



**Politecnico
di Torino**

Politecnico di Torino

**Dipartimento di Ingegneria Meccanica e
Aerospaziale**

Tesi di Laurea Magistrale

**Simulazione di ugelli Convergente-Divergente
(TOP) tramite Ansys FLUENT**

Candidato:
Gabriele Bulatich
Matricola 310528

Relatore:
Prof. E. Martelli

Anno Accademico 2024/2025

Abstract.

Il presente lavoro di tesi, svolto all'interno del Politecnico di Torino, si concentra sulla simulazione CFD di Ugelli Convergente-Divergente con il fine ultimo di determinare le caratteristiche della separazione del flusso all'interno di essi. In particolare, sono stati analizzati tre diversi Ugelli Parabolici (TOP), di cui sono state costruite le geometrie partendo dalla funzione generatrice della parabola, si è implementata una opportuna mesh e, grazie al software Ansys Fluent, sono state svolte numerose simulazioni fluidodinamiche per caratterizzare vari campi di interesse. Sfruttando i risultati ottenuti è stato infine possibile trarre delle conclusioni sullo stato del flusso all'interno degli ugelli, al variare delle caratteristiche geometriche e, conseguentemente, delle configurazioni di urti interni. La principale differenza tra gli ugelli studiati risiede nel differente rapporto tra area di ingresso e area di uscita, caratteristica generalmente sfruttata per creare ugelli adatti a differenti stadi di un lanciatore, come nel caso in esame.

All'interno del documento, dopo un'opportuna introduzione, si andranno ad analizzare come sono stati generati e implementati sul software gli ugelli, quali analisi sono state svolte e i risultati che esse hanno prodotto, per arrivare in ultima istanza a elaborare delle conclusioni, in particolare confrontando tra loro le tre diverse geometrie studiate.

(English version.)

This thesis work, carried out at the Politecnico di Torino, focuses on the CFD simulation of Convergent-Divergent Nozzles with the ultimate goal to determine the characteristics of flow separation within them. In particular, three different Parabolic Nozzles (TOP) were analyzed: the geometries were constructed starting from the generating function of the parabola, an appropriate mesh was implemented and numerous fluid dynamics simulations were performed using Ansys Fluent to explore various fields of interest.

Thanks to the obtained results, it was possible to draw conclusions regarding the flow behavior within the nozzles, considering variations in geometric characteristics and, consequently, in the internal shock configurations. The main difference among the studied nozzles lies in the different ratio between the inlet and outlet areas, a key feature generally exploited to design nozzles suitable for different launcher stages, as in the present study.

Within this document, after a proper introduction, we will analyze the generation and implementation of the nozzles in the simulation software, the conducted analyses, and the results obtained. Finally, conclusions will be drawn, particularly by comparing the three different geometries studied.

Indice

Abbreviazioni.	6
1 Introduzione.	7
1.1 Ugelli in campo Aerospaziale.	8
1.1.1 Caratteristiche principali.	9
1.1.2 TIC.	11
1.1.3 TOP.	11
1.1.4 Soluzioni Avanzate.	12
1.1.5 TICTOP.	14
1.2 Fisica del Problema.	16
1.2.1 Equazioni di Governo.	18
1.2.2 Sistema di equazioni di Navier-Stokes.	24
1.2.3 Equazioni Reynolds-Averaged Navier-Stokes.	25
1.3 Obiettivo della Tesi.	27
1.3.1 Perdite nell'Ugello.	27
2 Costruzione delle Geometrie.	29
2.1 Introduzione.	29
2.2 Profili degli Ugelli.	30
2.3 Adattamenti.	34
2.3.1 Temperatura del flusso.	34
2.3.2 Limiti costruttivi.	35
3 Analisi CFD.	37
3.1 Introduzione.	37
3.2 Dominio Computazionale e Mesh.	39
3.2.1 Mesh.	41
3.3 Modelli di Turbolenza.	44
3.3.1 Modello SST $k-\omega$	45
3.4 Parametri della Simulazione.	46
3.4.1 Nozzle Pressure Ratio.	48
3.4.2 Condizioni al contorno.	50
3.4.3 Criteri di Convergenza.	51
3.4.4 Il problema della $y+$	54

4	La Separazione.	57
4.1	Free Shock Separation.	60
4.1.1	Criteri per avere FSS.	61
4.2	Restricted Shock Separation.	62
4.2.1	Criteri per avere RSS.	64
5	Risultati.	66
5.1	I Stadio.	67
5.2	II Stadio.	72
5.3	III Stadio.	78
6	Conclusioni.	85
A	Dati degli ugelli calcolati.	88
B	Le simulazioni svolte passo passo.	93
	Elenco delle Figure.	104
	Elenco delle Tabelle.	105
	Bibliografia.	106
	Ringraziamenti.	107

Abbreviazioni.

BF = Bias Factor
 BSL = Baseline $k-\omega$
 CC = Camera di Combustione
 CFD = Computational Fluid Dynamics
 CTIC = Compressed TIC
 DNS = Direct Numerical Solution
 FSS = Free Shock Separation
 GEKO = Generalized $k-\omega$ Model
 LES = Large Eddy Simulation
 NPR = Nozzle Pressure Ratio
 RANS = Reynolds-Averaged Navier-Stokes
 RSS = Restricted Shock Separation
 SGS = Sub-Grid Scale
 SL = Strato Limite
 SST = Shear-Stress Transition
 TIC = Truncated Ideal Contour
 TOC = Thrust Optimization Contour
 TOP = Thrust Optimized Parabola

Capitolo 1

Introduzione.

Questo primo capitolo ha l'obiettivo di inquadrare il contesto, la fisica e il mondo della fluidodinamica in cui la presente tesi si sviluppa.

In particolare, partendo dalle basi fornite all'interno di numerosi corsi del Politecnico, si andranno a introdurre nozioni che saranno di fondamentale importanza per comprendere a pieno obiettivi e conclusioni di questa tesi. Parleremo quindi delle attuali tecnologie in campo Aerospaziale, con focus particolare sul componente protagonista del documento, l'ugello, per poi andare a presentare meglio la fisica che sta dietro ai flussi accelerati, fino ad arrivare allo sviluppo di quello che è un problema il fluidodinamico con cui si ha a che fare nelle simulazioni.

A proposito di queste ultime, la Fluidodinamica Computazionale (CFD, Computational Fluid Dynamics) è una branca della fluidodinamica che mira a risolvere le equazioni di governo che regolano il comportamento di un fluido in moto. A tale scopo si sfruttano metodi numerici complessi che modellano un caso reale e l'ausilio di computer con elevate capacità di calcolo, da qui l'aggettivo Computazionale o Numerica. Grazie al largo utilizzo della CFD, è possibile simulare, termine usato proprio perchè si crea un modello della realtà, in maniera dettagliata fenomeni molto complessi e di difficile interpretazione del campo aerospaziale (e non solo). I risultati forniti possono essere anche molto precisi, contrariamente a quanto avveniva precedentemente, dove si lavorava solo con sperimentazione in galleria del vento. I vantaggi di questo strumento sono quindi molteplici, oltre a un notevole risparmio di tempo e denaro, avendo ridotto i tempi in laboratorio, è stato possibile allargare gli orizzonti allo studio di fenomeni prima difficili o quasi impossibili da analizzare e comprendere. Nel corso del tempo le analisi CFD si sono evolute, aumentando la loro precisione e il loro livello di dettaglio, permettendo al giorno d'oggi di preferire la simulazione numerica alla sperimentazione. Ovviamente non è possibile basarsi solo su simulazioni, queste rimangono comunque dei modelli matematici e possono essere affetti da errori di vario tipo, numerici o di approssimazione, ma anche dovuti a un utilizzo improprio.

1.1 Ugelli in campo Aerospaziale.

I componenti preposti in ambito Aerospaziale alla propulsione, normalmente chiamati motori, sono di due tipi differenti: Esoreattori ed Endoreattori. La principale differenza tra queste due tipologie risiede nel propellente utilizzato, se nel primo caso i classici motori aeronautici "respirano" aria dall'ambiente esterno, aggiungendo ad essa solo del combustibile per la combustione, nel secondo caso, per la propulsione spaziale, non è possibile. Questo approccio di utilizzare l'aria esterna come una grande riserva di ossigeno da far bruciare è reso complicato dalle elevatissime velocità necessarie per attraversare l'atmosfera e uscirne, l'aria diventa poi sempre più rarefatta aumentando la quota e infine una volta usciti dall'atmosfera si rimarrebbe senza carburante. La soluzione è quindi portarsi dietro i propellenti per effettuare la combustione, nel caso più semplice saranno un combustibile e un ossidante. In soluzioni più sofisticate possiamo avere differenti tipologie di propellenti (solidi, liquidi o ibridi) e addirittura, nel caso dei liquidi, un numero diverso di soluzioni in gioco (monopropellenti, bi-propellenti o anche tripropellente).

Riferendoci nello specifico agli Endoreattori, l'architettura di questo tipo di motori può essere schematizzata come in figura 1.1, dove vediamo i principali componenti: i serbatoi per i propellenti, un sistema di alimentazione che risulta più o meno complesso a seconda delle applicazioni ed è assente nel caso di propellenti solidi, una camera di combustione in cui avviene la reazione chimica tra combustibile e ossidante, infine la parte terminale del motore è l'ugello.

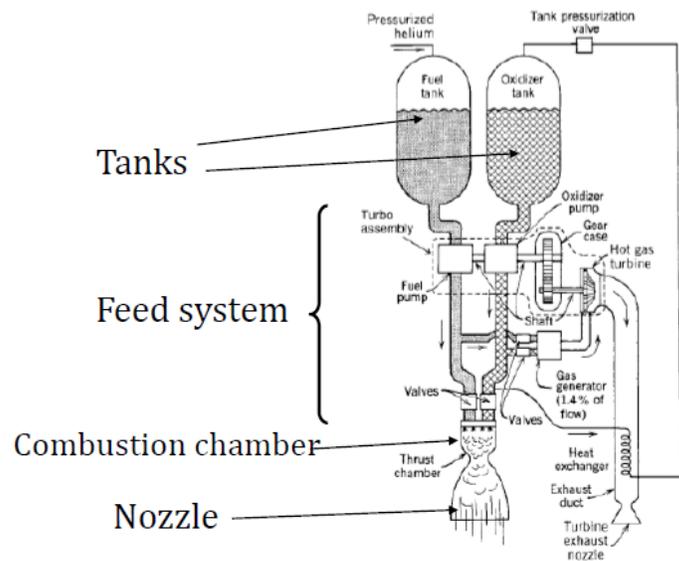


Figura 1.1: Endoreattore e le sue parti [6].

Ci si concentra ora solamente sul componente che ha il compito di convogliare

i gas di scarico, provenienti dalla camera di combustione, e portarli all'esterno del motore. La funzione principale dell'ugello è quella di trasformare l'energia potenziale disponibile nella camera soprastante, sotto forma di pressione e temperatura molto elevate, in energia cinetica alla sezione di uscita, al fine di generare spinta.

1.1.1 Caratteristiche principali.

Durante il processo di progettazione dell'ugello, è importante seguire alcune regole di progettazione del profilo, in modo tale da ridurre le perdite e cercare di ottenere la massima resa in termini di spinta. Nella maggior parte delle applicazioni, è vantaggioso per il sistema di lancio ottimizzare le prestazioni, questo va di pari passo con le prestazioni del propulsore che, essendo responsabile dell'ascesa, determina la riuscita o meno della missione e anche il guadagno in termini economici, dal momento che solitamente il lanciatore ha un payload [12]. Si cerca quindi, soprattutto in fase di progettazione, di tenere conto dei seguenti aspetti fondamentali:

- Impulso specifico I_{sp} nel vuoto deve essere massimizzato.
Nei casi in cui l'ugello operi solo in un intervallo ristretto di pressioni ambientali, si può sostituire l'impulso specifico nel vuoto con l'impulso specifico medio calcolato tenendo conto solo delle quote considerate. Per una camera di combustione nota, questo primo requisito viene solitamente raggiunto creando un profilo dell'ugello adeguato. Uno dei parametri chiave in questo contesto è il rapporto di espansione $\epsilon = A_e/A_t$ dell'ugello. Anche altri parametri contribuiscono a migliorare le prestazioni, per esempio la lunghezza dell'ugello e la distribuzione dell'angolo del profilo, entrambi infatti influenzano principalmente le perdite per divergenza. Altro aspetto importante per i motori che operano a livello del mare è la separazione del flusso, poiché genera perdite e rappresenta l'origine di carichi laterali indesiderati e pericolosi. Quando il flusso in un ugello si espande fino a raggiungere una pressione inferiore alla pressione ambiente (si dice quindi ugello sovraespanso), il flusso vicino alla parete non riesce a rimanere attaccato al profilo. Di conseguenza, il flusso vicino ad essa si inverte e il getto si separa dalla parete dell'ugello [12];
- Carichi laterali durante accensione e avviamento minimizzati.
Durante l'avviamento, il fenomeno della separazione si verifica sempre, perché la pressione nella camera di combustione è al di sotto del suo valore di progetto. La separazione del flusso negli ugelli supersonici è inoltre un fenomeno tridimensionale che ha delle fluttuazioni nello spazio e nel tempo, generando forze perpendicolari all'asse dell'ugello. Queste forze, note come carichi laterali (side-loads), rappresentano una grave minaccia per l'integrità dell'ugello, la camera di combustione e la loro interfaccia, oltre che per tutto il sistema di controllo della spinta e persino per il carico utile. Una volta completato l'avviamento e raggiunto il funzionamento a regime, è comune richiedere che il flusso nell'ugello sia completamente

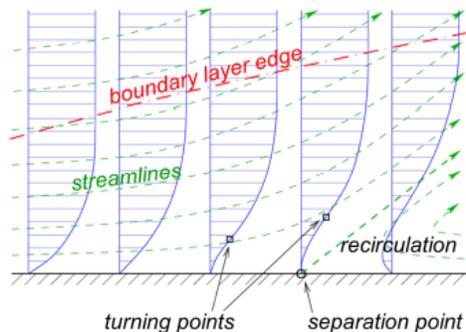


Figura 1.2: Schema della separazione del flusso [12].

attaccato, senza separazione, per limitare i carichi laterali durante il volo [12];

- Evitare separazione durante il funzionamento a regime.
 Come espresso anche nei punti precedenti, la separazione genera perdite di spinta. Purtroppo tra queste norme per un buon progetto possono esserci dei conflitti, per esempio massimizzare le prestazioni significherebbe avere un elevato rapporto di espansione, mentre un rapporto di espansione inferiore sarebbe più adatto per evitare la separazione del flusso in regime stazionario. Per questo motivo, durante il processo di profilatura dell'ugello, come in molti altri ambiti del campo aerospaziale, bisogna trovare un buon compromesso tra le varie caratteristiche, tenendo conto anche di altri vincoli geometrici spesso imposti da condizioni di contorno [12].

Nel corso del tempo, al fine di rispettare le condizioni appena elencate e apportare miglioramenti volti a ridurre le perdite, sono stati studiati numerosi profili differenti per gli ugelli degli Endoreattori. La prima soluzione utilizzata è stata quella di adottare un profilo molto semplice e costruttivamente vantaggioso, quello conico. La zona divergente è quindi una retta, inclinata rispetto all'asse del motore di un angolo θ , solitamente tra i 12 e 18° , che va dalla sezione di gola alla sezione di uscita. Tale soluzione purtroppo ha numerosi svantaggi, per esempio il flusso in uscita non è assiale e ciò porta a perdite per disallineamento, inoltre per un dato rapporto di espansione ugelli costruiti in questo modo risultano molto lunghi e pesanti. Potremmo pensare di aumentare il θ per ridurre la lunghezza, questo porta a un grande aumento delle perdite per divergenza. I fattori appena visti hanno portato quindi a immaginare soluzioni più complesse per avere un compromesso tra le varie cause di perdite. Lo stato dell'arte al giorno d'oggi è rappresentato da due principali metodologie di profilatura degli ugelli per motori a razzo: il Truncated Ideal Contour (TIC) e la Thrust Optimized Parabola (TOP), che verranno meglio descritte nelle sezioni successive.

1.1.2 TIC.

Facendo l'ipotesi di flusso inviscido, è possibile progettare un profilo ideale (Ideal Contour) per gli ugelli, che permetterebbero un'espansione ideale fino all'uscita, dove si avrebbe flusso uniforme (pressione, temperatura e velocità costanti su tutta la sezione). In fase di progetto, note la camera di combustione e la sezione di gola, l'unico parametro libero è il numero di Mach di design, all'aumentare del quale cresce anche l'angolo di divergenza e la dimensione complessiva dell'ugello. Il contorno ideale genera un flusso privo di onde d'urto (shock-free) e si ha una debole compressione a compensare le onde di espansione generate in gola [12]. Nelle applicazioni aerospaziali si ha però un flusso viscoso e si hanno molte restrizioni su peso e dimensioni. Lavorando a elevati numeri di Reynolds gli effetti viscosi restano confinati nello strato limite, permettendo l'utilizzo di questo tipo di profili, che risultano comunque lunghi e pesanti. Per ovviare a queste ultime due problematiche è possibile troncare gli ugelli a una certa sezione, ottenendo così i TIC come visto nella sezione precedente, perché la zona divergente a un certo punto diventa quasi parallela all'asse dell'ugello e contribuisce in modo marginale alla spinta. Si introduce quindi un secondo parametro libero di progettazione, ovvero la lunghezza della sezione divergente o un vincolo di dimensione dovuto alle condizioni al contorno. Viene alle volte introdotta una seconda tipologia di ugelli ideali, riducendo ulteriormente la lunghezza comprimendo la forma del profilo, Compressed TIC o CTIC [6]. Gli ugelli TIC sono molto utilizzati in ambito spaziale soprattutto nei motori russi, per alcune applicazioni vengono adottati anche da ugelli europei e giapponesi.

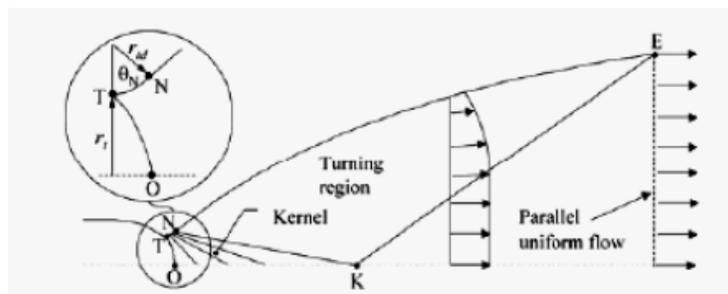


Figura 1.3: Schema del flusso in ugelli TIC [6].

1.1.3 TOP.

Questo tipo di profili nasce da una semplificazione dell'approccio di ottimizzazione della spinta, TOC o Thrust Optimization Contour, basato sul metodo delle caratteristiche. In questo caso dato un rapporto di espansione e la lunghezza, esiste una forma univocamente determinata che massimizza il coefficiente di spinta, il profilo viene anche chiamato a campana [6]. Nel corso del tempo è stato scoperto che questa forma viene bene approssimata anche da una parabola

inclinata, rendendo più semplice lo sviluppo di questo approccio e la costruzione degli ugelli. Per una data CC e sezione di gola, si vede che i parametri di progetto per un ugello TOP sono quattro: l'angolo iniziale θ_i , l'angolo di uscita θ_e , il rapporto di espansione ϵ e la lunghezza complessiva del tratto divergente L . L'ottimizzazione della spinta viene attuata proprio variando questi due angoli della parabola e ricercando la massima spinta. A differenza degli ugelli TIC, all'interno di un TOP sono presenti onde d'urto generate nella zona della gola, ma la parte interessata risulta confinata e quindi non produce eccessive perdite. L'espressione Thrust Optimized potrebbe risultare fuorviante: questa suggerisce che i TOP possano produrre una spinta maggiore di qualsiasi altro tipo di ugelli, in realtà non è così perchè confrontando un ugello TIC e uno TOP (a parità di rapporto di espansione) troveremo che l'impulso specifico nel vuoto è piuttosto simile tra i due o addirittura a favore del TIC in alcuni casi; tale comportamento è spiegato dal fatto che il TOP ha le migliori prestazioni tra tutti gli ugelli che hanno un profilo descrivibile con una parabola, per forme differenti non è detto [12]. Facendo un confronto per quanto riguarda altre caratteristiche possiamo dire che:

- un TOP ha una pressione di uscita solitamente maggiore di un TIC, questo porta a dire che nel primo caso il flusso sarà attaccato alla parete mentre nel TIC potremmo trovare separazione del flusso. Il TOP ha quindi un comportamento migliore per quanto riguarda il terzo requisito di progettazione espresso precedentemente;
- potendo scegliere per un TOP l'angolo di uscita θ_e , siamo in grado di ridurre la divergenza e quindi ottenere una maggiore pressione di uscita, guadagnando altro margine sulla separazione del flusso;
- gli ugelli TIC non soffrono della Restricted Shock Separation perchè viene usato per la loro progettazione il metodo delle caratteristiche, i TOP posso presentare invece entrambi i tipi di separazione che si illustreranno in seguito.

1.1.4 Soluzioni Avanzate.

Oltre alle tipologie di ugelli appena presentate, sono state studiate e sperimentate altre possibili forme per ugelli di tipo avanzato. La motivazione che spinge maggiormente ad adottare soluzioni differenti è la ricerca di ugelli che possano adattarsi meglio alle condizioni di volo, in questo modo si eviterebbe la sovra/sottoespansione, dovuta alla continua variazione della pressione ambiente con la quota. Usando elevati rapporti di espansione si migliorano le prestazioni a quote elevate, rischiando però la separazione al decollo che aumenta esponenzialmente le perdite. La soluzione ideale sarebbe quindi quella di variare ϵ con la quota, risultato però difficilmente raggiungibile per le attuali tecnologie.

Una prima innovazione è stata applicare un inserto removibile all'interno di un ugello di grandi dimensioni, ottenendo in questo modo sostanzialmente due diversi rapporti di espansione con lo stesso ugello. Fino ad una certa quota viene

mantenuto l'inserto all'interno dell'ugello, poi al momento opportuno questo viene sganciato e l'ugello lavora quindi con il rapporto di espansione di progetto, maggiore del precedente. Le problematiche sono molteplici: intanto l'ugello diventa molto pesante per la presenza dell'inserto e complesso a livello strutturale; il collegamento meccanico dell'inserto è complicato e potrebbe capitare di danneggiare l'ugello al momento dello sgancio; la forma dell'inserto inoltre non è quella ottimale e produce delle perdite; i carichi laterali potrebbero risultare potenzialmente pericolosi, più che per un ugello normale; infine nasce il fenomeno dell'aspiration drag, ovvero la creazione di una resistenza dovuta al flusso che, uscendo dall'inserto, vede una condizione di sovraespansione generando zone di ricircolo tra inserto e ugello.

Seguendo un'approccio simile al precedente, sono stati testati ugelli a Doppia Campana o Dual Bell. Sostanzialmente consistono in un profilo che presenta una discontinuità geometrica, grazie al quale è possibile avere due diversi rapporti di espansione nello stesso ugello. La prima campana viene utilizzata a quote basse e presenta un rapporto di espansione basso, la sovraespansione che vede il flusso genera un'onda d'urto obliqua in corrispondenza della discontinuità portando alla separazione. Man mano che la quota aumenta il fluido tende a riattaccarsi alla parete della seconda campana, quindi a quote elevate si usa il secondo rapporto di espansione, maggiore del precedente. Anche in questo caso abbiamo delle perdite dovute all'Aspiration Drag quando siamo a bassa quota e inoltre il riattaccamento del flusso avviene in modo sfavorevole, ovvero si ha già a una quota inferiore rispetto a quella prevista, con un leggero calo delle prestazioni complessive.

Come alternativa a questa soluzione esistono anche gli ugelli di tipo Two Position, componenti che presentano un meccanismo complesso reversibile in grado di estendere l'ugello per variare il rapporto di espansione. È come se la soluzione dell'inserto fosse in questo caso esterna all'ugello principale, quindi usata in un secondo momento e non alla partenza dove abbiamo le prestazioni di design. Sicuramente gli svantaggi sono notevoli, dal peso elevato alla complessità del cinematismo per muovere la parte mobile. Un esempio di questa tipologia di ugelli si può osservare in figura 1.4f.

Un'altra idea sviluppata per poter modificare il rapporto di espansione è quella di far variare la sezione di gola invece di quella di uscita. Tale soluzione è nota come Dual Throat e consiste in un profilo ottimale dell'ugello, senza discontinuità, con a valle due camere di combustione coassiali una dentro l'altra. Inizialmente queste camere sono accese contemporaneamente, la sezione di gola è quindi somma delle due sezioni distinte. Quando si raggiunge una determinata quota si può spegnere una delle due camere, in genere quella esterna, facendo quindi vedere al flusso un rapporto di espansione maggiore. I vantaggi di questa soluzione sono principalmente l'assenza di parti mobili, ma soprattutto la possibilità di attuare una regolazione della spinta: infatti quando si spegne una delle due camere viene ridotta la spinta prodotta e, essendo a quote elevate, questo permette di non avere accelerazioni eccessive per le strutture visto che il peso complessivo si sarà ridotto. La criticità sta nel progettare opportunamente le camere di combustione e soprattutto la parete che si pone tra esse risulta estre-

mamente sollecitata dalla temperatura. Tra le altre cose si fa notare che con una composizione del genere il motore potrebbe utilizzare propellenti differenti nelle camere e anche ridurre i consumi quando si alterna l'accensione delle CC. Cambiando completamente tipo di approccio e forma dell'ugello, sono state studiate in tempi più recenti modalità diverse di convogliare il flusso fuori dal motore. L'idea è quella di far percepire al flusso uscente dalla CC la pressione esterna fin da subito, senza la "protezione" delle pareti dell'ugello a ritardare il contatto tra i due ambienti. Si genera così una Spina Aerodinamica o Spike, una forma tale per cui il getto risulta esposto all'ambiente esterno quando sta ancora lambendo la parete. La camera di combustione viene posta disallineata rispetto all'asse del motore e, sempre sfruttando il metodo delle caratteristiche, si genera un profilo che porta dolcemente il flusso a essere assiale, in questo modo la pressione esterna si fa sentire e il flusso può adattarsi. Un'idea di questa forma complessa da spiegare possiamo averla vedendo la figura 1.4a. Per ottenere un compromesso con le classiche problematiche, peso, ingombro e superficie esposta, si arriva anche per questa soluzione a troncare la spina. Si perde in parte l'assialità del flusso e si nota che viene generata una piccola zona di ricircolo nella parte terminale dell'ugello, chiamata base. Questa soluzione, benché molto promettente per via del suo autoadattamento alle condizioni esterne, risulta ancora complessa e non di semplice utilizzo.

Come ultima possibilità descritta, si illustra la versione duale dell'Aerospike appena presentata, l'ugello Expansion-Deflection. Questo consiste in un profilo a campana con una deflessione molto forte nella parte iniziale del divergente. Viene permesso in questo modo all'ambiente esterno di entrare nell'ugello e quindi anche in questo caso abbiamo autoadattamento. La principale complicazione per questo tipo di ugelli è l'ingombro dato dalle importanti dimensioni.

Nella seguente immagine vengono mostrati tutti i componenti di cui si è appena parlato, ugelli che comunque trovano utilizzo marginale nell'ambiente spaziale a causa dei numerosi svantaggi già precedentemente esposti. A differenza degli ugelli TIC e TOP, che sono lo stato dell'arte, molti di questi sono ancora in fase di studio e miglioramento, avendo sicuramente bisogno di altro tempo prima di entrare con continuità in applicazioni reali. Proprio per questo motivo numerosi studi sono alla ricerca di altre soluzioni, più canoniche e di semplice costruzione rispetto a queste, una delle quali verrà affrontata nella sezione successiva.

1.1.5 TICTOP.

Il concetto che segue questa nuova filosofia per la costruzione degli ugelli è la ricerca di unire le proprietà positive delle filosofie TIC e TOP. In sostanza, si cerca di mettere insieme la buona riduzione dei carichi laterali di un TIC e l'elevata pressione di uscita con cui il TOP raggiunge un buon margine di separazione. Come viene schematicamente mostrato in figura 1.7, l'idea è quella di utilizzare un profilo TIC nella prima parte di divergente, per poi fare una transizione al profilo parabolico tipico dei TOP per la restante lunghezza dell'ugello. Il contorno ideale nella zona subito a valle della gola, anche se per un breve tratto, garantisce un flusso senza onde d'urto interne, allo stesso tempo

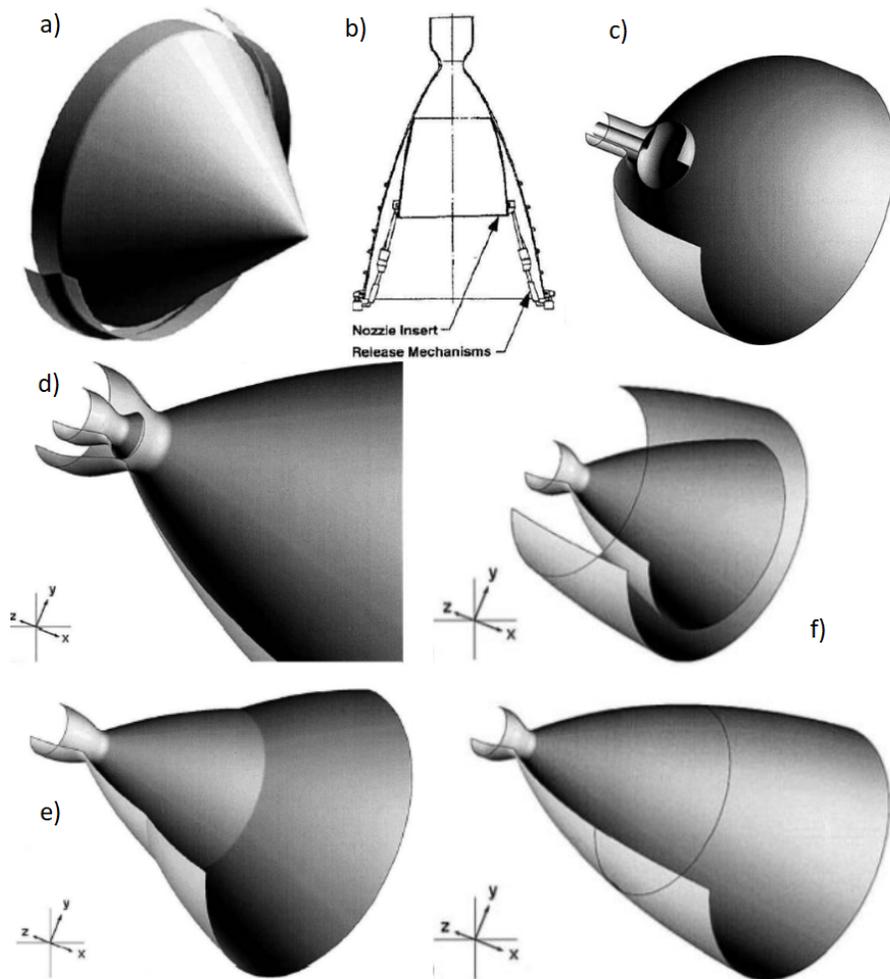


Figura 1.4: I vari Ugelli Avanzati descritti [6]: a) Aerospike circolare; b) Ugello con Inserto; c) Ugello Expansion-Deflection; d) Ugello Dual Throat; e) Ugello Dual Bell; f) Ugello Two-Positions.

la successiva parte del profilo potrebbe essere scelta in modo da generare una pressione di uscita abbastanza elevata. La discontinuità della curvatura del profilo, inevitabile se si vuole una transizione tra due curve, potrebbe causare una compressione o addirittura potrebbe essere lo stesso profilo parabolico a generarla al fine di avere la giusta pressione di uscita. Non si è quindi in grado di assicurare l'assenza di onde d'urto all'interno di questa tipologia di ugelli. In fase di progettazione per un profilo del genere si avrebbero 5 parametri liberi: il numero di Mach di design per la parte TIC, la posizione del punto di transizio-

ne, l'angolo di uscita θ_e , il rapporto di espansione ϵ e la lunghezza complessiva del tratto divergente L . Nel caso di ugello TOP che debba essere sostituito con un corrispondente TICTOP, sezione e pressione di uscita sarebbero noti, l'angolo θ_e viene semplicemente fatto variare in modo da ottenere la pressione desiderata. I parametri liberi diventano quindi solo due: il Mach nella zona iniziale TIC e il punto di transizione. È stato dimostrato da Frey [12] che tale filosofia di progetto ha senso sia per quanto riguarda ugelli in scala con flusso freddo, che per ugelli reali a flusso caldo con gas combustibili. In entrambi i casi si osserva un flusso senza presenza di onde d'urto, rendendo adatto il TICTOP ad applicazioni su Endoreattori.

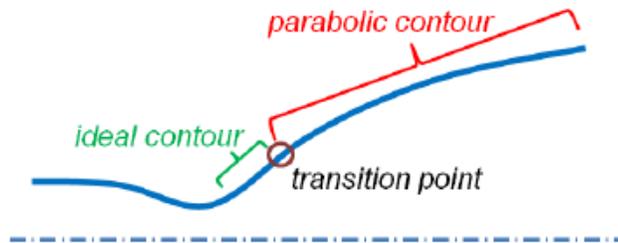


Figura 1.5: Rappresentazione schematica della filosofia TICTOP [12].

1.2 Fisica del Problema.

Volendo studiare e analizzare i fenomeni fisici che si instaurano durante l'attraversamento di un ugello supersonico da parte di un fluido in moto, qualsiasi sia la sua natura, occorre costruire un modello matematico opportuno. Per il caso in esame, è sufficiente basarsi sulla formulazione esatta data dalle equazioni di Navier-Stokes. Risulta fondamentale avere un volume finito di fluido con dimensioni ridotte rispetto a quelle del sistema, ma allo stesso tempo abbastanza grandi da contenere un numero di particelle elementari sufficiente per poter considerare le grandezze medie e rispettare l'ipotesi del continuo durante l'analisi fluidodinamica.

Il comportamento di un fluido può essere determinato dalle seguenti tre leggi fondamentali:

- la Legge di Conservazione della Massa;
- la Legge di Conservazione della Quantità di moto;
- la Legge di Conservazione dell'Energia.

a partire da esse è possibile sviluppare le principali equazioni fluidodinamiche che vedremo in seguito. Facendo riferimento al modello di fluido incompressibile, possiamo esprimere le precedenti equazioni con due metodi differenti:

- Metodo Euleriano: assegnato un volume di controllo attraversato dal fluido in moto, viene fissato un punto nello spazio. Questo consente di eseguire un'approfondita analisi delle sue proprietà in modo più semplice rispetto a quanto espresso in seguito per il secondo metodo. Le variabili sono funzioni della posizione e del tempo, mentre la velocità del flusso è rappresentata da:

$$v(t, x(x_0, t)) = \frac{\partial}{\partial t} x(t, x_0)$$

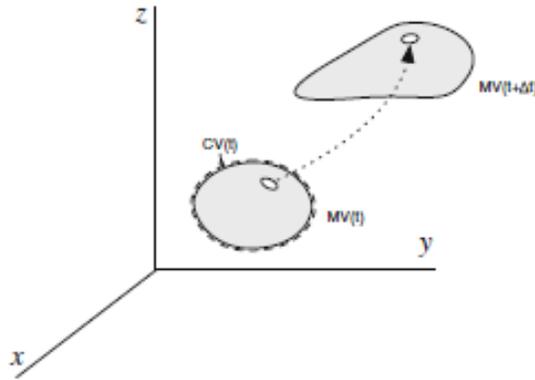


Figura 1.6: Campo di flusso con approccio Euleriano [11].

- Metodo Lagrangiano: considerato un elemento di fluido con le dimensioni adeguate a rispettare l'ipotesi del continuo, quindi che contenga un numero sufficiente di particelle elementari, questo metodo prevede di seguire la particella di fluido mentre si muove nello spazio e nel tempo. Queste vengono definite attraverso un campo vettoriale di posizione indipendente dal tempo e la traiettoria descritta dalla particella si ottiene come l'insieme delle posizioni occupate in diversi istanti di tempo. Tale approccio risulta poco pratico a causa della necessità di osservare il comportamento di ogni singola particella all'interno del fluido, che sono in numero molto elevato.

Aggiungiamo anche che il flusso, descritto dalle leggi di conservazione, può essere scomposto in due contributi differenti: uno dovuto al moto convettivo e un secondo dovuto al moto molecolare del fluido in quiete. L'ultimo, essendo diffusivo, si annulla in presenza di una distribuzione omogenea come conseguenza del fatto che risulta proporzionale al gradiente della quantità considerata. Applicando le leggi di conservazione si genera una suddivisione del campo di moto in un determinato numero di volumi di controllo, grazie alla quale studiare il comportamento del fluido.

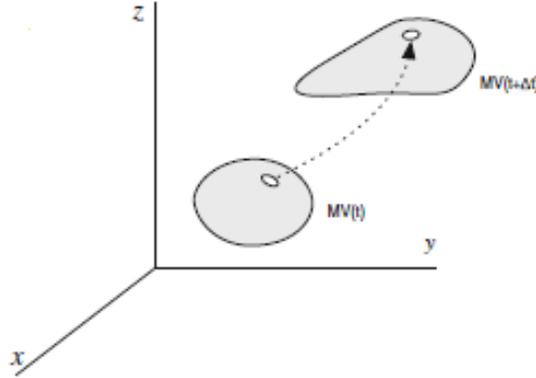


Figura 1.7: Campo di flusso con approccio Lagrangiano [11].

1.2.1 Equazioni di Governo.

Ci si concentra adesso sulle 3 principali equazioni che andranno a determinare il set di equazioni fluidodinamiche risolte attraverso il software per le simulazioni successivamente affrontate.

Legge di Conservazione della Massa.

Per un dato volume di fluido infinitesimo, con spigoli dx , dy , dz la conservazione della massa stabilisce che un accumulo o riduzione della massa nel volume di riferimento varia nel tempo per effetto del flusso di massa netto che attraversa le superfici che delimitano il volume di controllo stesso. Definiamo:

- ρ la densità del fluido in questione;
- $\bar{q} = u\hat{i} + v\hat{j} + w\hat{k}$ il vettore velocità del flusso.

Facendo riferimento alla figura 1.8, è possibile valutare il flusso di massa che attraversa le superfici del volume di controllo (ipotizzato per semplicità un parallelepipedo). Per definizione, viene considerato positivo il flusso entrante nel volume di controllo in quanto esso introduce un aumento di massa e, siccome il flusso netto si ottiene come differenza tra quanto entra e quanto esce:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho dx dy dz) = & \rho u dy dz - \left(\rho u + \frac{\partial \rho u}{\partial x} dx\right) dy dz + \rho v dx dz - \\ & + \left(\rho v + \frac{\partial \rho v}{\partial y} dy\right) dx dz + \rho w dx dy - \left(\rho w + \frac{\partial \rho w}{\partial z} dz\right) dx dy \end{aligned}$$

Da cui è anche possibile ottenere la forma differenziale:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = - \left(\frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} \right)$$

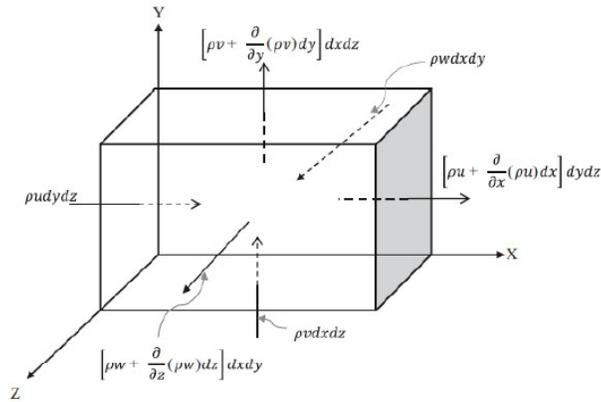


Figura 1.8: Volume di controllo per la Legge di Conservazione della massa [3].

che possiamo anche scrivere

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \bar{q}) = 0$$

in modo tale da renderla indipendente dal sistema di riferimento grazie agli operatori differenziali.

Infine scriviamo l'equazione di continuità in forma integrale in modo da poter introdurre le grandezze medie:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_S \rho dS + \int_{\partial S} \rho \bar{q} \cdot \hat{n} dS = 0$$

Questa fa riferimento al modello nel quale il volume di controllo S fisso nello spazio è delimitato dalla superficie ∂S (contorno di S) e ha la normale \hat{n} uscente da essa, possiamo osservarne uno schema in figura 1.9.

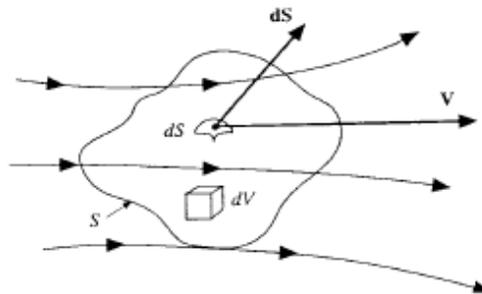


Figura 1.9: Volume di controllo fisso nello spazio [7].

Legge di Conservazione della Quantità di moto.

Considerando sempre lo stesso volume di fluido infinitesimo, con spigoli dx , dy , dz , la massa contenuta al suo interno può essere espressa come: $m = \rho dx dy dz$. Ricordando, inoltre, la Seconda Legge di Newton o anche Legge di Conservazione della quantità di moto, è possibile esprimere

$$F = m\bar{a}$$

e sostituendo l'espressione prima ricavata per la massa del volume di controllo, oltre che esprimere l'accelerazione \bar{a} come la derivata prima rispetto al tempo della velocità $\bar{q} = u\hat{i} + v\hat{j} + w\hat{k}$, otteniamo:

$$\bar{F} = (\rho dx dy dz) \frac{d\bar{q}}{dt}$$

Se si considera inizialmente l'ipotesi di fluido ideale, le forze agenti sul volume infinitesimo saranno solo di pressione, come possiamo vedere nella figura 1.10.

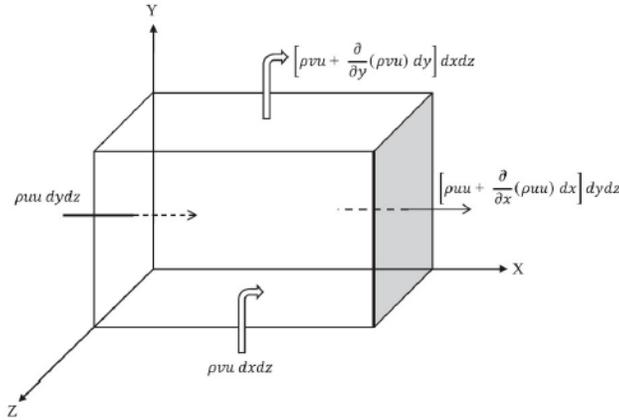


Figura 1.10: Volume di controllo per la Legge di Conservazione della quantità di moto [3].

Con tale riferimento possiamo riscrivere l'equazione precedente in questo modo:

$$\begin{aligned} (\rho dx dy dz) \frac{d\bar{q}}{dt} = & \left[p dy dz - \left(p + \frac{\partial p}{\partial x} dx \right) dy dz \right] \hat{i} + \\ & + \left[p dx dz - \left(p + \frac{\partial p}{\partial y} dy \right) dx dz \right] \hat{j} + \\ & + \left[p dx dy - \left(p + \frac{\partial p}{\partial z} dz \right) dx dy \right] \hat{k} \end{aligned}$$

Da questa risulta semplice e molto più compatto esprimere la Legge di Conservazione della quantità di modo in forma differenziale, mantenendo sempre

l'ipotesi di fluido ideale e quindi senza considerare le forze viscoso:

$$\rho \frac{d\bar{q}}{dt} = -\nabla p$$

$$\rho \frac{\partial \bar{q}}{\partial t} + \bar{q} \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \bar{q} \right) + \rho \bar{q} \cdot \nabla \bar{q} = -\nabla p$$

$$\rho \frac{\partial \bar{q}}{\partial t} + \bar{q} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \bar{q} \nabla \cdot \rho \bar{q} + \rho \bar{q} \cdot \nabla \bar{q} = -\nabla p$$

$$\frac{\partial \rho \bar{q}}{\partial t} + \nabla (\rho \bar{q} \cdot \bar{q}) = -\nabla p$$

Applicando ora il teorema di Gauss al volume di controllo fisso nello spazio, siamo in grado di determinare la Legge di Conservazione della quantità di moto in forma integrale (con ipotesi di fluido ideale):

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_S \rho \bar{q} dS + \oint_{\partial S} \rho \bar{q} \cdot \bar{q} \cdot \hat{n} dS = - \oint_{\partial S} p \cdot \hat{n} dS$$

Se ci si pone nel caso più generale possibile, in cui la risultante delle forze esterne agenti sul volume di controllo è data dalla somma di forze di volume agenti sulla massa e forze di superficie agenti sulle pareti che delimitano il volume, si ottiene:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_S \rho \bar{q} dS + \oint_{\partial S} \rho \bar{q} \cdot \bar{q} \cdot \hat{n} dS = - \oint_{\partial S} p \cdot \hat{n} dS + \int_S \rho \bar{f}_e dS + \oint_{\partial S} \bar{\tau} \cdot \hat{n} dS$$

dove $\bar{\tau}$ rappresenta il tensore degli sforzi che analizzeremo a breve, mentre \bar{f}_e è il termine rappresentativo delle forze di volume.

Tensore degli Sforzi.

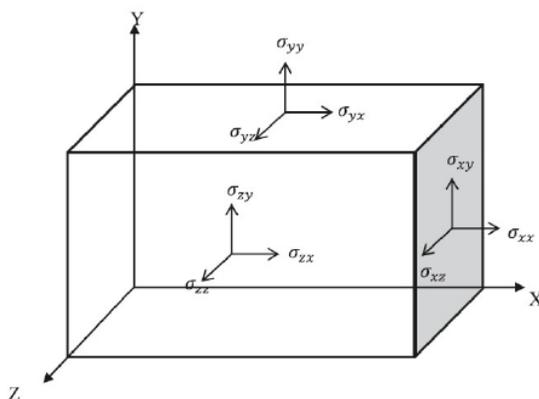


Figura 1.11: Forze di Superficie sul volume di controllo [3].

Facendo riferimento alla figura 1.11, si possono vedere le forze agenti sulla superficie del volume di controllo come uno sforzo superficiale definito da due componenti:

$$\bar{\sigma} = -p_n \cdot \hat{n} + \bar{\tau}$$

andando nel dettaglio delle due componenti espresse:

- p_n è la pressione, quindi una componente normale alla superficie, è possibile grazie al Principio di Pascal vedere che essa è indipendente dalla direzione lungo cui viene osservata, di conseguenza anche indipendente dal versore \hat{n} e uguale per ogni piano analizzato. Dal momento che il fluido non è in grado di sopportare la trazione, ma solo una compressione, p_n agisce in direzione opposta alla componente di $\bar{\sigma}$ perpendicolare alla superficie del volume di controllo, si spiega in questo modo il segno negativo;
- $\bar{\tau}$ è lo sforzo di attrito viscoso, componente tangenziale, che nasce per effetto del moto relativo all'interno del fluido tra due strati adiacenti in grado di scorrere tra loro con velocità differenti e portando a uno scambio di quantità di moto. Questa componente risulta nulla nell'ipotesi di fluido ideale oppure se il fluido è in quiete.

Sempre facendo riferimento alla figura 1.11, vediamo come il tensore degli sforzi sia a sua volta costituito da diversi componenti, in particolare sono 9, di cui solo 6 indipendenti, a formare una matrice simmetrica rispetto alla diagonale principale

$$\bar{\tau} = \begin{bmatrix} \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \end{bmatrix}$$

Infine è possibile scrivere le singole componenti, in funzione della viscosità di volume (bulk viscosity), derivata dall'equazione di Stokes, $\lambda = -(2/3)\mu$ e della viscosità dinamica μ , nel seguente modo:

$$\begin{aligned} \tau_{xx} &= \lambda \nabla \cdot \bar{q} + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \\ \tau_{yy} &= \lambda \nabla \cdot \bar{q} + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} \\ \tau_{zz} &= \lambda \nabla \cdot \bar{q} + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \\ \tau_{xy} = \tau_{yx} &= \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \\ \tau_{yz} = \tau_{zy} &= \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \\ \tau_{xz} = \tau_{zx} &= \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \end{aligned}$$

Legge di Conservazione dell'Energia.

Definiamo ora:

- $E = e + \frac{1}{2}q^2$, energia dell'elemento per unità di massa;
- e l'energia interna.

Considerando il volume di fluido come in figura 1.12, è noto che la legge di conservazione dell'energia possa variare per effetto di scambi di calore o di lavoro con l'ambiente esterno, in accordo con il Primo Principio della Termodinamica

$$dE = dQ + dL$$

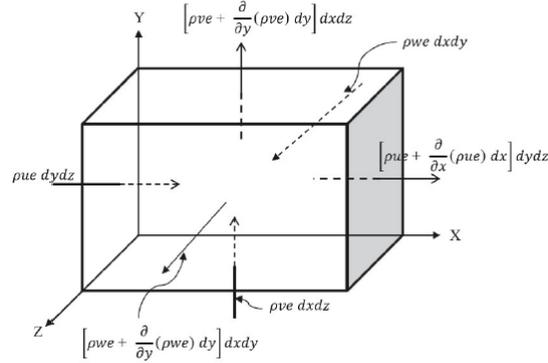


Figura 1.12: Volume di controllo per la conservazione dell'energia [3].

Facendo delle semplificazioni, si inizia considerando il fluido ideale ($\bar{\tau} = 0$) e adiabatico ($dQ = 0$), in questo caso si ottiene la seguente equazione:

$$\begin{aligned} \rho dx dy dz \frac{dE}{dt} &= p u dy dz - \left(p + \frac{\partial p}{\partial x} dx \right) \left(u + \frac{\partial u}{\partial x} dx \right) dy dz + \\ &+ p v dx dz - \left(p + \frac{\partial p}{\partial y} dy \right) \left(v + \frac{\partial v}{\partial y} dy \right) dx dz + \\ &+ p w dx dy - \left(p + \frac{\partial p}{\partial z} dz \right) \left(w + \frac{\partial w}{\partial z} dz \right) dx dy \end{aligned}$$

dalla quale è possibile ricavare la legge di conservazione dell'energia in forma differenziale per un fluido ideale e in condizioni adiabatiche (in forma compatta):

$$\rho \frac{dE}{dt} = -\nabla \cdot (\rho \bar{q})$$

Se si considera ancora un volta il volume S fisso nello spazio, delimitato dalle superfici di controllo ∂S e con la normale \hat{n} uscente da esso, eliminando ora

le ipotesi di adiabaticità e di fluido ideale, si ottiene la legge di conservazione dell'energia in forma integrale:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_S \rho E dS + \oint_{\partial S} \rho E \bar{q} \cdot \hat{n} dS &= \oint_{\partial S} (-p \bar{q} \cdot \hat{n} + \bar{\tau} \cdot \bar{q} \cdot \hat{n}) dS + \\ &+ \int_S (\rho \bar{f}_e \cdot \bar{q} + \dot{q}_h) dS + \oint_{\partial S} k(\nabla T \cdot \hat{n}) dS \end{aligned}$$

in cui, i termini a sinistra dell'espressione:

- il primo è la variazione di energia della massa contenuta nel volume di controllo;
- il secondo rappresenta invece il flusso di energia che attraversa le superfici di controllo.

Per quanto invece riguarda i termini a destra:

- il primo è il lavoro complessivo svolto da forze viscosi e di pressione;
- il secondo è il calore volumico che tiene in considerazione le forze di volume;
- infine l'ultimo termine di destra rappresenta la diffusione molecolare all'interno del volume di controllo.

1.2.2 Sistema di equazioni di Navier-Stokes.

Si possono a questo punto compattare le equazioni di Navier-Stokes, viste in precedenza singolarmente, in un sistema di questo tipo:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_S \bar{W} dS + \oint_{\partial S} (\bar{F}_C - \bar{F}_V) dS = \int_S \bar{Q} dS$$

dove

$$\bar{W} = \{\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E\}' \quad \text{vettore delle grandezze conservative}$$

$$\bar{F}_C = \begin{pmatrix} \rho V \\ \rho u V + n_x p \\ \rho v V + n_y p \\ \rho w V + n_z p \\ \rho (E + p/\rho) V \end{pmatrix} \quad \bar{F}_V = \begin{pmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y + n_z \Theta_z \end{pmatrix}$$

rappresentano rispettivamente, il vettore dei flussi convettivi e quello dei flussi viscosi, con

$$\begin{aligned} \Theta_x &= u \tau_{xx} + v \tau_{xy} + w \tau_{xz} + k \frac{\partial T}{\partial x} \\ \Theta_y &= u \tau_{yx} + v \tau_{yy} + w \tau_{yz} + k \frac{\partial T}{\partial y} \end{aligned}$$

$$\Theta_z = u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + k\frac{\partial T}{\partial z}$$

$$\bar{Q} = \left\{ \begin{array}{c} 0 \\ \rho f_{ex} \\ \rho f_{ey} \\ \rho f_{ez} \\ \rho \bar{f}_e \cdot \bar{q} + \dot{q}_h \end{array} \right\} \quad \text{termine sorgente}$$

1.2.3 Equazioni Reynolds-Averaged Navier-Stokes.

In presenza di flussi turbolenti, il sistema presentato in precedenza delle equazioni di governo risulta essere particolarmente complesso da risolvere e a livello computazionale decisamente pesante. Spesso si fa quindi ricorso a un modello matematico in grado di semplificare e ridurre estremamente il costo computazionale del problema, questo prende il nome di modello RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes model). In particolare, questo prevede la trattazione delle equazioni di Navier-Stokes in un determinato intervallo di tempo, abbastanza piccolo rispetto al tempo caratteristico dell'analisi, ma sufficientemente esteso se comparato con il tempo tipico delle fluttuazioni delle variabili di flusso. Una strategia di questo tipo riduce il moto turbolento alla sovrapposizione di un moto medio e di uno fluttuante nel tempo.

Se si considera un fluido newtoniano e momentaneamente privo dei termini sorgente, si scrivono le equazioni di Navier-Stokes portate in coordinate cartesiane, nel seguente modo:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} &= 0 \\ \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j H)}{\partial x_j} &= \frac{\partial u_i \tau_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(k \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \end{aligned}$$

in cui troviamo:

- $E = e + \frac{1}{2} u_i u_i$
- $H = h + \frac{1}{2} u_i u_i = c_p T + \frac{1}{2} u_i u_i$
- $\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right)$ e $\delta_{ij} = 1$ se $i = j$, $\delta_{ij} = 0$ altrimenti.

Avendo sempre come obiettivo quello di introdurre le equazioni RANS, è necessario affidarsi alla decomposizione di Reynolds per esprimere le variabili in gioco. Questa consiste nel prendere le varie grandezze delle equazioni di Navier-Stokes e considerarle come somma di una componente media, stazionaria, \bar{f} e una componente fluttuante attorno alla media, dipendente dal tempo, f' :

$$f(x, t) = \bar{f}(x) + f'(x, t)$$

con f una generica variabile funzione dello spazio e del tempo, usata solo a titolo di esempio.

In questo modo le equazioni presentano delle nuove variabili incognite, le quantità mediate nel tempo. Si perde quindi la descrizione del campo in termini di grandezze istantanee quando vengono risolte numericamente le equazioni. Per comprendere meglio vediamo una delle equazioni generate dalla decomposizione appena introdotta, in particolare per la conservazione della quantità di moto

$$\rho \left(\bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} + \bar{w} \frac{\partial \bar{u}}{\partial z} \right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \mu \nabla^2 \bar{u} - \frac{\partial \overline{\rho u'^2}}{\partial x} - \frac{\partial \overline{\rho u' v'}}{\partial y} - \frac{\partial \overline{\rho u' w'}}{\partial z}$$

In questo modo le nuove incognite sono legate alla presenza delle fluttuazioni turbolente nella parte destra dell'equazione, che prendono il nome di sforzi di Reynolds essendo derivate dalla scomposizione. Tali sforzi sono per unità di volume e nel caso di flusso turbolento, risultano la somma tra sforzi viscosi e sforzi di Reynolds espressa tramite il termine τ_{ij} visto in precedenza.

Per risolvere numericamente le equazioni, i termini fluttuanti devono essere modellati, ovvero espressi in termini del campo di moto medio. In letteratura esistono diversi modelli di turbolenza disponibili, alcuni più semplici mentre altri complessi e in seguito vengono illustrati alcuni degli approcci disponibili [5].

Direct Numerical Solution (DNS).

- tecnicamente permette di risolvere ogni moto fluttuante nel flusso;
- la griglia deve essere molto fine e il passo temporale molto piccolo;
- tali esigenze aumentano con il numero di Reynolds;
- Nella realtà, questo è solo uno strumento di ricerca per flussi a basso numero di Reynolds, limitato ad applicazioni su supercomputer.

RANS.

- è lo strumento principale utilizzato dagli ingegneri ed è stato analizzato in precedenza;
- le equazioni vengono risolte per il comportamento medio nel tempo del flusso e per l'ampiezza delle fluttuazioni turbolente.

Large Eddy Simulation (LES).

- in termini di richiesta computazionale, LES si colloca tra DNS e RANS;
- come DNS, esegue una simulazione 3D su molti passi temporali;
- solamente i vortici più grandi vengono risolti;
- la griglia può essere più grossolana e i passi temporali più grandi rispetto al DNS perché i movimenti più piccoli del fluido sono rappresentati da un modello di sottogriglia (SGS).

Per quanto riguarda il software utilizzato per il presente lavoro di tesi, Ansys Fluent, sono disponibili al suo interno solo gli ultimi due approcci appena presentati, ma sono invece numerosi i modelli di turbolenza disponibili [5]. Questi sono raccolti nella figura 1.13, sono posti in ordine crescente di accuratezza e di costo computazionale e differiscono tra loro sostanzialmente per numero e tipo di equazioni di cui il modello si compone.

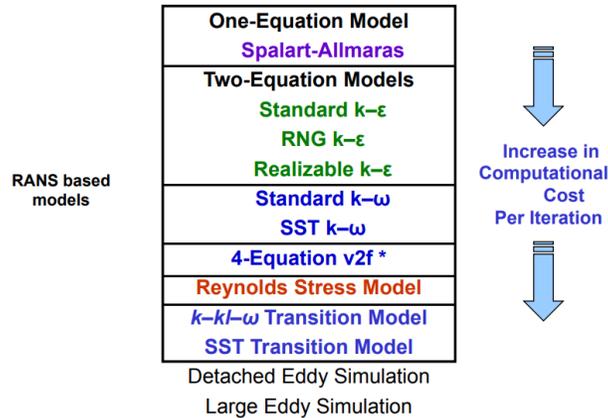


Figura 1.13: Modelli di Turbolenza disponibili in Ansys Fluent [5].

Nello specifico delle simulazioni svolte all'interno di questa tesi, il modello di turbolenza utilizzato è il modello SST $k-\omega$, analizzato in modo più dettagliato nel proseguo del documento.

1.3 Obiettivo della Tesi.

Fatte le dovute premesse e introdotti gli argomenti principali per comprendere a pieno il seguente sviluppo del lavoro, si procede ora a introdurre l'obiettivo principale della tesi. Come visto, gli ugelli in campo aerospaziale possono essere di diverse tipologie a seconda del profilo sviluppato, nello specifico ci si focalizza su Ugelli Convergente-Divergente parabolici (TOP) generati a partire dalla funzione analitica. L'obiettivo principale è quello di valutare le caratteristiche del flusso al loro interno e soprattutto le configurazioni degli urti e della separazione. Questi due ultimi aspetti sono fondamentali per valutare le perdite che vanno a influire sulla spinta, siccome si cerca di ottenere un sistema ottimizzato ed efficiente, puntando a una riduzione dei costi.

1.3.1 Perdite nell'Ugello.

Le principali fonti di perdita possono essere:

- perdite Cinetiche, dovute alla variazione delle condizioni di equilibrio chimico durante l'espansione dei gas combustibili. Vengono studiate attraverso

due modelli, Frozen Equilibrium e Shifting Equilibrium¹, ma nella realtà bisogna confrontare i tempi chimici caratteristici con i tempi di residenza. Le prestazioni reali sono solitamente comprese tra i due modelli citati e purtroppo sono anche funzione del tipo di propellente utilizzato;

- perdite per Flusso Bifase, dove viene considerata la possibilità di formazione di particelle solide o liquide all'interno del flusso. Questo porta scambi di quantità di moto e calore tra gas e particelle, a causa della resistenza aerodinamica prodotta dalle stesse. Come conseguenza si determina una riduzione della velocità del gas e un suo raffreddamento, riducendo la spinta generata;
- perdite per Flusso Diabatico, prodotte dalla sottrazione di calore ai gas mentre si espandono. Essendo le pareti dell'ugello le principali indiziate a contribuire in questa perdita, si mette spesso in atto una refrigerazione con lo stesso propellente in modo da poter poi attuare una rigenerazione immettendolo in CC;
- perdite per Strato Limite (SL), causate da diversi fattori e riducono I_{sp} anche del 5%. Tra le cause si possono avere attrito e scambio termico, la separazione del flusso e gli urti, lo spessore dello SL che riduce la sezione trasversale degli ugelli (solitamente trascurabile);
- perdite per Divergenza, che dipendono essenzialmente dalla forma dell'ugello nella sua parte terminale, maggiore sarà l'angolo di uscita e maggiori risulteranno anche tali perdite.

Molte di queste perdite risultano indipendenti dall'ugello, ma influenzate soprattutto dal propellente. Interessanti sono invece le perdite dovute allo strato limite, in cui il profilo gioca un ruolo fondamentale nella determinazione della configurazione di urti interni e nella possibilità di separazione del flusso dalla parete.

Riassumendo, il presente lavoro di tesi mira quindi a studiare, attraverso simulazioni CFD, quella che potrebbe essere la configurazione di urti interni di 3 ugelli differenti, con diverso rapporto di espansione. Attraverso l'analisi di tali configurazioni è possibile prevedere quale possa essere la tipologia di separazione del flusso, al fine ultimo di valutare se siano presenti perdite. Infine, si analizzerà anche se e come il rapporto di espansione influisce confrontando le simulazioni fatte sui singoli ugelli.

¹Si ricorda che, nel primo caso la composizione dei gas combusti non cambia durante l'espansione, rimane "congelata" (modello ideale), mentre il secondo modello prevede di ragionare come se in ogni sezione dell'ugello avessimo equilibrio chimico, la composizione dunque varia lungo l'asse del motore ed è ammessa la dissociazione.

Capitolo 2

Costruzione delle Geometrie.

In questo capitolo entreremo nel vivo di quella che è stata la costruzione degli ugelli su cui sono state svolte le simulazioni. Il processo ha inizio grazie a uno studio svolto durante i corsi del primo anno di magistrale. In particolare, nel corso di Endoreattori, si svolgono numerose esercitazioni con l'intento di toccare con mano alcuni aspetti più pratici della progettazione di vari componenti, di diverse tipologie di motori (a solido, liquido o ibridi) fino a impianti di refrigerazione o alimentazione del combustibile.

2.1 Introduzione.

L'idea principale, è stata quella di riprendere una delle esercitazioni citata precedentemente e portarne i risultati ad un livello successivo. In una di queste, infatti, veniva richiesto di progettare la camera di combustione e gli ugelli per tre diversi stadi di un lanciatore [6]. Per la presente tesi sono stati svolti nuovamente e migliorati i calcoli, arrivando a ottenere tre ugelli TOP con diversi rapporti di area.

I profili vengono poi implementati sul software come geometrie in sole due dimensioni, sfruttando in questo modo le caratteristiche degli ugelli che, essendo assial-simmetrici, permettono una grande riduzione del costo computazionale non necessitando simulazioni in tre dimensioni. Ad essere analizzato sarà quindi l'ambiente interno alle pareti dell'ugello, considerate senza spessore, compresa anche la camera di combustione. Quest'ultima risulta importante per inserire nel software le condizioni iniziali che si sviluppano appunto a partire da questa zona, dove nella realtà si troverebbero gli iniettori dei propellenti (il cui livello di dettaglio esula dal presente lavoro). Vengono fatte tali specifiche perchè a rigore il componente dell'ugello sarebbe solamente la parte convergente-divergente in cui fluisce il flusso di gas caldi generati dalla combustione nella camera.

2.2 Profili degli Ugelli.

Vediamo in questa sezione come sono stati svolti i calcoli per arrivare al profilo parabolico degli ugelli in esame, i calcoli sono del tutto analoghi per i tre stadi, viene quindi illustrata la linea generale seguita.

Iniziamo illustrando le seguenti ipotesi su cui si basano i successivi passaggi:

- la camera di combustione (CC) è cilindrica;
- la parte convergente conica;
- la parte divergente a campana;
- $R_1 = 1.5R_t$ (raggio di raccordo tra parte convergente e gola);
- $R_2 = 0.382R_t$ (raggio di raccordo tra gola e parte divergente).

Un'altra cosa importante da definire inizialmente, è il sistema di riferimento utilizzato. Poniamo l'origine di questo in corrispondenza dell'intersezione tra l'asse del motore e la sezione di gola dell'ugello. Per semplicità e coerenza si sfrutterà tale sistema di riferimento per tutti i calcoli e le simulazioni, sarà infatti necessario mantenerlo invariato anche per la costruzione del dominio computazionale all'interno del software CFD. Inoltre, si sfrutta anche la simmetria della camera lungo il suo asse (visibile nella figura seguente con il classico stile tratto-punto) e la si scompone in parti per calcolare le grandezze caratteristiche di ogni tratto. Sempre facendo riferimento alla figura 2.1 possiamo vedere il complesso delle grandezze dimensionanti gli ugelli che si stanno progettando, i pedici hanno un significato preciso essendo molte dimensioni ripetute:

- il pedice t = gola (throat);
- il pedice c = camera di combustione (CC o combustion chamber);
- il pedice e = uscita (exit);
- il pedice n = ugello (nozzle).

Si procede ora all'impostazione del calcolo di tutte le grandezze necessarie.

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}} \quad \text{diametro di gola}$$

$$D_e = D_t \sqrt{\epsilon} \quad \text{diametro di uscita}$$

$$D_c = D_t \sqrt{\epsilon_c} \quad \text{diametro della CC}$$

$$V_c = A_t \cdot L \quad \text{volume della CC}$$

$$M_a = R_t + R_1(1 - \cos \alpha_b)$$

$$M_t = -R_1 \sin \alpha_b$$

$$L_b = \frac{R_c - M_a}{\tan \alpha_b} + |M_t|$$

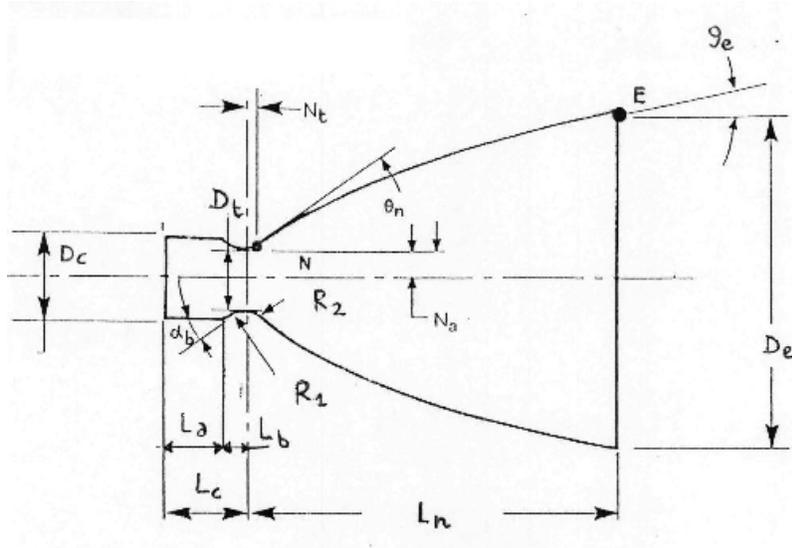


Figura 2.1: Definizione delle grandezze geometriche [6].

Il valore di M_a rappresenta la distanza radiale tra l'asse del motore e la fine del tratto conico convergente, mentre M_t è la distanza longitudinale. Ricordando che si è considerato un sistema di riferimento con origine nell'intersezione tra asse motore e sezione di gola, il valore di M_t risulta negativo dato che va a sinistra dell'area di gola. L_b rappresenta invece la lunghezza complessiva del tratto conico, visibile anche in figura 2.2, unito con il raccordo che porta alla gola dell'ugello.

Per quanto riguarda il secondo tratto, dalla sezione di gola in poi, si deve determinare la lunghezza della parte conica e per questo usiamo una formula approssimata per il tronco di cono (con $\alpha < \alpha_b$):

$$V_b = \frac{\pi L_b}{3} (R_c^2 + R_t^2 + R_c R_t)$$

$$V_a = V_c - V_b$$

$$L_a = \frac{V_a}{A_c} = \frac{V_a}{\epsilon_c A_t}$$

$$L_c = L_a + L_b$$

$$N_a = R_t + R_2(1 - \cos \theta_n)$$

$$N_t = R_t \sin \theta_n$$

Si considera un tronco di cono con semi-apertura di 15° (anche se $\theta_n \neq 15^\circ$) e poi si corregge con un parametro L_f per trovare la lunghezza della campana.

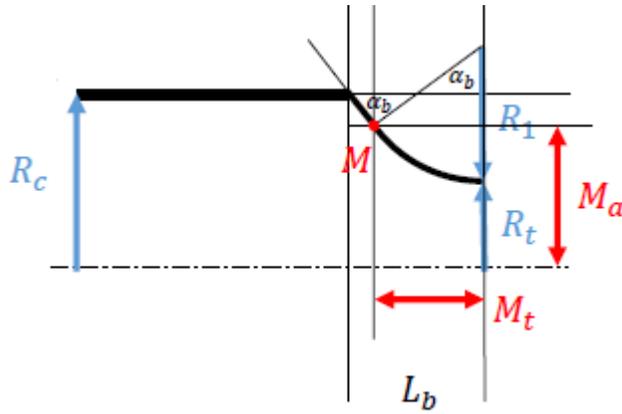


Figura 2.2: Tratto conico e CC [6].

La lunghezza effettiva della campana sarà minore di quella del cono, ma R_e e R_t rimangono tali.

$$N'_a = R_t + R_2(1 - \cos 15)$$

$$L_{cono} = \frac{R_e - N'_a}{\tan 15} + R_2 \sin 15$$

$$L_n = L_f \cdot L_{cono}$$

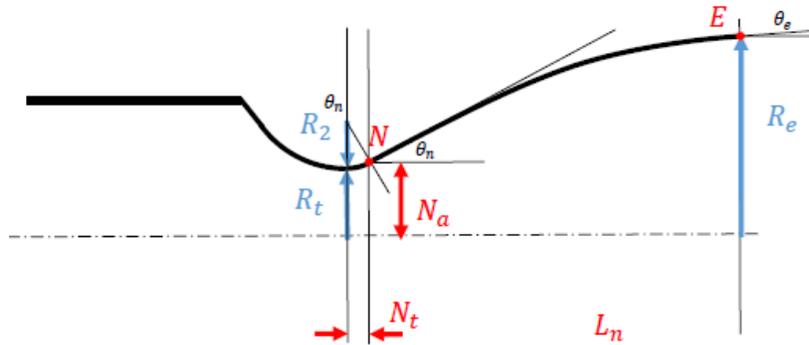


Figura 2.3: Tratto divergente [6].

Non ci resta ora altro da determinare se non la parte divergente del profilo dell'ugello, sicuramente il tratto più complesso. Riferendoci alla figura 2.4, si conoscono le posizioni dei punti N e E, oltre che l'angolo della tangente in quei punti, θ_N e θ_E . Cerchiamo il punto A in cui si intersecano le tangenti in N e E

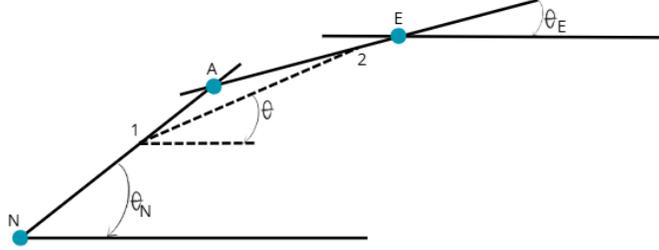


Figura 2.4: Schema rappresentativo per il disegno del tratto parabolico.

alla parabola, mettendo a sistema le tangenti e risolvendo x_A e y_A , calcolabili da parametri noti.

Partendo dal sistema:

$$\begin{cases} y_A - y_N = \tan \theta_N (x_A - x_N) \\ y_A - y_E = \tan \theta_E (x_A - x_E) \end{cases}$$

Possiamo ottenere le coordinate del punto A cercato:

$$x_A = \frac{y_E - x_E \tan \theta_E - y_N + x_N \tan \theta_N}{\tan \theta_N - \tan \theta_E}$$

$$y_A = y_N + \tan \theta_N (x_A - x_N)$$

Ragionando in maniera simile a quanto appena fatto anche per i punti 1 e 2, possiamo, tralasciando qualche passaggio, definire delle nuove grandezze ausiliarie:

$$\tan \theta = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1}$$

$$D_N = (x_A - x_N)(\tan \theta_N - \tan \theta)$$

$$D_E = (x_E - x_A)(\tan \theta_E - \tan \theta)$$

$$\alpha = \frac{D_N}{D_N - D_E}$$

Potremmo quindi trovare l'equazione di una famiglia di rette, una per ogni valore di θ . Ci serve invece l'involuppo della famiglia di rette come una linea che in ogni punto sia tangente ad una linea della famiglia data.

Si trova che l'equazione dell'involuppo che rappresenta il divergente è:

$$x = x_N + \alpha(2 - \alpha)(x_A - x_N) + \alpha^2(x_E - x_A)$$

$$y = y_N + \tan \theta(x - x_N) + \alpha D_N$$

Il parametro che varia è l'angolo θ , che compare sia nel termine α che nella tangente. In questo modo siamo arrivati a definire il profilo dell'ugello in ogni sua parte, dalla camera di combustione passando per la gola e poi con una parabola

arriviamo alla sezione di uscita.

Riassumendo sono stati considerati: la camera di combustione cilindrica, raggio costante r_c , con lunghezza calcolata L_a ; la parte convergente conica con raggio lineare; 2 raccordi circolari, con raggio rispettivamente R_1 e R_2 noti, posizioni del centro calcolate; il tratto divergente parabolico, con angolo di ingresso θ_N e angolo di uscita θ_E noti, lunghezza calcolata considerando prima un cono e poi correggendo il valore per trovare quello della campana effettiva.

Tutti i calcoli sono stati portati avanti in parallelo per i tre diversi ugelli costruiti, grazie all'ausilio di Matlab è stato anche possibile creare un vettore che contenesse tutti i punti del profilo, in modo da farne una rappresentazione grafica (mostrata in seguito nella figura 2.6).

2.3 Adattamenti.

Prima ancora di svolgere i calcoli appena visti, dal momento che gli ugelli su cui si vogliono svolgere le simulazioni lavorano in condizioni molto diverse da quelli reali a cui ci si riferisce nell'esercitazione, verranno apportati alcuni cambiamenti alle loro caratteristiche.

2.3.1 Temperatura del flusso.

In particolare, le simulazioni si svolgono con flusso freddo, non con gas combustibili, e a terra, quindi a livello del mare e pressione ambiente. Di conseguenza il valore di γ sarà differente e con esso varieranno anche i rapporti delle aree, dal momento che si vuole mantenere invariato il Mach di design degli ugelli. Per fare ciò, con l'aiuto di un foglio di calcolo su MatLab e di un Calcolatore online per confermare i risultati [2], riscaldiamo il rapporto tra le aree di uscita e di gola A_e/A_t .

Otteniamo quindi per il primo stadio:

$$\frac{A_e}{A_t} = 14 \quad \text{e} \quad \gamma = 1.2 \quad \Rightarrow \quad M = 3.512$$

$$\text{volendo lo stesso Mach ma con } \gamma = 1.4 \quad \Rightarrow \quad \frac{A_e}{A_t} = 6.866$$

Analogamente per il secondo stadio si ottiene:

$$\frac{A_e}{A_t} = 40 \quad \text{e} \quad \gamma = 1.2 \quad \Rightarrow \quad M = 4.239$$

$$\text{volendo lo stesso Mach ma con } \gamma = 1.4 \quad \Rightarrow \quad \frac{A_e}{A_t} = 13.239$$

Infine per il terzo stadio si ottiene:

$$\frac{A_e}{A_t} = 35 \quad \text{e} \quad \gamma = 1.2 \quad \Rightarrow \quad M = 4.146$$

$$\text{volendo lo stesso Mach ma con } \gamma = 1.4 \quad \Rightarrow \quad \frac{A_e}{A_t} = 12.202$$

Il valore di $\gamma = 1.2$ era un dato del problema utilizzato per le esercitazioni, generalmente si calcola questo numero per l'insieme di gas prodotti dalla combustione dei propellenti utilizzati, studiando la reazione chimica e facendo una media pesata del γ di ogni fluido del flusso generato. Il $\gamma = 1.4$ è invece il valore tipico dell'aria in condizioni ambiente.

I tre profili così realizzati vengono mostrati in figura 2.5.

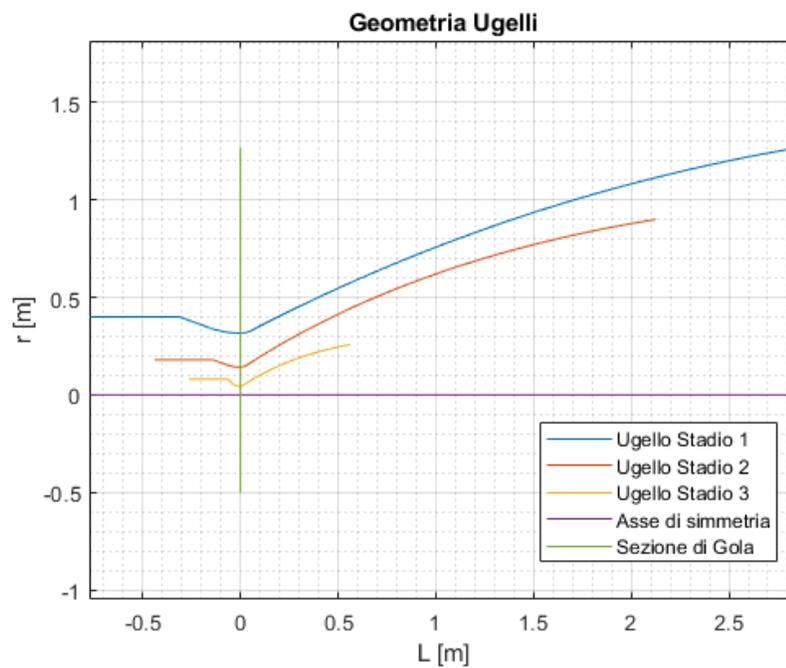


Figura 2.5: Geometria dei tre Ugelli.

2.3.2 Limiti costruttivi.

Infine, come ulteriore modifica, si mira a fare in modo che le seguenti simulazioni possano essere accompagnate da risultati sperimentali e quindi svolte successivamente anche in laboratorio. A tal proposito, sapendo che per test e simulazioni si usano dimensioni decisamente minori rispetto a quanto poi realizzato per applicazioni reali, per questo e anche per abbassare in modo significativo il numero di Reynolds, si opta per riscaldare il profilo finale dell'ugello a dimensioni inferiori. Inizialmente era stato ipotizzato di riscaldare gli ugelli a 10 volte più piccoli. Per evitare però problemi dovuti alla realizzazione ed essere maggiormente coerenti

con la realtà, in cui esistono dei limiti costruttivi, soprattutto per componenti complessi come quelli trattati, si è deciso di non realizzare sezioni di gola di dimensione inferiore a 1 cm di raggio. Come ben visibile dalla figura 2.5, l'ugello dimensionante risulta essere quello del terzo stadio, avendo le dimensioni minori. Di conseguenza sarà la sua dimensione di gola a determinare il fattore di scala. In seguito a tutti i calcoli visti nella sezione precedente, il raggio di gola è risultato di poco superiore ai 4 cm ed è quindi stata applicata una riduzione di 4 volte alla dimensione degli ugelli calcolata, prima di trasferirle all'interno di Ansys Fluent.

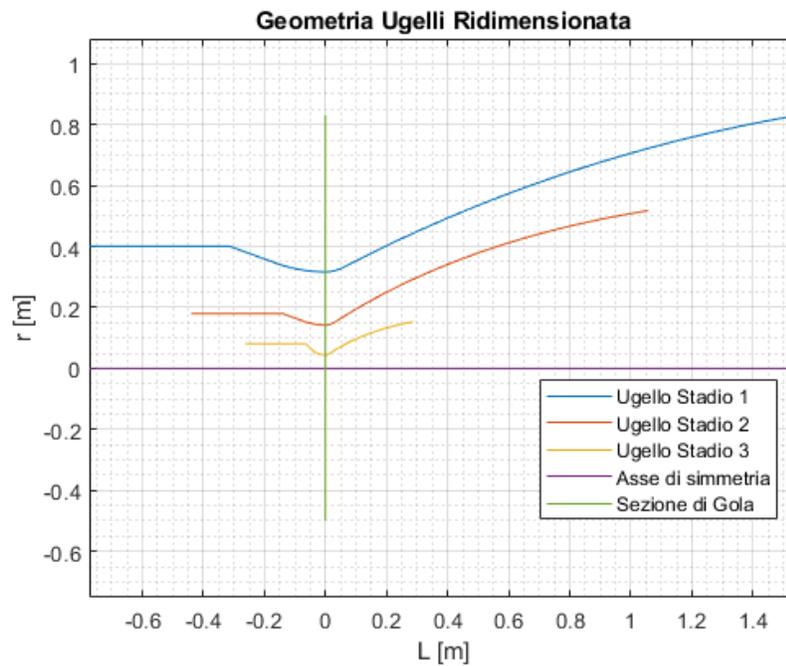


Figura 2.6: Geometria ridimensionata dei tre Ugelli.

Le tre geometrie mostrate nella precedente immagine sono quindi quelle effettivamente implementate sul software e sul quale sono state svolte le simulazioni fluidodinamiche. Al fine di permettere l'inserimento degli ugelli su Ansys Fluent, sono stati generati dei vettori contenenti le coordinate dei punti (circa 130) del profilo. Questi vengono poi esportati e, grazie a un semplice file di testo, importati su Ansys Discovery per riprodurre il modello degli ugelli sul software. Si rimanda alla prima appendice di questo documento per i principali dati dei calcoli appena effettuati, dove vengono illustrati anche tutti i punti degli ugelli in figura 2.6.

Capitolo 3

Analisi CFD.

A questo punto è tutto pronto per cominciare a svolgere le simulazioni vere e proprie. Partendo infatti dal solo profilo esterno degli ugelli, è possibile generare in Ansys Fluent l'intero dominio di cui abbiamo bisogno per determinare il campo di moto del fluido, sia interno che esterno all'ugello. Si parla anche di campo esterno essendo fondamentale vedere cosa succede anche al di fuori delle pareti, dove si sviluppa la scia e continua l'espansione del getto nell'ambiente circostante. Altro aspetto di notevole rilevanza è la mesh ¹, utilizzata per suddividere il dominio computazione e permettere al software di svolgere i suoi calcoli sulle singole celle. I risultati possono infatti essere in parte dipendenti dalla mesh stessa, che ne determina accuratezza e affidabilità. Infine, all'interno sempre di questo capitolo, vedremo anche una serie di parametri usati all'interno delle simulazioni, come per esempio le condizioni al contorno imposte tramite il software. Queste sono parte del problema perchè rappresentano il punto di partenza su cui si basano metodi e modelli di risoluzione.

3.1 Introduzione.

Per determinare in modo completo il campo di moto fluidodinamico, risolvendo quindi le equazioni di Navier-Stokes, è necessario ricorrere a un modello matematico che abbandoni l'approccio del continuo e sfrutti dei metodi numerici per ottenere le variabili nei punti di interesse. Un metodo numerico deve possedere:

- Modello Matematico, una serie di equazioni, alle derivate parziali o integro-differenziali, che descrivano opportunamente il fenomeno fisico;
- Metodo di Discretizzazione, un modo per approssimare le equazioni al fine di ottenere un sistema algebrico contenete le variabili del campo di moto, fissata generalmente una posizione nello spazio e nel tempo;

¹Semplicemente una suddivisione, della geometria oggetto di simulazione, in tanti piccoli pezzi, chiamati elementi o celle. L'unione di due spigoli della cella è chiamato nodo e proprio in questi punti vengono eseguiti i calcoli, mentre l'insieme di elementi e nodi forma la mesh.

- Sistema di Coordinate, fondamentale per avere un sistema di coordinate rispetto a cui scrivere le equazioni. Può essere cartesiano, cilindrico, sferico o curvilineo a seconda dei casi analizzati;
- Griglia Numerica, su cui valutare le grandezze, anche in questo caso ne esistono di diversi tipi, strutturata o no, strutturata a blocchi e altri ancora;
- Metodo di Approssimazione, dipendente dalla griglia e dalla discretizzazione;
- Metodo di Soluzione, la base del metodo iterativo, indica come verrà cercata la soluzione del sistema algebrico lineare o non lineare;
- Criterio di Convergenza, ovvero una regola attraverso cui decidere di stoppare il metodo iterativo perchè si è arrivati alla soluzione cercata.

Alcuni di questi punti sono stati trattati in precedenza, per esempio il modello matematico nel capitolo introduttivo, altri si snoccioleranno meglio in seguito. È fondamentale dire che, per quanto riguarda la discretizzazione, possono essere utilizzati tre diversi metodi per arrivare alla soluzione numerica: il Metodo delle Differenze Finite, il Metodo degli Elementi Finiti oppure il Metodo dei Volumi Finiti. Il primo di questi metodi prevede l'approssimazione delle derivate parziali e temporali tramite Espansione in serie di Taylor, viene principalmente sfruttato per geometrie cartesiane, ma, per problemi associati a geometrie più complesse, diventa limitato. Non risulta per questo motivo di pratico utilizzo nelle analisi CFD. Il secondo metodo, Elementi Finiti, risulta invece molto flessibile e particolarmente utilizzato per le analisi strutturali. Prevede che la geometria sia discretizzata in elementi e approssima la soluzione attraverso una semplice funzione su ognuno di essi; non viene particolarmente usato per analisi CFD a causa della difficoltà nell'ottenere la conservazione locale, tale metodo si basa infatti sulla minimizzazione globale della distanza tra funzione di base e soluzione esatta. Ultimo tra quelli nominati, il metodo dei Volumi Finiti è quello più sfruttato nelle analisi CFD, poichè legato alla conservazione locale; si basa sulla suddivisione del dominio in volumi infinitesimi (celle) e studia i flussi attraverso i bordi di ognuno di essi. Assicura in questo modo equilibrio del flusso sia locale che globale. Il software Ansys Fluent utilizza proprio quest'ultima metodologia, applicando direttamente la conservazione in ogni volume infinitesimo in forma integrale.

In particolare, facendo riferimento alla figura 3.1, il software riduce il problema all'approssimazione della variabile cercata nel centro di ogni cella o elemento, in questo modo le incognite non sono più delle funzioni. Il numero di incognite diventa in questo modo elevato, ma sono da determinare un numero finito di valori. Per fare ciò il software risolve un sistema algebrico nel centro di ogni cella, applicando ad ognuna le leggi di conservazione e coinvolgendo anche i valori ottenuti nel centro delle celle adiacenti.

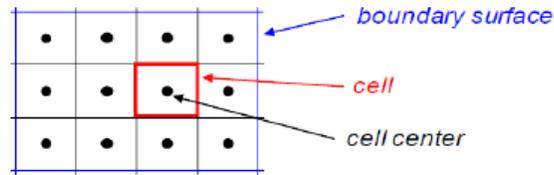


Figura 3.1: Discretizzazione tramite Volumi Finiti.

3.2 Dominio Computazionale e Mesh.

Il dominio è tutta quella porzione di spazio in cui è di interesse applicare la discretizzazione e risolvere le equazioni di Navier-Stokes, al fine di ottenere il campo di moto del fluido. È bene ribadire come, in questo caso, sia fondamentale introdurre nel dominio computazionale il campo interno all'ugello, ma anche una porzione del campo esterno che circonda il componente in fase di studio. Questo rende possibile visualizzare anche ciò che accade fuori dalle pareti dell'ugello, dove il flusso continua la sua espansione e potrebbe generare delle configurazioni particolari di onde d'urto o di espansione. Mentre le dimensioni del campo interno sono definite dalla geometria calcolata, sulle dimensioni di quello esterno si possono fare delle scelte.

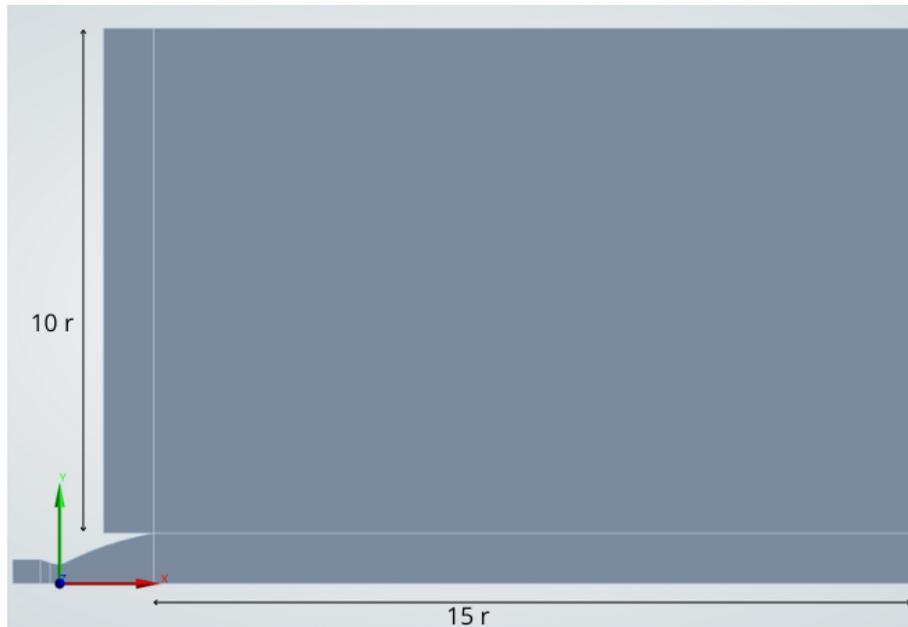


Figura 3.2: Dominio computazionale e sistema di riferimento scelti.

Nella figura 3.2 viene rappresentato il dominio scelto, compreso del sistema di coordinate di cui si è già discusso, per esempio nel caso del primo stadio. Le quote visibili nell'immagine mostrano le dimensioni di massima che si è scelto di adottare per essere rappresentative dell'ambiente circostante. Nello specifico, il valore $r = r_e$, quindi avremo che il dominio si estende per 10 volte il raggio di uscita in direzione y e per 15 volte il raggio di uscita in direzione x, a partire ovviamente dallo spigolo della parete. Si fa notare anche come venga rappresentato solo mezza sezione longitudinale dell'ugello, questo infatti è permesso dalla potenza del software Fluent in cui si possono svolgere simulazioni Assialsimmetriche. Viene permesso in tale maniera di semplificare la geometria e di specificare in seguito un'asse di simmetria, in questo caso l'asse del motore. Infine, sempre facendo riferimento alla medesima immagine, si intravedono delle linee che dividono il dominio in più zone, queste rappresentano solamente un aiuto che successivamente sarà utile per generare la mesh in modo più immediato. Sugli spigoli del dominio computazionale sarà successivamente necessario specificare le condizioni al contorno, è importante quindi in questa fase prevedere già la loro implementazione. Per rendere meglio l'idea vediamo, anche graficamente nella figura 3.3, sono stati nominati i suddetti spigoli in modo da riconoscerli facilmente e in alcuni casi anche per dare la possibilità al software di riconoscerli in modo automatico.



Figura 3.3: Spigoli del dominio e rispettivi nomi.

Osserviamo la seguente nomenclatura:

- A = wall_ext, sarebbe sostanzialmente l'esterno della parete dell'ugello;
- B = wall, identifica tutta la parete dell'ugello, dall'inizio della camera di combustione fino alla sezione di uscita;

- C = inlet, rappresenta la sezione di ingresso della camera di combustione dove verranno specificate le condizioni di ingresso del flusso (sarebbe la parete della CC dove sono posizionati gli iniettori);
- D = axis, indica l'asse del motore e anche l'asse di simmetria della geometria;
- E = farfield, l'unione del segmento verticale a sinistra e del segmento orizzontale in alto, rappresenta la condizione ambiente del campo;
- F = outlet, comprende il solo segmento verticale destro, che viene modellato come sezione di uscita dall'intero dominio computazionale.

I segmenti A, B, D ed E vengono automaticamente identificati da Ansys Fluent, che assegna loro le caratteristiche corrette solamente grazie al nome. Risulta comunque necessario un controllo per sicurezza e in alcuni casi sarà necessario specificare dei valori prima di iniziare la simulazione.

3.2.1 Mesh.

In seguito alla definizione del dominio di calcolo, il prossimo passo per poter applicare il Metodo dei Volumi Finiti, prevede la discretizzazione spaziale del dominio fisico. Questo avviene appunto grazie alla generazione di una griglia, su cui è possibile risolvere le equazioni di conservazione, suddividendo il dominio in elementi discreti, senza vuoti e privi di sovrapposizioni, che riempiono completamente il dominio computazionale. Il software dalla definizione delle celle è in grado di generare i volumi infinitesimi necessari per il calcolo dei flussi attraverso le loro facce.

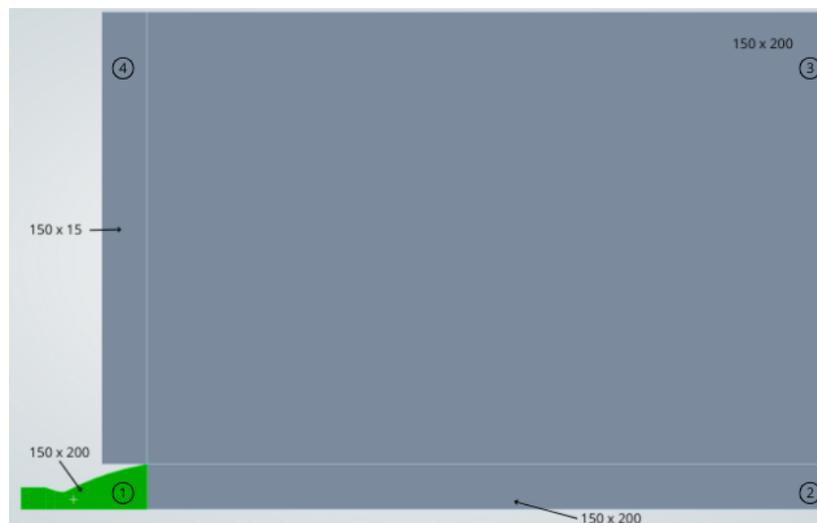


Figura 3.4: Dominio computazionale con specificata la divisione in celle.

Nella figura 3.4, viene mostrata numericamente la suddivisione in elementi per le superfici in cui è stato, solo per una questione di comodità, diviso il dominio complessivo. In verde si vede evidenziata la porzione di dominio interna all'ugello, ovvero anche la zona in cui gli elementi saranno più fitti. La medesima sezione, per esempio, è stata suddivisa in 150 elementi lungo la direzione y e in 200 elementi in direzione x, di conseguenza tutte le altre zone (sempre espresse come "direzione y per direzione x").

Prima di mostrare la mesh implementata, si vuole entrare più nel dettaglio di alcuni passaggi e impostazioni necessarie al corretto infittimento delle celle, soprattutto in posizioni strategiche del dominio. Le linee visibili sulla superficie, che dividono in parti il dominio, sono state utili per generare le suddivisioni nelle varie direzioni (domando Edge Sizing di Ansys Meshing). In particolare, appoggiandosi proprio su questi segmenti, è stato possibile specificare: numero di divisioni da apportare al segmento, quali segmenti comprendere (in caso di selezione multipla), il tipo di comportamento (Soft o Hard, scelto sempre Hard), infine se utilizzare o meno un Bias Factor e quantificarlo. Quest'ultima opzione, ha lo scopo di infittire il numero di celle lungo un direzione del segmento selezionato, per fare un esempio di facile comprensione, nel lavoro svolto le informazioni vicine alla parete dell'ugello risultavano primarie e si è quindi deciso di assottigliare le celle nelle sue vicinanze². Una considerazione simile viene fatta anche per quanto riguarda la sezione di uscita, infatti è stato utilizzato anche in quella direzione un Bias Factor, in questo caso meno elevato.

Andando a vedere i numeri per le tre diverse mesh utilizzate:

- Stadio 1: nelle 4 zone il numero di celle è quello specificato nella figura 3.4, zona 1: 150×200 , con Bias Factor (BF) di 2000 in direzione radiale e di 50 in direzione assiale; zona 2: 150×200 , con BF di 50 verso la sezione di uscita e di 2000 come prima in direzione radiale; zona 3: 150×200 , con BF di 50 verso la sezione di uscita e di 100 verso l'asse; zona 4: 150×15 con BF di 50 verso la sezione di uscita e di 100 verso l'asse. Totale elementi: 92250.
- Stadio 2: zona 1: 100×200 , con BF di 1500 in direzione radiale e di 50 in direzione assiale; zona 2: 100×200 , con BF di 50 verso la sezione di uscita e di 1500 come prima in direzione radiale; zona 3: 200×200 , con BF di 50 verso la sezione di uscita e di 1000 verso l'asse; zona 4: 200×15 con BF di 50 verso la sezione di uscita e di 1000 verso l'asse. Totale elementi: 83000.
- Stadio 3: zona 1: 120×200 , con BF di 1500 in direzione radiale e di 50 in direzione assiale; zona 2: 120×225 , con BF di 50 verso la sezione di uscita e di 1500 come prima in direzione radiale; zona 3: 150×200 , con BF di 50 verso la sezione di uscita e di 500 verso l'asse; zona 4: 150×15 con BF di 50 verso la sezione di uscita e di 500 verso l'asse. Totale elementi: 87000.

²Il Bias Factor lavora in modo da creare, lungo un segmento, delle celle di dimensione via via inferiore nel verso di una specificata direzione. Ad esempio un Bias Factor 100 verso la parete, sta a significare che la cella adiacente ad essa sarà 100 volte più piccola rispetto alla prima della stessa linea, ovvero della prima cella sull'asse di simmetria.

A titolo di esempio, nella seguente immagine viene mostrata la mesh per il primo stadio e, dal momento che potrebbe risultare di difficile comprensione, si inserisce anche uno zoom della stessa mesh nella zona di maggiore interesse, ovvero quella interna all'ugello. Le tre mesh, una per ogni stadio, sono molto simili a livello grafico, quindi si mostra solo una di esse per rendere un'idea generale.

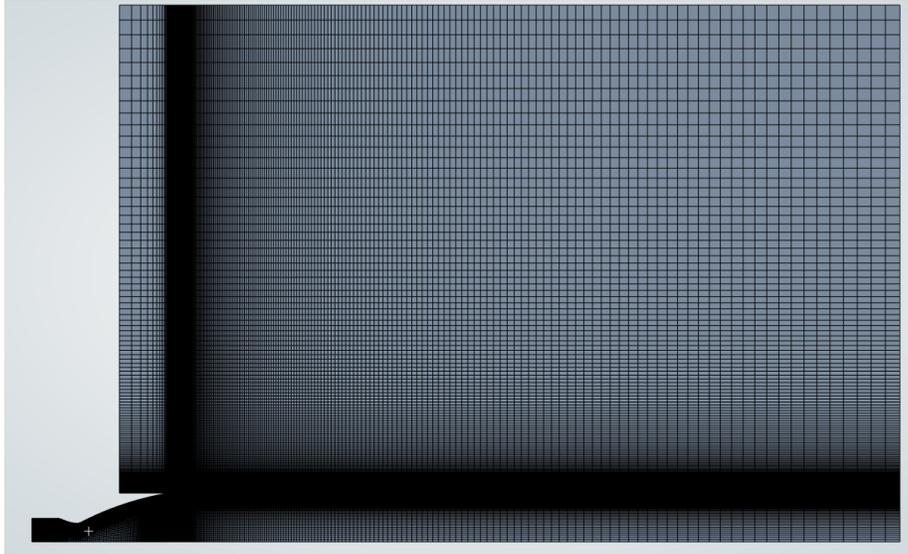


Figura 3.5: Mesh finale completa (primo stadio).

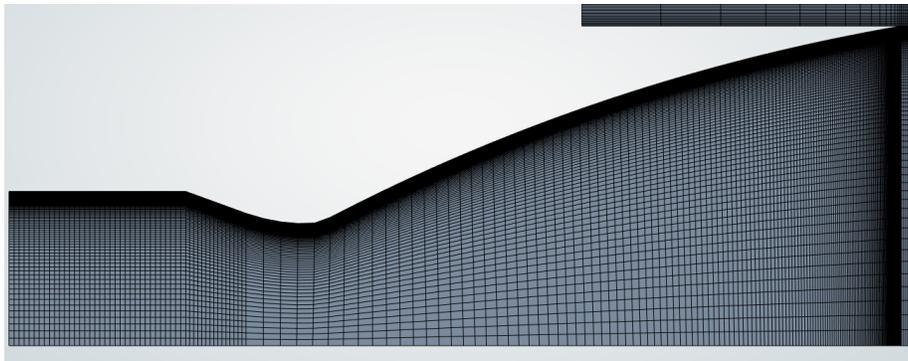


Figura 3.6: Zoom della precedente mesh nella zona dell'ugello.

Nel definire le suddette mesh, è stato ricercato un giusto compromesso tra il costo computazionale e l'accuratezza della soluzione, proprio a questo proposito si è riscontrato non avesse senso superare le 100 mila celle. Allo stesso modo,

nelle prime fasi del lavoro, erano state generate mesh povere di elementi, tra i 50 - 60 mila, che avevano il vantaggio di produrre risultati più velocemente, ma il grande svantaggio di peggiorare notevolmente la successiva visualizzazione dei risultati.

3.3 Modelli di Turbolenza.

Un'altra importante scelta necessaria per lo svolgimento dell'analisi CFD, è il modello di turbolenza da utilizzare. Questo perchè, la maggior parte dei flussi ingegneristici presenta il fenomeno della turbolenza ad aumentare notevolmente la complessità della risoluzione delle equazioni di Navier-Stokes.

La turbolenza³, infatti, introduce variazioni molto piccole nella scala del tempo e dello spazio, al punto da diventare quasi impossibile rappresentare perfettamente i suoi effetti in una simulazione CFD. Entrano quindi in gioco i modelli, senza i quali ad esempio:

- sarebbe complicato simulare problemi simili a quello in esame con i computer attuali;
- le simulazioni sarebbero estremamente lente e costose;
- i risultati non sarebbero accurati, perchè il comportamento globale del flusso è influenzato dalla turbolenza.

I modelli sono strumenti matematici in grado di prevedere e simulare questo complesso fenomeno, introducendo delle approssimazioni basate su diverse teorie, fisiche e/o empiriche. Rendono quindi gestibile la simulazione di flussi turbolenti e trovano applicazione in molti campi: l'aerodinamica, la progettazione di turbine e motori, flussi in tubazioni e condotti, studi ambientali e meteorologici. In tutti questi ambiti, i suddetti modelli, generano previsioni piuttosto affidabili su:

- perdite di carico;
- resistenza aerodinamica;
- scambi termici;
- effetti di separazione e vortici.

L'ultimo punto risulta il più interessante per il nostro lavoro. Bisogna anche tener conto del fatto che non esiste un modello universale che vada bene per tutti i problemi, ognuno di essi ha vantaggi e svantaggi, la scelta più appropriata dipende dalla simulazione [5].

³Fenomeno caotico e molto complesso che si instaura in fluidi ad elevato numero di Reynolds. È caratterizzata da: vortici di diverse dimensioni, rapide fluttuazioni di pressione e velocità, moti tridimensionali caotici. Queste caratteristiche la rendono difficile da descrivere matematicamente.

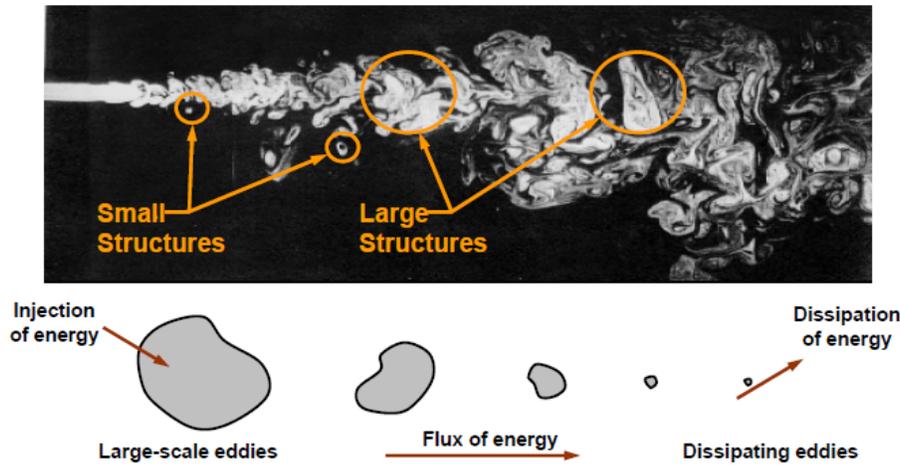


Figura 3.7: Esempio di Turbolenza e della dissipazioni di energia [5].

All'interno del software Ansys Fluent, come anche accennato nel capitolo introduttivo, sono presenti numerosi modelli di turbolenza da poter implementare nella propria simulazione, per il presente lavoro è stato scelto il modello SST $k-\omega$, descritto brevemente nella sezione successiva.

3.3.1 Modello SST $k-\omega$.

Il modello Shear-Stress Transport (SST) $k-\omega$ introdotto da Menter, unisce i modelli $k-\epsilon$ e $k-\omega$ standard sommandoli dopo averli precedentemente moltiplicati per una funzione di "fusione" che garantisce migliore accuratezza nelle vicinanze della parete e nel campo lontano (farfield). Sostanzialmente questa funzione risulta 1 in prossimità della parete, attivando quindi il modello $k-\omega$, e invece è pari a 0 nelle zone lontane da essa, attivando il modello $k-\epsilon$. Rispetto al modello standard, quello SST contiene un termine derivativo di diffusione all'interno dell'equazione di ω e la viscosità viene modificata con il fine di considerare il trasporto dello Shear-Stress, da cui deriva anche il suo nome [1].

Le due equazioni di trasporto per k e ω , si presentano rispettivamente come:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + S_k + G_b - Y_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega + S_\omega + G_{b\omega} - Y_\omega + D_\omega$$

In queste equazioni:

- G_k rappresenta la generazione di energia cinetica turbolenta dovuta ai gradienti di velocità;
- G_ω rappresenta la generazione di ω ;

- Γ_k e Γ_ω rappresentano la diffusività di k e ω rispettivamente;
- Y_k e Y_ω rappresentano la dissipazione di k e ω a causa della turbolenza;
- S_k e S_ω sono i termini sorgente (definiti dall'utente);
- G_b e $G_{b\omega}$ tengono conto degli effetti della galleggiabilità (buoyancy) sulla turbolenza
- D_ω rappresenta il termine di diffusione incrociata.

I termini di diffusività effettiva si calcolano nel seguente modo:

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad \Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega}$$

dove σ_k e σ_ω sono i numeri di Prandtl turbolenti per k e ω , mentre μ_t è la viscosità turbolenta, calcolata come

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1\omega}\right]}$$

con ρ densità del fluido in esame e S è la Strain Rate Magnitude. Il termine α^* invece smorza la viscosità turbolenta, facendo una correzione per bassi numeri di Reynolds

$$\alpha^* = \alpha_\infty^* \left(\frac{\alpha_0^* + Re_t/R_k}{1 + Re_t/R_k} \right)$$

in cui

$$Re_t = \frac{\rho k}{\omega \mu} \quad R_k = 6 \quad \alpha_0^* = \frac{\beta_i}{3} \quad \beta_i = 0.072$$

Si fa infine notare come per alti numeri di Reynolds $\alpha^* = \alpha_\infty^* = 1$. Il termine F_2 è dato da

$$F_2 = \tanh(\phi_2^2) \quad \phi_2 = \max\left[2\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho\omega y^2}\right]$$

con y che è la distanza dalla superficie più prossima [1].

Si presenta questo modello di turbolenza in quanto il solo a essere stato utilizzato nel presente lavoro di tesi.

3.4 Parametri della Simulazione.

Una volta definiti dominio computazionale e geometria, creato un'opportuna mesh e scelto con quale modello di turbolenza lavorare, si procede finalmente

all'implementazione di tutti questi in Ansys Fluent. Come il software Discovery⁴, sempre di Ansys, passa in modo automatico la geometria creata ad Ansys Meshing, questo avviene anche tra quest'ultimo e Fluent, non è valido però per molte altre impostazioni che dovremo provvedere manualmente a selezionare o inserire.

Una volta aperto Fluent per la prima simulazione, è bene fare una verifica dell'accuratezza e della corretta implementazione della mesh generata. Ottenuto poi risultato positivo a questo primo check, avremo davanti la selezione delle generalità per la simulazione che si desidera svolgere: potremo scegliere il tipo di solver e lo spazio di lavoro, quello che Fluent definisce "2D Space". Per la tipologia abbiamo due possibilità, Pressure-Based oppure Density-Based, tra le due si seleziona la seconda; per specificare lo spazio di lavoro invece offre tre diverse scelte: Planar, Axisymmetric oppure Axisymmetric Swirl. Il software infatti, è in grado di capire da solo alcune caratteristiche del dominio (e quindi della mesh) che gli è stata passata dopo i passaggi sugli altri software di Ansys, tra queste sa già che la geometria è in sole due dimensioni, quindi offre le possibilità di conseguenza. Come anche accennato durante la descrizione della mesh, l'ugello è stato costruito con un solo profilo (o parete) perchè simmetrico rispetto all'asse del motore stesso. Si seleziona quindi Axisymmetric e, successivamente, con la definizione dell'asse si indicherà il riferimento attorno a cui specchiare ipoteticamente la geometria.

Seguendo il flusso di informazioni che il software richiede, il prossimo passo è quello di definire la fisica del problema in fase di studio. Fluent offre numerosi modelli matematici a cui riferirsi e tra cui scegliere il più appropriato per la propria simulazione. Essendo destinato a molti campi applicativi, tanti di questi non verranno trattati in quanto non di interesse per questo lavoro. Fondamentalmente quindi si agisce su due opzioni soltanto. Per prima cosa si attiva il modello dell'energia, attivando una spunta si richiede al software di introdurre tra le varie leggi anche la Legge di Conservazione dell'Energia. Fatto ciò si seleziona il modello di turbolenza scelto tra una vasta gamma di possibilità: nel caso in esame il modello è SST $k-\omega$. A disposizione si fa notare che sono presenti numerosi altri modelli, a una, due, tre o anche 4 e 5 equazioni, all'interno poi di ognuno di questi modelli ci sono varie altre scelte. Per esempio, una volta selezionato il modello $k-\omega$, potremo scegliere tra: Standard, GEKO, BSL o SST. Ci sono poi altre opzioni dettagliate sul modello scelto, non è stato modificato null'altro ad eccezione di una singola opzione, ovvero quella di inserire nel modello SST $k-\omega$ anche gli effetti della compressibilità. Facendo parte sempre della definizione fisica del problema, è necessario specificare il materiale a cui il software farà riferimento. Nell'apposita finestra, si potrà scegliere tra solido e fluido, nel caso in esame trattiamo un fluido, aria, una volta selezionata questa dicitura avremo la possibilità di inserire le caratteristiche desiderate. All'inter-

⁴Ansys mette a disposizione diversi software CAD (Computer-Aided Design) per la progettazione di parti, tra cui, oltre Discovery, Design Modeler e Space Claim. Tutti e tre sono validi per la costruzione delle geometrie da passare ad altri software di Ansys, ma la scelta di utilizzare Discovery è dovuta alla sua nuova implementazione e alla somiglianza con altri software CAD di rilievo.

no di Fluent si ha un grande database con già specificate le caratteristiche dei materiali, per quanto riguarda tutte le simulazioni svolte si è usato:

- Materiale: Aria, tipo: Fluido;
- Densità: data dalla legge dei gas ideali;
- Calore specifico: costante, $c_p = 1006.43 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$;
- Conducibilità Termica: costante, $k_T = 0.0242 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$;
- Viscosità: data dalla legge di Sutherland;
- Peso Molecolare: costante, $M = 28.966 \text{ kg}/\text{kmol}$.

Prima di far effettivamente partire la soluzione, è ancora fondamentale specificare le condizioni al contorno (Boundary Conditions). Queste saranno oggetto delle successive sezioni, ma prima si introduce il valore di NPR, che risulta fondamentale per calcolare i valori delle condizioni al contorno da specificare al software e perchè l'intera simulazione si basa su tale valore.

3.4.1 Nozzle Pressure Ratio.

Si introduce in questa sezione un nuovo rapporto tra le pressioni, il Nozzle Pressure Ratio o NPR. tale parametro risulta di fondamentale importanza per comprendere a pieno il funzionamento dell'ugello, esso infatti determina quanto il flusso sarà in grado di espandere all'interno delle pareti. Influisce dunque sull'efficienza dell'ugello perchè si possono verificare diversi casi:

- NPR basso, solitamente al di sotto di 1.5, il flusso rimane subsonico alla sezione di uscita dell'ugello e si presenta una bassa espansione. Non è di interesse in questa trattazione;
- NPR intermedio, poco maggiore di 1.5, anche questo caso non è di interesse in quanto il flusso raggiunge al massimo la condizione sonica in corrispondenza della gola;
- NPR alto, generalmente maggiore di 2, in questo caso il flusso è sonico in gola e accelera diventando supersonico nella sezione di uscita. Questo è il caso di interesse e che viene sfruttato per la propulsione spaziale, presenta al suo interno altri sottocasi:
 - Ugello Sottoespanso: $p_e > p_a$, si generano onde di espansione;
 - Ugello Adattato: $p_e = p_a$, la pressione di uscita è pari a quella ambiente;
 - Ugello Sovraespanso: $p_e < p_a$, si possono generare onde d'urto, anche interne.

L'ultimo caso è quello a cui si riferisce il presente lavoro, infatti per generare spinta abbiamo bisogno che il flusso uscente dall'ugello abbia velocità elevate e maggiori di quella che il flusso aveva al suo ingresso. In particolare, all'interno del profilo parabolico in esame avremo la generazione di onde d'urto di vario tipo, questo come accennato in precedenza porta alla riduzione dell'efficienza e alla generazione di carichi laterali.

Le simulazioni si baseranno non su un singolo valore di NPR, bensì sullo studio di cosa accade al variare del suo valore, da un NPR basso (riferito all'ambito propulsivo) pari a 5 per esempio, fino a valori elevati come 30 o anche 35. Concatenando poi le simulazioni facendo crescere il NPR otterremo quello che in gergo viene definito Up Ramping, ovvero vedremo il comportamento dell'ugello mentre varia la pressione del flusso al fine di capire quando e in che punti si formano le onde d'urto. Il valore del Nozzle Pressure Ratio si calcola nel seguente modo:

$$NPR = \frac{p_i^\circ}{p_a}$$

dove troviamo al numeratore la pressione totale di ingresso nell'ugello (quindi si intende di ingresso nella sezione convergente subito dopo la camera di combustione) p_i° , mentre a denominatore la pressione ambiente $p_a = 101325 Pa$ dal momento che ci troviamo a quota zero. La pressione totale possiamo calcolarla come:

$$p_i^\circ = p_i \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

da cui facilmente è possibile ricavare la pressione statica iniziale invertendo la formula, all'occorrenza. Si conoscono tutti i valori, tranne uno, M_i che sarebbe il mach di ingresso nella zona dell'ugello. Dalla conservazione della portata [6], siamo in grado di ricavare questo valore conoscendo i rapporti tra le aree (si conoscono tutte le caratteristiche geometriche avendo calcolato in precedenza i valori per costruire i profili), il valore del mach in gola $M_t = 1$ e grazie alla conservazione delle grandezze totali.

$$\frac{p_i^\circ A_i}{\sqrt{RT_i^\circ}} \frac{\sqrt{\gamma} M_i}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} = \frac{p_t^\circ A_t}{\sqrt{RT_t^\circ}} \frac{\sqrt{\gamma} M_t}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_t^2 \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}}$$

Si arriva quindi a una relazione del tipo:

$$\frac{A_i}{A_t} = \frac{f(M_t = 1)}{f(M_i)}$$

Con l'ausilio di Matlab si inverte la formula e si risolve equazione non lineare per trovare il valore di M_i ed essere così in grado di calcolare uno dei valori da inserire come condizione al contorno, p_i . Il secondo valore è quello di p_i° ricavabile immediatamente dal valore di NPR per cui si sta svolgendo la simulazione. Riassumendo, per quanto riguarda la parte software, si otterranno 3 gruppi di simulazioni, Up Ramping, uno per ogni ugello tra quelli costruiti in precedenza, da un valore di NPR pari a 5 fino a un valore di NPR che preveda la separazione

del flusso nel punto finale del profilo⁵. Si vedrà quindi come varia la configurazione interna del flusso all'aumentare del NPR e, dal momento che gli ugelli sono diversi, anche come questa varia al variare del rapporto di espansione. Da tale configurazione è possibile poi prevedere le caratteristiche della separazione del flusso.

3.4.2 Condizioni al contorno.

Quando si cerca di risolvere delle equazioni differenziali, come le equazioni di Navier-Stokes di cui si è abbondantemente parlato, non è sufficiente conoscere le equazioni, ma bisogna anche specificare come queste interagiscono con l'ambiente esterno. Le condizioni al contorno vengono imposte in modo da definire completamente il problema e permettere una soluzione univoca, servendo per descrivere il comportamento della soluzione cercata in determinate regioni dello spazio (solitamente i bordi del dominio computazionale). Non specificare in modo corretto tali condizioni può portare a soluzioni ambigue o impossibili da determinare, scelte errate possono addirittura portare a simulazioni non accurate e non coerenti con la realtà.

Il discorso affrontato nella sezione precedente sul NPR, è propedeutico al calcolo proprio delle condizioni al contorno che bisogna imporre al software Ansys Fluent. In particolare, avendo precedentemente suddiviso e nominato il contorno del dominio di calcolo, risulta necessario imporre 6 condizioni al contorno, una per ogni porzione del bordo. Facendo riferimento alla figura 3.3, si illustrano le condizioni implementate su Fluent:

- sul segmento D, l'asse di simmetria, imponiamo una condizione di tipo Axis. Imposta anche automaticamente da Fluent riconoscendo il nome, questa è anche una condizione necessaria per la risoluzione di un problema Assialsimmetrico, come dichiarato a inizio simulazione;
- per i segmenti E, campo lontano o farfield, si pone una condizione di tipo Pressure Far Field. Al suo interno questa richiede di specificare un numero di Mach, una Gauge Pressure⁶ e un valore di temperatura. Vengono usati i seguenti valori, $M = 0.01$, $p = 101325 \text{ Pa}$, $T = 300 \text{ K}$. Le altre impostazioni vengono lasciate invariate;
- il segmento C, di inlet, rappresenta la pressione della camera di combustione e gli si impone una condizione di tipo Pressure Inlet. Nella tabella 3.1, verranno specificati tutti i valori utilizzati in questo campo per i diversi ugelli al variare del NPR. Per ora si specifica che la temperatura si impone sempre $T = 300 \text{ K}$ e che serviranno due valori di pressione, p_i^o e p_i ;

⁵Essendo i profili degli ugelli tutti diversi, il valore di NPR che porta la separazione alla sezione di uscita sarà differente, per esempio si anticipa che per il primo ugello basta arrivare a NPR = 25, mentre per gli altri due profili sarà necessario spingersi fino a valori maggiori.

⁶Una misura della pressione relativa usata per evitare errori numerici e facilitare le simulazioni. Inoltre, risulta più comune per applicazioni ingegneristiche far riferimento a una pressione relativa piuttosto che assoluta.

- sul segmento F, l'uscita dal dominio computazione, si implementa una condizione di tipo Pressure Outlet. All'interno di questa si richiede solo una pressione relativa come in precedenza, che viene posta $p = 101325 Pa$, e una temperatura sempre pari a 300 K;
- per il profilo dell'ugello, segmento B, si inserisce la condizione Wall, riconosciuta anche automaticamente da software, che impone la condizione No Slip caratteristica delle pareti solide;
- infine per l'ultimo segmento (A), anch'esso rappresentativo di una parete, si impone la medesima condizione precedente.

NPR	[Pa]	Stadio 1	Stadio 2	Stadio 3
5	p_i°	506625	506625	506625
	p_i	399510	399800	481370
10	p_i°	1013250	1013250	1013250
	p_i	799020	799600	962750
15	p_i°	1519875	1519875	1519875
	p_i	1198500	1199400	1444100
20	p_i°	2026500	2026500	2026500
	p_i	1598000	1599200	1925500
25	p_i°	2533125	2533125	2533125
	p_i	1997500	1999000	2406900
30	p_i°	-	3039750	3039750
	p_i	-	2398800	2888200
35	p_i°	-	3546375	3546375
	p_i	-	2798600	3369600
40	p_i°	-	-	4053000
	p_i	-	-	3851000

Tabella 3.1: Condizioni al contorno inserite per la condizione Pressure Inlet.

Tutti i valori di pressione della precedente tabella sono espressi in Pa e alcune caselle si presentano vuote a causa del fatto che non è stato necessario arrivare a tali valori di NPR per quello specifico ugello. Come riferimento della pressione ambiente per il calcolo dei valori di NPR è stato usato sempre il valore della pressione ambiente, $p_a = 101325 Pa$.

Come ultima specifica riguardo le condizioni al contorno, si impone nel campo Operating Conditions di Fluent una Operating Pressure pari a 0. Questo coerentemente con il fatto che, all'interno di tutte le specifiche condizioni precedenti, era stata imposta una pressione relativa già pari alla pressione ambiente.

3.4.3 Criteri di Convergenza.

Una volta fatta partire la simulazione, il software ha bisogno di un criterio per capire quando fermare le iterazioni a seconda dell'accuratezza che si desidera ot-

tenere dalla soluzione. Per fare ciò Fluent offre numerosi strumenti, quello che sembrerebbe maggiormente utile allo scopo è il monitoraggio dei residui. Questi ultimi infatti, rappresentano una misura dell'errore numerico dato dalla risoluzione delle equazioni e a rigore la convergenza viene raggiunta quando l'errore tra due iterazioni successive diventa trascurabile. Nelle classiche simulazioni è possibile impostare come criterio di convergenza l'ottenimento dei residui⁷ al di sotto di una soglia, generalmente 10^{-3} . Per le simulazioni oggetto della presente tesi, come valore soglia è stato imposto addirittura 10^{-6} , aumentando quindi, in teoria, l'accuratezza. Tale valore risulta molto difficile da raggiungere vista la complessità del problema, se non quasi impossibile anche risolvendo centinaia di migliaia di iterazioni.

Proprio per questo motivo sono stati ricercati criteri differenti per valutare la convergenza dei calcoli ottenuti. È stato quindi deciso di utilizzare anche lo strumento delle sonde virtuali che Fluent mette a disposizione: in pratica è possibile scegliere uno o più punti all'interno del dominio in cui inserire una sonda di pressione che misuri, all'avanzare del numero di iterazioni, la pressione estratta dal campo calcolato iterativamente da software. In questo modo è possibile vedere come e quando il software si avvicina ad una soluzione stazionaria e che vari in modo quasi trascurabile nel tempo. La sonda in questione è stata posta in una sezione prossima a quella di uscita e nelle vicinanze della parete. In questo modo era possibile visualizzare a schermo l'andamento della pressione in quel punto al crescere delle iterazioni, identicamente a quando visibile anche per i residui.

Infine, è stato valutato preliminarmente il numero di iterazioni che avrebbe portato a convergenza. Sostanzialmente ci si è posti la domanda, dopo quante iterazioni la soluzione trovata non varia più? O comunque varia in maniera trascurabile a tal punto da non valere lo sforzo computazionale impiegato? La risposta a queste domande si è trovata facendo uno studio a monte delle simulazioni vere e proprie. Preso l'ugello del primo stadio, sono state fatte delle simulazioni con numero di iterazioni sempre crescente, ad esempio 10, 20, 30 e poi 40 mila. Di queste è stata valutata in particolare la pressione a parete, una volta ottenuta graficamente su Fluent la si è fatta trascrivere ed esportare su un file di testo poi passato a Matlab. Con i 4 diversi andamenti della pressione a parete si è costruito un grafico, mostrato in figura 3.8, in modo da poter fare delle valutazioni. Concentrandosi solamente sulla prima figura, questa potrebbe trarre in inganno e giudicare le linee come tutte sovrapposte, sintomo del fatto che non ci sia differenza al variare delle iterazioni. Nella realtà però non è così e, guardando la figura 3.9, ci si accorge della grande differenza. Questa immagine mostra un ingrandimento del grafico precedente in una zona di notevole interesse, ovvero la porzione di profilo nelle vicinanze del punto di separazione del flusso. In tale zona il numero crescente delle iterazioni mette in luce come lo stesso punto di separazione in realtà si sposti, trovando convergenza solo dopo

⁷Si parla sempre di residui al plurale essendo che l'errore viene calcolato per tutte le equazioni risolte, quindi due per la conservazione della quantità di moto, uno per la conservazione di massa, uno per quella dell'energia e infine uno per ogni grandezza caratteristica della turbolenza (k e ω).

la ripetizione dei calcoli un elevato numero di volte. Si evince inoltre che, ad un certo punto, anche aumentando le iterazioni, la soluzione resta quasi invariata come evidente dalla distanza delle linee. Ad esempio le linee per 30 e 40 mila iterazioni sono praticamente sovrapposte, a significare che per quel numero di iterazioni ormai si è raggiunta una soluzione accettabile, guardando invece le linee a 20 e 30 mila queste presentano ancora una certa distanza tra loro. In conclusione, già da queste simulazioni preliminari è possibile stimare un numero significativo di iterazioni, tale da avvicinarsi alla convergenza, tra le 30 e 40 mila.

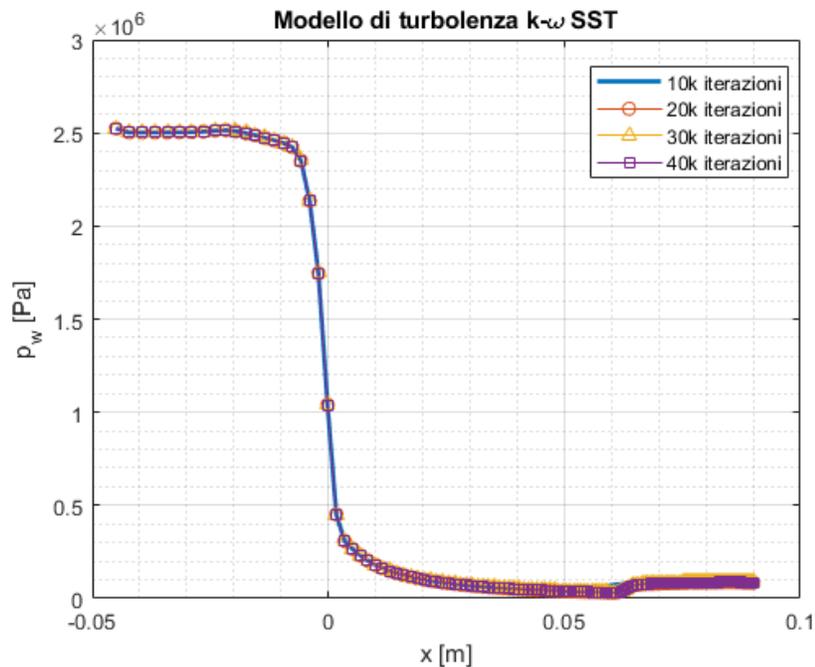


Figura 3.8: Andamento della pressione a parete al variare del numero di iterazioni.

Mettendo insieme tutti questi possibili criteri, ciò che si è ricercato nelle simulazioni vere e proprie è:

- trovare i residui più bassi possibile, consapevoli di non poter raggiungere la soglia imposta sul software di 10^{-6} , se non per alcune grandezze che effettivamente hanno raggiunto tali valori (ovvero le grandezze turbolente k e ω);
- avere a schermo il grafico dell'andamento di pressione in un determinato punto grazie alla sonda di pressione inserita, valutare l'andamento a conferma del raggiungimento della convergenza;

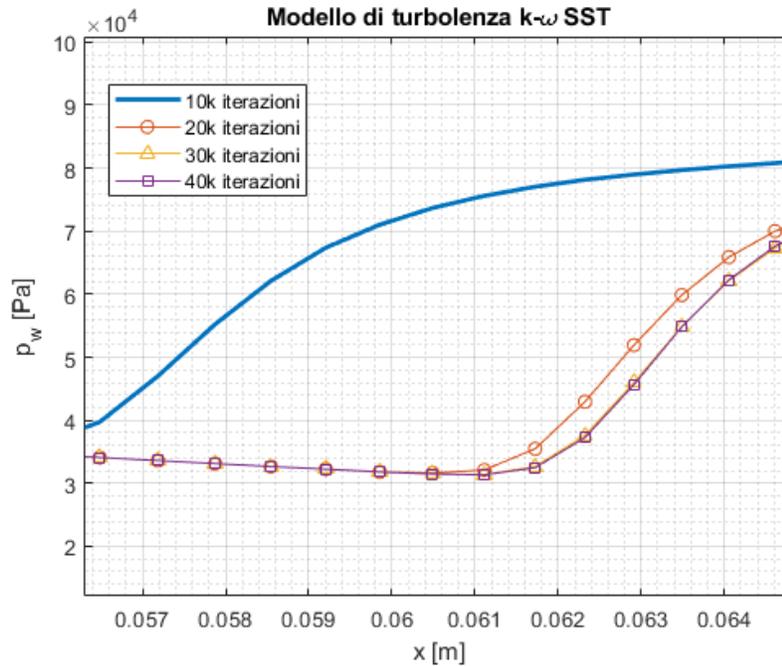


Figura 3.9: Ingrandimento del grafico precedente nella zona di interesse.

- utilizzare un numero consono di iterazioni, minimo 30 mila, ma per quasi tutte le simulazioni il numero è stato al di sopra delle 35 mila;
- valutare i residui anche graficamente e non solo numericamente. Al crescere del numero delle iterazioni, soprattutto verso la fine del calcolo, è spesso stato possibile riconoscere una periodicità, sintomo della convergenza della soluzione. Questa periodicità era spesso presente anche nel grafico della sonda di pressione, facendo variare di poco il valore numerico, ma evidenziando la bontà della soluzione trovata e della simulazione svolta.

3.4.4 Il problema della y^+ .

Prima di arrivare alla definizione di tutti i parametri presentati e delle mesh, è stato necessario superare alcuni ostacoli e problematiche riscontrate nelle simulazioni.

La principale e che verrà affrontata in questa sezione, riguarda la y^+ . Questo parametro è un numero adimensionale, spesso utilizzato e analizzato in CFD per valutare risoluzione e bontà della mesh nelle vicinanze di pareti in presenza di flussi turbolenti. In generale, è in grado di dare un'idea della discretizzazione nella regione dello strato limite e determina se essa è adeguata al modello di

turbolenza scelto per la simulazione.
 Matematicamente la y_+ è definita come:

$$y_+ = \frac{y u_\tau}{\nu}$$

dove la y è la distanza della prima cella dalla parete (usando i metri come unità di misura), ν è la viscosità cinematica del fluido in esame e infine la u_τ rappresenta la velocità di attrito o friction velocity, data da

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

in cui τ_w è lo sforzo tangenziale sulla parete.

In altre parole, si potrebbe dire che la y_+ è una misura della distanza dalla parete normalizzata usando termini di effetti viscosi. Inoltre, il valore di questo parametro viene anche utilizzato per suddividere lo strato limite in due regioni: Inner-Layer e Outer-Layer. La prima viene poi ancora suddivisa in base alle diverse caratteristiche che la contraddistinguono [10]:

- Viscous Sublayer ($y_+ \leq 5$), o sottostrato viscoso, ha uno spessore molto piccolo e viene dominato dallo sforzo viscoso. Il profilo di velocità in funzione della y , $u(y)$, al suo interno ha andamento quasi lineare;
- Buffer Layer ($5 \leq y_+ \leq 30$), la velocità all'interno di questa regione si raccorda passando da un profilo lineare al profilo della regione successiva. Tale regione di transizione presenta la maggior concentrazione di attività turbolenta producendo energia cinetica turbolenta;
- Regione Logaritmica ($30 \leq y_+ \leq 1000$), in cui il profilo di velocità segue un andamento logaritmico del tipo $u^+ = \frac{1}{k} \ln(y_+) + C$. In tale regione si potrebbero applicare le Wall Functions per stimare la velocità a parete senza risolvere direttamente lo strato viscoso.

Nell'immagine 3.10 è possibile osservare la suddivisione appena spiegata.

Risulta quindi fondamentale questo parametro nell'ambito della CFD, perché influenza direttamente la precisione della simulazione vicino alla parete, una scelta errata della y_+ porterebbe a risultati poco accurati e alla possibilità di instabilità numerica.

Per ogni modello di turbolenza utilizzato esistono poi dei valori consigliati entro cui mantenere la y_+ e alle volte risultano particolarmente stringenti. Proprio in relazione a questo nasce il principale problema riscontrato nelle simulazioni iniziali, il valore della y_+ era troppo elevato soprattutto nei casi a NPR più elevati, da 20-25 in poi. Con il fine di ovviare quindi a questo problema, che si sarebbe potuto diffondere a tutte e tre le mesh fatte sulle diverse geometrie, si è agito direttamente sulla mesh cercando un modo per ridurre il valore numerico di tale parametro. Dopo svariati tentativi è stata trovata una soluzione accurata, illustrata già nel momento in cui si è parlato delle mesh, in modo da rispettare il criterio imposto per il modello di turbolenza prescelto. In particolare, per

il modello SST $k-\omega$, il valore della y^+ non dovrebbe superare 10 o comunque essere dello stesso ordine di grandezza di 1, almeno nella parte che dovrebbe essere interessata dalla separazione. Questo perchè nelle vicinanze della sezione di gola risulta ancora più difficile e oneroso (a livello di costo computazionale) raggiungere valori così bassi, cosa che sarebbe stata necessaria in caso di altre applicazioni, come per esempio lo studio dei flussi di calore in gola o della sua erosione. Le principali azioni portate avanti per migliorare le mesh, sono state:

- aumentare notevolmente il Bias Factor nella direzione della parete, arrivando in questo modo ad avere delle celle molto sottili in quella zona;
- aumentare il numero di divisioni in direzione radiale, in modo da avere anche più elementi vicino alla parete;
- rivedere e spesso ridurre il numero di divisioni della zona di campo esterno, in modo da mantenere un numero totale di celle accettabile, che non superasse le 100 mila.

Infine, si ricorda che le tre mesh illustrate all'inizio di questo capitolo sono le mesh definitive con cui sono state svolte le simulazioni, su cui le modifiche e i miglioramenti appena espressi erano già stati implementati.

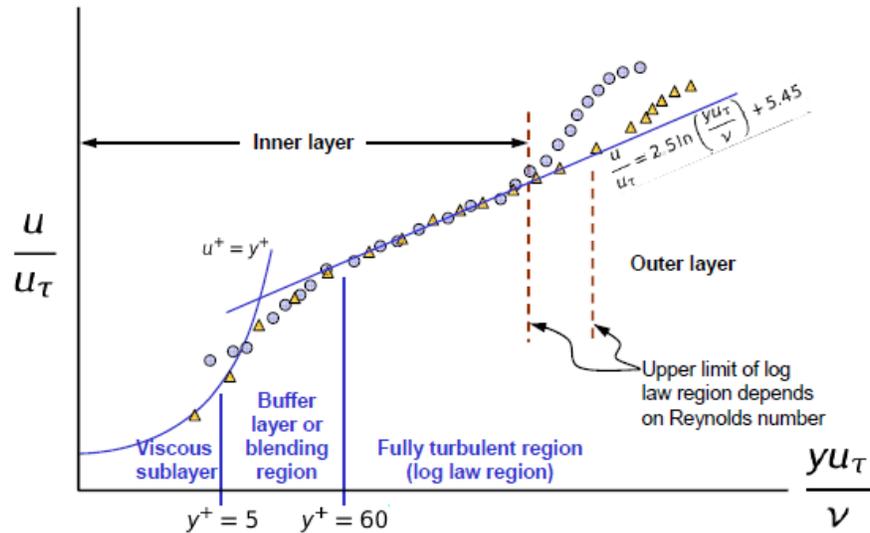


Figura 3.10: Grafico delle regioni interne dello strato limite [5].

Capitolo 4

La Separazione.

Fondamentale ai fini della presente tesi e non ancora trattata a dovere, in questo capitolo, si vuole introdurre il fenomeno della separazione e vedere quali sono le sue principali caratteristiche.

All'interno dello strato limite, il flusso attaccato alla parete deve soddisfare la condizione di aderenza (no-slip condition), di conseguenza questo si dimostra essere decelerato dalla parete stessa, ma accelerato dal flusso esterno. La pressione statica, costante all'interno dello strato limite, viene però determinata dal flusso principale. In flussi per i quali il campo di pressione presenta un gradiente favorevole o nullo ($dp/dx \leq 0$) lungo la parete, lo strato limite rimane aderente alla superficie. Tuttavia, la situazione si modifica in presenza di un gradiente di pressione avverso ($dp/dx > 0$), infatti se la pressione lungo la parete aumenta nella direzione del flusso principale, l'energia cinetica delle particelle fluide viene trasformata in energia potenziale e le stesse, in vicinanza del profilo, risulteranno avere un'energia cinetica inferiore a causa della loro ridotta velocità. Di conseguenza, esse vengono ulteriormente rallentate dall'incremento di pressione e possono persino essere costrette a invertire la direzione del flusso. In tal caso, lo strato limite si separa dalla parete e si sviluppa una zona di ricircolo nelle sue vicinanze. La separazione richiede quindi la presenza di attrito e di un gradiente di pressione avverso lungo un corpo, simultaneamente. Se una di queste due condizioni viene eliminata, non è detto che la separazione del flusso avvenga e quindi si possono già immaginare delle soluzioni per evitare tale fenomeno. Inoltre, la separazione del flusso potrebbe non verificarsi se il gradiente di pressione avverso è debole, in tal caso lo scambio di quantità di moto all'interno dello strato limite potrebbe essere sufficiente a trasportare quantità di moto dal flusso principale verso la parete e, di conseguenza, l'energia cinetica nelle vicinanze del profilo potrebbe risultare sufficientemente elevata da resistere all'aumento di pressione senza generare separazione. Per strati limite turbolenti, caratterizzati da abbondante scambio di quantità di moto anche laterale (dovuto al moto caotico), si separano molto più tardi rispetto agli strati limite laminari, nei quali il trasporto di quantità di moto si verifica quasi esclusivamente attraverso i movimenti molecolari [4].

Anche all'interno di un ugello sovraespanso accade quanto appena descritto, infatti si ha una pressione nella sezione di uscita minore di quella dell'ambiente che circonda le pareti, quindi il rapporto

$$n = \frac{p_e}{p_a} < 1$$

e appena tale rapporto scende sotto l'unità, si genera un'onda d'urto obliqua in corrispondenza del bordo di uscita della parete. Questo potrebbe accadere anche all'interno dell'ugello, in quanto un flusso supersonico, se soggetto a un gradiente di pressione avverso, si adatta al livello di pressione superiore attraverso una serie di onde d'urto. Possiamo quindi concludere che il fenomeno della separazione è strettamente legato, per un flusso supersonico, alla configurazione delle onde d'urto che si genera e si verifica solo nel momento in cui lo strato limite turbolento non è in grado di gestire il gradiente di pressione avverso imposto dal flusso esterno. A livello matematico, quanto esposto precedentemente può essere espresso come [4]:

$$\left(\frac{\partial p_w}{\partial x} \right)_{x_S} > 0$$

dove x_S indica il punto di separazione.

In figura 4.2, si possono visualizzare tre casi di interazione tra onde d'urto e strato limite nel caso di flussi supersonici.

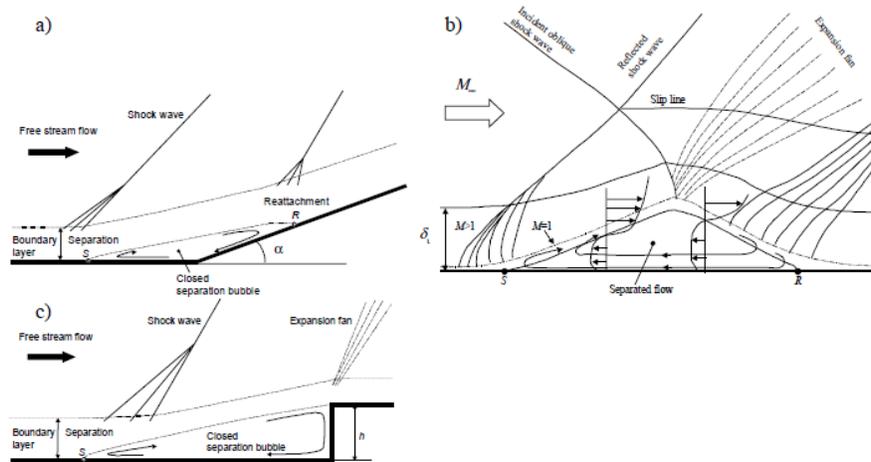


Figura 4.1: Interazioni Urti/Strato Limite nel caso di: a) Rampa; b) Lamina Piana; c) Gradino [4].

La prima configurazione, più semplice e intuitiva, è quella del flusso che incontra una rampa (o cuneo), in questo caso si origina una discontinuità nella direzione

della parete e di conseguenza un urto attraverso cui il flusso viene deviato di un angolo pari a quello della rampa. Nel punto S avremo la separazione del flusso dalla lamina e, dopo una piccola zona di ricircolazione chiusa, nel punto R questo si riattacca alla parete. Il secondo caso è invece associato all'interazione con un'onda d'urto obliqua incidente sulla parete, che genera una deviazione del flusso in ingresso. Siccome questo a valle deve tornare ad avere direzione parallela alla parete iniziale, si determina la formazione di un'onda d'urto riflessa con origine nel punto d'impatto dell'onda incidente. Infine, nel caso mostrato in figura 4.2c, un gradino (ostacolo) posto nel flusso porta alla separazione nel punto S e l'aumento repentino della pressione provocato da tale fenomeno genera un'onda d'urto in prossimità di S. Intanto tra il punto di separazione e il gradino si sviluppa una zona di ricircolo abbastanza estesa.

È stato verificato sperimentalmente che le proprietà dell'interazione tra onde d'urto e strato limite risultano indipendenti dalla causa che ha portato alla separazione, sia essa un gradino, una rampa, oppure un'onda incidente. La pressione statica a parete, infatti, ha caratteristiche simili in tutti i casi descritti e sono riassunte nella figura successiva [4].

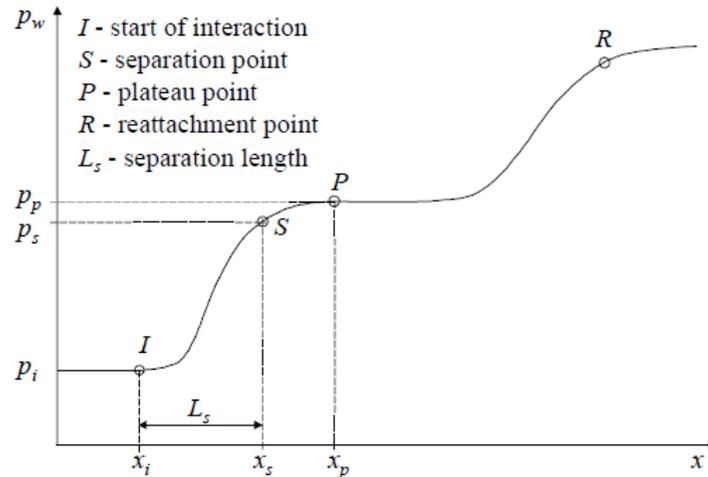


Figura 4.2: Tipica distribuzione di p_w nella zona di separazione [4].

Subito dopo l'interazione nel punto I avviene un aumento della pressione, poi nel punto S si verifica l'effettiva separazione del flusso, a distanza L_s dal punto precedente, a questo punto la pressione si avvicina in modo graduale a un valore costante noto come Plateau (punto P). L'estensione di tale zona a pressione circa costante ricalca la dimensione della bolla di ricircolo che si forma, poi avvicinandosi al punto R si osserva un secondo aumento della pressione dovuto al riattacco del fluido.

Tornando a parlare di ugelli, come in precedenza introdotto, per flussi supersonici si possono ottenere tre diverse condizioni e adesso siamo in grado di descriverle

anche con il parametro n comunemente utilizzato per definire tali condizioni:

- Ugello Sottoespanso: $n > 1$, perchè la pressione di uscita risulta maggiore di quella ambiente;
- Ugello Adattato: $n = 1$, perchè le due pressioni sono uguali;
- Ugello Sovraespanso: $n < 1$, in quanto la pressione di uscita è minore di quella dell'ambiente dove sfocia il flusso.

Si è già visto che, appena n diventa minore di 1, si forma un sistema di onde d'urto nella zona di uscita, se però questo valore viene ulteriormente ridotto fino a 0.4-0.8, lo strato viscoso non riesce più a sostenere il gradiente avverso e lo strato limite si separa dalla parete. Questo è il caso, per esempio, di un motore a razzo progettato per il funzionamento ad alta quota che viene testato a livello del mare. Si verifica la medesima situazione anche durante le transizioni di accensione o spegnimento oppure durante la regolazione della spinta del motore. Esistono due differenti modelli con cui si verifica il fenomeno della separazione: la Separazione d'Urto Libera (dall'inglese Free Shock Separation o FSS) e la Separazione d'Urto Ristretta (Restricted Shock Separation o RSS), che in seguito verranno per comodità indicate solo con il loro acronimo. In figura 4.3, è possibile apprezzare una rappresentazione schematica dei due modelli di separazione.

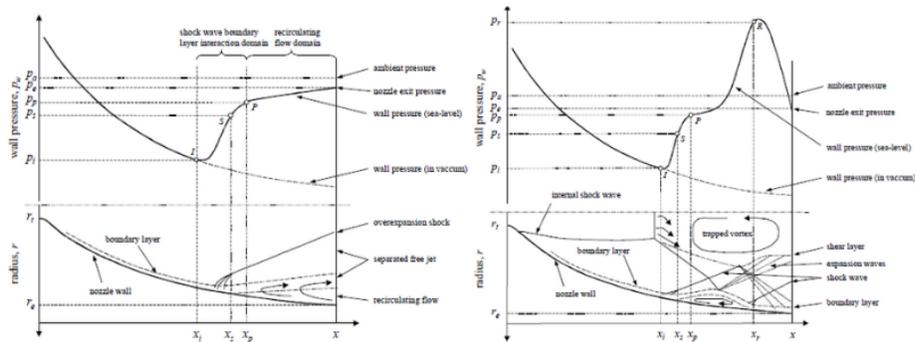


Figura 4.3: Schema e punti caratteristici dei due modelli di separazione: FSS (sinistra) e RSS (destra) [4].

4.1 Free Shock Separation.

Per quanto riguarda il primo dei due modelli presentati, il flusso passante per l'ugello sovraespanso si separa completamente dalla parete. Questo avviene a uno specifico rapporto tra la pressione di parete e la pressione ambiente. Generalmente, il punto del profilo di pressione a parete in cui avviene la prima deviazione viene definito punto di separazione incipiente. Il nome rende dunque

l'idea di quello che nella realtà accade: il punto di separazione non è stabile e ben definito come si potrebbe immaginare, ma è fisicamente dipendente da due fenomeni separati che sono riassumibili con il rapporto tra pressione di separazione e ambiente.

$$\frac{p_i}{p_a} = \frac{p_i}{p_p} \frac{p_p}{p_a}$$

dove il primo rapporto indica l'aumento di pressione del profilo dovuto al punto di separazione stesso, il secondo invece indica l'aumento graduale di pressione dovuto alla zona di ricircolazione aperta che si crea a valle, in cui fluisce anche gas dell'ambiente circostante. Chiamato rapporto di pressione di separazione, p_i/p_a è stato studiato approfonditamente nel corso degli anni e in letteratura si possono trovare numerosi documenti legati alle sperimentazioni. Si nota che questo rapporto diminuisce durante il transitorio di accensione del motore, poichè il punto di separazione trasla verso valle dell'ugello all'aumentare della pressione di camera (anche in questo caso vista come rapporto p_{cc}/p_a). Tale comportamento viene attribuito all'influenza del numero di Mach, in particolare questo crescendo fa ridurre il rapporto di pressione di separazione. Tuttavia, questo trend subisce un'inversione quando il punto di separazione raggiunge le vicinanze della sezione di uscita, quando l'area locale è circa l'80% di quella finale il rapporto p_i/p_a inizia a crescere all'aumentare del rapporto p_{cc}/p_a [4].

4.1.1 Criteri per avere FSS.

I dati sperimentali ottenuti vengono spesso utilizzati per sviluppare alcuni criteri empirici e semi-empirici, in modo da fornire ai progettisti uno strumento di previsione per il punto di separazione, pur consci che nella realtà non esiste un punto di separazione unico e stabile, ma fluttua tra due posizioni estreme. Tuttavia, ancora oggi, non è possibile garantire una previsione esatta a causa dei numerosi parametri coinvolti nell'interazione, come il profilo dell'ugello, le proprietà del gas utilizzato, la temperatura della parete, la configurazione della parete e la sua rugosità [4].

Il criterio più semplice è quello implementato da Summerfield per la prima volta negli anni '40, basato su studi riguardanti la separazione in ugelli conici e non tiene in considerazione in numero di Mach, si ha separazione quando

$$\frac{p_i}{p_a} \approx 0.4$$

Successivamente, nel corso degli anni '60, è stato introdotto un primo approccio che includesse anche la dipendenza dal numero di Mach. Si basa su esperimenti con ugelli conici e TIC

$$\frac{p_i}{p_a} = k_1 \left(\frac{p_c}{p_a} \right)^{k_2}$$

con k_1 e k_2 costanti che dipendono dal tipo di ugello, aggiornate anche successivamente per migliorare l'accordo con i risultati sperimentali. Anche la NASA ha nel tempo introdotto indagini e usufruito dei criteri esistenti, consigliando

principalmente il criterio semi-empirico di Crocco e Probstein. Questo tiene in considerazione anche le proprietà di bordo d'attacco, gas e del numero di Mach all'inizio della separazione

$$\frac{p_i}{p_a} = (1.88 \cdot M_i - 1)^{-0.64}$$

Il presente criterio viene ancora oggi ampiamente utilizzato, anche se cerca di combinare, come quelli precedenti, due meccanismi separati coinvolti nell'aumento di pressione del flusso. Infine, un criterio simile al precedente, ma specifico per elevati numero di Reynolds

$$\frac{p_i}{p_p} = (1 + 0.5 \cdot M_i)^{-1}$$

Sono stati sviluppati poi altri numerosi criteri, inserendo anche la dipendenza dal rapporto dei calori specifici come si osserva nei dati sperimentali.

Per semplicità non vengono esposti nel dettaglio nel presente lavoro di tesi.

4.2 Restricted Shock Separation.

Tipologia di separazione diversa dalla FSS, in condizione di forte sovraespansione il flusso a regime dopo essersi separato dalla parete dell'ugello, riesce a tornare attaccato in seguito a una breve zona di ricircolo. Da questa caratteristica deriva appunto l'aggettivo Ristretta di RSS. Si verifica solamente per determinati rapporti di pressione e la pressione a valle del punto di separazione mostra un comportamento irregolare, a causa del differente pattern generato per onde d'urto e di espansione, alternate lungo il profilo. Durante l'avvio del motore la separazione si presenta inizialmente come FSS, solo successivamente, ad un determinato rapporto di pressione, si verifica la transizione da FSS a RSS. Quest'ultima è associata ad uno scatto improvviso del punto di separazione che si porta verso valle. La piccola zona di ricircolazione chiusa che si forma presenta una pressione statica inferiore alla pressione ambiente. Oltre tale zona il flusso si riattacca alla parete e induce nuove onde d'urto, che portano a picchi sul grafico della pressione a parete rispetto a quella ambientale. Incrementando la pressione in camera di combustione (e quindi il rapporto p_{cc}/p_a), la bolla di ricircolo viene spinta sempre più verso la sezione di uscita dell'ugello e se il punto di riattacco raggiunge il bordo questa si apre al flusso proveniente dall'ambiente esterno. Tale comportamento porta ad aumentare ancora la pressione nella zona di ricircolo seguente la separazione, portando la bolla di ricircolo a richiudersi. Di conseguenza si osserva un processo pulsante associato all'apertura e chiusura della zona di separazione, portando a una continua transizione da FSS a RSS e viceversa.

Calcoli e simulazioni del passato hanno evidenziato la presenza, collegata alla RSS, di un "vortice della linea centrale" [4] all'interno della configurazione del flusso. Questo agisce come ostacolo per il fluido che fluisce verso l'uscita, portandolo invece ad essere spinto verso la parete, formando di conseguenza un flusso

radiale con la tendenza a riattaccare il flusso separato. Questo vortice ha un ruolo fondamentale nella generazione dei carichi laterali e nella configurazione di separazione. Un'altra spiegazione trovata in letteratura [4], pone come principale fattore scatenante della transizione da FSS a RSS la configurazione degli urti interni cosiddetta a "cappuccio" (Cap-Shock pattern). Pertanto una transizione può avvenire solo in ugelli che presentino questa particolare configurazione di urti interni (mostrata in figura 4.4).

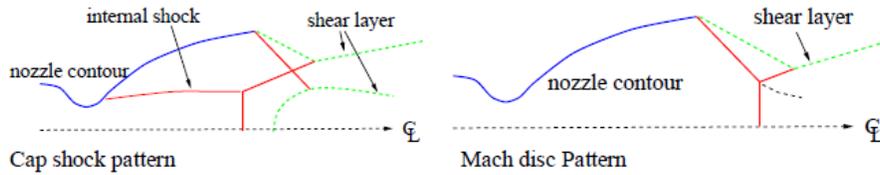


Figura 4.4: Illustrazione della configurazione Cap-Shock (sinistra), confrontata con la configurazione con Disco di Mach (destra) [4].

Come si osserva anche nell'immagine, è presente, nella configurazione di sinistra, un urto interno debole e leggermente curvo. A generarlo è l'interferenza tra l'urto di separazione e la riflessione di Mach inversa. Per spiegare meglio questa configurazione si fa uso di una simulazione CFD di esempio e del diagramma pressione-deflessione presenti in figura 4.5.

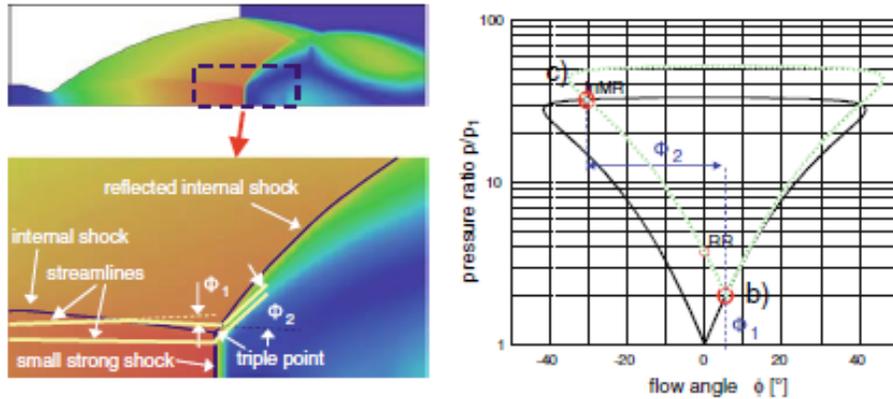


Figura 4.5: Analisi del modello Cap-Shock attraverso il diagramma pressione-deflessione [9].

Nella figura di sinistra si vedono i dettagli di una simulazione numerica del modello e sulla destra il corrispondente diagramma pressione-deflessione, il quale, a causa della forma delle sue curve, è spesso chiamato "diagramma a cuore". Questo grafico illustra tutti i possibili stati che il flusso può raggiungere attraversando una singola onda d'urto (curva nera) oppure, dato un primo urto,

tutti gli stati possibili che si possono ottenere attraversandone un secondo (curva verde tratteggiata). Nel modello Cap-Shock, vengono analizzate due linee di corrente molto vicine tra loro, visibili in giallo nella figura di sinistra. La linea di corrente sotto il punto triplo attraversa solo il piccolo e forte shock, quindi il suo stato a valle è descritto da un punto sulla curva nera del diagramma pressione-deflessione. La linea di corrente sopra il punto triplo, invece, deve attraversare due onde d'urto: l'onda d'urto interna e l'onda d'urto interna riflessa. La forza della prima è nota, quindi lo stato del flusso associato è determinato e può essere rappresentato sulla curva nera come il punto (b). La curva verde invece descrive lo stato del flusso a valle di qualsiasi seconda onda d'urto che abbia origine nel punto (b), quindi un punto su questa curva rappresenta anche lo stato del flusso a valle dell'onda d'urto interna riflessa. Applicando le condizioni di compatibilità, direzione del flusso e pressione devono essere identiche per le due linee di corrente, e sapendo che l'onda riflessa appartiene alla famiglia opposta rispetto all'onda originale, si può affermare che il punto (c) rappresenta lo stato del flusso subito a valle del punto triplo per entrambe le linee di corrente considerate. Questa analisi indica che il fenomeno di riflessione dell'onda d'urto interna è una riflessione di Mach inversa.

Si nota infine, come le due spiegazioni portino comunque a identificare nel profilo curvo dell'urto centrale il fattore principale che porta alla transizione tra i due tipi di separazione.

4.2.1 Criteri per avere RSS.

La previsione della separazione d'urto limitata (RSS) si è affrontata solo negli ultimi anni, il punto cruciale per la previsione è determinare la posizione in cui avviene la transizione da FSS a RSS. Il principio che guida il riattacco del flusso, è il momento radiale del getto separato che, indirizzato verso la parete, può essere generato con un pattern di Cap-Shock. Invece nessun riattacco è possibile se il momento risulta diretto verso la linea centrale (asse del motore), come avviene sempre quando si ha la configurazione del disco di Mach. Pertanto, quantificando l'equilibrio del momento del getto, è possibile determinare il punto di transizione [4].

Un semplice criterio empirico per la previsione della transizione, che mette in relazione quest'ultima con la posizione assiale in cui si sviluppa il piccolo urto normale sulla linea centrale, viene mostrato nella figura 4.6. Solo a titolo di esempio nella figura vengono riportati anche i dati sperimentali di un ugello specifico, quello del motore Volvo S3, in modo da avere una comparazione con il criterio di previsione.

Sulla base di simulazioni numeriche del Cap-Shock, viene invece formulato un altro modello, che come parametro si concentra su un rapporto di area efficace per la condizione di RSS. Si stima l'area di uscita dell'ugello come effettivamente occupata da un flusso anulare riattaccato alla parete e l'area di gola è l'altro valore che compare nel rapporto. Usando questo approccio l'area di uscita occupata dal vortice intrappolato che crea un flusso ricircolante, viene trascurata [4].

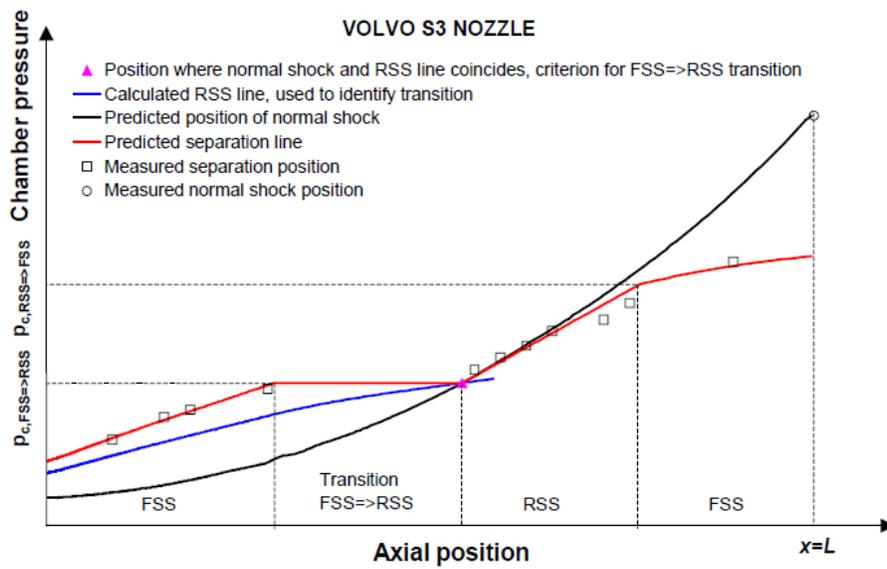


Figura 4.6: Modello di transizione FSS-RSS e dati sperimentali per ugello Volvo S3 [4].

Capitolo 5

Risultati.

In questo capitolo verranno mostrati i risultati ottenuti tramite le simulazioni precedentemente descritte. Per ogni ugello costruito e implementato in Ansys Fluent, si analizzerà il campo di Mach risultante, in particolare variando il valore del NPR avremo tante immagini quanti sono i valori di questo parametro utilizzati. Associata ad ogni figura del campo di Mach si vede poi anche il grafico della $y+$ corrispondente, ottenuta nelle medesime condizioni al contorno.

Era già stato accennato in precedenza, ma si cerca di spiegarlo meglio in questo spazio: tutte le simulazioni fatte sul singolo ugello sono in realtà concatenate tra loro. Questo avviene perchè una volta svolta la prima simulazione con il valore iniziale di NPR, si usa proprio questa come inizializzazione della simulazione successiva, che avrà un NPR differente. Tale metodologia viene appunto definita Up-Ramping e permette di studiare i profili a diversi NPR, ma tenendo in considerazione che non si parte sempre dal motore spento. Ci si rende conto, tramite queste simulazioni, di come il motore e l'ugello si comportano durante i transitori. Nel caso in esame si simula il transitorio di accensione, regolando la pressione in camera e quindi il parametro utilizzato in questo lavoro ovvero il NPR. Nel presente lavoro questa tecnica viene sfruttata solamente aumentando il valore di NPR, ma si potrebbe anche fare il contrario e diminuirlo man mano, intuitivamente diventa un Down-Ramping.

Concentrandosi questo studio sulla separazione del flusso, tra i risultati verrà mostrato anche un grafico riassuntivo della pressione di parete nel corso di ogni Up-Ramping. Questo viene reso possibile grazie all'ausilio di Matlab e alla possibilità data da Fluent di esportare dati tramite file. Una volta implementati i dati sul software, le due variabili presenti sugli assi di ascisse e ordinate, rispettivamente la coordinata x e la pressione di parete p_w , vengono rese adimensionali attraverso due parametri dell'ugello: nel primo caso la coordinata assiale viene divisa per il raggio di gola R_t , mentre per la pressione questa viene adimensionalizzata usando la pressione in camera di combustione p_{cc} . Queste due caratteristiche proprie dell'ugello dipendono, la pressione dal valore assunto dal NPR e dalla geometria del profilo, invece il raggio di gola è una caratteristica geometrica calcolata.

5.1 I Stadio.

L'ugello di questo stadio di lanciatore è, tra i tre analizzati, quello che presenta le dimensioni maggiori. Ha una lunghezza totale $L \approx 0.58 \text{ m}$, un raggio di gola $R_t = 0.0792 \text{ m}$ e un rapporto di espansione $\epsilon = 6.866$. Durante le simulazioni è stato applicato un Up-Ramping, a partire dal valore di $NPR = 5$ per arrivare fino al valore di $NPR = 25$, dove si è verificato esserci separazione in corrispondenza della sezione di uscita.

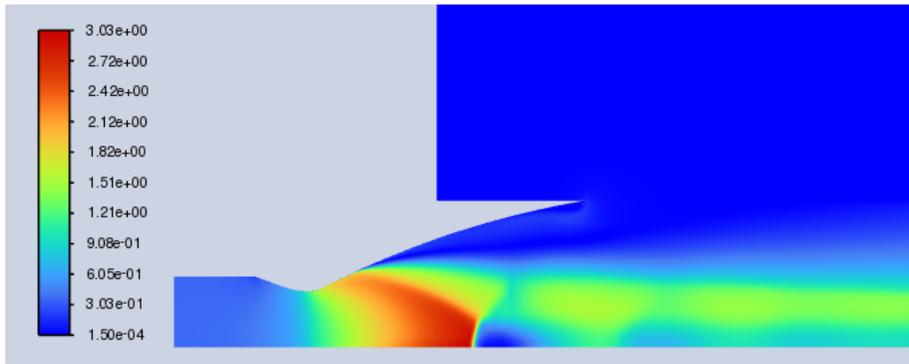


Figura 5.1: Campo di Mach a $NPR = 5$, stadio 1.

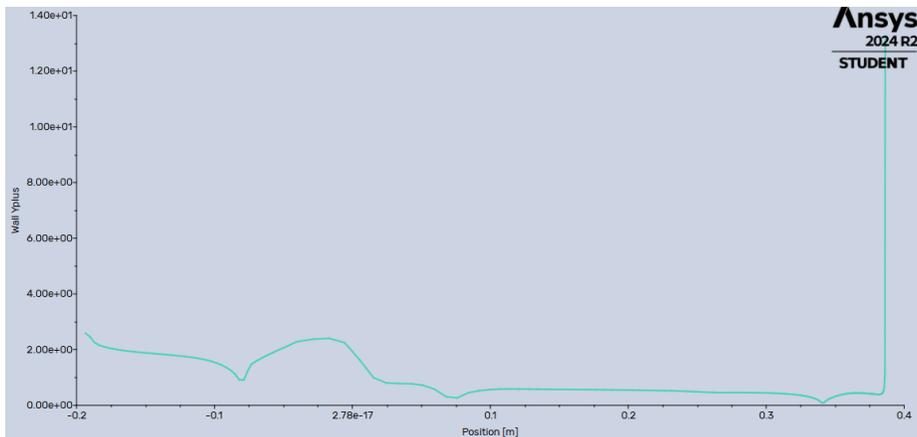


Figura 5.2: Valore di $y+$ per $NPR = 5$, stadio 1.

Analizzando brevemente le immagini che seguono, si nota ovviamente lo spostamento del punto di separazione verso valle al crescere del valore del NPR, mentre per la configurazione degli urti interni si vede chiaramente la formazione della configurazione Disco di Mach. Soprattutto a partire dal valore di $NPR = 10$, appare ben visibile l'urto obliquo che scaturisce dalla separazione del flusso a

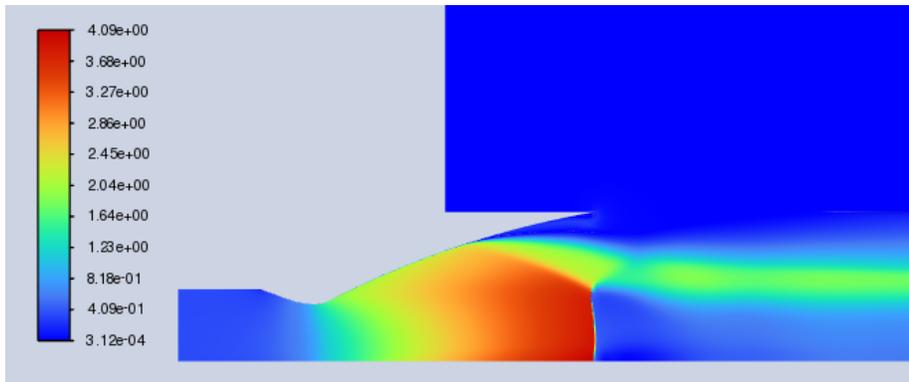


Figura 5.3: Campo di Mach a $NPR = 10$, stadio 1.

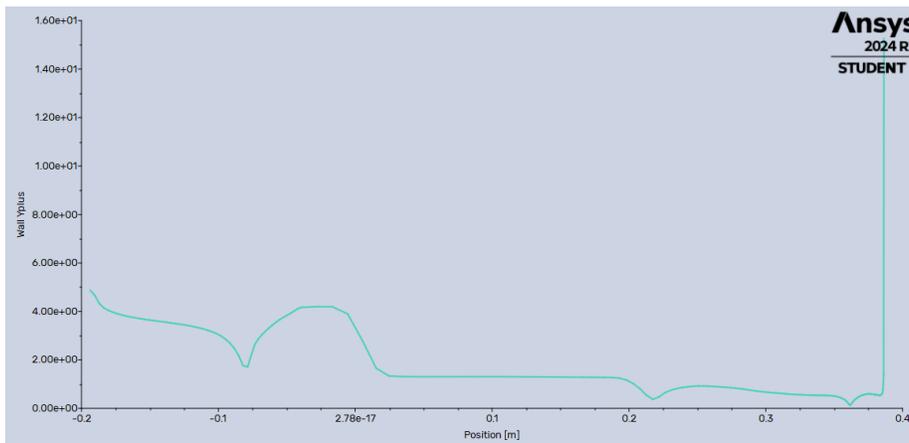


Figura 5.4: Valore di $y+$ per $NPR = 10$, stadio 1.

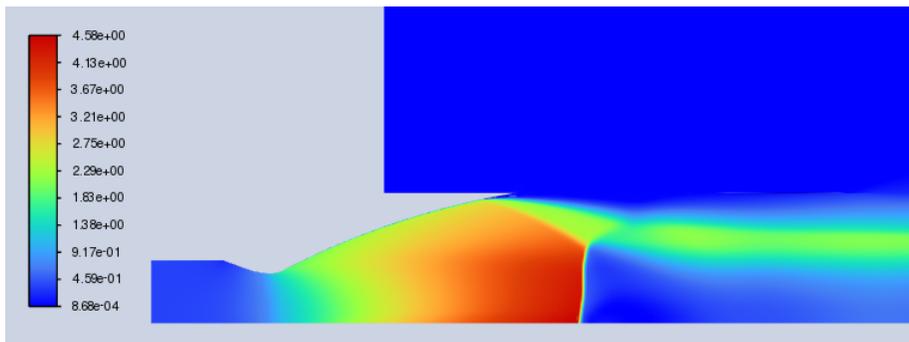


Figura 5.5: Campo di Mach a $NPR = 15$, stadio 1.

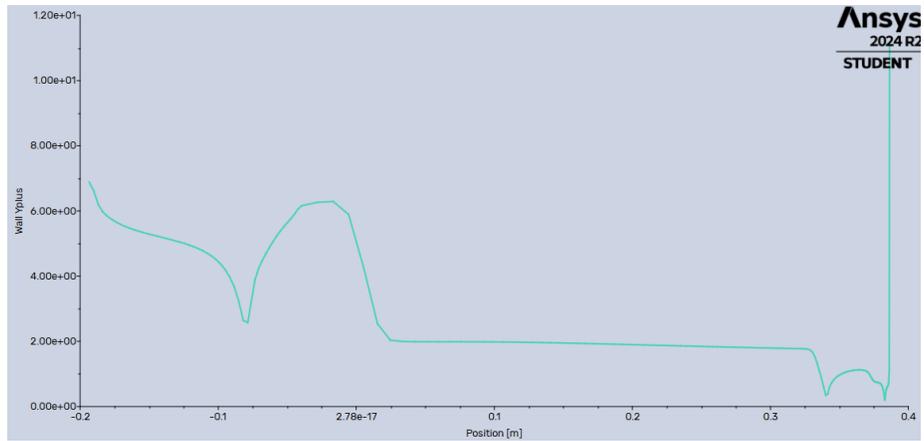


Figura 5.6: Valore di $y+$ per NPR = 15, stadio 1.

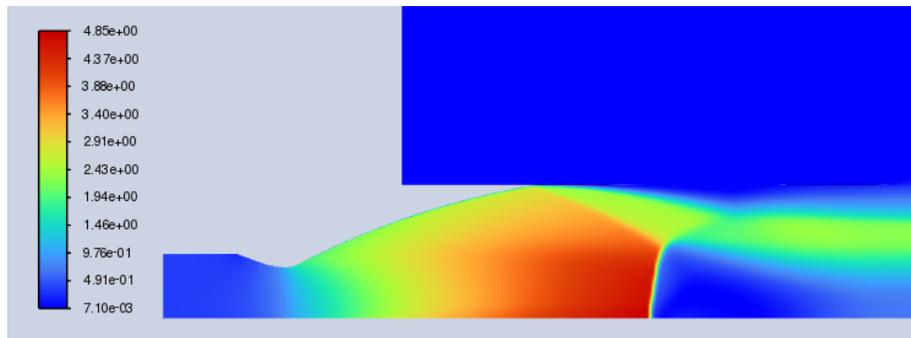


Figura 5.7: Campo di Mach a NPR = 20, stadio 1.

parete che va a intercettare il cosiddetto Punto Triplo, punto in cui si incontrano il suddetto urto, quello che viene riflesso e il Disco di Mach. Quest'ultimo si forma perpendicolare all'asse del motore e subisce anch'esso uno spostamento verso valle al crescere del NPR. Risulta anche visibile come, poco dopo il disco di Mach (proseguendo lungo l'asse dell'ugello), l'urto obliquo riflesso si incontra con lo Shear Layer e venga generato un ventaglio di espansione.

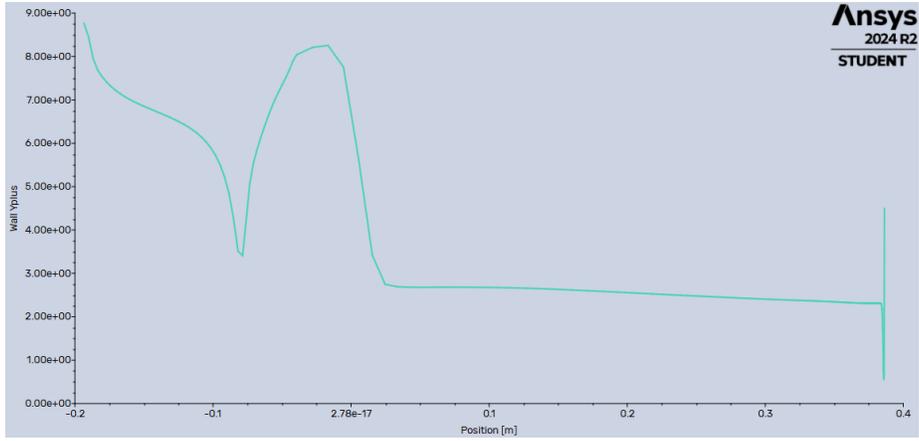


Figura 5.8: Valore di y^+ per $NPR = 20$, stadio 1.

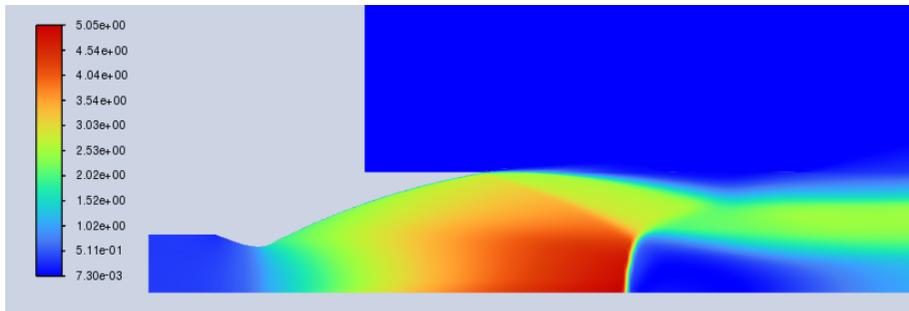


Figura 5.9: Campo di Mach a $NPR = 25$, stadio 1.

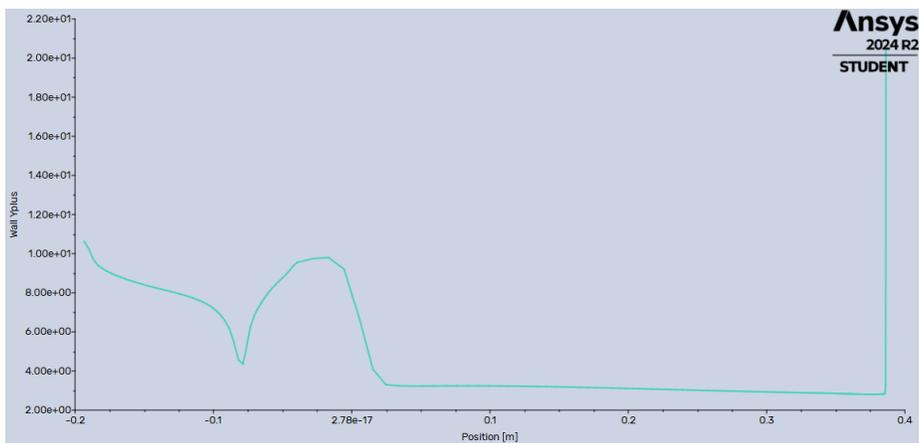


Figura 5.10: Valore di y^+ per $NPR = 25$, stadio 1.

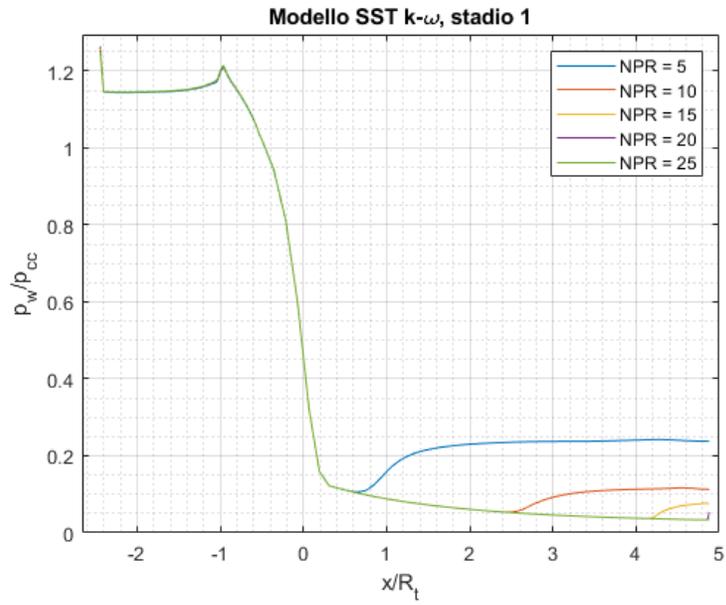


Figura 5.11: Confronto della p_w al crescere del NPR.

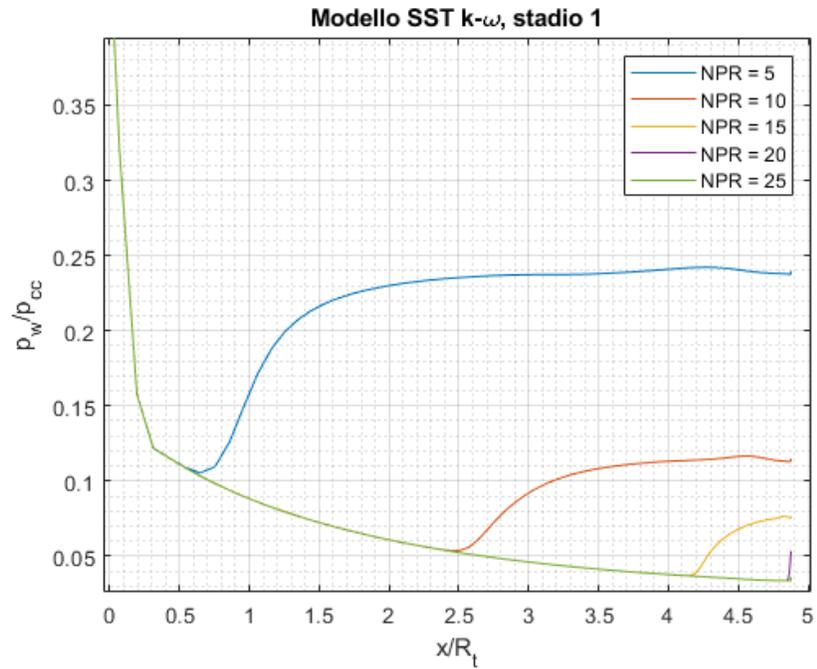


Figura 5.12: Ingrandimento del grafico precedente nella zona di interesse.

5.2 II Stadio.

Per quanto riguarda il secondo stadio, l'ugello presenta dimensioni inferiori rispetto al primo. Ha una lunghezza totale $L \approx 0.37 \text{ m}$, un raggio di gola $R_t = 0.0356 \text{ m}$ e un rapporto di espansione $\epsilon = 13.239$. Durante le simulazioni è stato applicato un Up-Ramping, a partire dal valore di $NPR = 5$ per arrivare fino al valore di $NPR = 35$, dove si verifica la separazione in corrispondenza della sezione di uscita A_e .

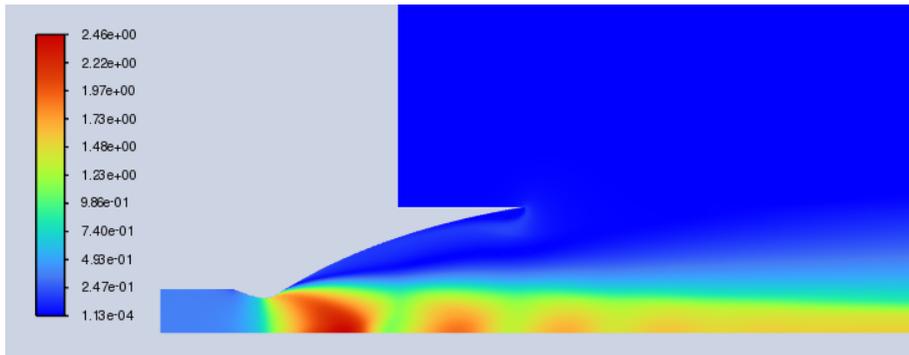


Figura 5.13: Campo di Mach a $NPR = 5$, stadio 2.

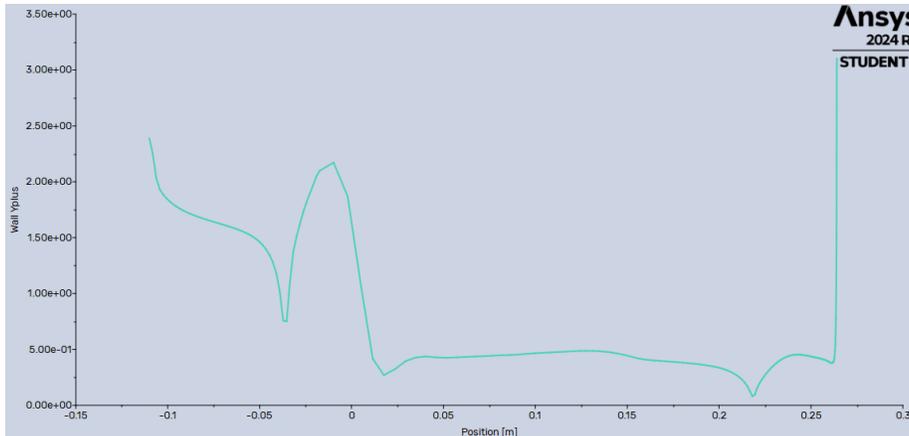


Figura 5.14: Valore di $y+$ per $NPR = 5$, stadio 2.

Anche in questo caso, si possono avanzare alcune interpretazioni visive delle immagini che vengono mostrate. Per il primo valore di NPR vediamo come il flusso si separi subito dalla parete dell'ugello e non si forma nessuna configurazione particolare all'interno del flusso. Già a partire dal secondo NPR , ma poi soprattutto dal valore $NPR = 15$ in poi, ritroviamo la stessa identica configurazione di urti interni che ha caratterizzato anche il profilo del primo stadio.

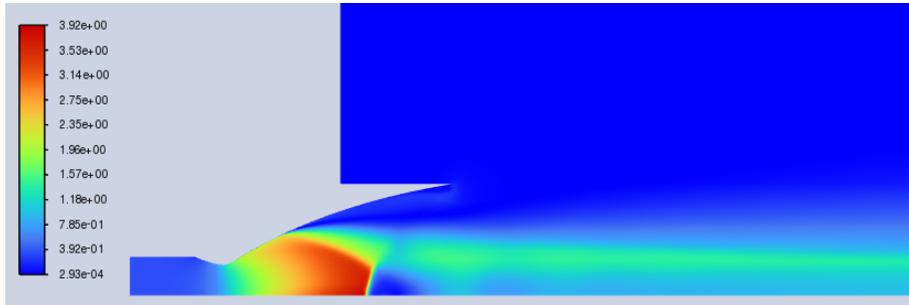


Figura 5.15: Campo di Mach a NPR = 10, stadio 2.

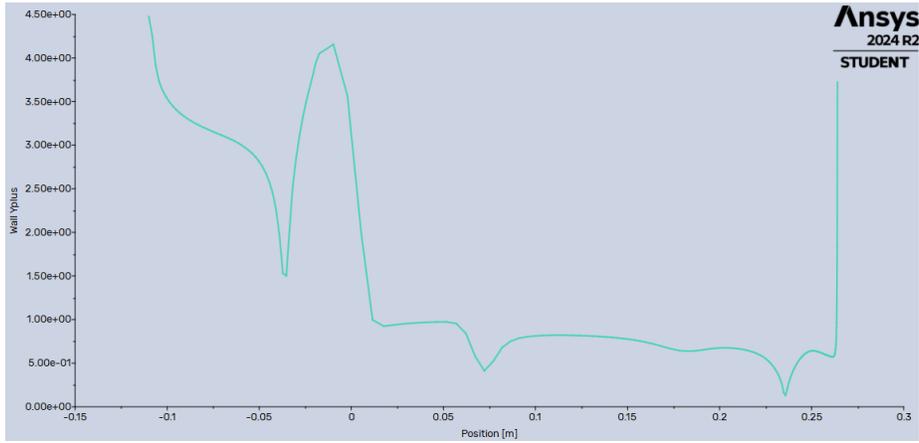


Figura 5.16: Valore di y^+ per NPR = 10, stadio 2.

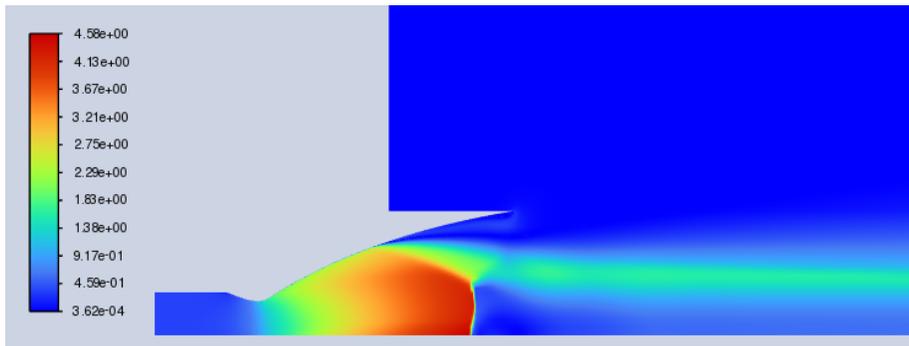


Figura 5.17: Campo di Mach a NPR = 15, stadio 2.

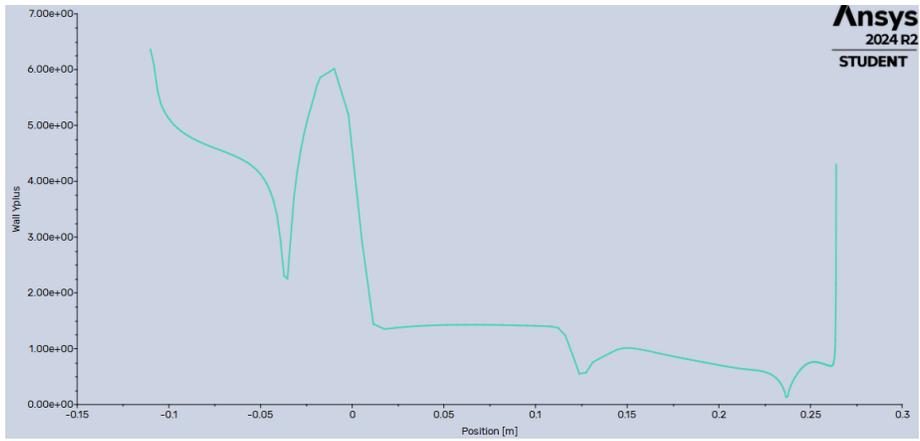


Figura 5.18: Valore di y^+ per NPR = 15, stadio 2.

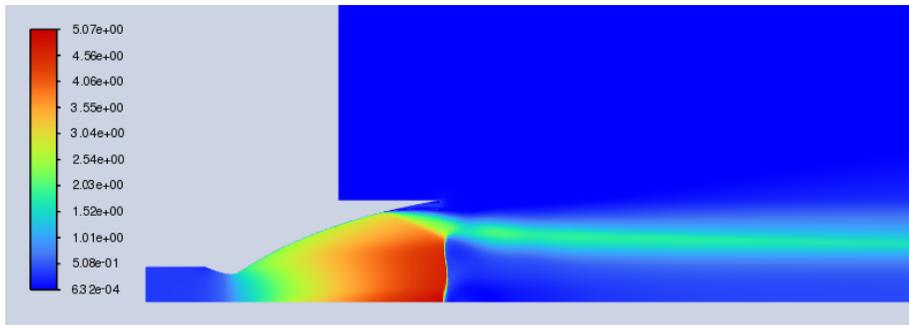


Figura 5.19: Campo di Mach a NPR = 20, stadio 2.

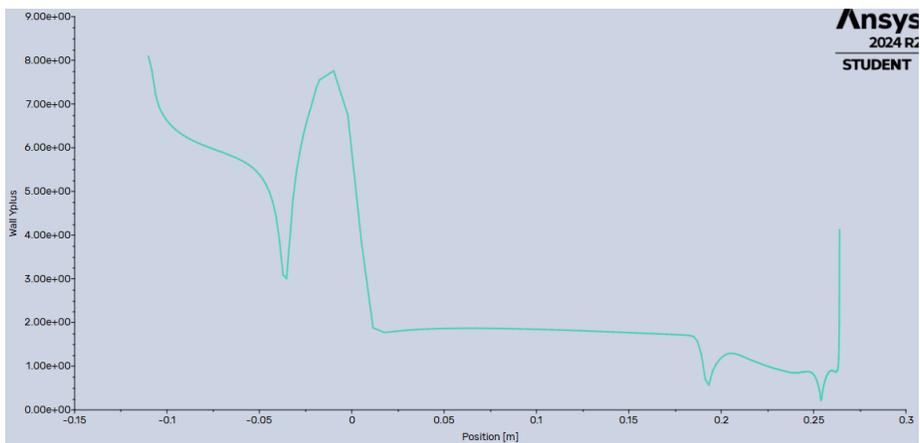


Figura 5.20: Valore di y^+ per NPR = 20, stadio 2.

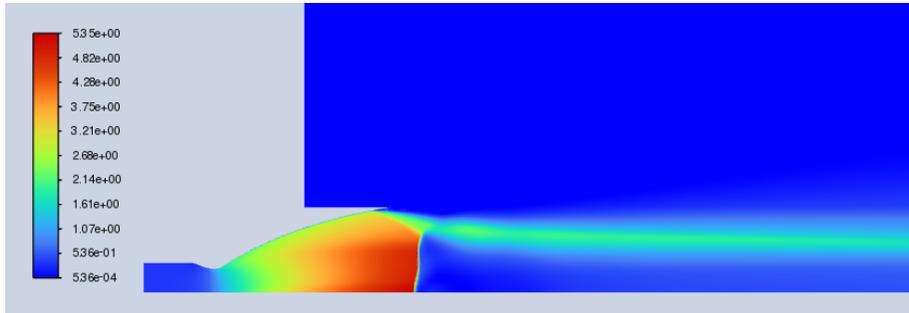


Figura 5.21: Campo di Mach a $NPR = 25$, stadio 2.

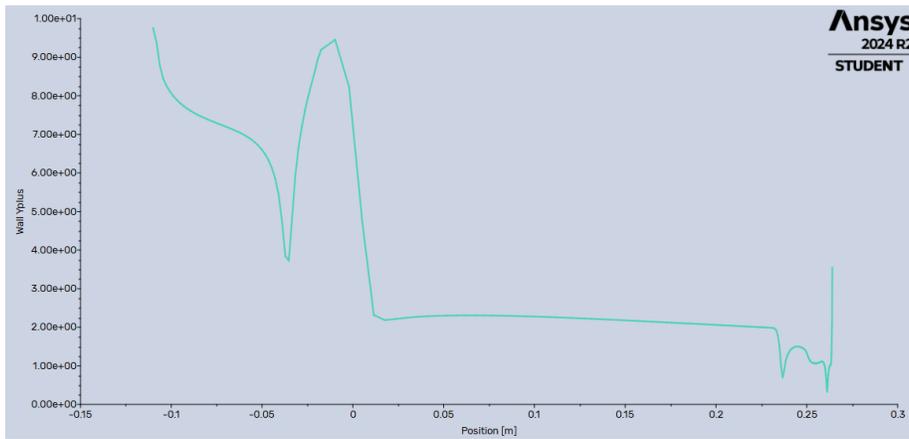


Figura 5.22: Valore di y^+ per $NPR = 25$, stadio 2.

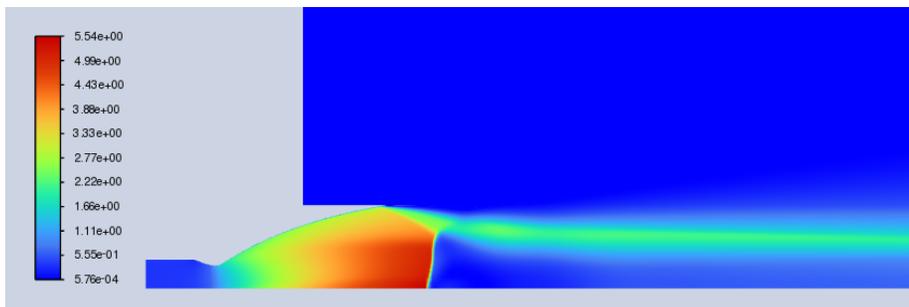


Figura 5.23: Campo di Mach a $NPR = 30$, stadio 2.

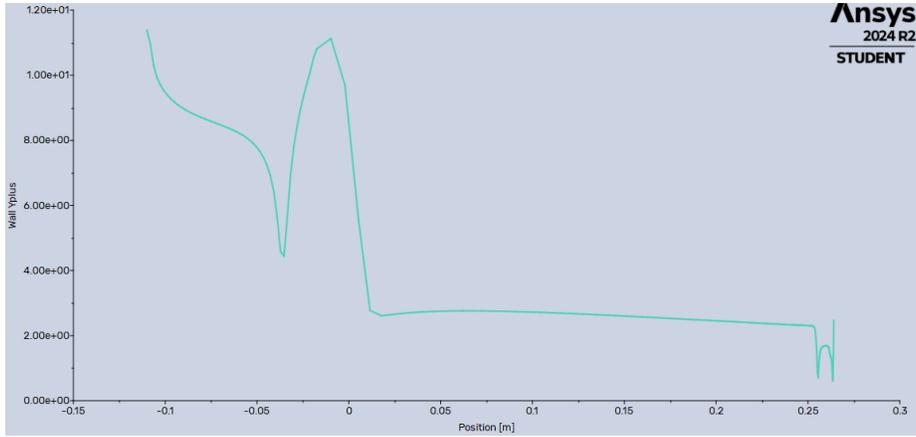


Figura 5.24: Valore di y^+ per NPR = 30, stadio 2.

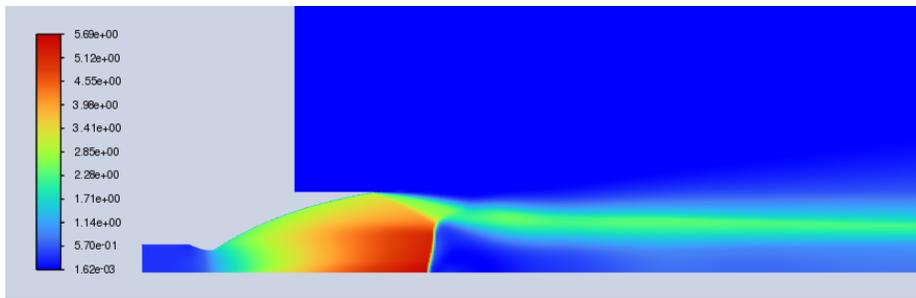


Figura 5.25: Campo di Mach a NPR = 35, stadio 2.

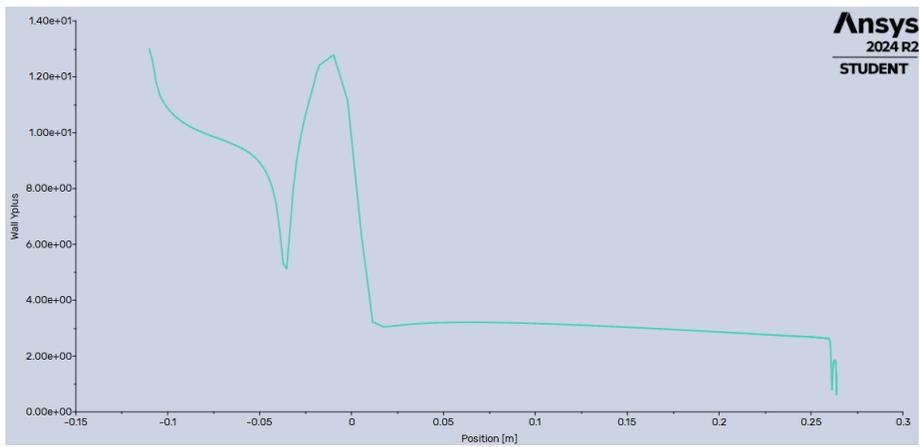


Figura 5.26: Valore di y^+ per NPR = 35, stadio 2.

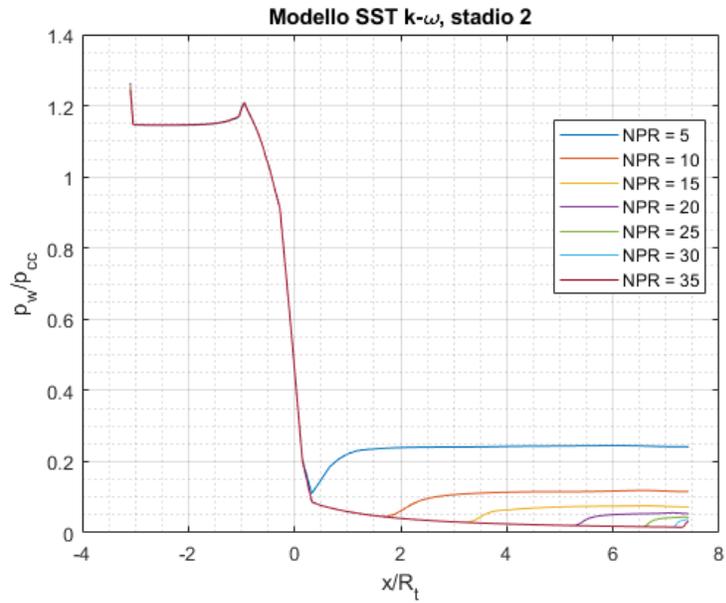


Figura 5.27: Confronto della p_w al crescere del NPR.

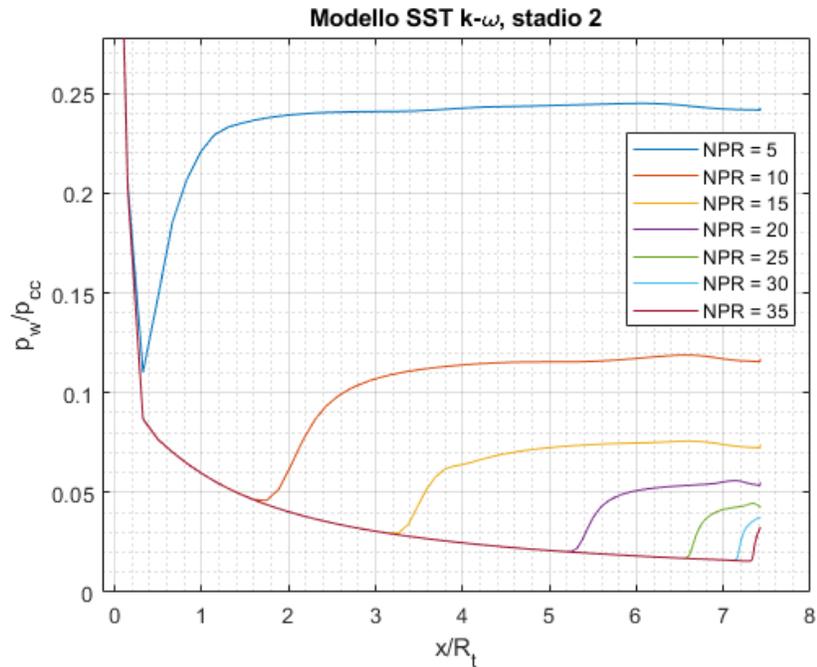


Figura 5.28: Ingrandimento del grafico precedente nella zona di interesse.

5.3 III Stadio.

Infine, arrivando al terzo e ultimo stadio, l'ugello ha le dimensioni più piccole tra gli ugelli presi in considerazione. Ha una lunghezza totale $L \approx 0.14 \text{ m}$, un raggio di gola $R_t = 0.0109 \text{ m}$ e un rapporto di espansione $\epsilon = 12.202$. Durante le simulazioni è stato applicato un Up-Ramping, a partire dal valore di $NPR = 5$ per arrivare fino al valore di $NPR = 40$.

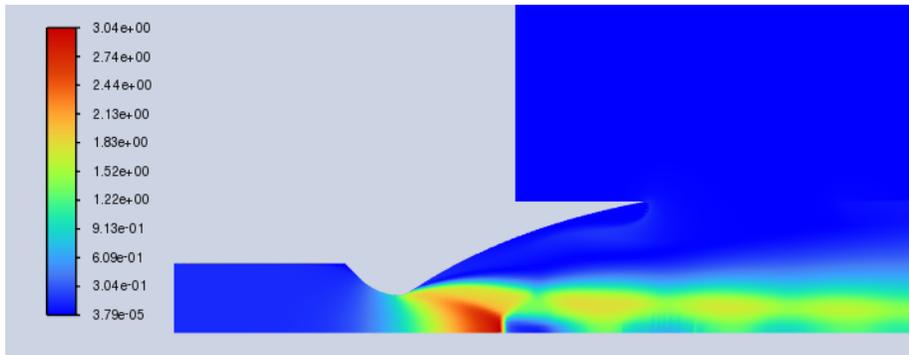


Figura 5.29: Campo di Mach a $NPR = 5$, stadio 3.

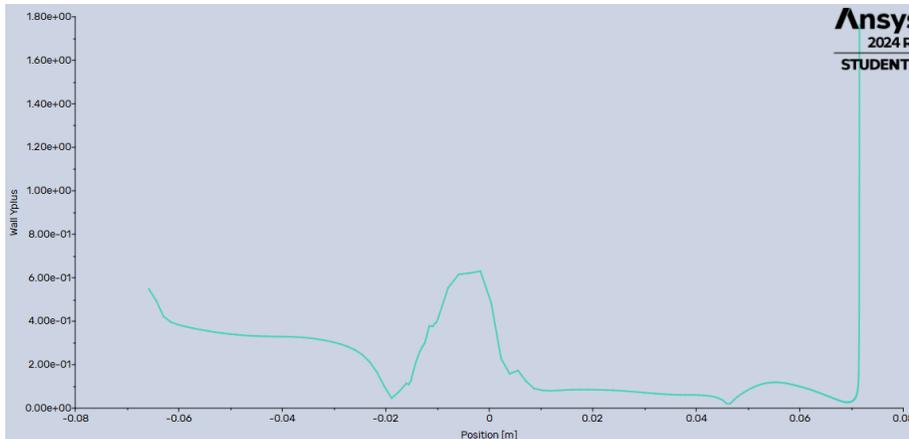


Figura 5.30: Valore di $y+$ per $NPR = 5$, stadio 3.

Nel caso di questo ugello, troviamo tra questi risultati delle configurazioni abbastanza differenti rispetto a ciò che si poteva vedere per gli altri due profili. Se nel caso dei primi due valori di NPR troviamo ancora la configurazione con Disco di Mach (interno all'ugello), procedendo verso valori più elevati e in particolare da $NPR = 15$ in poi, il pattern degli urti inizia a cambiare. Proprio da questo primo valore, infatti, si nota in maniera più nitida la presenza di un urto centrale interno al flusso, diverso dal classico urto obliquo che si genera dalla

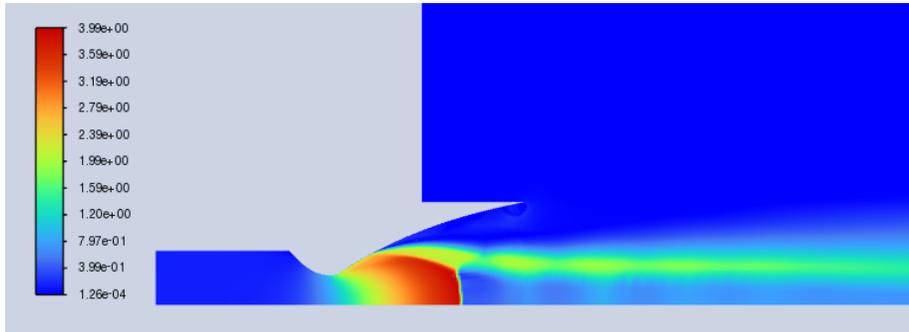


Figura 5.31: Campo di Mach a NPR = 10, stadio 3.

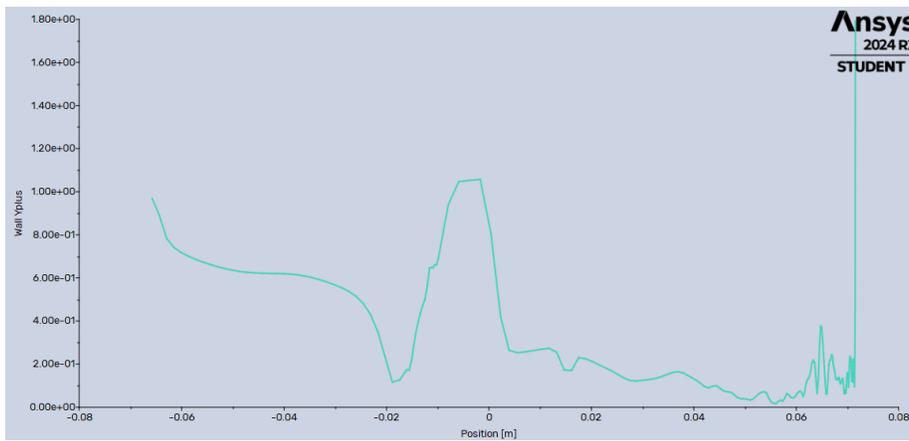


Figura 5.32: Valore di $y+$ per NPR = 10, stadio 3.

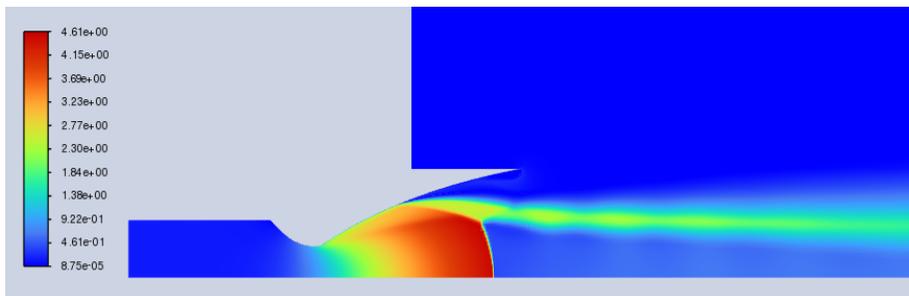


Figura 5.33: Campo di Mach a NPR = 15, stadio 3.

separazione. Proprio questo urto interno diventa il protagonista che modifica la configurazione, che si riconosce come Cap-Shock, generando il Punto Triplo di cui si è parlato anche in precedenza, ma questa volta prima che sia l'urto

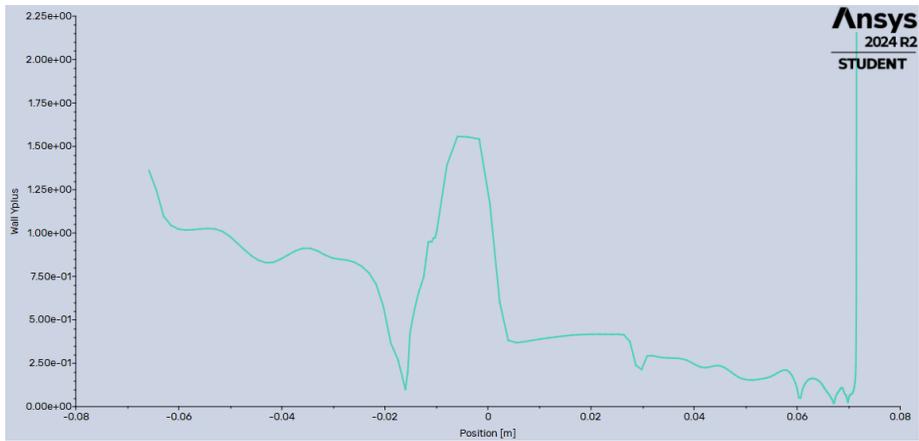


Figura 5.34: Valore di $y+$ per $NPR = 15$, stadio 3.

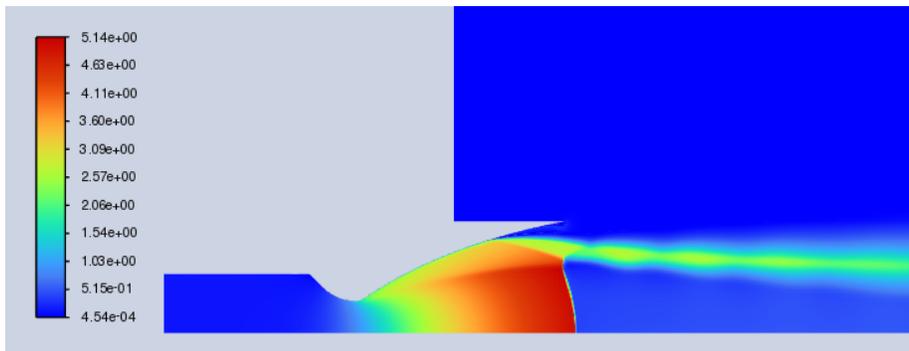


Figura 5.35: Campo di Mach a $NPR = 20$, stadio 3.

obliquo a riflettersi. Nel capitolo 4 sulla separazione si può trovare uno schema riassuntivo di questa configurazione, in figura 4.4. Un'analisi più approfondita verrà affrontata nel capitolo dedicato alle conclusioni.

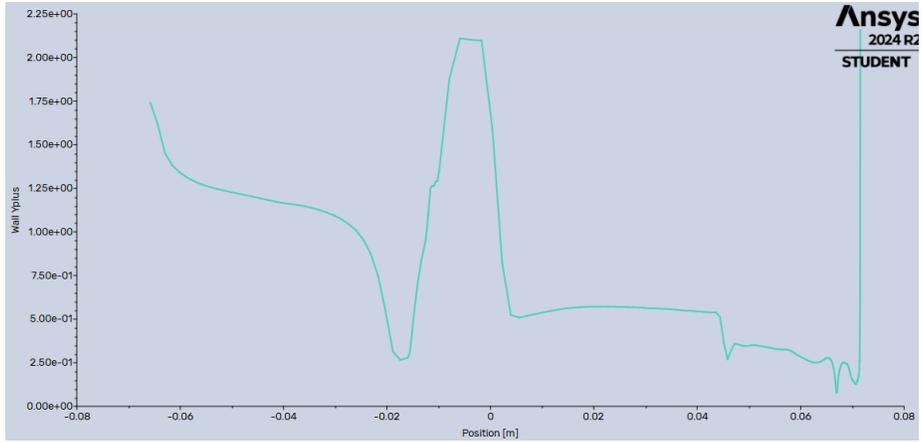


Figura 5.36: Valore di y^+ per $NPR = 20$, stadio 3.

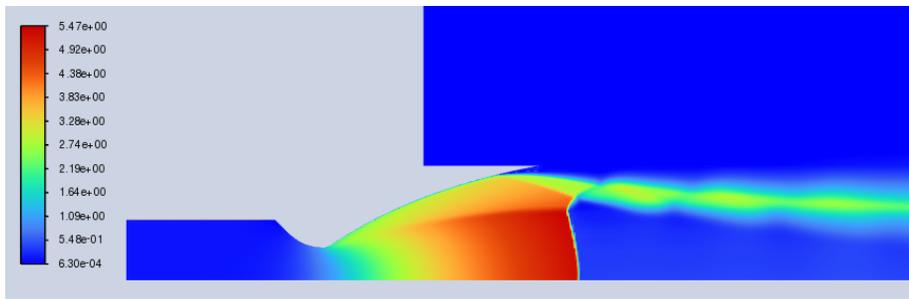


Figura 5.37: Campo di Mach a $NPR = 25$, stadio 3.

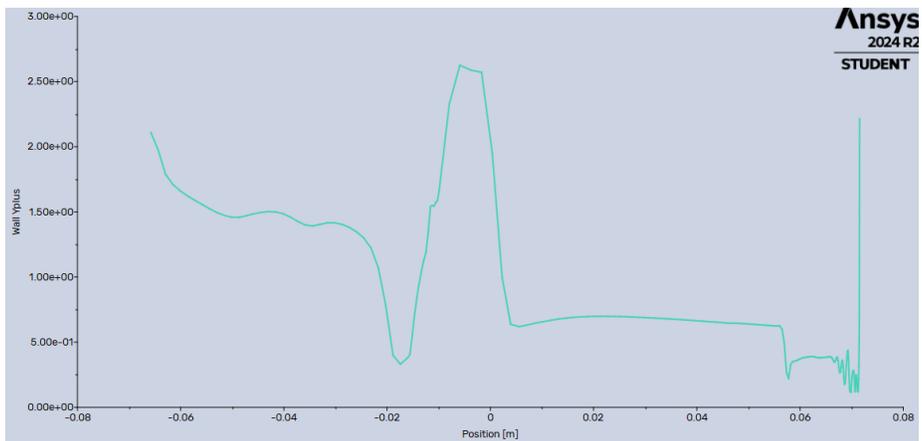


Figura 5.38: Valore di y^+ per $NPR = 25$, stadio 3.

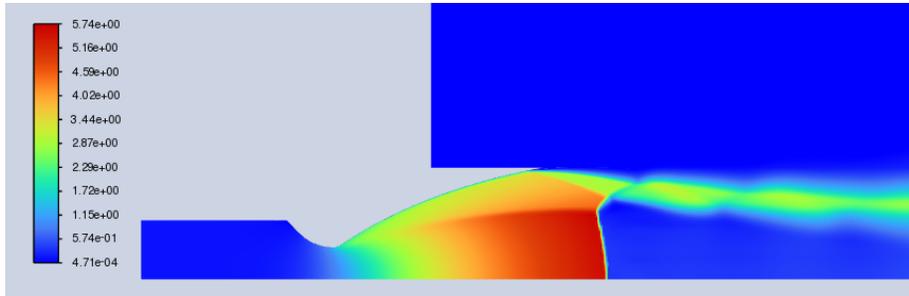


Figura 5.39: Campo di Mach a NPR = 30, stadio 3.

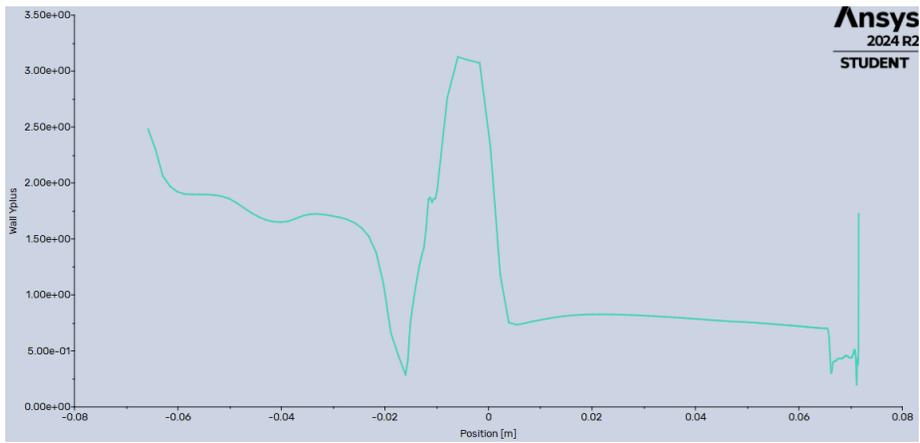


Figura 5.40: Valore di y^+ per NPR = 30, stadio 3.

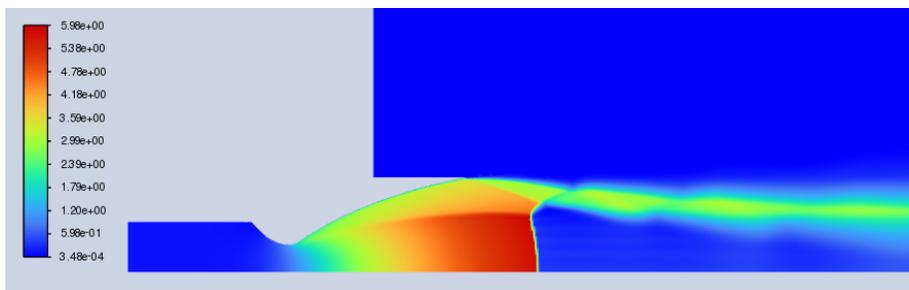


Figura 5.41: Campo di Mach a NPR = 35, stadio 3.

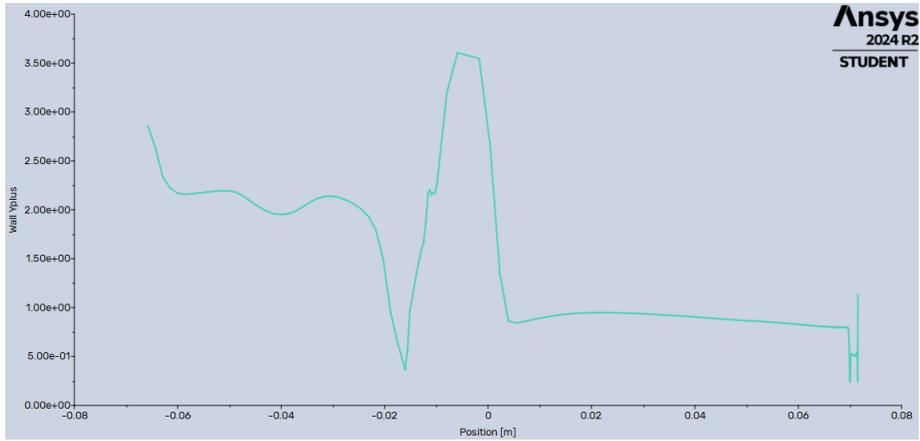


Figura 5.42: Valore di y^+ per NPR = 35, stadio 3.

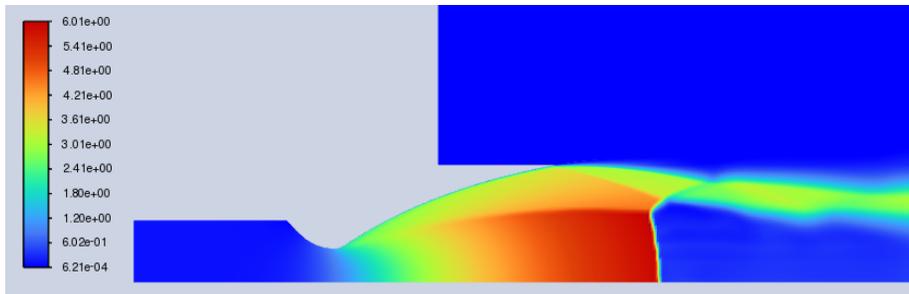


Figura 5.43: Campo di Mach a NPR = 40, stadio 3.

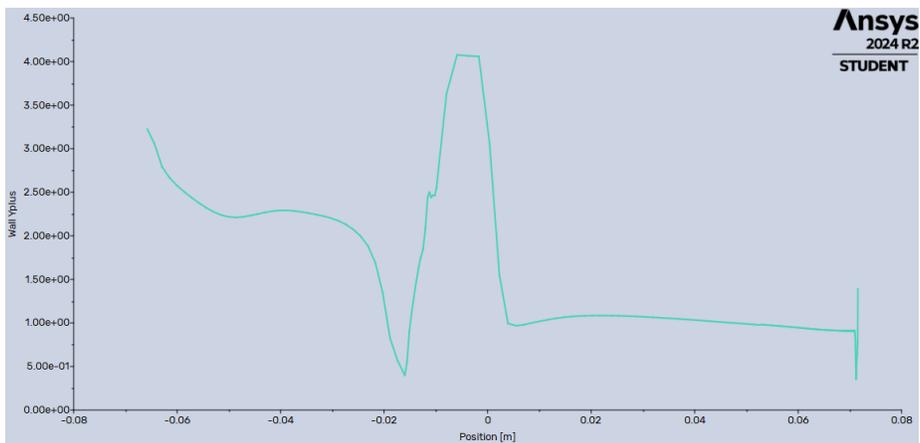


Figura 5.44: Valore di y^+ per NPR = 40, stadio 3.

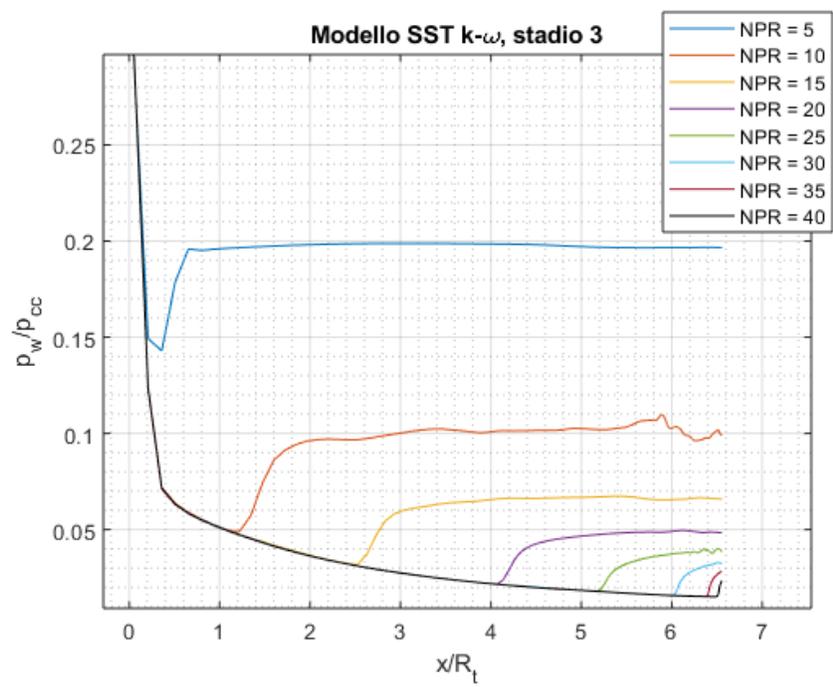


Figura 5.45: Confronto della p_w al crescere del NPR.

Capitolo 6

Conclusioni.

A conclusione del presente lavoro di tesi, si vogliono confrontare i risultati ottenuti dalle simulazioni e mostrati in precedenza, analizzando quanto visto anche in funzione di ciò che è stato espresso nei capitoli precedenti.

I campi di Mach raffigurati per gli ugelli dei tre stadi di lanciatore mostrano chiaramente una differente configurazione del flusso interno. Facendo riferimento a quanto introdotto nel capitolo 4 sulla separazione, per primo e secondo ugello, già a partire da $NPR = 5$ e $NPR = 10$, rispettivamente, troviamo una configurazione di urti interni riconducibile a quella definita a Disco di Mach. Conseguentemente all'interno di questi due profili si avrà FSS, quindi il flusso si separa dalla parete e il punto di separazione si sposta verso valle al crescere del valore del NPR. Anche i grafici della pressione a parete risultano in accordo con questa analisi, in quanto troviamo un andamento crescente e poi costante a partire dal punto di incipiente separazione. Una volta raggiunta la pressione di Plateau, questa rimane costante fino alla sezione di uscita dell'ugello.

Per quanto riguarda invece l'ugello del terzo stadio, soprattutto a partire da $NPR = 20$ diventa ben visibile una configurazione di urti riconducibile al Cap-Shock pattern. Tale modello di flusso interno può essere rilevato solamente in ugelli che presentano un'onda d'urto interna, come gli ugelli TOC, TOP (il caso in esame nel presente lavoro) oppure CTIC. L'onda d'urto interna è il risultato di un design del profilo aerodinamicamente imperfetto e si genera subito a valle della gola, più precisamente nel punto di inflessione della curvatura della parete, dove avviene il cambiamento da profilo convesso a profilo concavo. In questo punto si ha una discontinuità nella curvatura della parete e, attraverso il suo successiva ritorno verso l'asse, vengono indotte onde di compressione che, convergendo, vanno a formare l'onda d'urto interna. Viene dimostrato che il modello Cap-Shock deriva dall'interazione tra onde d'urto, in particolare tra la riflessione inversa di Mach dell'onda d'urto interna e l'onda d'urto di ricompressione [9]. Quando l'urto interno risulta abbastanza forte e va a interagire con il punto triplo, si vede la nascita di tale configurazione. Infatti, per fare un esempio, nel terzo stadio l'urto interno è visualizzabile anche a NPR minori di 15 (figure 5.31 e 5.32), ma non è ancora tale da andare a "colpire" il punto

triplo a valle e quindi la configurazione risulta ancora a Disco di Mach. Sempre riferendosi al capitolo 4 e allo studio portato avanti da Ostlund [4], il modello trovato all'interno dell'ultimo ugello porta a un diverso tipo di separazione, quella ristretta o RSS. Analizzando contemporaneamente quanto si evince dal grafico della pressione a parete, questo risulta sensibilmente diverso da quanto ci si aspetta. Mentre per avere RSS dovrebbe esserci una seconda salita dopo la separazione e il Plateau, arrivando così al punto di riattacco del flusso a parete, in nessuna delle simulazioni dell'Up Ramping vediamo un simile andamento. Si conclude quindi che anche nel terzo stadio non si verifica RSS, in questo caso però solo per il fatto che l'ugello non risulta sufficientemente esteso. La lunghezza del contorno non permette al flusso di riattaccarsi alla parete in quanto esso si trova già in prossimità o oltre la sezione di uscita.

La causa della diversa configurazione di urti interni è, come anticipato, il profilo stesso dell'ugello, in particolare il punto in cui cambia la concavità tra raccordo e parabola nella zona divergente. Una prima ipotesi potrebbe portare a individuare come parametro colpevole il rapporto di espansione ϵ , all'aumentare del quale crescono anche le dimensioni dell'ugello e quindi si modifica la parabola. In realtà però questa ipotesi si rivela infondata, dal momento che, confrontando i risultati ottenuti nelle simulazioni dei tre stadi, il terzo ugello ha un ϵ intermedio tra quelli del primo e del secondo. Quindi si sarebbe dovuta verificare la configurazione a Cap-Shock anche con il profilo del secondo stadio. Analizzando meglio i parametri di progettazione dei profili, si trova invece che un ruolo fondamentale è giocato dall'angolo θ_N che detta la condizione di tangenza proprio tra il raccordo circolare seguente la gola e il profilo parabolico con cui si apre l'ugello. Tale angolo, come visto nel capitolo 2, appare in numerosi altri parametri che poi sono all'interno della funzione generatrice della parabola. Sebbene la differenza di θ_N tra i tre contorni sia minima, appena 1° tra secondo e terzo profilo, la curvatura è tale da generare l'urto interno che poi determina il passaggio da configurazione a Disco di Mach a modello Cap-Shock.

Si conclude quindi che in tutti e tre gli ugelli analizzati si verifica solo FSS, evitando la condizione di separazione ristretta (RSS). Un simile risultato rappresenta un notevole vantaggio per i profili in questione. La condizione di RSS infatti porta a due principali criticità: la transizione FSS-RSS e il passaggio inverso RSS-FSS. Il primo caso impone dei notevoli carichi laterali impulsivi che dovrebbero essere gestiti dalla struttura dell'ugello stesso, il secondo fenomeno invece ha un comportamento oscillatorio e complesso, il quale genera nuovamente dei carichi laterali. Inoltre, il flusso supersonico riattaccato introduce un carico termico significativo sulla superficie dell'ugello, con un rischio di surriscaldamento locale, dovuto all'aumento della pressione a parete causato dalle onde d'urto [9]. Tenere in considerazione questi fattori in fase di progettazione non è semplice e richiede estrema attenzione in quanto, come successo anche in passato, tali fenomeni possono risultare di natura distruttiva per il componente e di conseguenza riflettersi sull'intera missione. La fortuna di non incorrere nella RSS durante il transitorio di avviamento permette quindi di evitare eccessivi sforzi a livello di progettazione e di ridurre la complessità generale dell'ugello, che altrimenti avrebbe bisogno di una serie di dispositivi atti a ridurre o atte-

nuare i fenomeni critici prima citati.

Si ricorda, infine, che il fenomeno studiato è soggetto a isteresi¹: durante il presente lavoro di tesi ci si è concentrati solamente sul transitorio di accensione del motore, svolgendo delle simulazioni di Up Ramping aumentando il NPR, ma non è detto che gli stessi comportamenti visti si applichino anche nel caso opposto (transitorio di spegnimento o Down Ramping). Per avere maggiori informazioni su questo secondo transitorio, sarebbe necessario svolgere nuove simulazioni riducendo gradualmente il valore di NPR e valutare i nuovi risultati ottenuti.

¹È un fenomeno per cui il valore assunto da una grandezza dipendente da altre è determinato, oltre che dal valore istantaneo, anche dai valori assunti in precedenza. In altre parole, l'isteresi è la caratteristica di un sistema di reagire in ritardo alle sollecitazioni e in modo dipendente anche dallo stato precedente.

Appendice A

Dati degli ugelli calcolati.

Si sfrutta la presente appendice per specificare alcuni dati aggiuntivi sugli ugelli costruiti. In particolare, nella tabella seguente vengono inseriti tutti i dati che sono stati calcolati per svolgere adeguatamente l'esercitazione tre di Endoreattori, da cui derivano i 3 ugelli utilizzati nella tesi. Tutti i dati che verranno riportati, riguardano i profili prima di aver apportato loro gli adattamenti illustrati nella sezione 2.3. Si ricorda, infatti, che gli ugelli erano da costruire per avere determinate caratteristiche in volo e sono stati poi adattati per un flusso di aria in condizioni ambiente e per lavorare a livello del mare. Non solo, hanno anche subito una riduzione significativa delle loro dimensioni per permettere una sperimentazione e simulazioni in laboratorio. Confrontando quindi i dati nella seconda tabella con quanto segue, è possibile rendersi conto delle differenze che le modifiche hanno portato.

Dato	Unità di misura	I stadio	II stadio	III stadio
ϵ	-	6.866	13.239	12.202
ϵ_c	-	1.6	1.6	3.4
L^*	m	1.14	0.66	0.81
α_b	$^\circ$	20	20	45
L_f	-	0.8	0.75	0.7
θ_n	$^\circ$	27.5	33	34
θ_e	$^\circ$	9.8	9.25	10.5

Tabella A.1: Principali dati iniziali da cui si ricavano gli ugelli.

Nella precedente tabella L_f rappresenta il fattore di conversione dal divergente conico alla forma a campana utilizzata, α_b è l'inclinazione del primo tratto conico di convergente.

Per quanto riguarda gli ugelli effettivamente utilizzati, si riportano in seguito tre tabelle con all'interno le coordinate x e y dei profili. Questi valori, essendo ottenuti attraverso Matlab, hanno una precisione molto elevata e difficile da riportare essendo numerose le cifre significative, si riporta quindi un'approssi-

Grandezza	Unità di misura	I stadio	II stadio	III stadio
D_t	m	0.634	0.284	0.087
R_t	m	0.317	0.142	0.043
D_e	m	2.370	1.780	0.517
R_e	m	1.185	0.890	0.258
D_{cc}	m	0.801	0.360	0.161
R_{cc}	m	0.400	0.180	0.080
V_{cc}	m^3	0.359	0.042	0.005
R_1	m	0.475	0.213	0.066
R_2	m	0.121	0.054	0.017
M_a	m	0.345	0.155	0.063
M_t	m	-0.165	-0.073	-0.046
L_b	m	0.314	0.141	0.064
V_b	m^3	0.128	0.012	0.0008
A_c	m^2	0.504	0.102	0.020
V_a	m^3	0.232	0.030	0.004
L_a	m	0.549	0.299	0.199
L_c	m	0.774	0.440	0.263
N_a	m	0.330	0.151	0.047
N_t	m	0.056	0.029	0.009
N'_a	m	0.320	0.144	0.044
L_{cono}	m	3.257	2.834	0.804
L_n	m	2.606	2.126	0.563

Tabella A.2: Risultati per gli ugelli derivati dall'esercitazione 3 di Endoreattori.

mazione. Inoltre, i punti per ogni profilo sono 130 anche se inizialmente era stato pensato di lavorare con un numero decisamente maggiore. È stato fatto un compromesso, avendo riscontrato delle problematiche legate alla costruzione di geometria e mesh, riducendo il numero dei punti.

Tutti i valori numerici riportati nelle tabelle A.3, A.4 e A.5 hanno come unità di misura m .

X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
-0.1934	0.1002	0.035	0.0933	0.1642	0.1487	0.3012	0.19
-0.0786	0.1002	0.0385	0.095	0.1679	0.15	0.3052	0.1909
-0.0406	0.0864	0.042	0.0968	0.1715	0.1514	0.3091	0.1918
-0.0378	0.0854	0.0455	0.0985	0.1752	0.1527	0.3131	0.1928
-0.035	0.0845	0.0491	0.1002	0.1789	0.154	0.3171	0.1937
-0.0322	0.0836	0.0526	0.1019	0.1827	0.1553	0.3211	0.1946
-0.0293	0.0829	0.0561	0.1036	0.1864	0.1565	0.3251	0.1955
-0.0264	0.0822	0.0597	0.1052	0.1901	0.1578	0.3291	0.1964
-0.0235	0.0816	0.0632	0.1069	0.1938	0.1591	0.3331	0.1972
-0.0206	0.081	0.0667	0.1085	0.1976	0.1603	0.3371	0.1981
-0.0177	0.0805	0.0703	0.1102	0.2013	0.1616	0.3412	0.1989
-0.0148	0.0801	0.0738	0.1118	0.205	0.1628	0.3452	0.1998
-0.0118	0.0798	0.0774	0.1134	0.2088	0.164	0.3493	0.2006
-0.0089	0.0795	0.081	0.115	0.2126	0.1652	0.3534	0.2014
-0.0059	0.0793	0.0845	0.1166	0.2163	0.1664	0.3574	0.2022
-0.003	0.0792	0.0881	0.1182	0.2201	0.1676	0.3615	0.203
0	0.0792	0.0917	0.1197	0.2239	0.1688	0.3656	0.2038
0.001	0.0792	0.0952	0.1213	0.2277	0.1699	0.3698	0.2046
0.0021	0.0793	0.0988	0.1228	0.2315	0.1711	0.3739	0.2053
0.0031	0.0794	0.1024	0.1244	0.2353	0.1722	0.378	0.2061
0.0041	0.0795	0.106	0.1259	0.2391	0.1733	0.3822	0.2068
0.0052	0.0796	0.1096	0.1274	0.2429	0.1745	0.3863	0.2075
0.0062	0.0798	0.1132	0.1289	0.2467	0.1756		
0.0072	0.0801	0.1168	0.1304	0.2506	0.1767		
0.0082	0.0803	0.1204	0.1319	0.2544	0.1777		
0.0092	0.0806	0.124	0.1333	0.2583	0.1788		
0.0102	0.081	0.1277	0.1348	0.2621	0.1799		
0.0111	0.0813	0.1313	0.1362	0.266	0.1809		
0.0121	0.0817	0.1349	0.1376	0.2699	0.182		
0.013	0.0822	0.1386	0.1391	0.2738	0.183		
0.014	0.0826	0.1422	0.1405	0.2777	0.184		
0.0175	0.0844	0.1458	0.1419	0.2816	0.1851		
0.021	0.0862	0.1495	0.1433	0.2855	0.1861		
0.0245	0.088	0.1532	0.1446	0.2894	0.187		
0.028	0.0898	0.1568	0.146	0.2933	0.188		
0.0315	0.0916	0.1605	0.1474	0.2973	0.189		

Tabella A.3: Dati geometrici profilo del I Stadio.

X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
-0.11	0.045	0.0176	0.0442	0.0895	0.081	0.1876	0.1136
-0.0353	0.045	0.0194	0.0453	0.0918	0.082	0.1909	0.1144
-0.0182	0.0388	0.0211	0.0463	0.0942	0.0829	0.1941	0.1153
-0.017	0.0383	0.0229	0.0474	0.0965	0.0839	0.1975	0.1161
-0.0157	0.0379	0.0247	0.0485	0.0989	0.0849	0.2008	0.1169
-0.0145	0.0376	0.0265	0.0495	0.1013	0.0858	0.2042	0.1177
-0.0132	0.0372	0.0283	0.0506	0.1037	0.0868	0.2077	0.1185
-0.0119	0.0369	0.0301	0.0516	0.1061	0.0877	0.2111	0.1192
-0.0106	0.0366	0.0319	0.0527	0.1086	0.0887	0.2146	0.12
-0.0093	0.0364	0.0338	0.0537	0.111	0.0896	0.2182	0.1208
-0.008	0.0362	0.0356	0.0548	0.1135	0.0906	0.2218	0.1216
-0.0066	0.036	0.0375	0.0558	0.1161	0.0915	0.2254	0.1223
-0.0053	0.0358	0.0394	0.0569	0.1186	0.0924	0.2291	0.1231
-0.004	0.0357	0.0413	0.0579	0.1212	0.0934	0.2328	0.1238
-0.0027	0.0356	0.0432	0.0589	0.1238	0.0943	0.2365	0.1245
-0.0013	0.0356	0.0452	0.06	0.1264	0.0952	0.2403	0.1253
0	0.0356	0.0471	0.061	0.129	0.0961	0.2442	0.126
0.0006	0.0356	0.0491	0.062	0.1317	0.0971	0.248	0.1267
0.0011	0.0356	0.0511	0.063	0.1344	0.098	0.252	0.1274
0.0017	0.0357	0.053	0.0641	0.1371	0.0989	0.2559	0.1281
0.0022	0.0358	0.0551	0.0651	0.1398	0.0998	0.26	0.1288
0.0028	0.0359	0.0571	0.0661	0.1426	0.1007	0.264	0.1294
0.0033	0.036	0.0591	0.0671	0.1454	0.1016		
0.0039	0.0361	0.0612	0.0681	0.1482	0.1025		
0.0044	0.0363	0.0633	0.0691	0.1511	0.1034		
0.0049	0.0365	0.0653	0.0701	0.154	0.1042		
0.0054	0.0367	0.0675	0.0711	0.1569	0.1051		
0.0059	0.0369	0.0696	0.0721	0.1598	0.106		
0.0064	0.0372	0.0717	0.0731	0.1628	0.1069		
0.0069	0.0375	0.0739	0.0741	0.1658	0.1077		
0.0074	0.0378	0.0761	0.0751	0.1688	0.1086		
0.0091	0.0388	0.0783	0.0761	0.1718	0.1094		
0.0108	0.0399	0.0805	0.0771	0.1749	0.1103		
0.0125	0.041	0.0827	0.0781	0.1781	0.1111		
0.0142	0.0421	0.085	0.0791	0.1812	0.112		
0.0159	0.0431	0.0872	0.08	0.1844	0.1128		

Tabella A.4: Dati geometrici profilo del II Stadio.

X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
-0.0658	0.0201	0.0052	0.0135	0.0251	0.0242	0.0515	0.0336
-0.016	0.0201	0.0057	0.0138	0.0257	0.0245	0.0524	0.0338
-0.0116	0.0157	0.0062	0.0141	0.0264	0.0247	0.0532	0.034
-0.0099	0.0143	0.0067	0.0145	0.027	0.025	0.0541	0.0343
-0.0092	0.0138	0.0072	0.0148	0.0277	0.0253	0.055	0.0345
-0.0085	0.0133	0.0077	0.0151	0.0283	0.0256	0.0559	0.0347
-0.0078	0.0129	0.0082	0.0154	0.029	0.0258	0.0568	0.035
-0.0071	0.0125	0.0087	0.0157	0.0296	0.0261	0.0577	0.0352
-0.0064	0.0122	0.0092	0.016	0.0303	0.0264	0.0586	0.0354
-0.0056	0.0119	0.0097	0.0163	0.031	0.0267	0.0596	0.0356
-0.0048	0.0117	0.0102	0.0166	0.0316	0.0269	0.0605	0.0359
-0.004	0.0114	0.0108	0.0169	0.0323	0.0272	0.0615	0.0361
-0.0032	0.0113	0.0113	0.0172	0.033	0.0275	0.0624	0.0363
-0.0024	0.0111	0.0118	0.0175	0.0337	0.0277	0.0634	0.0365
-0.0016	0.011	0.0123	0.0178	0.0344	0.028	0.0644	0.0367
-0.0008	0.0109	0.0129	0.0181	0.0351	0.0283	0.0654	0.0369
0	0.0109	0.0134	0.0184	0.0358	0.0285	0.0664	0.0372
0.0002	0.0109	0.014	0.0187	0.0366	0.0288	0.0674	0.0374
0.0003	0.0109	0.0145	0.019	0.0373	0.0291	0.0684	0.0376
0.0005	0.011	0.0151	0.0193	0.038	0.0293	0.0694	0.0378
0.0007	0.011	0.0156	0.0196	0.0387	0.0296	0.0705	0.038
0.0009	0.011	0.0162	0.0199	0.0395	0.0298	0.0715	0.0382
0.001	0.0111	0.0167	0.0202	0.0402	0.0301		
0.0012	0.0111	0.0173	0.0205	0.041	0.0304		
0.0013	0.0111	0.0179	0.0208	0.0418	0.0306		
0.0015	0.0112	0.0185	0.021	0.0425	0.0309		
0.0017	0.0113	0.019	0.0213	0.0433	0.0311		
0.0018	0.0113	0.0196	0.0216	0.0441	0.0314		
0.002	0.0114	0.0202	0.0219	0.0449	0.0316		
0.0021	0.0115	0.0208	0.0222	0.0457	0.0319		
0.0023	0.0116	0.0214	0.0225	0.0465	0.0321		
0.0028	0.012	0.022	0.0228	0.0473	0.0324		
0.0033	0.0123	0.0226	0.0231	0.0481	0.0326		
0.0038	0.0126	0.0232	0.0233	0.049	0.0329		
0.0042	0.0129	0.0239	0.0236	0.0498	0.0331		
0.0047	0.0132	0.0245	0.0239	0.0506	0.0333		

Tabella A.5: Dati geometrici profilo del III Stadio.

Appendice B

Le simulazioni svolte passo passo.

Nella presente appendice, si vogliono approfondire tutti i passaggi svolti durante le simulazioni, specificando: selezioni fatte, parametri inseriti e i vari comandi dei diversi software Ansys utilizzati.

Come primo passo si apra la Workbench di Ansys, ambiente di lavoro polifunzionale e in cui è possibile aprire tutti i programmi offerti da Ansys. All'apertura si presenta un ambiente bianco vuoto, con sulla sinistra una serie di software utilizzabili. Per i nostri scopi selezioniamo Fluid Flow (Fluent) come si vede in figura.

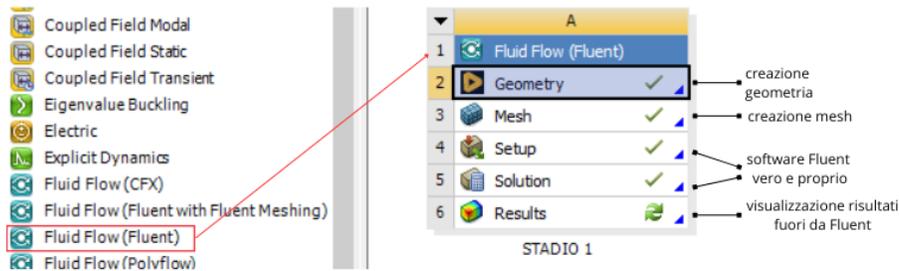


Figura B.1: Organizzazione della Workbench di Ansys.

Una volta fatto questo, seguendo i passaggi logici mostrati si potrà portare a termine la propria simulazione. Prima di iniziare con la definizione della geometria, cliccando su Geometry con il tasto destro, selezionare Properties e al punto numero 13 (Analysis Type) specificare 2D. A questo punto è possibile aprire Ansys Discovery facendo doppio clic su Geometry e il software saprà già che la geometria di interesse e la successiva simulazione saranno in sole due dimensioni. Una volta aperto il CAD si vuole importare la geometria del proprio ugello:

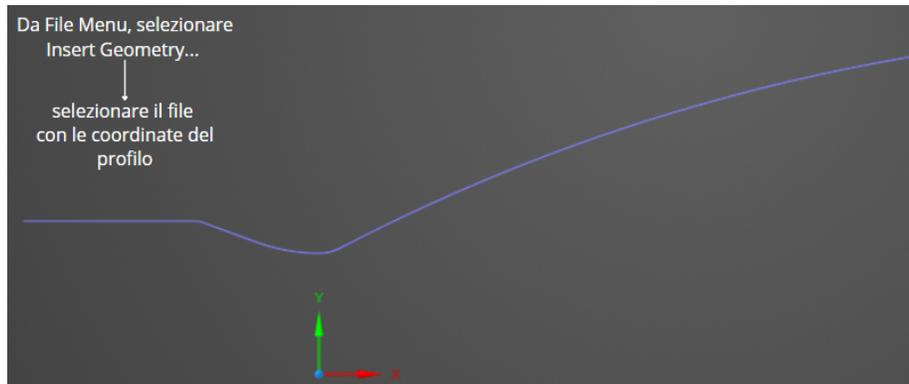


Figura B.2: Come importare la propria geometria in Discovery.

Il file con all'interno le coordinate dei punti da inserire può essere un semplice file di testo, nel presente lavoro è stato utilizzato Notepad++ per generare e modificare questi file di coordinate. Essi dovranno avere la struttura mostrata in seguito:

```

1 polyline=false
2 1 -0.773742627823737 0.400725556187771
3 1 -0.314370753687448 0.400725556187771
4 1 -0.162528674214722 0.345459558950616
5 1 -0.162007248481959 0.345270120120002
6 1 -0.161485601945292 0.345081290153852
7 1 -0.160963735315687 0.344893069309529
8 1 -0.160441649304411 0.344705457843563
9 1 -0.159919344623027 0.344518456011655
10 1 -0.159396821983398 0.344332064068674
11 1 -0.158874082097684 0.344146282268660
12 1 -0.158351125678341 0.343961110864819
13 1 -0.157827953438119 0.343776550109526

```

Figura B.3: Template file di testo contenente le coordinate della geometria.

In sostanza, una prima riga di intestazione come in figura e poi per le successive righe una colonna di tutti 1, una colonna con la coordinata x e la terza colonna con la coordinata y. Questo ripetuto per il numero di punti desiderato. Siccome attraverso il file importato sono stati inseriti sul CAD solo i punti del profilo, si procede ora alla creazione della geometria dell'ugello. Selezionando Sketch nella tab Design e poi il comando per creare le linee, è possibile generare la forma dell'ugello come in figura.

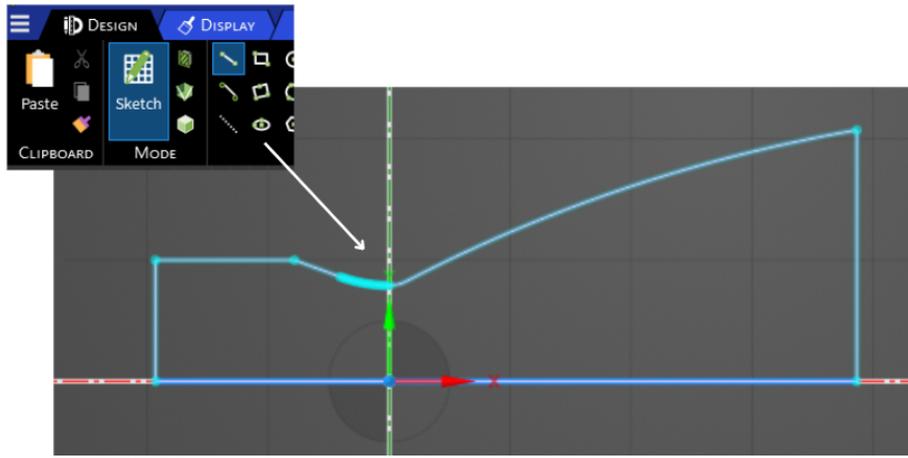


Figura B.4: Sketch dell'ugello.

Usando poi sempre il medesimo comando, è possibile creare delle linee che vadano a formare anche il dominio esterno all'ugello.

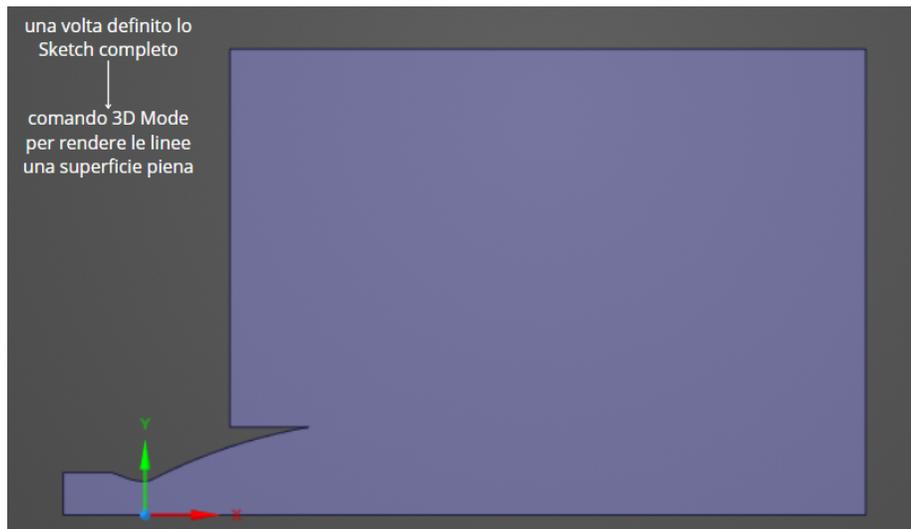


Figura B.5: Passaggio da Sketch a Superficie.

Per una maggior comodità nella successiva generazione della mesh, si divide questa superficie in più parti. Si entra nuovamente in modalità Sketch, cliccando il comando e in seguito la superficie appena creata. Disegnando le linee come in figura B.8 e poi utilizzando direttamente il comando Split, senza nemmeno uscire dallo Sketch, il software riconosce subito cosa si intende fare e usa le linee create come dei "tagli" sulla superficie di interesse. Si arriva in questo modo alla

definizione della geometria voluta ed è possibile passare al software successivo, Ansys Meshing, per la creazione della mesh.

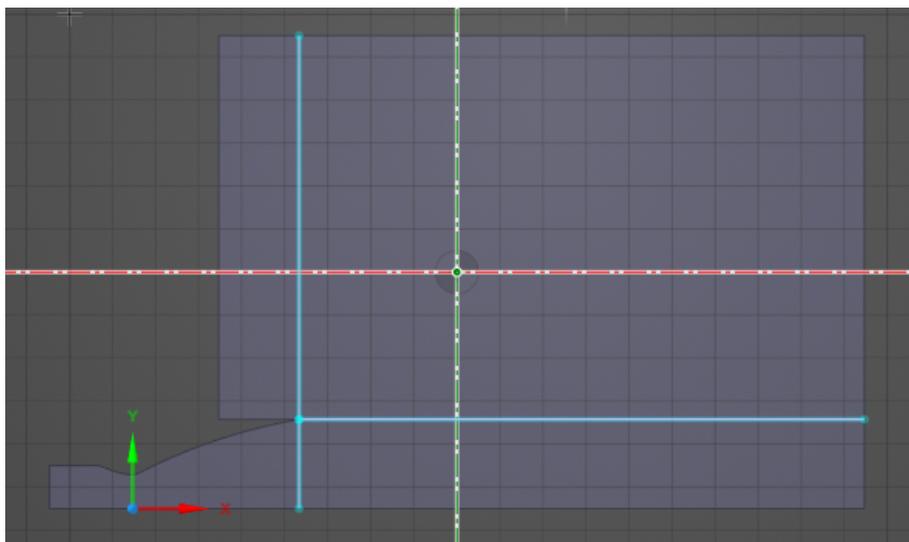


Figura B.6: Suddivisione della superficie.

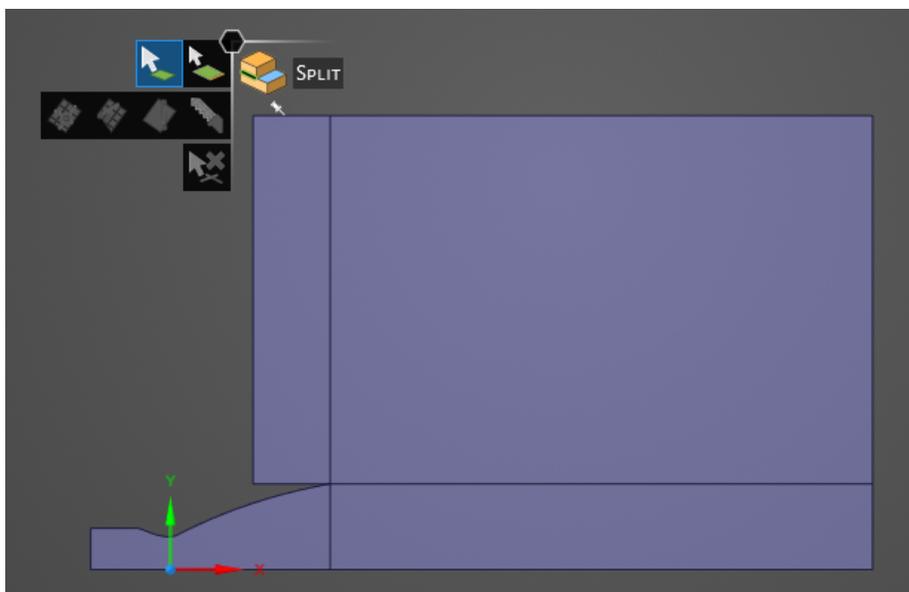


Figura B.7: Geometria finale pronta per generare la Mesh.

Una volta salvato il progetto, azione che si consiglia di fare spesso, e usciti

da Ansys Discovery, possiamo passare a quello che risulta il punto 2, la Mesh. Cliccando due volte, non prima di aver controllato che affianco a Geometry ci sia la spunta verde, si aprirà il software che permette di generare la griglia computazionale. All'apertura troveremo già importata la geometria creata in precedenza.

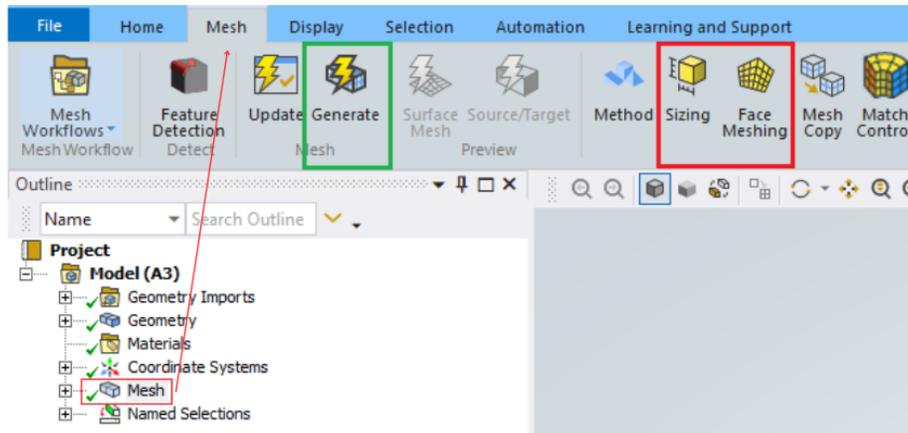


Figura B.8: Comandi fondamentali in Ansys Meshing.

Cliccando su Mesh nell'albero delle funzioni (sinistra dello schermo), apparirà una nuova tab in alto in cui troveremo tutti i comandi utili per la generazione della mesh. Per prima cosa si seleziona il comando Face Meshing, si sceglie la superficie e con il comando Generate il software implementa una prima mesh grossolana con impostazioni standard.

Il secondo comando fondamentale, che verrà utilizzato un gran numero di volte, è l'altro evidenziato in rosso nell'immagine, Sizing. Questo permette, dopo aver selezionato uno spigolo della geometria, di farne una partizione con determinate caratteristiche scelte.

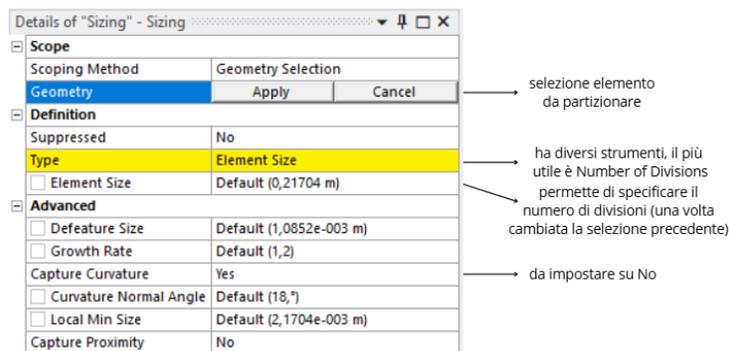


Figura B.9: Comando Sizing.

Come vediamo nell'immagine in primo luogo si deve selezionare un'oggetto da suddividere, cliccando Apply confermiamo la scelta. Una volta specificati i primi dettagli nel comando, esso si presenta in quest'altro modo

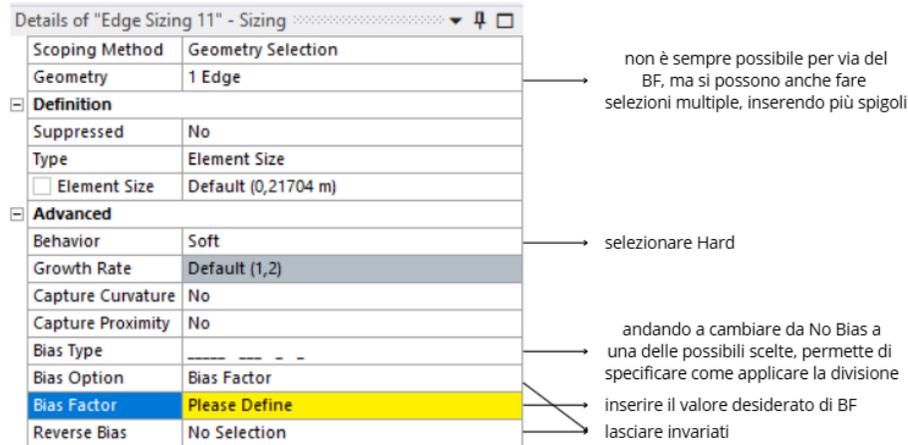


Figura B.10: Parametri finali del comando Sizing.

dove è ora possibile inserire anche divisioni non costanti lungo l'oggetto selezionato e specificare un Bias Factor. Infine, una volta inseriti tutti i parametri, basta selezionare un nuovo comando per salvare e uscire da quello in corso. Ripetendo questa operazione per tutti i lati o spigoli desiderati, si crea una mesh con le caratteristiche desiderate. Per visualizzarla cliccare sul comando Generate in alto e tutti i Sizing applicati verranno creati, formando una vera e propria griglia su tutto il dominio computazionale.

Ultima cosa da fare su Ansys Meshing, anche se molto importante, è creare una Named Selections che aiuterà nei prossimi passi su Fluent. Per farlo, è sufficiente selezionare uno o più spigoli con l'apposito tool (per selezione multipla premere Ctrl) e poi premere "n" sulla tastiera. Il tasto aprirà direttamente lo strumento per nominare gli oggetti selezionati e il nome dato apparirà subito sotto a Named Selections nell'albero delle funzioni a sinistra dello schermo.

Come al solito si può salvare il progetto e chiudere tornando così sulla Workbench di Ansys. Se di fianco a Mesh appare la spunta verde vuol dire che tutto è andato a buon fine e possiamo procedere facendo doppio click su Setup, che aprirà finalmente Ansys Fluent.

Per prima cosa, ancora all'interno del Fluent Launcher, si seleziona Doppia Precisione (Double Precision) per lo svolgimento dei calcoli e poi Start per entrare nel software. In figura B.11, troviamo la principale zona di lavoro, anche in questo caso fatta sullo stile di un'albero di funzioni, dove andranno specificati tutti i parametri per svolgere le simulazioni. Come per il Meshing, anche su Fluent troviamo già gli importati passi precedenti svolti tramite la Workbench, quindi sia la geometria che la mesh. Proprio a proposito di quest'ultima, il primo passo è svolgere un check che essa sia senza errori, si usa quindi il comando riquadrato

in rosso cliccando Perform Mesh Check. Se nella finestra in basso non compaiono errori si può procedere oltre. Sempre in rosso, troviamo anche cerchiate le procedure utilizzate per il presente lavoro tra quelle mostrate per General Setup.

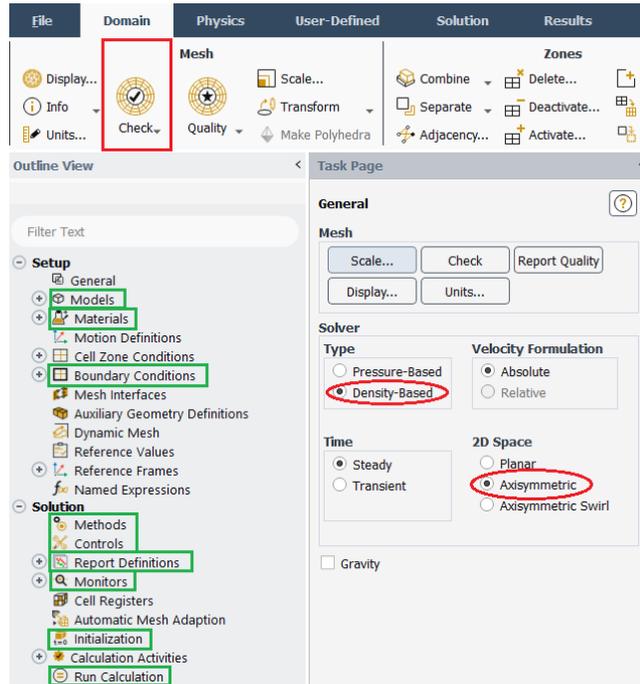


Figura B.11: Schermata iniziale Ansys Fluent.

in un vasto database offerto da software stesso. Il passo successivo è quello di specificare le Boundary Conditions, come detto anche nel documento, punto cruciale per la correttezza dei risultati. Entra anche in gioco a questo punto la Named Selections fatta in precedenza.

Grazie all'immagine B.12, si vede come, all'interno della finestra Zone, compaiono proprio gli oggetti a cui è stato dato un nome, riconosciuti da Fluent come bordi e possibili spigoli su cui inserire le condizioni al contorno. Selezionando uno dei campi è possibile poi specificare il tipo di condizione (Type), tra un elevato numero di possibilità, e poi anche scrivere (comando Edit) valori, come per esempio Temperatura, Pressione, Velocità e così via. In arancione si vede poi anche il comando per specificare le condizioni operative generali in cui la simulazione viene svolta (Operating Conditions). Tutte queste variabili o parametri utilizzati per il lavoro di tesi vengono specificati nel Capitolo 3 e quindi si evitano ripetizioni in questa appendice.

Procedendo lungo il percorso logico offerto dallo stesso software, impostiamo i Solution Methods: Formulation su Implicit, Flux Type con AUSM, poi per la distretizzazione spaziale si impostano Gradient come Least Squares Cell Based,

Nei riquadri verdi si vedono invece tutti gli altri ambienti che si andranno ad utilizzare per completare le informazioni necessarie al software. Partendo dall'alto verso il basso, facendo doppio click su Models si introdurranno specifiche sulla fisica del problema e sui modelli da utilizzare, si attiva sicuramente l'equazione dell'energia (Energy On) e si seleziona il modello di turbolenza (tramite l'opzione Viscus). In Materials è possibile inserire le caratteristiche del materiale utilizzato, potendo anche scegliere

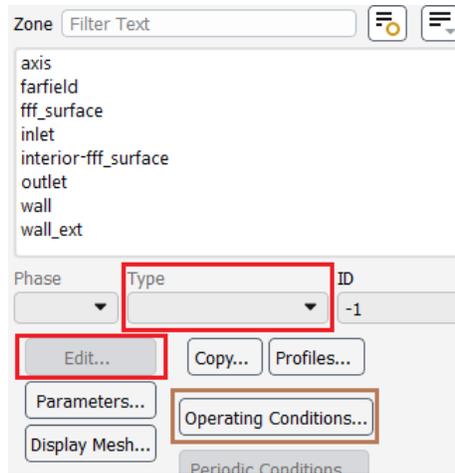


Figura B.12: Inserimento Boundary Conditions in Fluent.

Flow con First Order Upwind e infine sia Turbulent Kinetic Energy che Specific Dissipation Rate su Second Order Upwind. I Solution Controls vengono invece lasciati con i parametri standard, tranne il Courant Number che viene portato a 1 o anche valori inferiori (come 0.8 o 0.6) a seconda dell'andamento che si ottiene per i residui durante la simulazione.

Visto che potrebbe essere necessario inserire delle sonde di pressione, come nel caso della presente tesi, si mostra brevemente con implementare questo strumento. In Report Definitions è possibile creare diversi tipi di variabili da monitorare durante la simulazione.

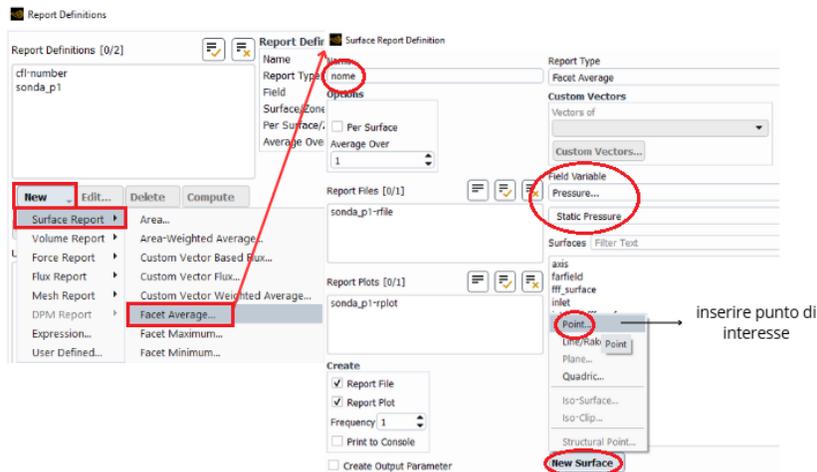


Figura B.13: Inserimento Sonda Virtuale.

Arrivati a questo punto non resta altro da fare che inizializzare la simulazione, cliccando su Initialization e selezionando Hybrid Initialization. Poco sotto, in Run Calculation, impostare il numero massimo di iterazioni in Number of Iterations e infine premere Calculate per far partire la simulazione vera e propria. Una volta terminata la simulazione saranno disponibili in Fluent tutti i dati necessari alla visualizzazione anche dei risultati, sempre sulla sinistra dello schermo, sotto Results, è possibile creare grafici dei cambi di interesse oppure grafici cartesiani delle variabili a seconda degli scopi della simulazione. I grafici possono anche essere esportati come immagini oppure direttamente come file di testo all'interno del quale si trovano i valori delle coordinate, questa seconda opzione risulta molto efficace se usata insieme a Matlab per esempio.

Nel caso vi sia l'interesse a svolgere delle simulazioni di Up Ramping (o Down Ramping), ci sono ancora alcuni passaggi da svolgere. Dopo aver fatto girare e salvato correttamente la simulazione, conviene creare un'apposita cartella sul proprio dispositivo e inserire al suo interno il progetto della Workbench e la cartella associata "nome_progetto_files". Se crea quindi una copia di questi due file nella stessa cartella e li si rinomina a piacimento, ma senza variare la struttura, quindi la cartella contenente tutti i file dovrà avere sempre lo stesso nome del progetto seguita da "_files". Si apre quindi nella Workbench il nuovo progetto (la copia del precedente) e si procede ad una nuova simulazione. Attenzione: riaprendo Fluent cliccare con il tasto destro su Solution e poi su Edit, altrimenti tutto il lavoro della precedente simulazione verrà cancellato e sarà come avere un progetto senza nessuna simulazione all'interno. Una volta riaperto Fluent, basterà andare a modificare la condizione iniziale di ingresso, sempre nella funzione Boundary Conditions, con quella calcolata per il secondo valore di NPR desiderato, e quindi andare nuovamente a cliccare Calculate. Non è infatti necessario inizializzare la simulazione, in quanto Fluent ha già al suo interno la simulazione svolta con il NPR precedente che sarà il punto di partenza per il nuovo valore di NPR. Ripetendo questi passaggi per ogni valore di NPR richiesto si ottiene un Up ramping per il componente in fase di studio.

Elenco delle figure

1.1	Endoreattore e le sue parti [6].	8
1.2	Schema della separazione del flusso [12].	10
1.3	Schema del flusso in ugelli TIC [6].	11
1.4	I vari Ugelli Avanzati descritti [6]: a) Aerospike circolare; b) Ugello con Inserto; c) Ugello Expansion-Deflection; d) Ugello Dual Throat; e) Ugello Dual Bell; f) Ugello Two-Positions.	15
1.5	Rappresentazione schematica della filosofia TICTOP [12].	16
1.6	Campo di flusso con approccio Euleriano [11].	17
1.7	Campo di flusso con approccio Lagrangiano [11].	18
1.8	Volume di controllo per la Legge di Conservazione della massa [3].	19
1.9	Volume di controllo fisso nello spazio [7].	19
1.10	Volume di controllo per la Legge di Conservazione della quantità di moto [3].	20
1.11	Forze di Superficie sul volume di controllo [3].	21
1.12	Volume di controllo per la conservazione dell'energia [3].	23
1.13	Modelli di Turbolenza disponibili in Ansys Fluent [5].	27
2.1	Definizione delle grandezze geometriche [6].	31
2.2	Tratto conico e CC [6].	32
2.3	Tratto divergente [6].	32
2.4	Schema rappresentativo per il disegno del tratto parabolico.	33
2.5	Geometria dei tre Ugelli.	35
2.6	Geometria ridimensionata dei tre Ugelli.	36
3.1	Discretizzazione tramite Volumi Finiti.	39
3.2	Dominio computazionale e sistema di riferimento scelti.	39
3.3	Spigoli del dominio e rispettivi nomi.	40
3.4	Dominio computazionale con specificata la divisione in celle.	41
3.5	Mesh finale completa (primo stadio).	43
3.6	Zoom della precedente mesh nella zona dell'ugello.	43
3.7	Esempio di Turbolenza e della dissipazioni di energia [5].	45
3.8	Andamento della pressione a parete al variare del numero di iterazioni.	53
3.9	Ingrandimento del grafico precedente nella zona di interesse.	54
3.10	Grafico delle regioni interne dello strato limite [5].	56

4.1	Interazioni Urti/Strato Limite nel caso di: a) Rampa; b) Lamina Piana; c) