### POLITECNICO DI TORINO



Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

# Applicazioni della vettorizzazione fluidica ad un aerospike lineare

Relatori Roberto Marsilio Michele Ferlauto Studente

Matteo Marsicovetere matricola: 230883

Anno accademico 2018-2019

### Sommario

Lo scopo di questa tesi è uno studio fluidodinamico computazionale di una tecnica di vettorizzazione della spinta ("Thrust Vectoring") applicata ad un ugello aerospike lineare. Gli ugelli che si andranno ad analizzare sono due, entrambi ricavati a partire dalla stessa geometria, il primo troncato al 20% della lunghezza ideale dell'ugello, il secondo troncato al 75%.

L'analisi numerica è stata eseguita mediante il codice CFD Ansys Fluent 2019 R2. La scelta del solutore per le RANS è caduta su un metodo density-based, implicito, stazionario con modello di turbolenza di Spalart-Allmaras. I risultati numerici sono stati validati con gli analoghi sperimentali riportati nella letteratura scientifica.

Si sono analizzati due differenti metodi di vettorizzazione: il primo, andando a variare la pressione all'interno dei singoli motori, il secondo, immettendo una portata secondaria uscente da uno slot posto in una delle due pareti. Nel primo caso, variando la pressione totale in camera si ottiene una dissimmetria nella distribuzione di pressione, ovvero un diverso andamento tra le due pareti e di conseguenza una variazione nelle due forze laterali. Nel secondo caso invece, la pressione in camera rimane costante e si immette una portata secondaria da uno slot lungo il plug; nasce un'onda d'urto obliqua che modifica l'andamento della pressione sulle pareti, ottenendo sempre una forza laterale. Questa tecnica prende il nome di "Shock Vector Control". Vengono studiati due casi di immissione secondaria, una con lo slot posto al 60% del plug, l'altro posto al 90%, ma entrambi con ampiezza pari ad 1mm.

Infine, vengono confrontati i risultati dei tre metodi per determinare quale rappresenti la soluzione più efficace nell'ottenere una vettorizzazione fluidifica.

Questa tesi mostra che la vettorizzazione della spinta è ottenibile con ciascuno dei metodi scelti, mentre i valori di spinta cambiano a seconda che si decida di variare la portata primaria o di immettere un flusso secondario; in particolar modo, si vedrà che l'efficienza aumenta andando a posizionare lo slot in zone dove la pendenza della geometria è minore, ovvero verso il fondo del plug.

# Ringraziamenti

Vorrei ringraziare i miei relatori, i professori Roberto Marsilio e Michele Ferlauto, per avermi dato l'opportunità di sviluppare questo progetto di tesi, che ha colto tutto il mio interesse, e la possibilità di apprendere nuove conoscenze, oltre che per essersi mostrati sempre disponibili ad incontrarmi e risolvere i miei dubbi.

Un secondo ringraziamento va a mio padre, Nicola, che ha fatto di tutto per aiutarmi ad arrivare serenamente fino alla fine di questo percorso universitario, e che già so farà altrettanto per i miei percorsi di vita futuri.

Ringrazio i miei fratelli, Marco e Ilaria, e i rispettivi coniugi, Maura e Stefano, per avermi dato sempre modo di confrontarmi sulle scelte importanti, durante le nostre mangiate settimanali. Inoltre, li ringrazio per aver messo al mondo dei bellissimi nipoti, Marta e Giuseppe, e anche per aver entrambi organizzato il loro matrimonio a cavallo delle sessioni d'esame.

Un ringraziamento va poi ai miei più stretti amici: a Pasquale, per aver reso più leggere le giornate di studio e per aver trascorso insieme dei momenti di svago memorabili; a Gabriele e Francesca, per tutte le uscite insieme, nelle quali abbiamo sempre avuto modo di confrontarci e consigliarci sulle nostre scelte di vita; a Paola, per avermi allietato con la sua ansia e, non presentandosi in aula studio, per avermi permesso di dire tutti i giorni a dei poveri studenti (che cercavano disperatamente un posto dove sedersi) "no, è occupato", quando questi mi chiedevano se il posto tenuto per lei fosse libero. Vi ringrazio tutti per l'aiuto reciproco che ci siamo dati in questi lunghi anni.

Infine, un ringraziamento speciale va a Francesca, la mia ragazza, che mi ha sempre supportato e sopportato da quando è iniziata la nostra relazione, mi è stata vicina nei momenti del bisogno, mi ha saputo consigliare quando non sapevo che decisione prendere e mi ha fatto presente cose a cui io non pensavo o non ricordavo. Grazie per avermi aiutato a crescere come persona, a vedere le cose da nuovi punti di vista ed esserti sempre preoccupata per me e per le cose che mi riguardano, anche quando non ero preoccupato nemmeno io. Ti amo.

Adesso è ora di progettare le scalette.

# Indice

1	Intr	roduzione	1
	1.1	L'aerospike lineare	1
	1.2	Vantaggi e svantaggi dell'ugello aerospike	7
	1.3	Thrust Vectoring	
<b>2</b>	Vali	idazione del modello	11
	2.1	Realizzazione del modello	11
		2.1.1 Geometria	11
		2.1.2 Mesh	13
		2.1.3 Metodo numerico	14
	2.2	Risultati	17
		2.2.1 Distribuzione di pressione sul plug	17
		2.2.2 Campo di moto	19
3	Aer	ospike troncato al $20\%$	21
_	3.1	Realizzazione del modello completo	21
		-	25
	3.2	Thrust Vectoring mediante regolazione degli ugelli primari	27
		3.2.1 Visualizzazione del campo di moto	28
		3.2.2 Distribuzione di pressione sul plug	30
		3.2.3 Analisi delle forze	33
	3.3	Thrust Vectoring mediante Shock Vector Control con slot al 60%	
		dello spike	34
		3.3.1 Visualizzazione del campo di moto	35
		3.3.2 Distribuzione di pressione sul plug	37
		3.3.3 Analisi delle forze	40
	3.4	Thrust Vectoring mediante Shock Vector Control con slot al 90%	
		dello spike	41
		3.4.1 Visualizzazione del campo di moto	42
		3.4.2 Distribuzione di pressione sul plug	44
		3.4.3 Analisi delle forze	47
	3.5	Confronto tra i casi	48
4	Aer	pospike troncato al $75\%$	51
	4.1	Realizzazione del modello completo	51
	4.2	Thrust Vectoring mediante regolazione degli ugelli primari	56

		4.2.1 Visualizzazione del campo di moto	57
		4.2.2 Distribuzione di pressione sul plug	
		4.2.3 Analisi delle forze	62
	4.3	Thrust Vectoring mediante Shock Vector Control con slot al 60%	
		dello spike	63
		4.3.1 Visualizzazione del campo di moto	64
		4.3.2 Distribuzione di pressione sul plug	66
		4.3.3 Analisi delle forze	69
	4.4	Thrust Vectoring mediante Shock Vector Control con slot al 90%	
		dello spike	70
		4.4.1 Visualizzazione del campo di moto	71
		4.4.2 Distribuzione di pressione sul plug	73
		4.4.3 Analisi delle forze	76
	4.5	Confronto tra i casi	77
_	~		0.0
5	Con	aclusioni	80
Bi	bliog	grafia	82

# Capitolo 1

# Introduzione

In questo capitolo si andrà a definire l'ugello aerospike lineare; se ne elencheranno le sue caratteristiche, principalmente riguardo alla sua compensazione dell'altitudine, e si discuterà il suo funzionamento, si faranno confronti con un tradizionale ugello a campana e se ne individueranno i vantaggi e gli svantaggi. Successivamente si parlerà di cos'è il thrust vectoring e dei metodi utilizzati per ottenerlo, sia con un ugello a campana che mediante l'ugello aerospike lineare.

### 1.1 L'aerospike lineare

L'ugello aerospike è un tipo di ugello sviluppato a partire dal 1960 con lo scopo di aumentare l'efficienza della spinta di un razzo a tutte le quote in cui esso opererà.

Solitamente i propulsori per razzi utilizzano un ugello di tipo de Laval; i gas di scarico, prodotti dalla combustione del propellente, accelerano in un ugello convergente, diventano sonici in corrispondenza della gola e continuano ad accelerare a velocità supersoniche in un ugello a campana, generando una spinta per via dell'espansione del gas. La campana è a geometria fissata e le sue dimensioni sono dettate dall'ottimizzazione della spinta alla quota in cui il razzo trascorre la maggior parte della sua missione.

Al di sotto della quota di progetto, e quindi andando verso pressioni maggiori, il propulsore opera in condizioni di sovraespansione, in cui il getto si trova a distaccarsi dalle pareti della campana per via dell'elevata pressione atmosferica, e quindi ad essere di dimensioni minori rispetto ad essa. Allo stesso modo, al di sopra della quota di progetto si verifica una condizione di sottoespansione, in cui il getto potrebbe espandersi ulteriormente, ma è limitato dalle dimensioni della campana.

È chiaro quindi come un ugello a campana sia causa di grosse perdite: le sue dimensioni sono troppo elevate a basse quote, aumentando peso ed ingombro, mentre diventa troppo piccola a quote elevate, dove limita l'espansione dei gas.

Da questo problema nasce l'idea dell'aerospike. In un ugello di tipo aerospike si rimuove completamente la campana e la si sostituisce con una spina (spike) lungo la quale vengono fatti espandere i gas di scarico, che escono da una serie di piccoli propulsori posti linearmente ai lati dell'ugello. Ciascuno di questi propulsori può essere governato indipendentemente, permettendo di direzionare la spinta e aumentando l'affidabilità in caso di guasti. È possibile espandere i gas o totalmente all'esterno dei propulsori, oppure parzialmente all'interno, andando ad aggiungere un ugello divergente tra la gola sonica e la spina.

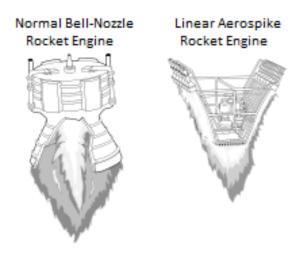


Figura 1.1: Rappresentazione di un ugello a campana e un ugello aerospike

Lo spike ha una lunghezza ideale, anche detta isoentropica, che corrisponde a quella per cui sulla rampa si realizza un'espansione isoentropica; la lunghezza è comparabile a quella di un ugello a campana, e permette di massimizzare l'efficienza minimizzando l'energia persa all'interno di fenomeni vorticosi. La spina corrisponde alla parete di un virtuale ugello a campana, mentre la funzione dell'altra parete viene svolta dalla pressione atmosferica, rimuovendo di fatto il limite geometrico.

Avendo tolto il limite della parete, il getto in uscita sarà adattato ad ogni quota grazie all'azione della pressione esterna: l'espansione sarà la migliore possibile, e di conseguenza anche la spinta. Nonostante l'efficienza di un ugello aerospike ad una data quota sia minore di quella di un ugello a campana progettato per funzionare alla medesima quota, per tutte le altre quote il primo ha un efficienza maggiore, permettendo in particolar modo di risparmiare il 25-30% di combustibile a basse quote, dove viene consumata la maggior parte di combustibile per ottenere l'accelerazione iniziale.

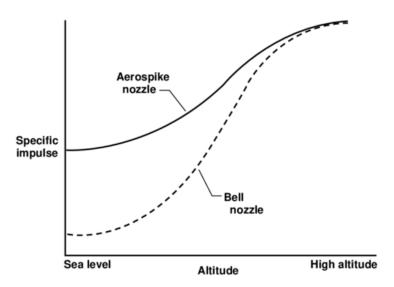


Figura 1.2: Andamento dell'impulso specifico dei due ugelli in base alla quota

Dal momento che i gas di scarico vengono fatti espandere direttamente sulla rampa, quest'ultima deve essere raffreddata efficacemente, facendo passare del combustibile a temperatura criogenica lungo le pareti. La restrizione della sezione verso la punta, però, comporta l'impossibilità di far passare il sistema raffreddamento fino all'estremità; pertanto viene effettuato un troncamento dello spike ad una determinata altezza, in modo da ottenere all'estremità dell'ugello una sezione con un'area finita. Così facendo, la funzione dalla parte troncata dello spike viene svolta dal flusso d'aria intrappolato al di sotto della base, aggirando il problema del raffreddamento e, al contempo, riducendo il peso e l'ingombro del motore.

Nonostante un aerospike troncato sacrifichi una piccola percentuale dell'efficienza, la bolla d'aria che ricircola al di sotto della base applica a quest'ultima una pressione, fornendo un contributo positivo alla spinta.

Volendo migliorare l'efficienza dell'aerospike, è possibile iniettare un flusso secondario uscente dalla base in modo da ripristinare aerodinamicamente la forma esatta della parte di spike che è stata troncata e riottenere un'espansione anche migliore di quella realizzata da un aerospike di lunghezza isoentropica.

interaction of comp.-/exp.-waves interaction of comp.- /exp.-waves ith shear layer ith shear layer Low Altitude compressio shear layer waves open wake at ambient pressure expansion waves shear layer shear laver Design straight characteristic (design Mach number) lip shock Altitude expansion , trailing closed wake recirculation shear layer shear layer shock shock High straight characteristic Altitude (design Mach number) trailing closed wak

Il comportamento fluidodinamico di un aerospike è mostrato in figura.

Figura 1.3: Comportamento fluidodinamico di un ugello aerospike isoentropico e di uno troncato

**Full Length Spike** 

recirculation

wake

**Truncated Spike** 

Alla quota di progetto, i gas di scarico hanno direzione parallela all'asse dell'ugello. Andando ad aumentare di quota, i gas sono forzati dalla onde di espansione e compressione a rimanere paralleli all'asse, ma il bordo esterno del getto si allarga ulteriormente verso l'esterno a causa della minore pressione atmosferica, portando ad un aumento del rapporto di espansione. Andando invece a diminuire la quota, il getto si stringe portando ad uno schiacciamento dei gas contro lo spike e, nonostante diminuisca il rapporto di espansione, la spinta del motore aumenta, grazie alla maggiore pressione applicata sullo spike. Questi fenomeni sono governati dall'angolo di espansione all'uscita dalla gola, dettato dall'equazione di Prandtl-Meyer.

La condizione di progetto è quella per cui l'onda d'urto non impatta più sul corpo centrale, portando quindi ad avere una distribuzione di pressione sulla spina di tipo costante. Per ottenere questo, è necessario che il rapporto di pressione (ovvero la pressione in camera rapportata a quella ambiente) e quello di espansione a progetto siano i più alti possibili.

# Aerospike/Bell Nozzle Exhaust Plume Comparisons Sea Level Design Altitude High Altitude Pambient (Pa) Compensating) Open-Wake Base Pressure (Pp - f (Pa)) Ambient Air Flow Plume Boundary Sea Level Design Altitude Pambient (Pa) Closed-Wake Base Pressure (Pp - f (Pa)) Recompression Recompression Shock Wave Plume Boundary Pambient (Pa) Plume Boundary Pambient (Pa) Phyme Boundary Phyme Boundary Phyme Boundary Phyme Boundary

Figura 1.4: Confronto del flusso di scarico di un ugello a campana e un ugello aerospike, al variare dell'altitudine

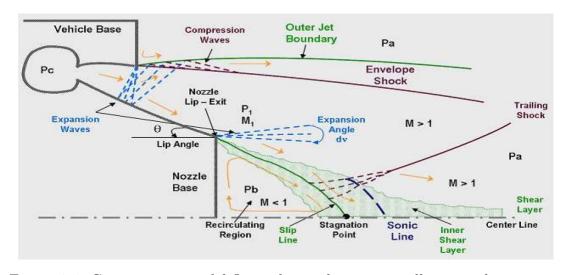


Figura 1.5: Comportamento del flusso dei gas lungo un ugello aerospike troncato

Per quanto riguarda la zona di ricircolo al di sotto della base, il suo contributo alla spinta può essere ignorato al livello del mare, in quanto la pressione esercitata sulla base è all'incirca bilanciata da quella esercitata sull'altra estremità del razzo,

ma il contributo si fa sentire sempre più man mano che il razzo ascende. Mentre la pressione esterna diminuisce rapidamente arrivando a circa quella del vuoto, la pressione della zona di ricircolo rimane sempre una frazione di quella atmosferica: infatti, le onde d'urto che impattano la zona vanno ad aumentare la componente circolatoria, aumentando quindi la spinta di questo flusso sulla base. Solo quando, a quote molto elevate, le onde d'urto impattano oltre la linea sonica (mostrata in figura), la pressione lungo la base diventa costante e in questo caso si parla di scia chiusa (closed wake), condizione nella quale l'aerospike si comporta come un ugello a campana ad elevato rapporto di aree.

Da quanto appena detto, appare evidente che, almeno in teoria, un ugello di tipo aerospike sia più efficiente a tutte le altitudini di un ugello a campana. Come si evince dal grafico seguente infatti, a livello del mare le prestazioni dell'aerospike, in termini di coefficiente di spinta, sono nettamente superiori, mentre vanno eguagliandosi solo nello spazio. Inoltre si può anche notare come un ugello aerospike possa operare, al livello del mare, a partire da rapporti di pressione intorno ai 75 bar, mentre questo valore sale fino ai 200 bar per ugelli di forma tradizionale.

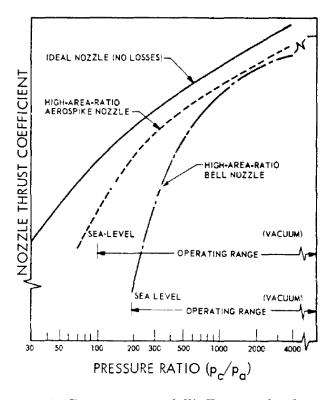


Figura 1.6: Comparazione dell'efficienza dei due ugelli

Grazie al vantaggio di un minor consumo, i motori aerospike furono i migliori candidati nella realizzazione di velivoli SSTO (Single Stage To Orbit) come il velivolo sperimentale X-33 della Lockheed Martin. Proprio per questo motivo, però, lo sviluppo di questi ugelli venne pressoché abbandonato all'inizio degli anni 2000, una volta terminati gli stanziamenti di fondi da parte della NASA per queste tipologie di velivoli.

### 1.2 Vantaggi e svantaggi dell'ugello aerospike

Rispetto ad un ugello a campana, l'ugello aerospike offre un vasto numero di vantaggi, mentre è più difficile trovarne degli svantaggi; tra i vantaggi possiamo allora annoverare:

- la compensazione dell'altitudine permette a questo tipo di ugello il funzionamento nelle condizioni migliori a qualunque quota, permettendo di avere un coefficiente di spinta (e soprattutto un impulso specifico) più alti, riducendo la quantità di combustibile utilizzata, in particolar modo a basse quote.
- le dimensioni dell'ugello sono molto minori, a parità di prestazioni, riducendo così le dimensioni complessive.
- la resistenza del velivolo diminuisce; si riduce la zona in cui può verificarsi un fenomeno di depressione, che tende ad aumentare la resistenza, e la bolla presente alla base dell'aerospike è una zona di sovrapressione, che quindi fornisce un contributo positivo alla spinta.
- le camere di combustione sono più piccole, migliorando la stabilità della combustione e il rapporto di espansione aumenta, compensando la diminuzione di prestazioni dovute al minore rapporto di pressione.
- grazie all'impiego di una serie di propulsori lineari, questi risultano più piccoli, affidabili, economici ed è meno difficile sia costruirli che testarli, nonché si ha una maggiore sicurezza in caso di malfunzionamento di uno di essi.
- è possibile applicare una vettorizzazione della spinta (thrust vectoring) andando a regolare la pressione dei singoli thruster, così da poter manovrare più semplicemente il velivolo, senza bisogno di pesanti attuatori.

