verificare la bontà della geometria variata all'interno del campo fluido in cui dovrà lavorare. Il passaggio successivo sarebbe infine uno studio tridimensionale per avere una stima di come si comportino la parte mobile e la parte fissa della pala. La parte deformante dovrà mantenere la soluzione di continuità della geometria palare senza la creazione di spigoli o angoli vivi, per conservare l'efficienza della pala stessa. Nel campo tridimensionale si dovranno fare i conti soprattutto con le diverse morfologie delle sezioni, in quanto si sa che all'avvicinarsi al tip andranno a cambiare in base al numero di Mach del flusso incidente. Riprendendo come esempio il caso di tutti i profili *BestP*, di cui si riscontrano le differenze geometriche dalla figura 4.31 al capitolo precedente, si intuisce come questi si distribuiranno a diverse percentuali dell'altezza della pala. Infatti il numero di Mach dal tip al mozzo avrà una sua distribuzione dovuta alla velocità di rotazione della schiera rotorica, indi per cui anche i profili ottimizzati (per esempio tutti i *BestP*) dovranno disporsi a distanze diverse dal mozzo. Se il profilo adattato per Mach 1.58 si posizionerà al tip della pala, i profili per Mach 1.45 e 1.3 si schiereranno più verso il mozzo in base alla velocità del flusso che li investirà. Si determina quindi una molteplicità di sezioni deformanti che devono interconnettersi tra loro e che debbano essere gestite da uno o più meccanismi. Diversi meccanismi sono più efficaci ma più difficili da controllare e applicare su un unico profilo, mentre un meccanismo unico è di più semplice concezione ma non sarebbe in grado di applicare la variabilità della geometria in modo ottimale su tutta l'altezza della pala. Per il singolo meccanismo si dovranno quindi determinare le zone principali su cui attuare il morphing in base alle specifiche richieste per l'ottimizzazione della schiera, a scapito di morfologie meno performanti al di fuori di questo range.

Conclusioni

In questo lavoro si è visto come sia possibile determinare soluzioni migliorative per un profilo supersonico di una turbomacchina. Il processo di ottimizzazione ha dimostrato come sia possibile migliorare specifici parametri della macchina all'interno di vincoli progettuali dei profili. Nello specifico soprattutto il coefficiente di perdita ha evidenziato un notevole margine di miglioramento in ogni condizione di lavoro simulata. I guadagni per Ω negli individui migliori sono stati sempre al di sopra del 15% con punte oltre il 30% in condizioni di Mach 1.3. In termini pratici l' Ω migliorato permette alla schiera di poter lavorare anche a regimi di velocità relativa superiori senza rischi di distacco di strato limite e conseguente calo di efficienza. È da sottolineare come i profili ottimizzati abbiano mantenuto caratteristiche geometriche simili alla baseline di partenza a causa dei vincoli imposti alle variabili di decisione. Tali vincoli si sono anche rivelati influenzanti per il miglioramento delle funzioni obiettivo, con una sensibilità maggiore verso il coefficiente di perdita rispetto al rapporto di compressione. Non è da escludere che vincoli meno stringenti o variabili di decisione diverse possano mostrare una risoluzione diversa per i parametri della schiera che si vogliono migliorare. Ogni tipo di ottimizzazione comunque tende a conseguire un miglioramento del prodotto che poi andrà a sostituire il prodotto precedente da cui deriva. Nel caso studiato di una schiera decelerante di profili supersonici questo non è possibile in quanto le condizioni ottimali sono richieste per stati di lavoro diversi tra loro. L'idea di geometria variabile su una schiera di una turbomacchina detiene buone possibilità di allargare il range in cui un profilo aerodinamico sia efficiente ed esente da perdite dovute al flusso che lo investe. Il campo di sviluppo di una tecnologia di geometria variabile per profili aerodinamici interni alle turbomacchine è in primis civile. I velivoli dell'aviazione civile, in maggior parte turbofan più o meno datati, in cui il fan è il maggior responsabile della spinta del velivolo. Il fan stesso è anche l'organo con le dimensioni e margini di applicabilità più adatti a una soluzione che ne cambi la morfologia. le sue caratteristiche in termini di mate-

riali, dimensioni d'ingombro, temperature e carichi a cui è sottoposto nel suo ciclo di vita, e la sua importanza nel sistema propulsivo ne fanno il primo candidato alla progettazione/sperimentazione di meccanismi per una geometria variabile. Le difficoltà intrinseche riguarderebbero sia aspetti fluidodinamici che meccanico-strutturali, che elettrici per il funzionamento di un sistema all'interno di un corpo rotante ad alte velocità che possa cambiare forma mentre è sottoposto a un flusso incidente a velocità elevata. Se sviluppate, in futuro i frutti di tali tecnologie potrebbe essere evidenti in condizioni di volo per l'aviazione civile più efficienti, con rispettivi guadagni in prestazioni e economicità. L'installazione di un fan con capacità adattive al flusso che deve elaborare sarà sicuramente più sofisticato e di conseguenza costoso nella sua realizzazione, ma porterebbe vantaggi per tutto il corpo macchina.

Bibliografia

- [1] *NASA Armstrong Fact Sheet: F/A-18 Active Aeroelastic Wing.* (<https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-061-DFRC.html>)
- [2] *FlexFoil™ Compliant Control Surfaces.* (<https://www.flxsys.com/flexfoil>)
- [3] *MEASUREMENTS ON SUPERSONIC TURBINE CASCADES - METHODOICAL APPROACH,* David Šimurda, Martin Luxa
- [4] *Propulsione Aerea,* Prof. Ernesto Benini.
- [5] *Overview of NSGA-II for Optimizing Machining Process Parameters* Yusliza Yusoff*, Mohd Salihin Ngadiman, Azlan Mohd Zain
- [6] *Ottimizzazione multi-obiettivo e multi-punto di profili aerodinamici supersonici in schiera decelerante,* Marco Casoni 2018/2019 Unipd
- [7] *Design and Feasibility Analyses of Morphing Airfoil Used to Control Flight Attitude ,* College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, China.
- [8] *Design of a morphing airfoil with composite chiral structure* Alessandro Airoidi, Marco Crespi. Politecnico di Milano, 2012.
- [9] *Passive Morphing Airfoil With Honeycombs,* Heo Hyeonu, Ju Jaehyung, Kim Doo-Man, Jeon Chang-Soo ASME 2011 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, IMECE 2011
- [10] *Active Flow Control At Low Reynolds Numbers By Periodic Airfoil Morphing.* Gareth Jones, Matthew Santer, George Papadakis. Temasek Laboratories, National University of Singapore

BIBLIOGRAFIA

- [11] *Active inflatable auxetic honeycomb structural concept for morphing wingtips* Jian Sun et al 2014 Smart Mater. Struct. 23 125023
- [12] *Flow Characteristics of an Optimized Axial Compressor Rotor Using Smooth Design Parameters* Jun 2016 Syed Moez Hussain Mahmood, Mark G. Turner, Kiran Siddappaji
- [13] *Measurements on Supersonic Turbine Cascades - Methodical Approach, Aug 2014* David Simurda, Martin Luxa, Pavel Šafařík, Bartoloměj Rudas