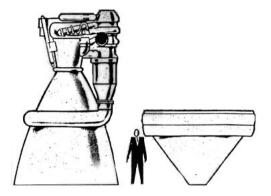


Figura 1.7: Confronto tra le dimensioni dei due ugelli

Per quanto riguarda gli svantaggi invece:

• il raffreddamento è il problema progettuale più importante di cui tener conto: la temperatura lungo la spina è più alta di quella lungo la parete di un ugello a campana in quanto i gas combusti vengono fatti uscire direttamente sul

corpo centrale. Come detto però, il raffreddamento si ottiene facendo passare del combustibile criogenico lungo le pareti e troncando la parte dello spike che non è possibile raggiungere.

- il peso e la difficoltà di costruzione sono maggiori, portando quindi ad una riduzione del rapporto spinta-peso e un maggiore costo di fabbricazione, seppure il primo può essere tenuto sotto controllo mediante il troncamento e il secondo con il riutilizzo del motore.
- la mancanza di dati reali ottenuti in fase di volo è il motivo principale per cui questa tipologia di motori non è ancora stata adottata, in quanto il programma di sviluppo portato avanti dalla NASA è stato interrotto prima che venisse costruito un vero e proprio prototipo.

### 1.3 Thrust Vectoring

Il thrust vectoring, o vettorizzazione della spinta, è una pratica che permette di controllare la direzione e l'assetto di un velivolo andando a modificare la direzione della spinta. Questo metodo viene applicato quando non è possibile utilizzare delle superfici mobili o queste sono inefficaci, come ad esempio nel vuoto. Disallineando il vettore della spinta dal asse del velivolo, si viene a creare un braccio rispetto al baricentro che genera un momento, portando il velivolo a modificare il suo orientamento e quindi la sua direzione. Questo effetto si può ottenere in diversi modi, come ad esempio: la rotazione dell'intero motore o del solo ugello rispetto all'asse del velivolo, l'uso di superfici mobili all'interno dell'ugello per ridirezionarne i gas combusti, l'uso di piccoli propulsori addizionali o ancora l'iniezione di un flusso secondario.

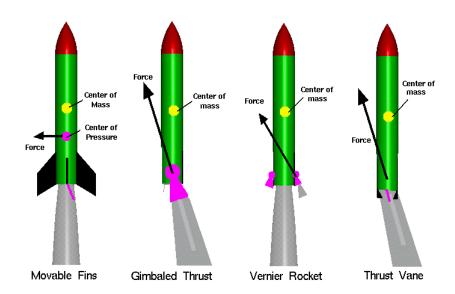


Figura 1.8: Tecniche di Thrust Vectoring

I primi tre esempi citati riguardano un metodo di vettorizzazione della spinta di tipo meccanico, andando fisicamente o a modificare l'orientamento del motore o dell'ugello mediante un sistema di attuatori, che aggiungono peso, complessità e quindi costi, o inserendo delle superfici mobili all'interno del flusso di scarico per modificarne la direzione, riducendo però l'efficienza della propulsione.

Un altro metodo di ottenere thrust vectoring è quello di utilizzare dei propulsori secondari, posti in diversi punti del velivolo, tali da avere un braccio sufficiente rispetto al baricentro del sistema, così che, in caso sia richiesto un cambio di assetto, questo si possa ottenere efficacemente anche con una piccola spinta, e quindi una piccola quantità di combustibile. Il problema di questi propulsori è che sono un ulteriore sistema di propulsione, quindi, seppure piccoli, si traducono in un aumento di peso e complessità.

L'ultimo metodo di vettorizzazione citato è invece di tipo fluidifico e non più meccanico. Si rimuovono i pesanti e complessi sistemi di attuatori e superfici mobili mentre si va ad iniettare nell'ugello un flusso secondario che ha lo scopo di formare, all'interno del campo di moto dei gas che espandono, un'onda d'urto obliqua. Questa modifica la direzione della velocità dei gas di scarico e causa una dissimmetria nel campo di pressione, quindi produce un disallineamento della spinta rispetto all'asse del velivolo. Si parla in questo caso di *Shock Vector Control (SVC)*, una tecnica che permette di ottenere una vettorizzazione della spinta andando a formare onde d'urto oblique all'interno del campo di moto, ed è un metodo efficiente per classi di velivoli caratterizzati da piccoli livelli di spinta.

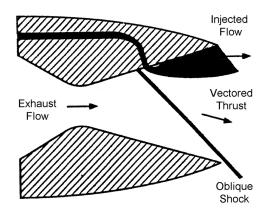


Figura 1.9: Tecnica dello Shock Vector Control

Andando ad attuare questi tipi di thrust vectoring ad un ugello aerospike lineare, possiamo certamente scartare l'ipotesi di una vettorizzazione per via meccanica in quanto, come scritto negli svantaggi di questo tipo di ugelli, il loro peso è maggiore rispetto a quello della campana, quindi si andrebbe ad aumentare ulteriormente il peso e il costo degli attuatori che dovrebbero muovere l'ugello.

Rimane praticabile solo l'opzione di una vettorizzazione di tipo fluidifico. Oltre al metodo SVC è però possibile un altro tipo di thrust vectoring, dovuto alla diversa configurazione di questo tipo di ugello. Come abbiamo detto, l'aerospike lineare è

composto da due serie di propulsori lineari che espandono i gas lungo una spina simmetrica rispetto all'asse del velivolo. È quindi possibile modificare la portata in uscita da una delle due serie di thruster per ottenere una diversa distribuzione di pressione sulle due pareti della spina, ottenendo di conseguenza una forza trasversale e un momento. Non volendo modificare la geometria e quindi non volendo cambiare l'area di gola dei thruster, si può agire soltanto sulle grandezze totali da cui la portata dipende, ovvero la pressione totale e la temperatura totale, secondo la seguente equazione:

$$\dot{m} = \frac{p^0 A}{\sqrt{RT^0}} \Gamma$$

Nonostante la portata proveniente dai due lati della spina abbia grandezza diversa, andando a modificare la temperatura si avrà la stessa pressione di partenza e anche lo stesso rapporto di espansione, il quale ultimo è dettato dalla medesima geometria della rampa: la forza sui due lati della spina, variando solo la temperatura, sarà uguale e contraria, ottenendo una risultante nulla.

Per ottenere una risultante non nulla è necessario modificare la portata per mezzo della pressione totale; a parità di rapporto di espansione, si ha una diversa distribuzione di pressione sulle due pareti della spina e di conseguenza lo sarà anche la forza, valutata come integrale della pressione sull'area. Questa forza trasversale, ottenuta a scapito di quella longitudinale, ha un braccio rispetto al baricentro che permette di ottenere un momento per modificare l'orientamento il velivolo. Mentre il metodo SVC era efficace per classi di velivoli caratterizzati da piccoli livelli di spinta, questo metodo è più efficace per livelli di spinta medio-alti, ma è possibile solo se si ha una serie di piccoli propulsori e non uno singolo.

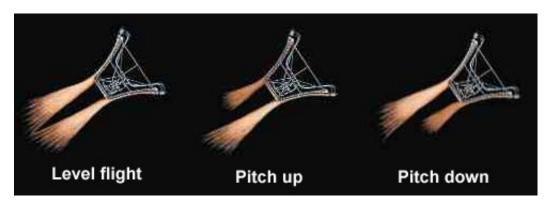


Figura 1.10: Thrust Vectoring di un aerospike modificando la portata degli ugelli primari

# Capitolo 2

# Validazione del modello

In questo capitolo si andrà a mostrare in dettaglio il progetto di tesi, partendo dalla costruzione del modello 2D, procedendo alla sua validazione e arrivando infine all'analisi dei risultati.

Il primo step di questo progetto di tesi è stata la costruzione di un modello per studiare il campo di pressione di un aerospike lineare mediante l'utilizzo di Ansys Fluent. Per validare i risultati si è scelto di fare riferimento ad un articolo pubblicato dalla Daimler-Benz Aerospace del 1997, nel quale si vanno ad analizzare diversi tipi di geometria e per ciascuna di esse si vanno a riportare gli andamenti di pressione, ottenuti sperimentalmente, sia sulla parete del plug che sulla base tronca. Poiché, come è stato detto, tutti i progetti dell'aerospike sono stati abbandonati all'inizio degli anni 2000, la scelta di questo articolo in particolare è stata dettata dal fatto che non sono presenti in letteratura scientifica altri studi sperimentali sull'aerospike lineare.

### 2.1 Realizzazione del modello

### 2.1.1 Geometria

Nel realizzare il modello, si è innanzitutto costruita la geometria dell'aerospike e la zona di studio del campo di moto.

Come è stato detto, la geometria è stata ottenuta grazie all'articolo di Daimler-Benz Aerospace, dove però è stata riportata solo graficamente; è stato quindi necessario ricavarla per punti e, successivamente, raffinarla mediante l'uso sia del software gnuplot che di Matlab, in modo da ottenere la miglior curva passante per quei punti ed evitare zone di cambio concavità. Si è quindi prima applicata un'approssimazione dei punti con una curva di Bezier cubica, mediante l'uso di gnuplot, poi si sono rimossi i cambi di concavità grazie all'uso di Matlab e infine si è nuovamente raffinata con una curva di Bezier per rimuovere gli eventuali repentini cambi di pendenza.

Ottenuta la curva si è allora tracciato il campo di moto su cui imporre le condizioni al contorno; per essere sicuri di avere un flusso sonico all'inizio dello spike, prima della curva è stato posto un ugello semplicemente convergente così che la presenza della gola dettasse le condizioni di input per il flusso che si espande sul plug.

Essendo questa fase una sola convalida del modello e non volendo quindi ora effettuare l'analisi di thrust vectoring, lo studio risulta perfettamente simmetrico rispetto all'asse del velivolo e di conseguenza è stato sufficiente disegnare solo metà della geometria.

In tabella vengono riportate le quote principali di questa geometria.

Lunghezza ideale plug	370.41 mm
Lunghezza plug troncato	98 mm
Altezza plug	86  mm
Altezza base	28 mm
Dimensione gola	$7~\mathrm{mm}$
Angolo d'inclinazione gola	67.84°

Tabella 2.1: Quote generali della geometria

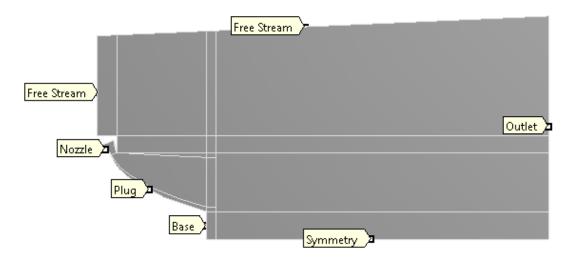


Figura 2.1: Geometria del modello

Come si può vedere nell'immagine, il campo di moto è stato suddiviso in diverse zone; questo permette di applicare una mesh più fitta nelle zone di maggior interesse, come ad esempio vicino al plug, e meno fitta verso l'esterno, soprattutto nella parte superiore, dove il flusso è fermo.

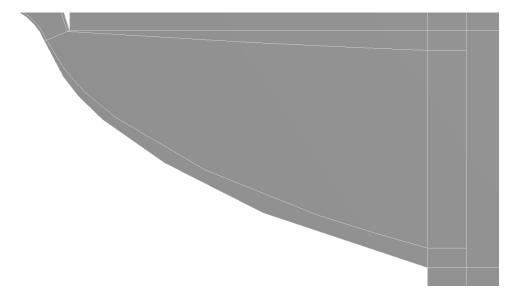


Figura 2.2: Dettaglio della regione di studio relativa al plug

### 2.1.2 Mesh

Realizzata la geometria, si è andata ad applicare una mesh tale da avere un elevato numero di elementi nelle zone maggiormente influenzate dal flusso, e un numero più discreto nelle zone di flusso fermo o verso il fondo della scia: il costo computazionale è così rimasto basso, ottenendo comunque degli ottimi risultati nelle zone che sono d'interesse per questo studio. La mesh ottenuta è composta da circa 110,000 elementi.

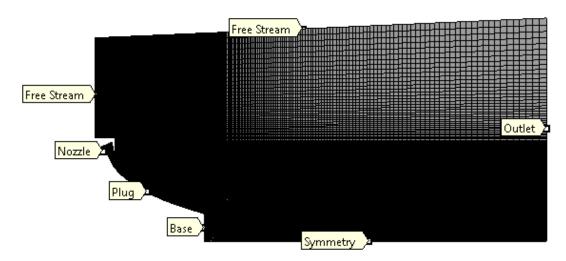


Figura 2.3: Mesh generale del modello

La zona di maggior interesse è quella adiacente al plug; nella regione superiore si sviluppa l'espansione dei gas di scarico, mentre a valle della base si ha la formazione della scia. In particolar modo siamo interessati alla distribuzione di pressione a parete lungo la spina. Trattandosi di una parete, è necessario andare ad infittire la mesh in questa zona, così da riuscire a tener conto della vorticità presente lungo essa. Nello specifico, per ottenere un discreto numero di punti all'interno dello strato limite si è assicurata un'altezza del primo elemento (a parete) nell'ordine di  $10^{-4}$  mm.

Come si può notare nella figura 2.2, la regione in cui il flusso interagisce col plug è stata suddivisa in tre zone, una più grossa, centrale, e due molto più piccole, al di sopra e al di sotto di quella più grande. Il motivo di questa scelta risiede nel fatto che, per ottenere una maggiore stabilità di calcolo e un minore errore, è più conveniente avere elementi adiacenti della mesh che non siano di dimensioni troppo diverse tra loro. Adottando una suddivisione in tre diverse regioni è stato allora possibile garantire aree simili tra gli elementi vicini e di conseguenza l'ottenimento di una migliore soluzione. Lo stesso discorso vale anche per la zona del campo di moto vicina alla base del plug, dove è presente una bolla di ricircolo che ha quindi bisogno di un buon numero di elementi per essere studiata, soprattutto a parete.

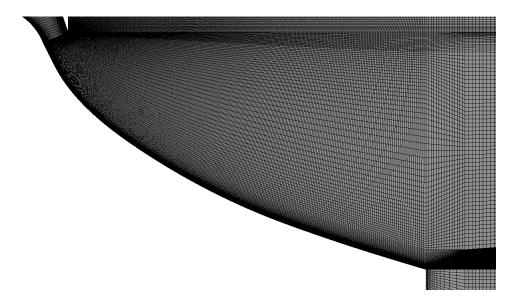


Figura 2.4: Dettaglio della mesh nella regione del plug

### 2.1.3 Metodo numerico

Costruita la geometria e applicata la mesh, resta da definire il modello fisico del problema, andando ad imporre le condizioni al contorno. Dopo questo ultimo step, saranno stati fissati tutti i parametri per poter lanciare la simulazione e ottenere così le distribuzioni di pressione desiderate. Per confrontare il modello con un caso di cui si hanno i dati sperimentali, si è scelto di adottare un rapporto di pressione, o Nozzle Pressure Ratio (NPR), pari a 56.7.

Il calcolo CFD è stato svolto con il software Ansys Fluent 2019 R2. Dopo aver fissato i parametri del solutore e le condizioni al contorno, Fluent adotta un metodo iterativo per risolvere le RANS (Reynolds-averaged Navier—Stokes), arrivando a convergenza alla soluzione cercata. Essendo un software di utilizzo commerciale, il suo funzionamento è stato comprovato negli anni grazie ai numerosi studi che sono stati fatti.

Il modello di aria è basato sul gas ideale, con viscosità calcolata mediante formula di Sutherland. Poiché è stato scelto di studiare solo metà della geometria, il bordo inferiore è stato impostato come piano di simmetria.

Di seguito, è riportato il metodo numerico utilizzato.

General Parameters				
Solver	Density-Based			
2D Space	Planar			
Viscous Model	Spalart-Allmaras (1 eqn)			
Operating Pressure	101,325 Pa			
Solution Metl	hods			
Formulation	Implicit			
Flux Type	Roe-FDS			
Flow Discretization	Second Order Upwind			
Turbolent Viscosity Discretization	Second Order Upwind			

Tabella 2.2: Parametri generali e metodologia di soluzione utilizzata in Fluent

In figura è possibile visualizzare le condizioni al contorno assegnate ai bordi della geometria. Successivamente vengono riportati nel dettaglio i valori di temperatura e pressione imposti ad ogni bordo.

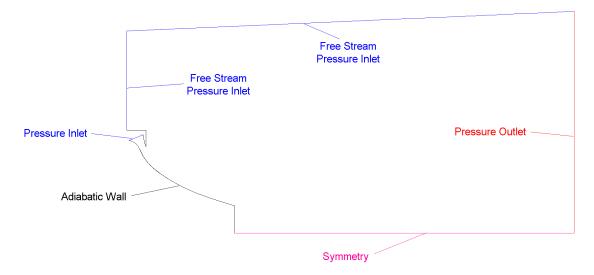


Figura 2.5: Condizioni al contorno del modello

Poiché è stata imposta una pressione operativa pari a quella ambiente, tutti i valori di pressione che si andranno ad imporre nelle condizioni al contorno dovranno essere relativi a quella ambiente, ovvero bisognerà ridurli del valore dell' Operating Pressure. In questo modo, ogni volta che bisognerà imporre la Gauge Total Pressure pari a quella ambiente, basterà invece porla pari a zero.

	Gauge Total Pressure [Pa]	Total Temperature [K]	Direction Specification
Pressure Inlet	5,643,802.5	300	Normal
Free Stream	0	300	to
Pressure Inlet		300	boundary
Pressure Outlet	0	300	boundary

Tabella 2.3: Condizioni al contorno di pressione e temperatura

Per validare il modello in un campo più ampio, si sono presi anche altri rapporti di pressione di cui si hanno i dati sperimentali; in questo modo si è assicurata una validazione più generale e non relativa solo al singolo NPR preso in esame. Mantenendo quindi uguali tutti gli altri parametri di Fluent, si è andata a variare la sola pressione d'ingresso nell'ugello in base ai valori noti di pressione in camera rispetto a quella ambiente.

Di seguito sono riportati i valori di pressione adottati.

pc / pa	Nozzle Pressure Inlet: Gauge Total Pressure
22.3	2,158,222.5 Pa
12.3	1,144,972.5 Pa

Tabella 2.4: Condizioni al contorno per l'ugello

### 2.2 Risultati

Immessi tutti i parametri in Fluent, si sono ottenuti i dati relativi alla distribuzione di pressione sul plug e la visualizzazione del Mach Number all'interno del campo di moto.

### 2.2.1 Distribuzione di pressione sul plug

Per visualizzare più chiaramente l'andamento di pressione al variare della lunghezza del plug e per renderlo più facilmente leggibile, gli assi sono stati riscalati; l'asse delle ascisse è stato scalato in base alla lunghezza del plug ideale, ovvero quello che realizza l'espansione isoentropica, pari a 370,41 mm, mentre l'asse delle ordinate è stato scalato rispetto al valore di pressione della camera. Si ricorda infine che, avendo imposto una *Operative Pressure* pari a quella ambiente, la pressione statica ottenuta non è esattamente quella agente sul plug ma è più bassa di 101,325 Pa, quantità che è quindi stata risommata ai dati nel momento in cui si andava a tracciare il grafico.

A questo grafico sono poi stati aggiunti i punti relativi ai dati sperimentali ottenuti da Daimler-Benz Aerospace per verificare la correttezza del modello utilizzato.

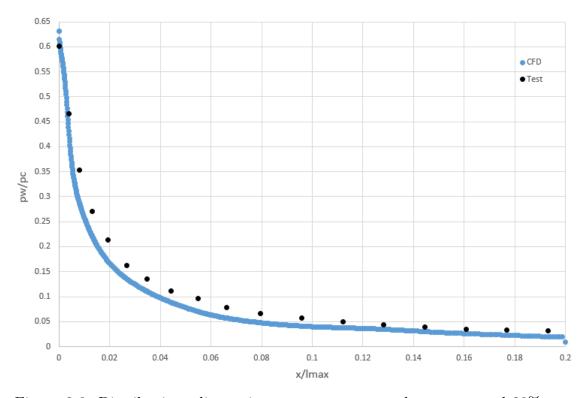


Figura 2.6: Distribuzione di pressione a parete per un plug troncato al 20% con NPR=56.7

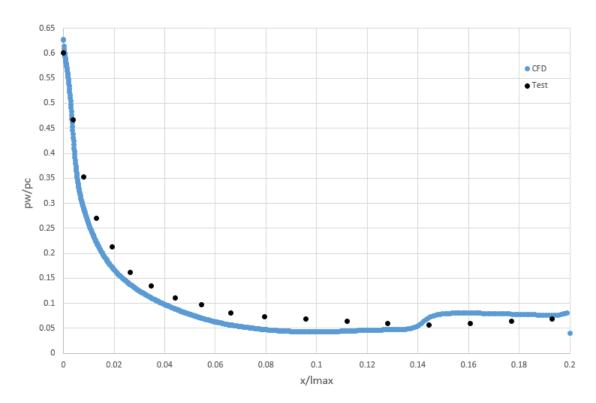


Figura 2.7: Distribuzione di pressione a parete per un plug troncato al 20% con  $NPR\!=\!22.3$ 

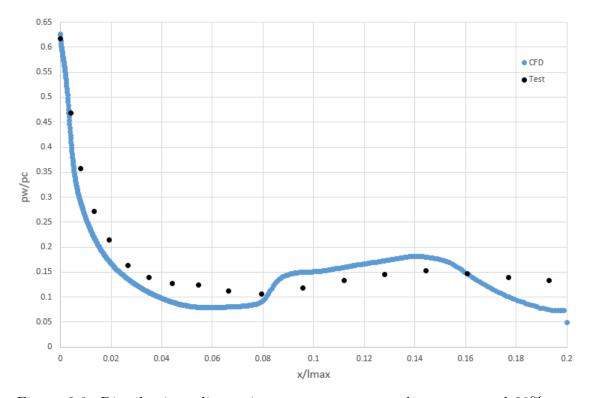


Figura 2.8: Distribuzione di pressione a parete per un plug troncato al 20% con NPR=12.3

Come si può notare, i dati ottenuti dal calcolo CFD sono molto vicini a quelli ottenuti sperimentalmente, segno che il modello utilizzato è consono a studiare questo tipo di problema. Tuttavia, al diminuire del Nozzle Pressure Ratio, i valori si discostano sempre più da quelli reali, nonostante l'andamento rispetti i dati sperimentali; questo avviene perché la geometria è stata ottenuta tramite digitalizzazione di una curva e, nonostante sia stata raffinata, delle imperfezioni lungo la parete portano a diverse riflessioni di onde d'urto ed espansione, modificando il campo di pressione.

### 2.2.2 Campo di moto

Vengono ora riportati i campi di moto relativi ai tre casi.

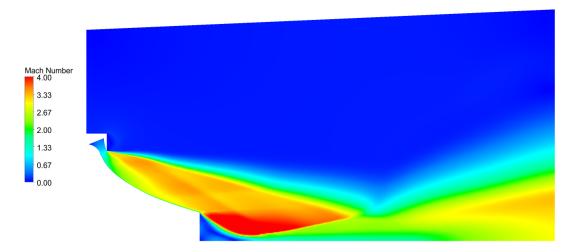


Figura 2.9: Campi di moto per un plug troncato al 20% con NPR=56.7

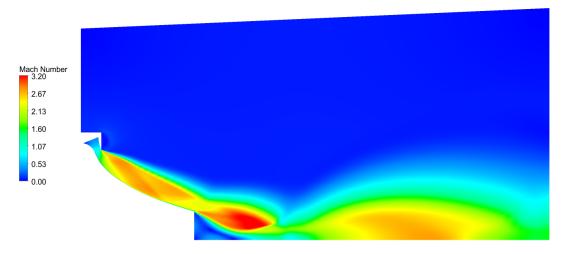


Figura 2.10: Campi di moto per un plug troncato al 20% con NPR=22.3

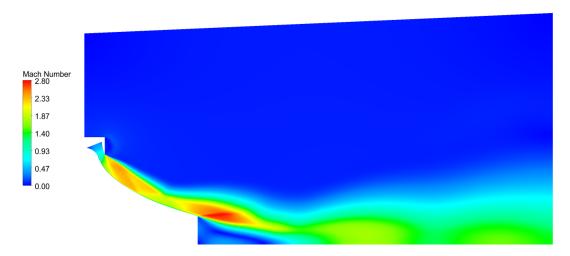


Figura 2.11: Campi di moto per un plug troncato al 20% con  $N\!PR\!\!=\!\!12.3$ 

# Capitolo 3

# Aerospike troncato al 20%

Avendo validato il modello con i dati sperimentati presenti in letteratura scientifica, in questo capitolo si andrà ad approfondire lo scopo della tesi, andando a studiare la possibilità di applicare il thrust vectoring ad un aerospike lineare. Nel caso in cui questo fosse possibile, si andrà a valutare se sia più conveniente ottenerlo variando la portata dei due ugelli primari o se invece convenga ottenerlo mediante *Shock Vector Control*, andando ad immettere lateralmente una seconda portata per creare un'onda d'urto obliqua e disimmetrizzare il flusso dei gas che espandono. Questa seconda portata verrà immessa da uno slot della dimensione di 1 mm, posizionato prima al 60% della lunghezza del plug, e successivamente al 90%.

In questo modo è stato possibile effettuare anche un confronto sull'efficienza del metodo SVC in funzione del punto in cui si va a perturbare la normale espansione dei gas di scarico.

### 3.1 Realizzazione del modello completo

Come nel capitolo precedente, si vuole studiare un ugello aerospike lineare troncato al 20% della lunghezza ideale. A differenza del caso precedente, adesso si vuole tenere il rapporto di pressione costante e pari a 56.7.

Dovendo modificare le portate ai lati dell'aerospike, è chiaro che per questo studio non sia più sufficiente la geometria utilizzata per validare il modello, ma debba invece essere specchiata rispetto all'asse dell'ugello in modo da poter imporre diverse condizioni d'ingresso. Inoltre, volendo studiare il comportamento del flusso in seguito all'immissione di una portata secondaria, si è andati a suddividere ulteriormente la regione del campo a contatto col plug, in modo da poter infittire la mesh nei punti in cui la portata secondaria viene immessa.

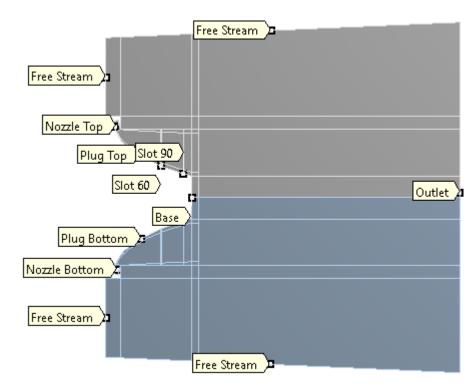


Figura 3.1: Geometria completa del modello

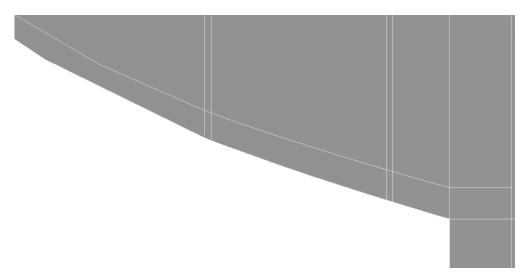


Figura 3.2: Dettaglio della geometria nella regione degli slot

Oltre a specchiare la geometria rispetto all'asse di simmetria, è stata specchiata anche la mesh, così che quella nella metà inferiore fosse perfettamente identica a quella nella metà superiore e non ci fossero differenze di calcolo all'interno del modello stesso. L'unico cambiamento effettuato è stato un infittimento degli elementi nelle zone di fuoriuscita del flusso secondario, corrispondenti al 60% e al 90% della lunghezza del plug; conseguentemente, per non avere, vicini tra loro, elementi di dimensioni troppo diverse, è stato effettuato un ridimensionamento degli elementi nella regione del plug in modo da andare a rimpicciolire quelli in prossimità delle

zone dei getti secondari e ad ingrandirli nelle zone lontane, così da mantenere il numero complessivo di elementi costante. Rispetto al caso della validazione, in cui era presente solo mezza geometria, il numero di elementi è più che raddoppiato, in quanto sono stati aggiunti gli elementi nelle zone dei getti secondari, arrivando ad un totale di quasi 250,000.

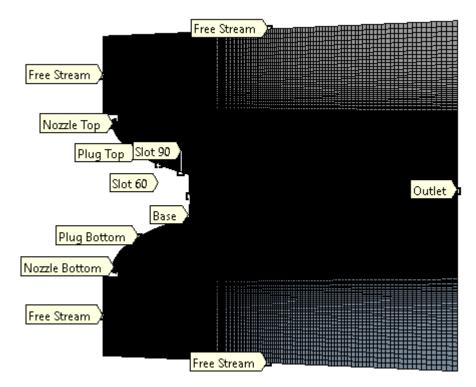


Figura 3.3: Mesh completa del modello

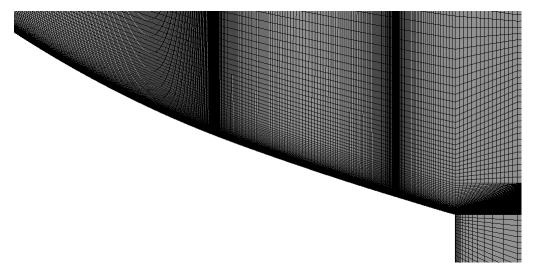


Figura 3.4: Dettaglio della mesh nella regione degli slot

Il metodo numerico è rimasto uguale a quello utilizzato nel caso di validazione e le condizioni al contorno sono state riportate uguali sulla parte specchiata, così come già avvenuto per la mesh. Di seguito sono allora riportati tutti i parametri immessi in Fluent.

General Parameters				
Solver	Density-Based			
2D Space	Planar			
Viscous Model	Spalart-Allmaras (1 eqn)			
Operating Pressure	101,325 Pa			
Solution Met	hods			
Formulation	Implicit			
Flux Type	Roe-FDS			
Flow Discretization	Second Order Upwind			
Turbolent Viscosity Discretization	Second Order Upwind			

Tabella 3.1: Parametri generali e metodologia di soluzione utilizzata in Fluent

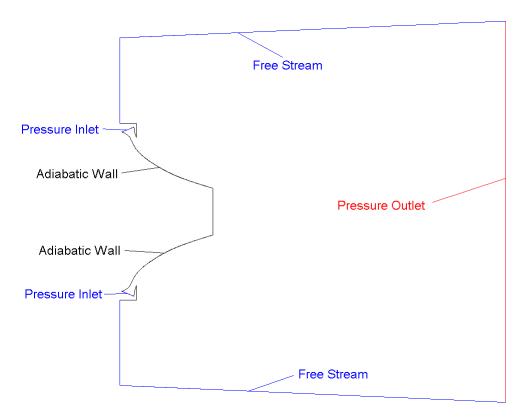


Figura 3.5: Condizioni al contorno

	Gauge Total	Total Tompovature [V]	Direction
	Pressure [Pa]	Total Temperature [K]	Specification
Top Pressure Inlet	5,643,802.5	300	
Bottom Pressure Inlet	5,643,802.5	300	Normal
Free Stream	0	300	to
Pressure Inlet	0	300	boundary
Pressure Outlet	0	300	

Tabella 3.2: Condizioni al contorno di pressione e temperatura

### 3.1.1 Verifica rispetto al caso simmetrico

Prima di procedere con lo studio del thrust vectoring, è opportuno effettuare due verifiche; in primo luogo, bisogna verificare che la distribuzione di pressione sul plug denominato top sia uguale a quella sul plug bottom, e che quindi non vi siano errori all'interno del modello stesso. In secondo luogo, bisogna assicurarsi che i cambiamenti effettuati alla geometria e alla mesh non abbiano comportato un significativo accrescimento degli errori rispetto al caso del capitolo precedente in cui si era validato il modello con metà della geometria.

Dal momento che lo scopo della tesi è quello di studiare il caso dell'ugello aerospike con un rapporto di pressione pari 56.7, anche per la fase di verifica si è scelto di adottare solo questo rapporto, trascurando gli *NPR* inferiori.

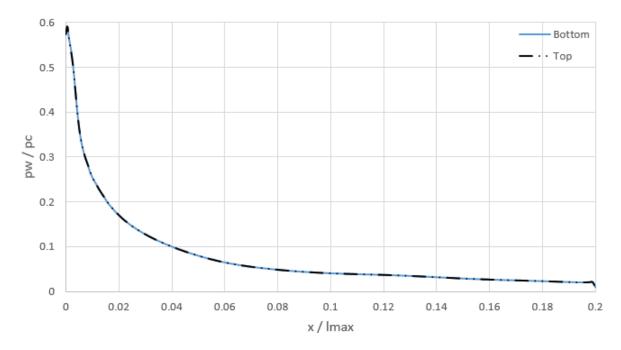


Figura 3.6: Distribuzione di pressione a parete per il plug top e per il plug bottom

Come mostrato dal grafico, la prima verifica mette in evidenza che l'andamento di pressione sul plug *top* e sul plug *bottom* è esattamente identico, quindi si è sicuri che non vi siano errori all'interno della mesh o nella definizione delle condizioni al contorno.

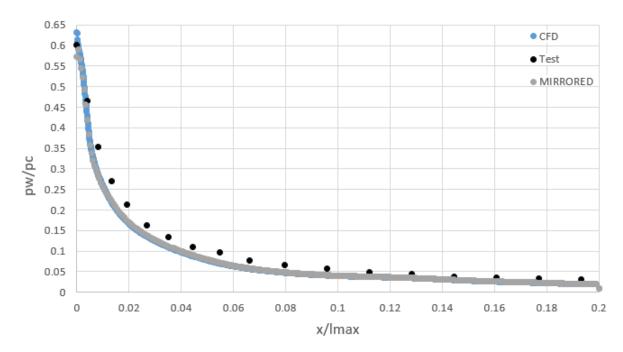


Figura 3.7: Distribuzione di pressione a parete del plug top rispetto al caso non specchiato

Poiché è stato dimostrato che la distribuzione tra il plug top e il plug bottom è identica, per la seconda verifica è stato confrontato solo l'andamento del top. La curva della pressione sulla parete nel caso specchiato risulta uguale a quella ottenuta considerando solo metà geometria, caso in cui si era validato il modello. Questo ci permette di considerare il modello completo come rappresentativo della realtà, e quindi si possono ragionevolmente considerare esatti i dati relativi al thrust vectoring che si andranno a ricavare.

Di seguito vengono mostrati i valori di portate e forze ottenuti in questo caso simmetrico.

$\dot{m}_1 [kg/s]$	$\dot{m}_2 [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
93.24	93.24	-71,660	0.0	0.000	100.000

Tabella 3.3: Portate e forze ottenute nel caso simmetrico

# 3.2 Thrust Vectoring mediante regolazione degli ugelli primari

Il primo studio che si vuole effettuare è relativo all'ottenimento di una vettorizzazione mediante regolazione di portata degli ugelli primari.

In particolar modo, si vuole andare a ridurre la portata dell'ugello denominato top riducendo la sua pressione totale in camera, mentre quella bottom viene mantenuta costante al valore di progetto; ci si aspetta così una sovrapressione sulla parete inferiore dell'aerospike e di conseguenza una forza risultante laterale, positiva rispetto all'asse y.

Sia lo slot al 60% che quello al 90% della spina sono considerati delle pareti adiabatiche.

Si vogliono piccole variazioni di portata tra gli ugelli primari al fine di non sacrificare troppo la spinta complessiva. In genere si effettuano regolazioni di portata intorno al 4%, ma per questo studio si è ampliato il campo, andando da una riduzione di portata del 2% fino ad una riduzione del 10%, ovvero si impone, nell'ugello primario, una pressione totale che va dal 90% al 98% di quella di progetto. In dettaglio, i valori di pressione immessi in Fluent sono stati riportati in tabella.

Nozzle Top Pressure Inlet				
Gauge Total Pressure	2%	5,530,926.45 Pa		
	4%	5,418,050.4 Pa		
	6%	5,305,174.35 Pa		
	8%	5,192,298.3 Pa		
	10%	5,079,422.25 Pa		
Total Temperature		300 K		
Direction Specification		Normal to Boundary		

Tabella 3.4: Condizioni al contorno per l'ugello primario top

Si andranno ora a visualizzare il flusso dei gas e le distribuzioni di pressione relative alle nuove condizioni. In seguito all'ottenimento delle pressioni, si potranno così calcolare le forze scambiate tra il flusso e l'ugello aerospike.

### 3.2.1 Visualizzazione del campo di moto

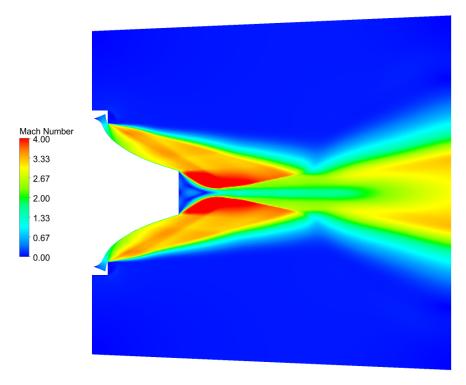


Figura 3.8: Campo di moto con una riduzione di portata del 2%

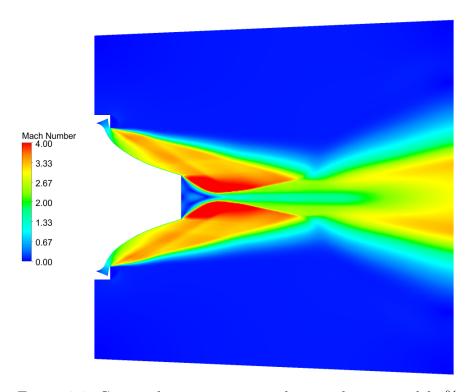


Figura 3.9: Campo di moto con una riduzione di portata del 4%

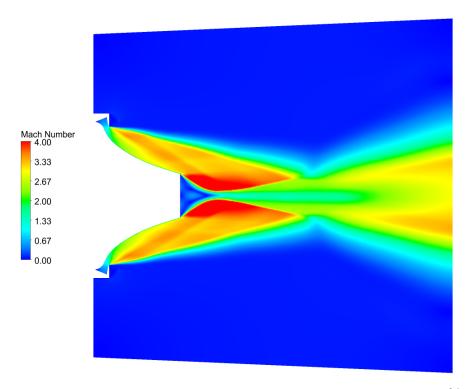


Figura 3.10: Campo di moto con una riduzione di portata del 6%

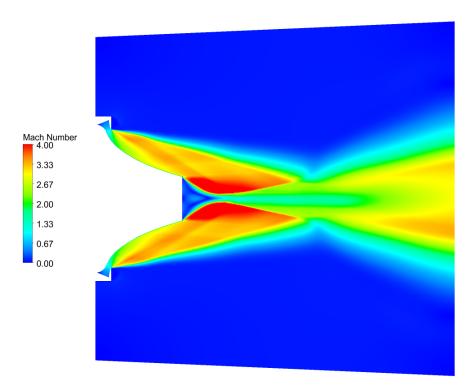


Figura 3.11: Campo di moto con una riduzione di portata del 8%

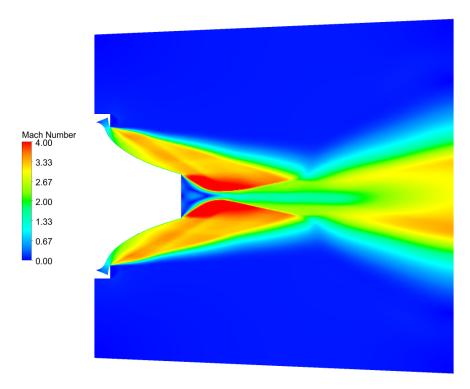


Figura 3.12: Campo di moto con una riduzione di portata del 10%

### 3.2.2 Distribuzione di pressione sul plug

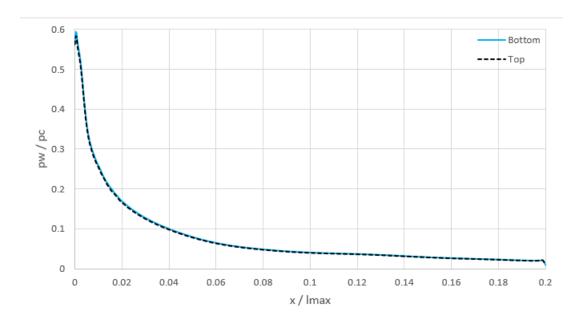


Figura 3.13: Distribuzione di pressione sul plug per riduzione di portata del 2%

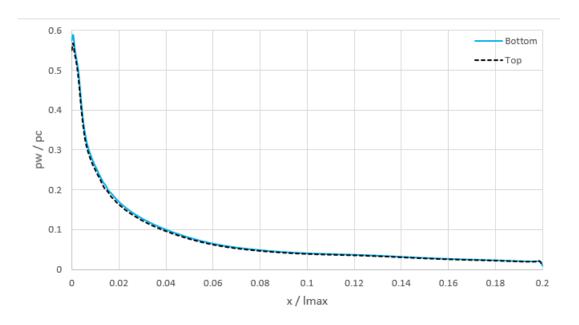


Figura 3.14: Distribuzione di pressione sul plug per riduzione di portata del 4%

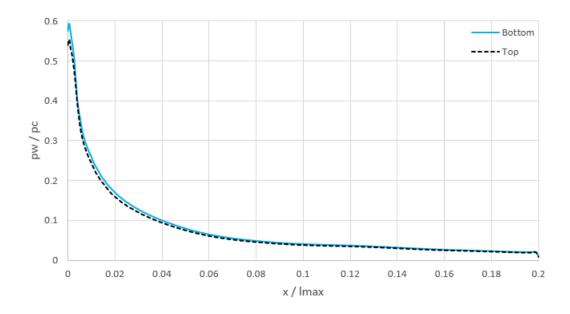


Figura 3.15: Distribuzione di pressione sul plug per riduzione di portata del 6%

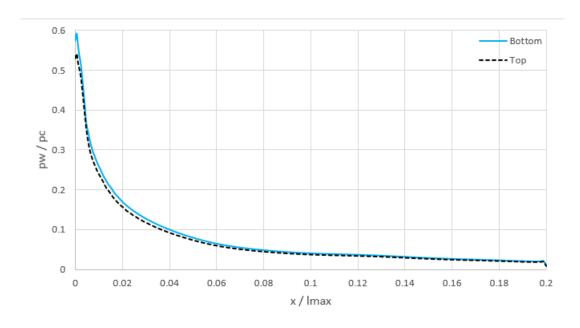


Figura 3.16: Distribuzione di pressione sul plug per riduzione di portata del 8%

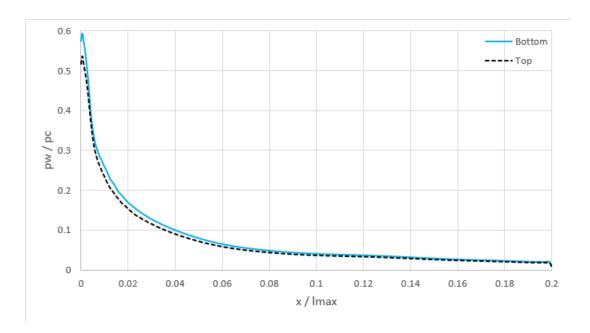


Figura 3.17: Distribuzione di pressione sul plug per riduzione di portata del 10%

### 3.2.3 Analisi delle forze

Il calcolo della forza agente sul plug viene svolto mediante l'integrale della pressione sull'area. Poiché la geometria è nota e la distribuzione di pressione viene ricavata, sempre grazie a Fluent è possibile ottenere le forze ed effettuare i confronti tra i vari casi che si studieranno.

Nel caso simmetrico, con uguale *NPR* tra i due ugelli primari e senza l'iniezione secondaria, la distribuzione di pressione sulle due pareti della spina risulta identica, quindi gli integrali sono uguali e di segno opposto; conseguentemente si avrà forza nulla lungo l'asse y, ovvero non si ha vettorizzazione della spinta.

Al variare del rapporto di pressione negli ugelli, però, lo squilibrio di pressione tra il campo superiore e quello inferiore porta ad una diversa pressione statica sulle pareti del plug, e di conseguenza le distribuzioni di pressione si modificano. Guardando gli andamenti di queste curve al diminuire della portata, si nota come la pressione statica top subisce una maggiore variazione nella parte iniziale della rampa, partendo da un valore più basso di quella bottom e continuando a diminuire più rapidamente; andando allora a calcolarne l'integrale sull'area, si vedrà che il maggior contributo è dato proprio da questa prima parte, in quanto gli integrali tra la parte superiore e quella inferiore dell'ugello aerospike si discostano maggiormente, mentre nella parte più vicina alla base saranno quasi identici, annullandosi a vicenda.

Vengono riportati in tabella i valori delle forze risultati ottenute, in direzione sia longitudinale che laterale (rispettivamente in direzione x e y). Il commento di questi dati viene rimandato all'ultima sezione di questo capitolo, dove sarà anche possibile effettuare un confronto con gli altri casi che si andranno adesso a studiare.  $\dot{m}_1$  rappresenta la portata in uscita dall'ugello superiore, quello a cui viene applicata la regolazione, mentre  $\dot{m}_2$  rappresenta la portata in uscita dall'ugello inferiore, quello a pressione di progetto.

$\dot{m_1}/\dot{m_2}$	$\dot{m}_1 \ [kg/s]$	$\dot{m_2} [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
98%	91.41	93.24	-70,715	832.7	1.178	98.681
96%	89.58	93.24	-69,871	1,681.2	2.406	97.504
94%	87.74	93.24	-68,977	2,554.4	3.703	96.255
92%	85.91	93.24	-68,157	3,346.7	4.910	95.112
90%	84.07	93.24	-67,245	4,252.1	6.323	93.839

Tabella 3.5: Riepilogo delle forze ottenute al diminuire della portata primaria

# 3.3 Thrust Vectoring mediante Shock Vector Control con slot al 60% dello spike

Il secondo studio effettuato si basa sull'ottenimento di una vettorizzazione mediante la tecnica dello *Shock Vector Control*. La portata primaria viene ora tenuta costante, quindi le pressioni totali d'ingresso sono identiche, tali da avere in entrambi gli ugelli un NPR = 56.7.

Attraverso uno slot, ovvero una fessura in una parete dell'ugello aerospike, si immette un flusso secondario con lo scopo di formare un'onda d'urto obliqua e quindi disimmetrizzare il campo di moto tra le due regioni del plug. Questo slot è posto al 60% della lunghezza dello spike, nella regione superiore, e ha dimensione pari ad 1 mm.

Si va ad immettere una portata che è tra il 2% e il 10% di quella di progetto, cioè quella calcolata nel caso simmetrico e pari a 93.24 kg/s.

Mentre la condizione al contorno per lo slot al 90% rimane sempre di parete adiabatica, quella per lo slot al 60% si modifica in *Mass Flow Inlet*:

Slot 60 Mass Flow Inlet						
Mass Flow Rate	2%	1.86484  kg/s				
	4%	3.72968  kg/s				
	6%	5.59452  kg/s				
	8%	7.45936  kg/s				
	10%	9.3242  kg/s				
Supersonic/Initial Gauge Pressure		0 Pa				
Total Temper	300 K					
Direction Specific	cation	Normal to Boundary				

Tabella 3.6: Condizioni di Mass Flow Inlet dello slot top posto al 60% dello spike

Si andranno ora a visualizzare il flusso dei gas e le distribuzioni di pressione relative alle nuove condizioni. In seguito all'ottenimento delle pressioni, si potranno così calcolare le forze scambiate tra il flusso e l'ugello aerospike.

### 3.3.1 Visualizzazione del campo di moto

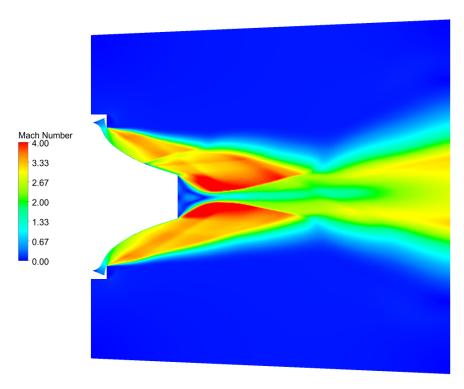


Figura 3.18: Campo di moto con iniezione di portata del 2%

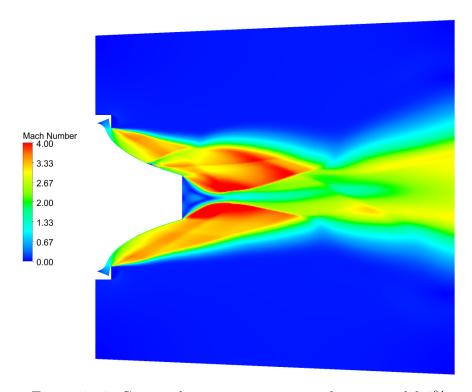


Figura 3.19: Campo di moto con iniezione di portata del 4%

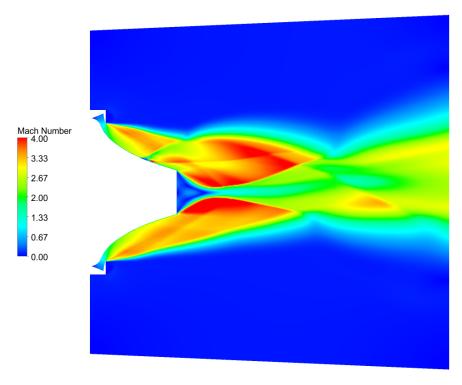


Figura 3.20: Campo di moto con iniezione di portata del 6%

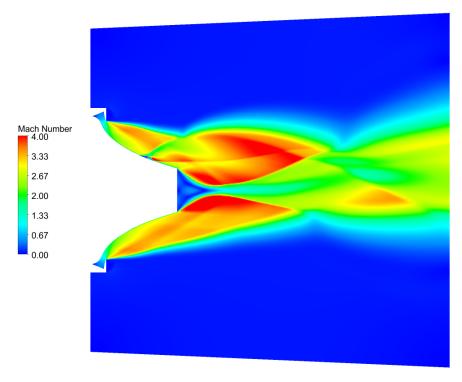


Figura 3.21: Campo di moto con iniezione di portata del 8%

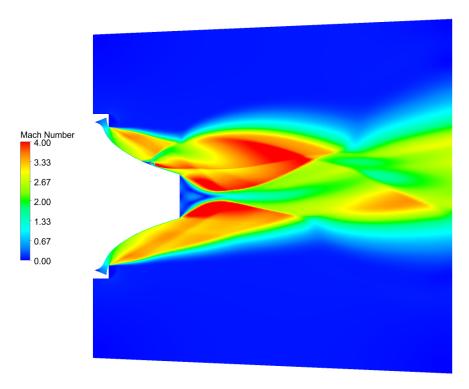


Figura 3.22: Campo di moto con iniezione di portata del 10%

### 3.3.2 Distribuzione di pressione sul plug

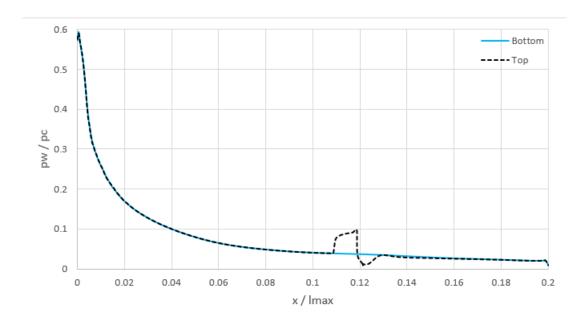


Figura 3.23: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 2%

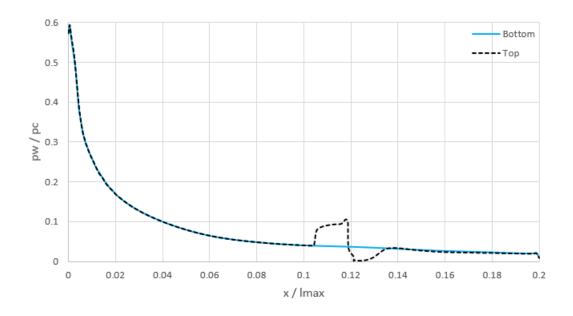


Figura 3.24: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 4%

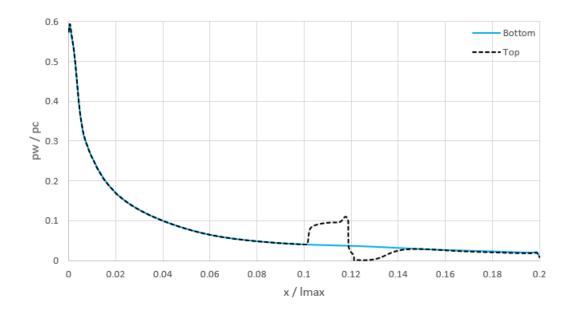


Figura 3.25: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 6%

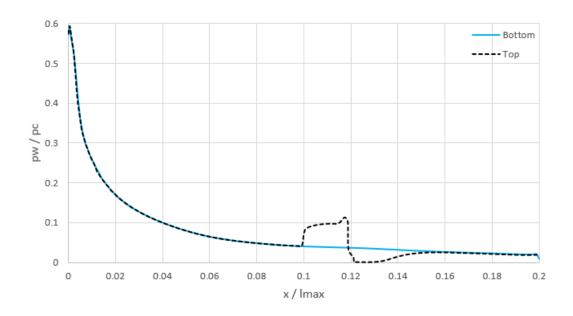


Figura 3.26: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 8%

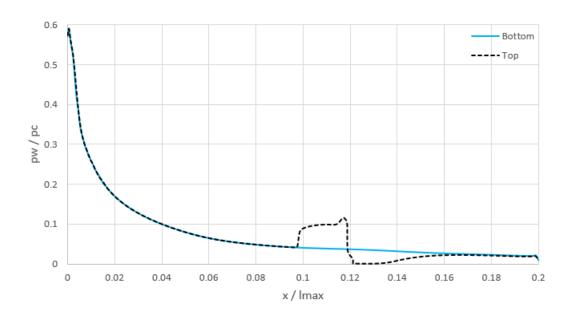


Figura 3.27: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 10%

#### 3.3.3 Analisi delle forze

Utilizzando la tecnica SVC, la portata uscente dagli ugelli primari non viene più modificata; di conseguenza ci si aspetta che le distribuzioni di pressione sulle due pareti siano coincidenti, almeno nella regione iniziale, dove non è presente alcun disturbo.

La distribuzione cambia invece in prossimità del punto di immissione del flusso secondario; mentre la pressione mantiene il suo andamento di progetto lungo la parete *bottom*, dove non è presente iniezione, lungo quella *top* si forma un'onda d'urto obliqua, che porta ad un aumento di pressione statica anteriormente allo slot. La zona d'iniezione rappresenta una discontinuità nella distribuzione di pressione, e successivamente ad essa si forma una zona di depressione. Come si denota dal campo di moto, ciascuna di queste due zone è caratterizzata da una bolla di ricircolo.

Andando a valutare gli integrali lungo la parete del plug, si vede che nella zona di sovrapressione si ottiene una forza in direzione opposta all'asse y, mentre nella zona di depressione se ne ottiene una concorde all'asse. La risultante delle due però non è nulla, in quanto l'incremento di pressione a monte dello slot è sia più marcato che distribuito su un'area maggiore rispetto al decremento di pressione presente a valle lo slot. Allora si ottiene una risultante dettata dalle condizioni della zona di sovrapressione, anteriormente all'onda d'urto, e di conseguenza la risultante sarà negativa. La vettorizzazione ottenuta mediante la tecnica dello *Shock Vector Control* è quindi di segno opposto a quella ottenuta mediante variazione di portata degli ugelli primari.

Vengono qui riportati i valori delle forze risultati ottenute, in direzione sia longitudinale che laterale. Anche in questo caso, il commento dei dati viene rimandato all'ultima sezione di questo capitolo. Le portate  $\dot{m}_1$  ed  $\dot{m}_2$  sono uguali, mentre  $\dot{m}_i$  rappresenta la portata in uscita dallo slot, calcolata come una percentuale di quella primaria.

$\dot{m}_i$	$/\dot{m_1}$	$\dot{m_1} = \dot{m_2} [kg/s]$	$\dot{m}_i [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
2	%	93.24	1.865	-72,176	-686.9	0.952	100.719
4	%	93.24	3.730	-72,276	-785.5	1.087	100.859
6	%	93.24	5.595	-72,367	-878.8	1.214	100.986
8	%	93.24	7.459	-72,346	-831.9	1.150	100.956
10	)%	93.24	9.324	-72,353	-709.1	0.980	100.967

Tabella 3.7: Riepilogo delle forze ottenute all'aumentare della portata iniettata

# 3.4 Thrust Vectoring mediante Shock Vector Control con slot al 90% dello spike

L'ultimo studio effettuato, così come il secondo, si basa sull'ottenimento di una vettorizzazione mediante la tecnica dello *Shock Vector Control*. La portata primaria viene nuovamente tenuta costante e tale che la pressione totale in entrambi gli ugelli garantisca un NPR = 56.7.

Attraverso uno slot sulla parete superiore dell'ugello si immette un flusso secondario con lo scopo di formare un'onda d'urto obliqua e disimmetrizzare il campo di moto tra le due regioni del plug; questa volta lo slot è posto al 90% della lunghezza dello spike e ha sempre una dimensione pari ad 1 mm.

Si va ad immettere una portata che è tra il 2% e il 10% di quella di progetto, cioè quella calcolata nel caso simmetrico e pari a 93.24 kg/s.

Si riporta la condizione al contorno per lo slot al 60% a quella di parete adiabatica, mentre quello al 90% si modifica in *Mass Flow Inlet*:

Slot 90 Mass Flow Inlet						
Mass Flow Rate	2%	1.86484  kg/s				
	4%	3.72968  kg/s				
	6%	5.59452  kg/s				
	8%	7.45936  kg/s				
	10%	9.3242  kg/s				
Supersonic/Initial Gauge Pre	essure	0 Pa				
Total Temper	300 K					
Direction Specific	cation	Normal to Boundary				

Tabella 3.8: Condizioni di Mass Flow Inlet dello slot top posto al 60% dello spike

Si andranno ora a visualizzare il flusso dei gas e le distribuzioni di pressione relative alle nuove condizioni. In seguito all'ottenimento delle pressioni, si potranno così calcolare le forze scambiate tra il flusso e l'ugello aerospike.

### 3.4.1 Visualizzazione del campo di moto

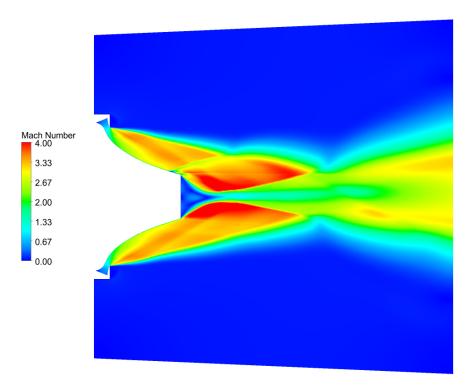


Figura 3.28: Campo di moto con iniezione di portata del 2%

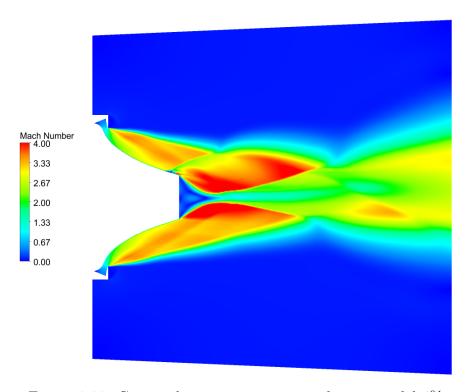


Figura 3.29: Campo di moto con iniezione di portata del 4%

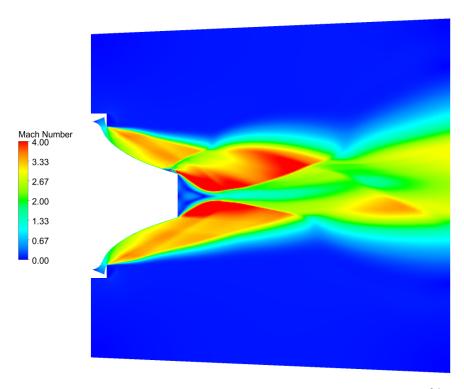


Figura 3.30: Campo di moto con iniezione di portata del 6%

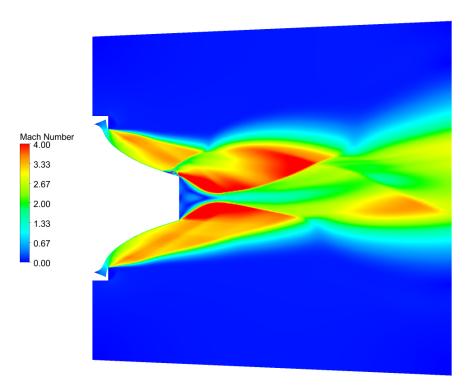


Figura 3.31: Campo di moto con iniezione di portata del 8%

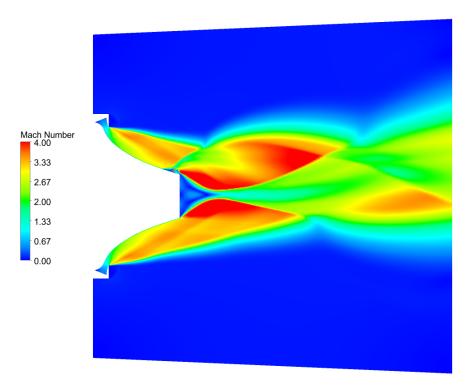


Figura 3.32: Campo di moto con iniezione di portata del 10%

### 3.4.2 Distribuzione di pressione sul plug

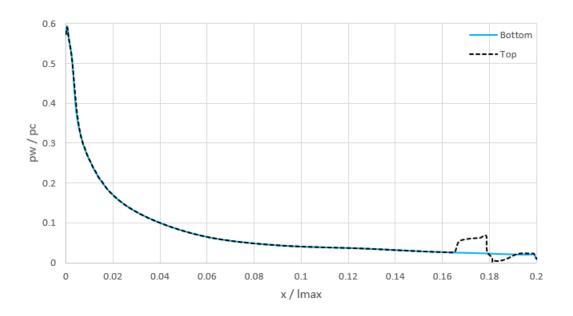


Figura 3.33: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 2%

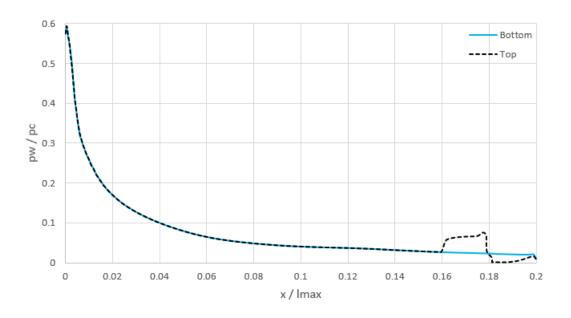


Figura 3.34: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 4%

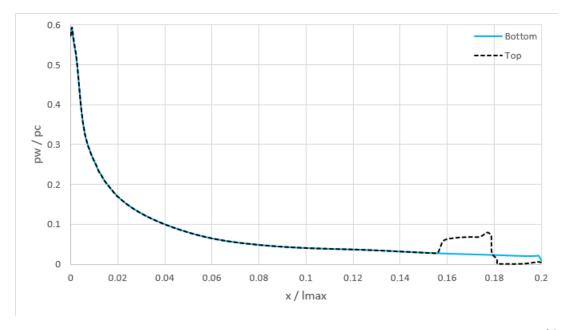


Figura 3.35: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 6%

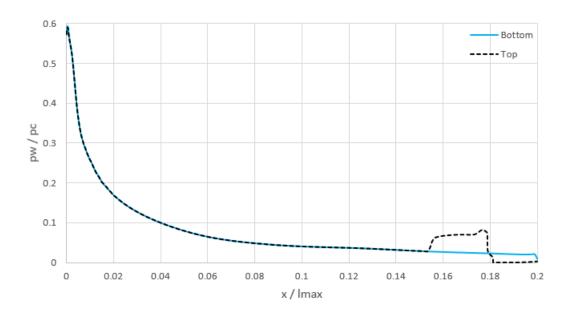


Figura 3.36: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 8%

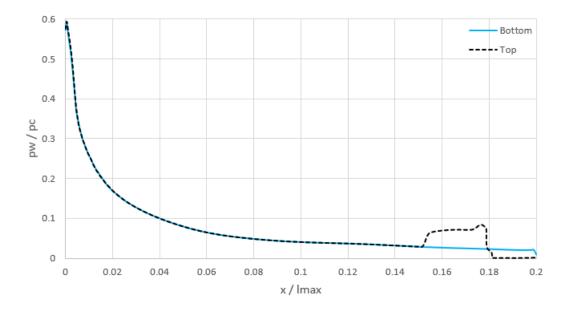


Figura 3.37: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 10%

#### 3.4.3 Analisi delle forze

Come detto nell'analisi dello slot al 60%, utilizzando la tecnica SVC, la portata uscente dagli ugelli primari non viene più modificata; le distribuzioni di pressione sulle due pareti siano coincidenti nella regione iniziale, dove non è presente alcun disturbo, mentre differiscono in prossimità del punto d'iniezione.

L'onda d'urto obliqua porta ad un aumento di pressione statica anteriormente allo slot. La zona d'iniezione rappresenta una discontinuità nella distribuzione di pressione, e successivamente ad essa si forma una zona di depressione. Come si denota dal campo di moto, ciascuna di queste due zone è caratterizzata da una bolla di ricircolo.

Allo stesso modo dello studio precedente, andando a valutare gli integrali lungo la parete del plug, si vede che nella zona di sovrapressione si ottiene una forza in direzione opposta all'asse y, mentre nella zona di depressione se ne ottiene una concorde. La risultante delle due non è nulla, in quanto l'incremento di pressione prima dello slot è sia più marcato che distribuito su un'area maggiore rispetto al decremento di pressione presente dopo lo slot. In questo caso però, essendo lo slot così vicino al fondo del plug, la zona di depressione viene troncata prima che la pressione possa riportarsi al livello di pressione presente sulla parete inferiore. Ne consegue che questa zona di depressione è più piccola di quella dello slot al 60%, quindi, essendo un contributo in direzione opposta a quello principale, rappresenta un vantaggio, e si otterrà una forza risultante più grande.

Vengono qui riportati i valori delle forze risultati ottenute, in direzione sia longitudinale che laterale. Le portate  $\dot{m_1}$  ed  $\dot{m_2}$  sono uguali, mentre  $\dot{m_i}$  rappresenta la portata in uscita dallo slot, calcolata come una percentuale di quella primaria.

$\dot{m}_{i}$	$i/\dot{m_1}$	$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \left[ kg/s \right]$	$\dot{m}_i [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_u[N]$	$F_u/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
6	2%	93.24	1.865	-72,163	-997.7	1.383	100.701
4	1%	93.24	3.730	-72,256	-1,258.8	1.742	100.831
(	5%	93.24	5.595	-72,284	-1,532.2	2.120	100.871
8	3%	93.24	7.459	-72,299	-1,881.1	2.602	100.892
1	0%	93.24	9.324	-72,336	-2,216.5	3.064	100.943

Tabella 3.9: Riepilogo delle forze ottenute all'aumentare della portata iniettata

### 3.5 Confronto tra i casi

Vi sono due tipi di confronti da effettuare: il primo è al variare della portata, mentre il secondo al variare del tipo di vettorizzazione. Per semplicità, vengono riportati i valori già mostrati nei singoli casi.

Il rapporto  $F_y/F_x$  rappresenta la percentuale di forza laterale ottenuta rispetto alla spinta assiale fornita dall'ugello aerospike, ed è quindi un indice dell'efficacia della vettorizzazione.

Il rapporto  $F_x/F_{x\,simm}$  è invece un rapporto percentuale tra la forza assiale generata dall'ugello aerospike in presenza di thrust vectoring e la forza assiale che lo stesso genererebbe se non fosse attuata la vettorizzazione; la  $F_{x\,simm}$  è quindi equivalente alla forza longitudinale che si era trovata nel caso simmetrico, equivalente a  $F_{x\,simm} = -71,600~N$ .

$m_1/m_2$	$\dot{m}_1 [kg/s]$	$\dot{m}_2 [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
98%	91.41	93.24	-70,715	832.7	1.178	98.681
96%	89.58	93.24	-69,871	1,681.2	2.406	97.504
94%	87.74	93.24	-68,977	2,554.4	3.703	96.255
92%	85.91	93.24	-68,157	3,346.7	4.910	95.112
90%	84.07	93.24	-67,245	4,252.1	6.323	93.839

Tabella 3.10: Caso di variazione del flusso primario

ſ	$\dot{m_i}/\dot{m_1}$	$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \; [kg/s]$	$\dot{m}_i [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
ſ	2%	93.24	1.865	-72,176	-686.9	0.952	100.719
	4%	93.24	3.730	-72,276	-785.5	1.087	100.859
	6%	93.24	5.595	-72,367	-878.8	1.214	100.986
	8%	93.24	7.459	-72,346	-831.9	1.150	100.956
	10%	93.24	9.324	-72,353	-709.1	0.980	100.967

Tabella 3.11: Caso di iniezione dallo slot al 60%

$\dot{m}_i/\dot{m}_1$	$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \; [kg/s]$	$\dot{m}_i [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
2%	93.24	1.865	-72,163	-997.7	1.383	100.701
4%	93.24	3.730	-72,256	-1,258.8	1.742	100.831
6%	93.24	5.595	-72,284	-1,532.2	2.120	100.871
8%	93.24	7.459	-72,299	-1,881.1	2.602	100.892
10%	93.24	9.324	-72,336	-2,216.5	3.064	100.943

Tabella 3.12: Caso di iniezione dallo slot al 90%

Per la prima analisi, le tabelle mostrano che al variare della portata, sia primaria che secondaria, tutti i metodi permettono di ottenere una forza risultante lungo l'asse y. Poiché il moto è governato da vari fenomeni di tipo non lineare, si nota come anche i risultati ottenuti non abbiano un andamento tale; questo si evince soprattutto nel caso di slot posto al 60% della lunghezza dello spike, dove si nota chiaramente che la forza trasversale risultante non ha un andamento monotono ma ha un massimo intorno ai  $900\ N$  e poi torna a scendere.

Analizziamo ora nel dettaglio la prima tabella. Diminuendo la portata di uno dei due ugelli primari (in questo caso l'ugello top) si ha una sovrapressione sulla parete inferiore del plug che porta alla nascita di una forza trasversale verso l'alto, positiva con l'asse y. Guardando ai rapporti di forze, si nota che questa nuova forza arriva ad essere nell'ordine del 6% di quella longitudinale, quando si attua una riduzione di portata del 10%; la nascita di questa forza trasversale va quasi perfettamente a discapito della spinta longitudinale, in quanto quest'ultima si riduce di circa il 6%.

Inoltre, poiché questa variazione di portata è stata ottenuta modificando l'*NPR*, se si suppone che la pressione in camera rimanga costante, allora si è modificata la pressione atmosferica, ovvero è variata la quota; i risultati ottenuti sono rappresentativi allora anche della condizione di volo a quote diverse, dove la portata minore corrisponde a quote minori e la quella maggiore a quote maggiori.

Passando ad analizzare il caso con slot al 60%, si nota innanzitutto che la spinta longitudinale è pressoché invariata rispetto al caso simmetrico, in quanto, essendo il flusso uscente perpendicolare alla superficie, l'immissione di nuova portata causa un aumento di appena l'1% della componente longitudinale. Anche la componente di forza in direzione laterale rimane modesta al variare della portata, e nello stesso ordine di variazione di quella longitudinale; si ottiene all'incirca l'1% anche arrivando ad un'immissione di portata secondaria pari al 10% di quella principale. Questo è dovuto anche al fatto che, così come detto precedentemente, l'incremento di pressione per via dell'onda d'urto è comunque contrastato dalla bolla di ricircolo presente a valle dell'urto, che causa una depressione e quindi riduce l'effetto utile dell'immissione di fluido. Si evince allora che questo metodo non sia particolarmente efficace per ottenere una vettorizzazione fluidifica della spinta.

Allontanare lo slot dal 60% al 90% dello spike porta invece dei vantaggi. Siccome l'immissione di flusso in direzione longitudinale era molto modesta già con lo slot al 60%, avvicinandolo ulteriormente alla base del plug questa componente diventa ancora più piccola, avendo quindi effetti del tutto trascurabili. Mentre la componente longitudinale della forza non varia rispetto al caso precedente, quella trasversale ha un netto incremento: si passa infatti ad un rapporto di forze che arriva fino al 3% nel caso di portata maggiore, e comunque vicino all'1.4% anche con un'immissione di appena il 2% di portata rispetto a quella principale, risultato che non si era ottenuto nemmeno nel caso migliore dello slot posto al 60%. Questo è appunto dovuto al fatto che la zona di depressione viene ridotta, in quanto l'onda d'urto si forma molto vicino alla base dell'ugello aerospike; la bolla di ricircolo è

presente su un'area minore della parete, e di conseguenza l'integrale della pressione sulla superficie è minore, aumentando l'efficienza.

Di seguito viene riportato un grafico relativo all'andamento del rapporto di forze percentuale  $F_y/F_x$  in funzione della variazione percentuale della portata.

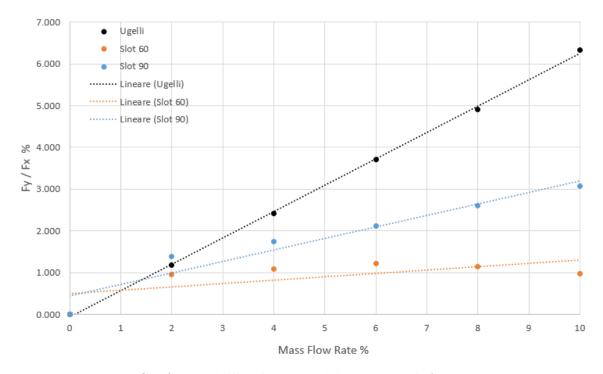


Figura 3.38: Confronto dell'andamento del rapporto di forze nei tre casi

Da questo grafico si può determinare quale dei tre metodi di thrust vectoring sia più efficiente, a parità di portata percentuale.

Si vede che, nel caso di una variazione di portata del 2%, il metodo che più conviene è quello di iniezione di flusso secondario da uno slot posto al 90% dello spike, anche se tutti e tre i metodi forniscano un simile rapporto di forze. Passando a maggiori portate, lo slot al 60% diventa subito un metodo inefficiente, rimanendo ad un rapporto quasi costante intorno all'1%, mentre gli altri due presentano un andamento crescente. Nel dettaglio, l'andamento del rapporto di forze nel caso di variazione di portata dagli ugelli primari è di tipo lineare, mentre quello relativo all'immissione di flusso dallo slot è simile alla radice quadrata.

Aumentando la portata percentuale, il thrust vectoring ottenuto mediante la regolazione della pressione negli ugelli primari consente di avere un'efficienza maggiore rispetto all'iniezione di flusso al 90% dello spike; se si considera una regolazione di portata del 4%, il primo metodo consente di avere una forza laterale maggiore del 34% rispetto al metodo SVC, arrivando ad avere un incremento quasi doppio nel caso di una variazione di portata del 10%.

## Capitolo 4

# Aerospike troncato al 75%

In questo capitolo si andrà a modificare la geometria del modello, allungando l'ugello fino al 75% della sua lunghezza isoentropica e studiando nuovamente la possibilità di thrust vectoring. Così come è stato fatto nel capitolo precedente, relativamente all'aerospike troncato al 20%, si andrà a valutare se sia più conveniente ottenere vettorizzazione regolando la portata dei due ugelli primari o se invece convenga ottenerlo mediante *Shock Vector Control*, andando ad immettere lateralmente una seconda portata per creare un'onda d'urto obliqua. Questa seconda portata verrà sempre immessa da uno slot della dimensione di 1 mm, posizionato prima al 60% della lunghezza del plug, e successivamente al 90%.

In questo modo è stato possibile effettuare anche un confronto sull'efficienza del metodo SVC in funzione del punto in cui si va a perturbare la normale espansione dei gas di scarico.

## 4.1 Realizzazione del modello completo

Come nel capitolo precedente, si vuole studiare un ugello aerospike lineare con un rapporto di pressione pari a 56.7.

Partendo sempre dalla stessa curva per determinare la geometria del plug, in questo studio si è effettuato un troncamento al 75% della lunghezza ideale. Di seguito si possono trovare le quote principali di questa nuova geometria, valutate a partire dall'asse longitudinale dell'ugello:

Lunghezza ideale plug	370.41 mm
Lunghezza plug troncato	277.8  mm
Altezza plug	86 mm
Altezza base	$2.3 \mathrm{\ mm}$
Dimensione gola	$7 \mathrm{mm}$

Tabella 4.1: Quote generali della geometria

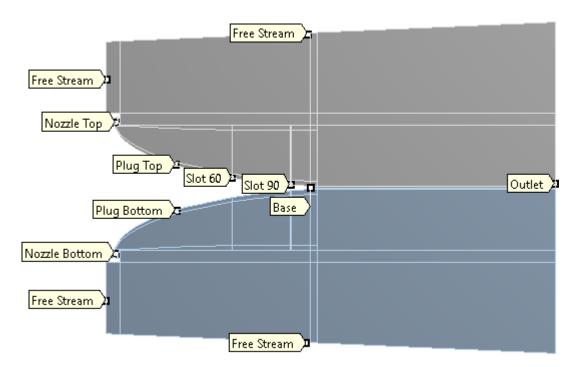


Figura 4.1: Geometria completa del modello

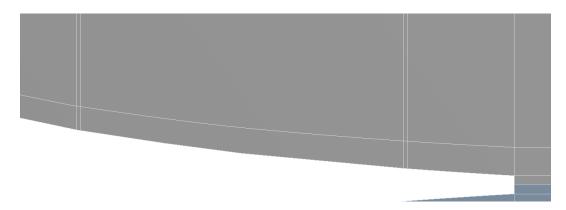


Figura 4.2: Dettaglio della geometria nella regione degli slot

Dal momento che il cambiamento è stato solo geometrico, la mesh risulta del tutto equivalente al caso precedente. È quindi presente un infittimento a parete, sia lungo il plug che alla base, per valutare meglio lo strato limite, e sono presenti altre due zone d'infittimento in corrispondenza degli slot, ovvero al 60% e al 90% della lunghezza dello spike. Il numero di punti è tuttavia aumentato in quanto sono aumentate le dimensioni, arrivando ad un totale di circa 300,000 punti.

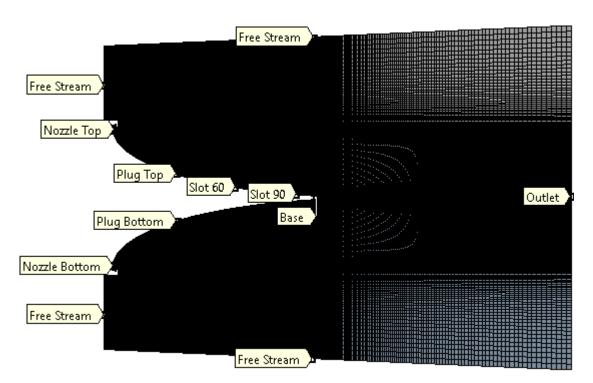


Figura 4.3: Mesh completa del modello

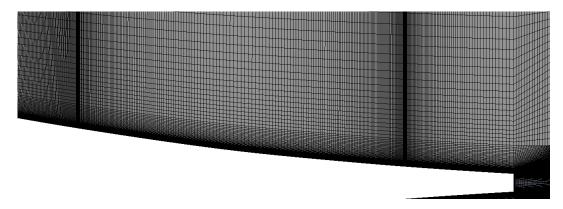


Figura 4.4: Dettaglio della mesh nella regione degli slot

Il metodo numerico adottato viene riportato nella tabella seguente, e successivamente si possono trovare le condizioni al contorno impostate.

General Parameters				
Solver	Density-Based			
2D Space	Planar			
Viscous Model	Spalart-Allmaras (1 eqn)			
Operating Pressure				

Solution Methods				
Formulation	Implicit			
Flux Type	Roe-FDS			
Flow Discretization	Second Order Upwind			
Turbolent Viscosity Discretization	Second Order Upwind			

Tabella 4.2: Parametri generali e metodologia di soluzione utilizzata in Fluent

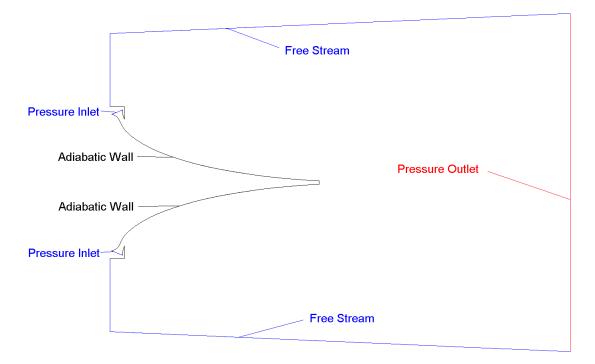


Figura 4.5: Condizioni al contorno

	Gauge Total Pressure [Pa]	Total Temperature [K]	Direction Specification
Top Pressure Inlet	5,643,802.5	300	
Bottom Pressure Inlet	5,643,802.5	300	Normal
Free Stream Pressure Inlet	0	300	to boundary
Pressure Outlet	0	300	

Tabella 4.3: Condizioni al contorno di pressione e temperatura

Dal momento che non sono presenti studi simili nella lettura scientifica, non è stato possibile validare il nuovo modello con dei dati sperimentali. Tuttavia, essendo questo modello del tutto equivalente a quello adottato in precedenza, il quale è stato più volte validato con dei dati sperimentali, è possibile considerare attendibili i risultati che si otterranno con questo nuovo ugello.

Prima di passare allo studio di thrust vectoring, si riportano i valori di forze ottenuti nel caso simmetrico e se ne mostra il campo di moto e la distribuzione di pressione.

$\dot{m}_1 [kg/s]$	$\dot{m_2}$ [kg/s]	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
92.58	92.58	-75,407	0.0	0.000	100.000

Tabella 4.4: Portate e forze ottenute nel caso simmetrico

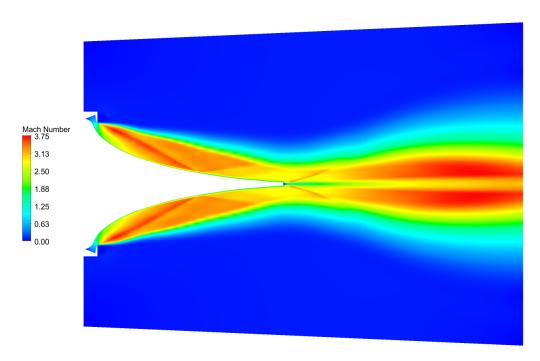


Figura 4.6: Campo di moto nel caso simmetrico

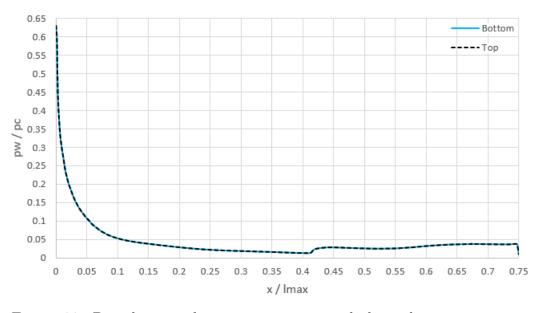


Figura 4.7: Distribuzione di pressione a parete sul plug nel caso simmetrico

Il salto di pressione statica che si vede nel grafico è dovuto all'interazione di un'onda d'urto con la parete del plug.

Come detto nel capitolo introduttivo, la condizione di progetto per un ugello aerospike è quella per cui l'onda d'urto che nasce all'uscita dell'ugello primario va ad interagire col plug esattamente sulla punta; allo stesso modo, la condizione di progetto per un plug troncato è quella per cui l'onda incontra la parete del plug nel suo vertice alla base. Poiché in questo caso l'onda d'urto incontra il plug in un altro punto, i casi che si andranno a studiare sono tutti casi off-design, caratterizzati da un NPR minore di quello di progetto.

Come si vede dal campo di moto, l'interazione dell'onda d'urto con la parete causa una riflessione e porta ad un aumento di pressione statica, che si può notare nella distribuzione di pressione lungo la parete. L'ugello aerospike preso in esame è leggermente sovraespanso.

# 4.2 Thrust Vectoring mediante regolazione degli ugelli primari

La prima analisi che si vuole compiere è relativa all'ottenimento di una vettorizzazione mediante regolazione di portata degli ugelli primari.

Nello specifico, si vuole ridurre la portata dell'ugello denominato *top* riducendo la sua pressione totale in camera, mentre quella *bottom* viene mantenuta costante al valore di progetto; ci si aspetta una sovrapressione sulla parete inferiore dell'aerospike e di conseguenza una forza risultante laterale, positiva rispetto all'asse y. Entrambi gli slot, al 60% e al 90% della spina, sono considerati delle pareti adiabatiche.

Per non sacrificare troppo la spinta complessiva, si vogliono piccole variazioni di portata tra gli ugelli primari. Per questo studio si sono effettuate regolazioni di portata che vanno da una riduzione del 2% fino ad una riduzione del 10%: si è ovvero imposto, nell'ugello primario, una pressione totale che va dal 90% al 98% di quella di progetto. In dettaglio, i valori di pressione immessi in Fluent sono stati riportati in tabella.

Nozzle To	Nozzle Top Pressure Inlet			
Gauge Total Pressure	2%	5,530,926.45 Pa		
	4%	5,418,050.4 Pa		
	6%	5,305,174.35 Pa		
	8%	5,192,298.3 Pa		
	10%	5,079,422.25 Pa		
Total Temperature		300 K		
Direction Specific	Normal to Boundary			

Tabella 4.5: Condizioni al contorno per l'ugello primario top

### 4.2.1 Visualizzazione del campo di moto

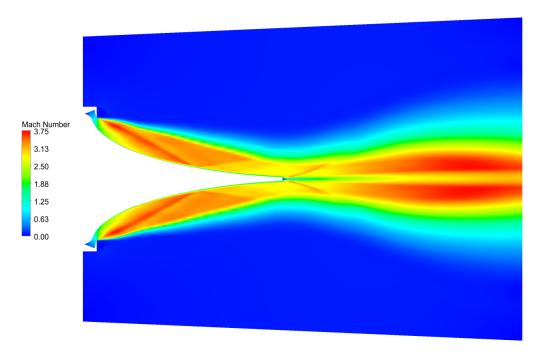


Figura 4.8: Campo di moto con una riduzione di portata del 2%

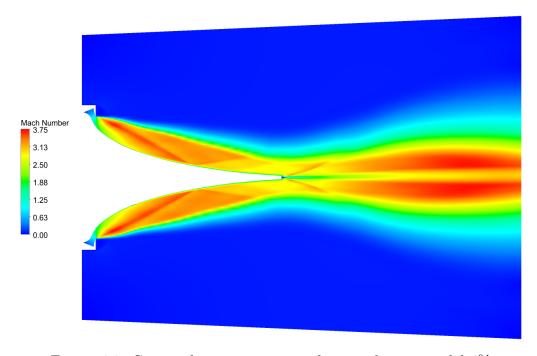


Figura 4.9: Campo di moto con una riduzione di portata del 4%

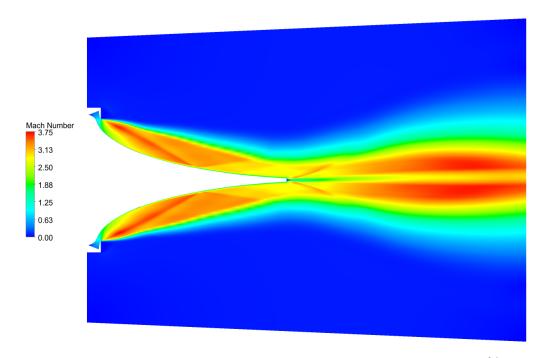


Figura 4.10: Campo di moto con una riduzione di portata del 6%

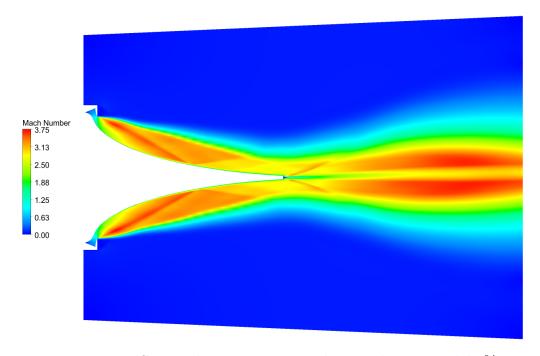


Figura 4.11: Campo di moto con una riduzione di portata del 8%

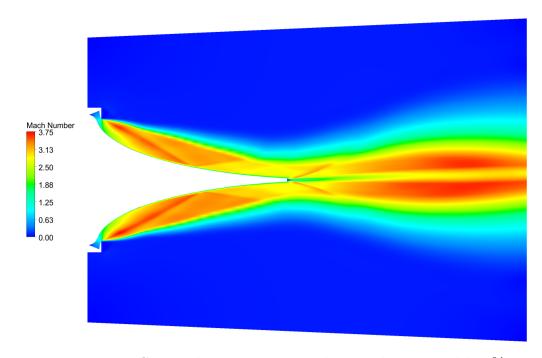


Figura 4.12: Campo di moto con una riduzione di portata del 10%

## 4.2.2 Distribuzione di pressione sul plug

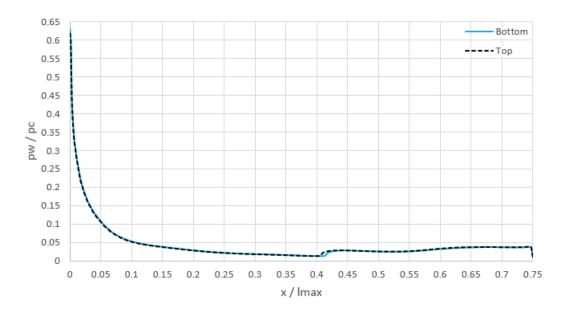


Figura 4.13: Distribuzione di pressione sul plug per riduzione di portata del 2%

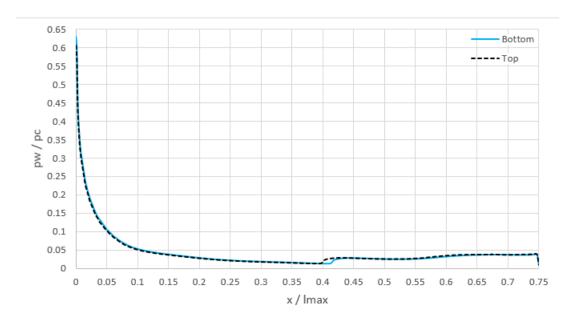


Figura 4.14: Distribuzione di pressione sul plug per riduzione di portata del 4%

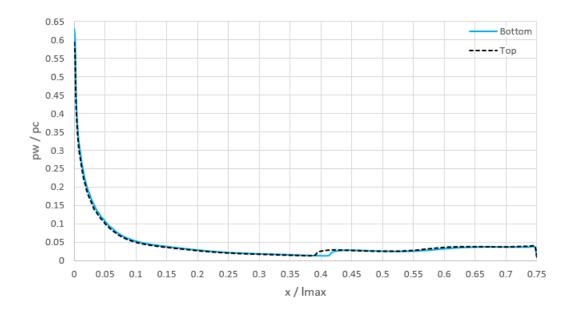


Figura 4.15: Distribuzione di pressione sul plug per riduzione di portata del 6%

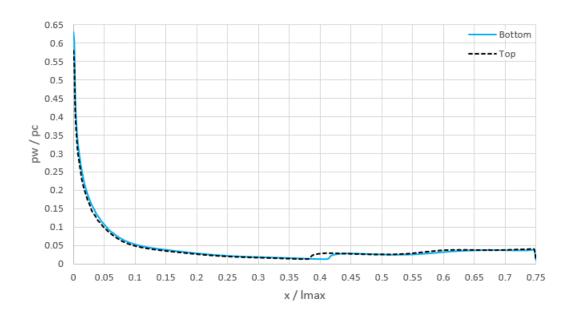


Figura 4.16: Distribuzione di pressione sul plug per riduzione di portata del 8%

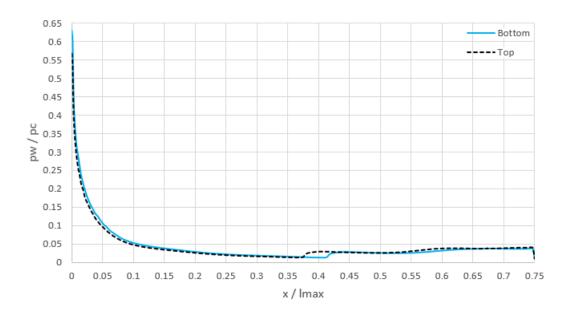


Figura 4.17: Distribuzione di pressione sul plug per riduzione di portata del 10%

### 4.2.3 Analisi delle forze

Il calcolo della forza agente sullo spike viene svolto mediante l'integrale della pressione sull'area. Essendo la geometria nota ed essendo stata ricavata la distribuzione di pressione, grazie a Fluent è possibile ottenere le forze ed effettuare i confronti tra i vari casi che si studieranno.

Nel caso simmetrico, mancando iniezione secondaria ed avendo uguale rapporto di pressione nei due ugelli, la distribuzione di pressione sulle due pareti della spina risulta identica, quindi gli integrali sono uguali e di segno opposto; conseguentemente si avrà forza nulla lungo l'asse y, ovvero non si ha vettorizzazione della spinta.

Al variare del rapporto di pressione negli ugelli, però, lo squilibrio di pressione porta ad una diversa pressione statica sulle pareti del plug, e di conseguenza le distribuzioni si modificano. Guardando questi grafici al diminuire della portata, si nota come la pressione statica top subisce una maggiore variazione nella parte iniziale della rampa, partendo da un valore più basso di quella bottom e continuando a diminuire più rapidamente.

Quello che però si nota maggiormente è il piccolo salto di pressione, all'incirca a metà della geometria del plug, in corrispondenza del punto in cui l'onda d'urto interagisce con la parete. Al diminuire della portata, il ventaglio d'espansione generato dall'angolo in alto dell'uscita dell'ugello sarà sempre più stretto, e quindi anche l'onda andrà ad impattare ad una distanza sempre minore, facendo quindi traslare il salto di pressione verso sinistra; da questo punto in avanti, tutto il campo di moto traslerà verso monte, quindi anche la distribuzione di pressione lungo la parete superiore si sposterà rispetto a quella lungo la parete inferiore.

Vengono riportati in tabella i valori delle forze risultati ottenute, in direzione sia longitudinale che laterale (rispettivamente in direzione x e y). Il commento di questi dati viene rimandato all'ultima sezione di questo capitolo, dove sarà anche possibile effettuare un confronto con gli altri casi che si andranno a studiare.  $\dot{m}_1$  rappresenta la portata in uscita dall'ugello superiore, quello a cui viene applicata la regolazione, mentre  $\dot{m}_2$  rappresenta la portata in uscita dall'ugello inferiore, quello a pressione di progetto.

γ	$\dot{m}_1/\dot{m}_2$	$\dot{m}_1 [kg/s]$	$\dot{m}_2 [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
	98%	90.76	92.58	-74,565	407.8	0.547	98.884
	96%	88.94	92.58	-73,729	835.1	1.133	97.774
	94%	87.12	92.58	-73,003	1,151.3	1.577	96.812
	92%	85.30	92.58	-72,172	1,620.2	2.245	95.710
	90%	83.48	92.58	-71,462	1,967.8	2.754	94.768

Tabella 4.6: Riepilogo delle forze ottenute al diminuire della portata primaria

# 4.3 Thrust Vectoring mediante Shock Vector Control con slot al 60% dello spike

La seconda analisi compiuta riguarda l'ottenimento di una vettorizzazione mediante la tecnica dello *Shock Vector Control*. La portata primaria viene ora tenuta costante, quindi le pressioni totali d'ingresso sono identiche, tali da avere in entrambi gli ugelli un NPR = 56.7.

Attraverso uno slot, ovvero una fessura in una parete dell'ugello aerospike, si immette un flusso secondario con lo scopo di formare un'onda d'urto obliqua e quindi disimmetrizzare il campo di moto tra le due regioni del plug. Questo slot è posto al 60% della lunghezza dello spike, nella regione superiore, e ha dimensione pari ad 1 mm.

Si va ad immettere una portata che è tra il 2% e il 10% di quella di progetto, cioè quella calcolata nel caso simmetrico e pari a 92.58 kg/s.

Mentre la condizione al contorno per lo slot al 90% rimane sempre di parete adiabatica, quella per lo slot al 60% si modifica in *Mass Flow Inlet*:

Slot 60 Mass Flow Inlet			
Mass Flow Rate	2%	1.8516  kg/s	
	4%	3.7032  kg/s	
	6%	5.5548  kg/s	
	8%	7.4064  kg/s	
	10%	9.258  kg/s	
Supersonic/Initial Gauge Pre	essure	0 Pa	
Total Temper	300 K		
Direction Specific	Normal to Boundary		

Tabella 4.7: Condizioni di Mass Flow Inlet dello slot top posto al 60% dello spike

Si andranno ora a visualizzare il flusso dei gas e le distribuzioni di pressione relative alle nuove condizioni. In seguito all'ottenimento delle pressioni, si potranno così calcolare le forze scambiate tra il flusso e l'ugello aerospike.

## 4.3.1 Visualizzazione del campo di moto

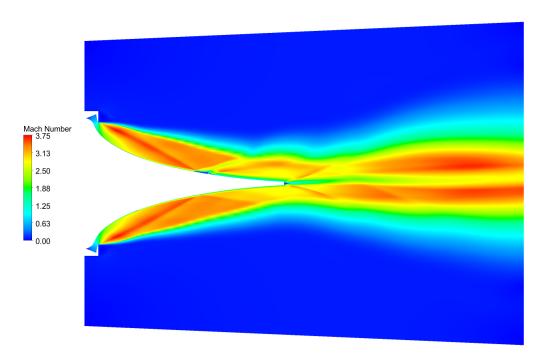


Figura 4.18: Campo di moto con iniezione di portata del 2%

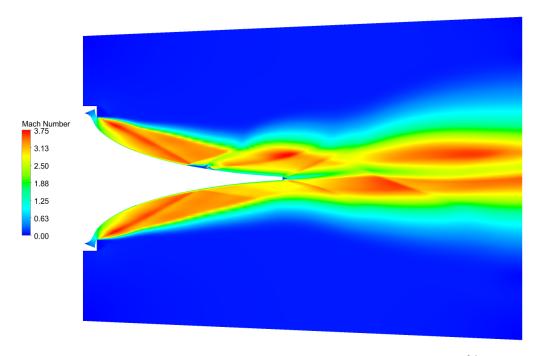


Figura 4.19: Campo di moto con iniezione di portata del 4%

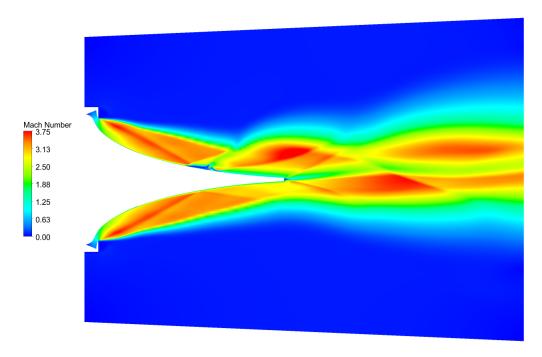


Figura 4.20: Campo di moto con iniezione di portata del 6%

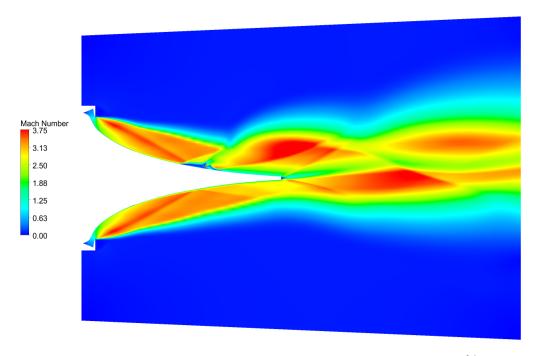


Figura 4.21: Campo di moto con iniezione di portata del 8%

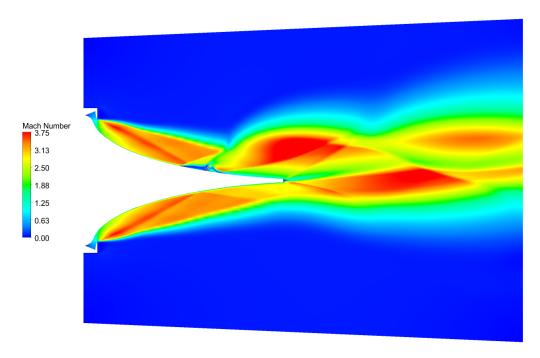


Figura 4.22: Campo di moto con iniezione di portata del 10%

### 4.3.2 Distribuzione di pressione sul plug

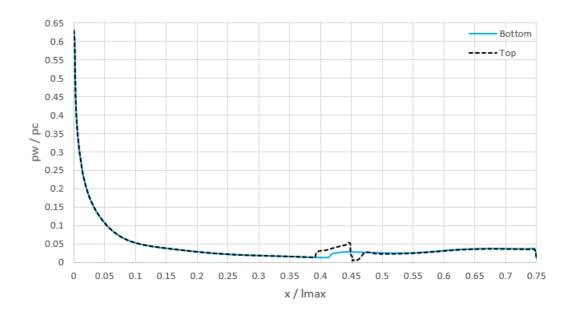


Figura 4.23: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 2%

### 4.3. THRUST VECTORING MEDIANTE SHOCK VECTOR CONTROL CON SLOT AL 60% DELLO SPIKE

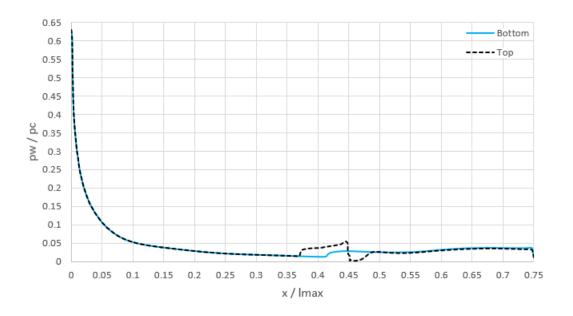


Figura 4.24: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 4%

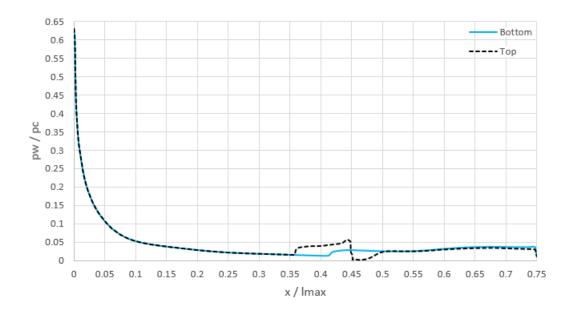


Figura 4.25: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 6%

#### 4.3. THRUST VECTORING MEDIANTE SHOCK VECTOR CONTROL CON SLOT AL 60% DELLO SPIKE

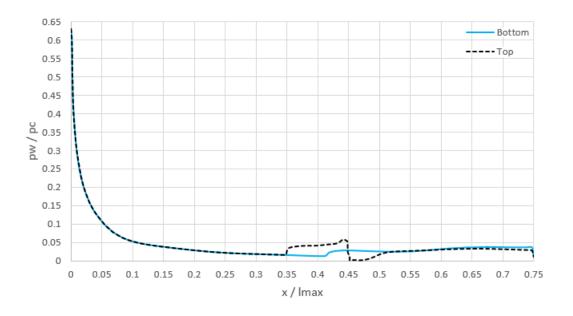


Figura 4.26: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 8%

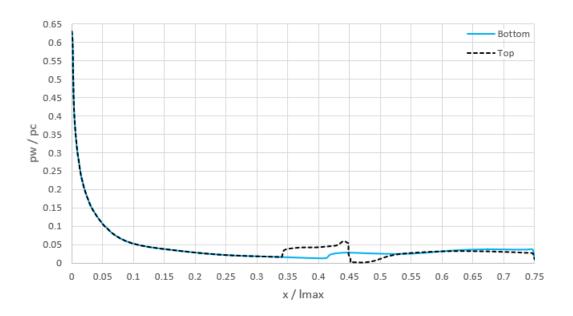


Figura 4.27: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 10%

#### 4.3.3 Analisi delle forze

Utilizzando la tecnica SVC, la portata uscente dagli ugelli primari non viene più modificata. La distribuzione di pressione rimane costante nella regione iniziale del flusso, ma cambia in prossimità del punto di immissione del flusso secondario; mentre la pressione mantiene il suo andamento di progetto lungo la parete bottom, dove non è presente iniezione, lungo quella top si forma un'onda d'urto obliqua, che porta ad un aumento di pressione statica anteriormente allo slot. La zona d'iniezione rappresenta una discontinuità nella distribuzione di pressione, e successivamente ad essa si forma una zona di depressione. Come si denota dal campo di moto, ciascuna di queste due zone è caratterizzata da una bolla di ricircolo, la prima di dimensioni notevolmente maggiori della seconda. Inoltre, l'onda d'urto che parte dal vertice dell'ugello va ad interagire con l'onda d'urto che si viene a formare a seguito dell'iniezione, e quindi sulla distribuzione di pressione non si vede più il salto di pressione causato dall'interazione della prima onda con la parete.

Andando a valutare gli integrali lungo la parete del plug, nella zona di sovrapressione si ottiene una forza opposta all'asse y, mentre nella zona di depressione se ne ottiene una concorde. La risultante delle due non è nulla, in quanto l'incremento di pressione prima dello slot non solo è leggermente più marcato, ma soprattutto è distribuito un'area molto più grande rispetto al decremento di pressione presente dopo lo slot. La risultante ottenuta è quindi dettata dalle condizioni della zona di sovrapressione, anteriore all'onda d'urto, e di conseguenza sarà negativa. La vettorizzazione ottenuta mediante la tecnica dello *Shock Vector Control* è quindi di segno opposto a quella ottenuta mediante regolazione di portata degli ugelli primari.

Vengono qui riportati i valori delle forze risultati ottenute, in direzione sia longitudinale che laterale. Anche in questo caso, il commento dei dati viene rimandato all'ultima sezione di questo capitolo. Le portate  $\dot{m_1}$  ed  $\dot{m_2}$  sono uguali, mentre  $\dot{m_i}$  rappresenta la portata in uscita dallo slot, calcolata come una percentuale di quella primaria.

$\dot{m}_i/\dot{m}_1$	$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \left[ kg/s \right]$	$\dot{m}_i [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
2%	92.58	1.852	-75,698	-665.9	0.880	100.385
4%	92.58	3.703	-75,829	-1,059.0	1.397	100.559
6%	92.58	5.555	-75,951	-1,261.4	1.661	100.722
8%	92.58	7.406	-76,020	-1,521.1	2.001	100.813
10%	92.58	9.258	-76,069	-1,672.2	2.198	100.877

Tabella 4.8: Riepilogo delle forze ottenute all'aumentare della portata iniettata

# 4.4 Thrust Vectoring mediante Shock Vector Control con slot al 90% dello spike

L'ultima analisi effettuata, così come la seconda, si basa sull'ottenimento di una vettorizzazione mediante la tecnica dello *Shock Vector Control*. La portata primaria viene nuovamente tenuta costante e tale che la pressione totale in entrambi gli ugelli garantisca un NPR = 56.7.

Attraverso uno slot sulla parete superiore dell'ugello si immette una portata secondaria con lo scopo di formare un'onda d'urto obliqua e disimmetrizzare il campo di moto tra le due regioni del plug; questa volta lo slot è posto al 90% della lunghezza dello spike e ha sempre una dimensione pari ad 1 mm.

Si va ad immettere una portata che è tra il 2% e il 10% di quella di progetto, cioè quella calcolata nel caso simmetrico e pari a 92.58 kg/s.

Si riporta la condizione al contorno per lo slot al 60% a quella di parete adiabatica, mentre quello al 90% si modifica in  $Mass\ Flow\ Inlet$ :

Slot 90 Mass Flow Inlet							
Mass Flow Rate	2%	1.8516  kg/s					
	3.7032  kg/s						
	5.5548  kg/s						
	8%	7.4064  kg/s					
	10%	9.258  kg/s					
Supersonic/Initial Gauge Pre	0 Pa						
Total Temper	300 K						
Direction Specific	Normal to Boundary						

Tabella 4.9: Condizioni di Mass Flow Inlet dello slot top posto al 60% dello spike

Si andranno ora a visualizzare il flusso dei gas e le distribuzioni di pressione relative alle nuove condizioni. In seguito all'ottenimento delle pressioni, si potranno così calcolare le forze scambiate tra il flusso e l'ugello aerospike.

### 4.4.1 Visualizzazione del campo di moto

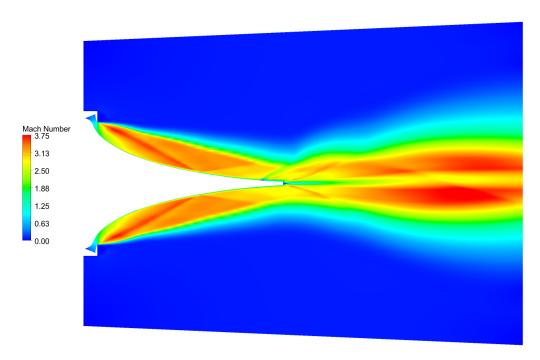


Figura 4.28: Campo di moto con iniezione di portata del 2%

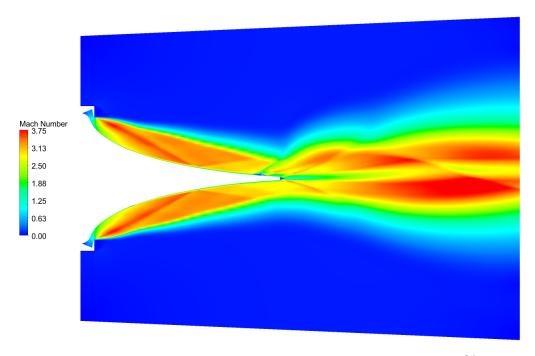


Figura 4.29: Campo di moto con iniezione di portata del 4%

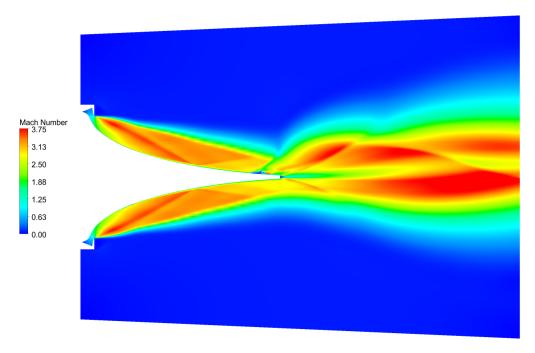


Figura 4.30: Campo di moto con iniezione di portata del 6%

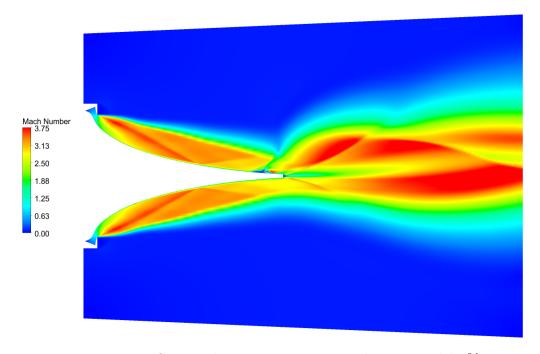


Figura 4.31: Campo di moto con iniezione di portata del 8%

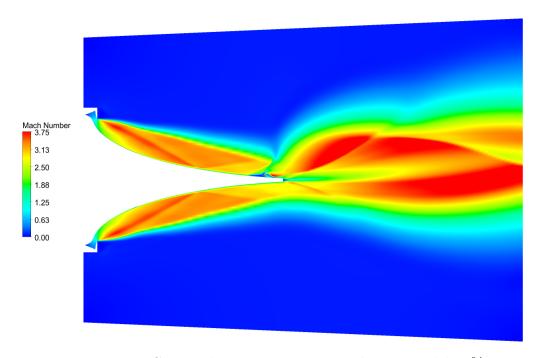


Figura 4.32: Campo di moto con iniezione di portata del 10%

### 4.4.2 Distribuzione di pressione sul plug

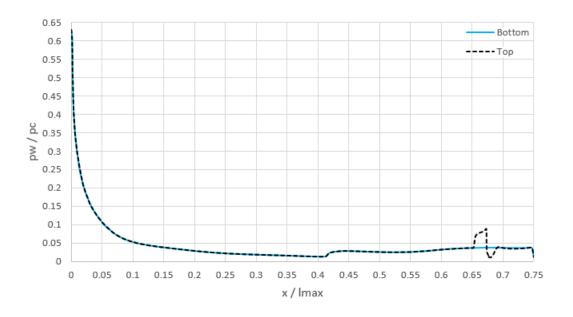


Figura 4.33: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 2%

#### 4.4. THRUST VECTORING MEDIANTE SHOCK VECTOR CONTROL CON SLOT AL 90% DELLO SPIKE

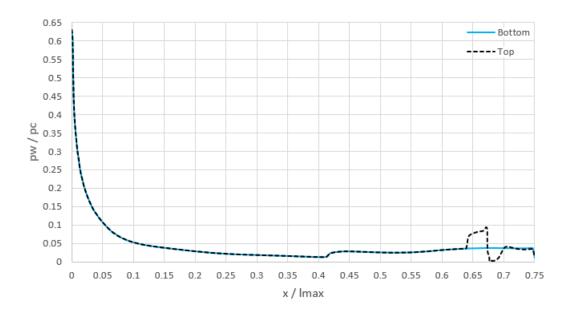


Figura 4.34: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 4%

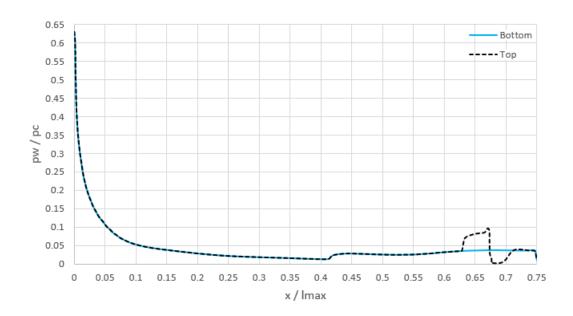


Figura 4.35: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 6%

#### 4.4. THRUST VECTORING MEDIANTE SHOCK VECTOR CONTROL CON SLOT AL 90% DELLO SPIKE

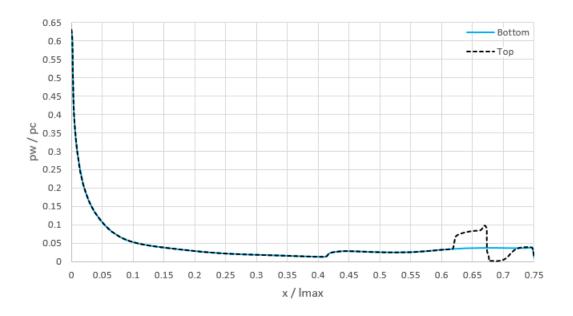


Figura 4.36: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 8%

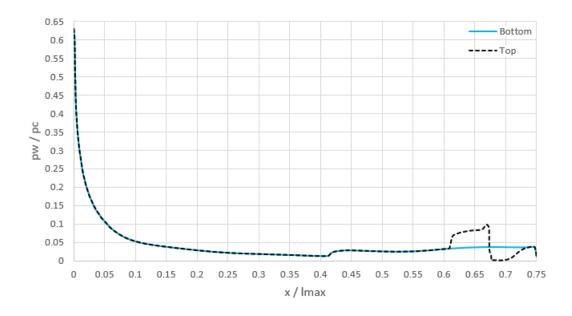


Figura 4.37: Distribuzione di pressione sul plug con iniezione di portata del 10%

#### 4.4.3 Analisi delle forze

Come detto nell'analisi dello slot al 60%, utilizzando la tecnica SVC, la portata uscente dagli ugelli primari non viene più modificata. La distribuzione di pressione rimane costante nella regione iniziale del flusso, ma cambia in prossimità del punto di iniezione della portata secondaria; l'onda d'urto obliqua porta ad un aumento di pressione statica anteriormente allo slot. La zona d'iniezione rappresenta una discontinuità nella distribuzione di pressione, e successivamente ad essa si forma una zona di depressione. Come si denota dal campo di moto, ciascuna di queste due zone è caratterizzata da una bolla di ricircolo. Nuovamente l'onda d'urto che parte dall'angolo dell'ugello va ad interagire con la parete del plug, e quindi si ha nuovamente una riflessione e un aumento di pressione statica.

Allo stesso modo dello studio precedente, andando a valutare gli integrali lungo la parete del plug, nella zona di sovrapressione si ottiene una forza in direzione opposta all'asse y, mentre nella zona di depressione se ne ottiene una concorde. La risultante delle due non è nulla, non solo perché l'incremento di pressione prima dello slot è più marcato, ma anche perché è distribuito su un'area maggiore rispetto al decremento di pressione presente dopo lo slot. Nonostante la regione di depressione sia così vicina alla base, le dimensioni del plug le permettono di non essere troncata e di svilupparsi interamente, quindi tutto il suo contributo va a discapito della risultante utile alla vettorizzazione.

Vengono qui riportati i valori delle forze risultati ottenute, in direzione sia longitudinale che laterale. Le portate  $\dot{m}_1$  ed  $\dot{m}_2$  sono uguali, mentre  $\dot{m}_i$  rappresenta la portata in uscita dallo slot, calcolata come una percentuale di quella primaria.

$\dot{m}_i/\dot{m}_1$	$\dot{m_1} = \dot{m_2} [kg/s]$	$\dot{m}_i [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
2%	92.58	1.852	-75,444	-1,010.0	1.339	100.049
4%	92.58	3.703	-75,639	-1,546.4	2.044	100.308
6%	92.58	5.555	-75,653	-2,161.7	2.857	100.326
8%	92.58	7.406	-75,725	-2,627.1	3.469	100.421
10%	92.58	9.258	-75,738	-2,847.9	3.760	100.438

Tabella 4.10: Riepilogo delle forze ottenute all'aumentare della portata iniettata

### 4.5 Confronto tra i casi

Come per lo scorso capitolo, anche qui vi sono due tipi di confronti da effettuare, il primo al variare della portata, mentre il secondo al variare del tipo di vettorizzazione. Per semplicità, vengono riportati i valori già mostrati nei singoli casi.

Il rapporto  $F_y/F_x$  rappresenta la percentuale di forza laterale ottenuta rispetto alla spinta assiale fornita dall'ugello aerospike, ed è quindi un indice dell'efficacia della vettorizzazione.

Il rapporto  $F_x/F_{x\,simm}$  è invece un rapporto percentuale tra la forza assiale generata dall'ugello aerospike in presenza di thrust vectoring e la forza assiale che lo stesso genererebbe se non fosse attuata la vettorizzazion; la  $F_{x\,simm}$  è quindi equivalente alla forza longitudinale che si era trovata nel caso simmetrico, equivalente a  $F_{x\,simm} = -75,407~N$ .

$\dot{m_1}/\dot{m_2}$	$\dot{m}_1 [kg/s]$	$\dot{m}_2 [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
98%	90.76	92.58	-74,565	407.8	0.547	98.884
96%	88.94	92.58	-73,729	835.1	1.133	97.774
94%	87.12	92.58	-73,003	1,151.3	1.577	96.812
92%	85.30	92.58	-72,172	1,620.2	2.245	95.710
90%	83.48	92.58	-71,462	1,967.8	2.754	94.768

Tabella 4.11: Caso di variazione del flusso primario

$\dot{m}_i/\dot{m}_1$	$\dot{m_1} = \dot{m_2} [kg/s]$	$\dot{m}_i \ [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
2%	92.58	1.852	-75,698	-665.9	0.880	100.385
4%	92.58	3.703	-75,829	-1,059.0	1.397	100.559
6%	92.58	5.555	-75,951	-1,261.4	1.661	100.722
8%	92.58	7.406	-76,020	-1,521.1	2.001	100.813
10%	92.58	9.258	-76,069	-1,672.2	2.198	100.877

Tabella 4.12: Caso di iniezione dallo slot al 60%

$\dot{m}_i/\dot{m}_1$	$\dot{m_1} = \dot{m_2} [kg/s]$	$\dot{m}_i [kg/s]$	$F_x[N]$	$F_y[N]$	$F_y/F_x$	$F_x/F_{xsimm}$
2%	92.58	1.852	-75,444	-1,010.0	1.339	100.049
4%	92.58	3.703	-75,639	-1,546.4	2.044	100.308
6%	92.58	5.555	-75,653	-2,161.7	2.857	100.326
8%	92.58	7.406	-75,725	-2,627.1	3.469	100.421
10%	92.58	9.258	-75,738	-2,847.9	3.760	100.438

Tabella 4.13: Caso di iniezione dallo slot al 90%

Per la prima analisi, le tabelle mostrano che al variare della portata, sia primaria che secondaria, tutti i metodi permettono di ottenere una forza risultante lungo l'asse y. Poiché il moto è governato da vari fenomeni di tipo non lineare, si nota come anche i risultati ottenuti non abbiano un andamento tale.

Analizzando nel dettaglio la prima tabella, si trova che diminuendo la portata di uno dei due ugelli primari (in questo caso l'ugello top) si ha una sovrapressione sulla parete inferiore del plug che porta alla nascita di una forza trasversale verso l'alto, positiva con l'asse y. Guardando ai rapporti di forze, la nuova forza laterale arriva ad essere quasi del 3% di quella longitudinale, quando si attua una riduzione di portata del 10%; tuttavia la nascita di questa forza trasversale non va perfettamente a discapito della spinta longitudinale, in quanto quest'ultima si riduce di un po' più del 5%: il rapporto tra la componente longitudinale di spinta persa e la componente laterale ottenuta si mantiene all'incirca costante intorno a 2. Questo significa che, regolando la portata primaria dagli ugelli, bisogna sacrificare, in percentuale, il doppio di spinta longitudinale di quella che si vuole ottenere per effettuare una vettorizzazione.

Dal momento che questa variazione di portata è stata ottenuta modificando l'NPR, se si suppone che la pressione in camera rimanga costante, allora si è modificata la pressione atmosferica, ovvero è variata la quota; i risultati ottenuti sono rappresentativi allora anche della condizione di volo a quote diverse, dove la portata minore corrisponde a quote minori e la quella maggiore a quote maggiori.

Passando ad analizzare il caso con slot al 60%, si nota innanzitutto che la spinta longitudinale è pressoché invariata rispetto al caso simmetrico, in quanto, essendo il flusso uscente perpendicolare alla superficie, l'immissione di nuova portata causa un aumento di nemmeno l'1% della componente longitudinale. La componente di forza in direzione laterale, invece, subisce un incremento maggiore al variare della portata, arrivando ad un incremento di rapporto di forze doppio rispetto a quello longitudinale; arrivando ad un'immissione di portata secondaria pari al 10% di quella principale, si ottiene all'incirca il 2% di forza laterale rispetto a quella assiale.

Si hanno invece dei vantaggi allontanando lo slot dal 60% al 90% dello spike. Siccome l'immissione di flusso in direzione longitudinale era molto modesta già con lo slot al 60%, avvicinandolo ulteriormente alla base del plug questa componente diventa ancora più piccola, avendo quindi effetti del tutto trascurabili. Mentre la componente longitudinale della forza non varia rispetto al caso precedente, quella trasversale ha un netto incremento: si passa infatti ad un rapporto di forze che arriva quasi fino al 4% nel caso di portata maggiore, e comunque vicino all'1.3% anche con un'immissione di appena il 2% di portata rispetto a quella principale.

Di seguito viene riportato un grafico relativo all'andamento del rapporto di forze percentuale  $F_y/F_x$  in funzione della variazione percentuale della portata.

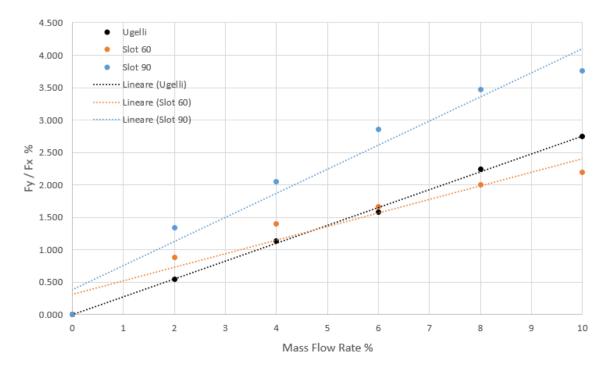


Figura 4.38: Confronto dell'andamento del rapporto di forze nei tre casi

Da questo grafico si può determinare quale dei tre metodi di thrust vectoring sia più efficiente, a parità di portata percentuale.

Si vede che, nel caso di una variazione di portata del 2%, il metodo che più conviene è quello di iniezione di flusso secondario da uno slot posto al 90% dello spike, in quanto è una volta e mezza più efficace del caso di slot al 60% e quasi tre volte in più rispetto alla regolazione degli ugelli primari. Passando a maggiori portate, il metodo di regolazione diventa più efficace fino ad equipararsi al caso di immissione di portata dallo slot al 60% della lunghezza, per poi superarlo. L'andamento del rapporto di forze nel caso di iniezione dallo slot al 90% cresce invece più velocemente delle altre curve, arrivando a fornire un rapporto circa il 35% maggiore rispetto al caso della regolazione.

Tuttavia bisogna ricordare che, sebbene il caso di regolazione non sia il meno adatto dei tre ad ottenere una vettorizzazione, la spinta in direzione longitudinale diminuisce più di quella che si ottiene in direzione laterale, mentre negli altri due casi il thrust vectoring non inficia minimamente sulla spinta assiale.

La scelta tra uno slot posizionato al 90% e uno posizionato al 60% della lunghezza del plug ricade sicuramente sul primo, in quanto si ottiene una vettorizzazione della spinta dal 50% al 70% più efficace.

## Capitolo 5

# Conclusioni

Dallo studio compiuto, risulta che la vettorizzazione fluidifica di un ugello aerospike può essere ottenuta in entrambi i modi analizzati, ovvero sia regolando la portata in uscita dagli ugelli primari che mediante la tecnica dello *Shock Vector Control*, iniettando un flusso secondario da uno slot lungo la parete del plug.

Dalle analisi svolte emerge che le due tecniche non sono equivalenti e che la scelta di adottare il primo o il secondo metodo sopracitato dipende dalle condizioni di progetto. Tuttavia, in entrambe le geometrie prese in esame, risulta che lo slot posto al 60% della lunghezza del plug sia meno efficiente di quello posto al 90%, e quindi questa configurazione può essere scartata.

La minore efficienza è giustificata dai grafici della distribuzione di pressione; in prossimità dell'onda d'urto obliqua si formano due bolle di ricircolo, la prima, anteriormente all'iniezione, fornisce un contributo favorevole alla vettorizzazione, mentre la seconda, posteriormente all'iniezione, fornisce un contributo negativo. Avvicinando lo slot alla base del plug, la seconda bolla diventa di dimensioni sempre minori, quindi la perdita di forza laterale è meno influente, portando ad un aumento dell'efficienza totale.

Facendo riferimento al plug troncato al 20% della sua lunghezza ideale, la vettorizzazione più efficace risulta essere quella ottenuta mediante regolazione della portata primaria, nonostante comporti anche una equivalente diminuzione della spinta in direzione longitudinale. Questo metodo risulta infatti due volte più efficace di quello SVC con slot posto al 90% del plug, ed è più facilmente praticabile, richiedendo solo una regolazione di pressione all'interno dei singoli motori.

Facendo invece riferimento al plug troncato al 75%, la situazione risulta opposta: è più efficace praticare l'iniezione di una portata secondaria piuttosto che effettuare una regolazione di pressione negli ugelli primari. Al crescere della portata, prendendo in esame il caso di slot al 90%, i valori del rapporto tra la forza laterale e quella assiale vanno a discostarsi sempre meno da quelli della regolazione; tuttavia, arrivando fino ad una portata del 10%, si ottiene comunque un vantaggio del 35% del primo metodo sul secondo. Inoltre, non bisogna trascurare il fatto che la forza

laterale generata è solo la metà di quella assiale persa, portando quindi a dover sacrificare una parte non trascurabile della spinta per ottenere una vettorizzazione.

Durante lo sviluppo del progetto si è inoltre constatato che un confronto tra le due geometrie è poco significativo. Mentre l'ugello troncato al 20% è quasi un caso di progetto, dove l'onda d'urto finisce appena oltre la base del plug, quello al 75% è invece un caso off-design, leggermente sovraespanso, in cui l'onda d'urto interagisce con la parete del plug e pertanto nascono riflessioni di onde.

A causa del radicale cambiamento nel campo di moto, la distribuzione di pressione sulla parete del plug subisce una variazione altrettanto importante. Per questo motivo, il metodo più efficiente di vettorizzazione con l'ugello troncato al 75% è differente rispetto a quello con l'ugello troncato al 20%; a valle dell'urto e della sua riflessione, le condizioni del flusso sono così diverse che l'iniezione di una portata secondaria incide in maniera totalmente differente sulla vettorizzazione, portando il metodo della regolazione della portata ad essere il meno efficiente dei due.

# Bibliografia

- [1] G. Hagemann, H. Immich, T. V. Nguyen, and G. E. Dumnov, "Advanced rocket nozzles," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 14, no. 5, pp. 620–634, 1998.
- [2] K. Naveen Kumar, M. Gopalsamy, D. Antony, R. Krishnaraj, and C. B. Viswanadh, "Design and optimization of aerospike nozzle using cfd," in *Materials Science and Engineering Conference Series*, vol. 247, no. 1, 2017, p. 012008.
- [3] S. Jingwei, W. Zhanxue, Z. Li, and S. Xiaolin, "Investigation on flow characteristics of svc nozzles." *Journal of Applied Fluid Mechanics*, vol. 11, no. 2, 2018.
- [4] M. Propst, J. Sieder, C. Bach, and M. Tajmar, "Numerical analysis on an aerodynamically thrust-vectored aerospike nozzle," in *Proceedings of the 63. German Aerospace Congress (DLRK)*, Augsburg, 2014.
- [5] S. D. Eilers, M. D. Wilson, S. A. Whitmore, and Z. W. Peterson, "Side-force amplification on an aerodynamically thrust-vectored aerospike nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 28, no. 4, pp. 811–819, 2012.
- [6] S. Corda, B. Neal, T. Moes, T. Cox, R. Monaghan, L. Voelker, G. Corpening, R. Larson, and B. Powers, "Flight testing the linear aerospike sr-71 experiment (lasre)," 11 1998.
- [7] A. Kumakawa, T. Onodera, M. Yoshida, M. Atsumi, and I. Igarashi, "A study of aerospike-nozzle engines," in 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998, p. 3526.
- [8] S. Eilers, W. Matthew, and S. Whitmore, "Analytical and experimental evaluation of aerodynamic thrust vectoring on an aerospike nozzle," in 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010, p. 6964.
- [9] W.-Y. Dai, Y. Liu, X.-C. Cheng, and B. Ma, "Analytical and experimental studies of tile-shaped aerospike nozzles," *Journal of propulsion and power*, vol. 19.
- [10] D. J. Wing and V. J. Giuliano, "Fluidic thrust vectoring of an axisymmetric exhaust nozzle at static conditions," 1997.
- [11] K. Hanumanthrao, S. Ragothaman, B. Arun Kumar, M. Giri Prasad, and V. Sanal Kumar, "Studies on fluidic injection thrust vectoring in aerospike nozzles," in 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011, p. 293.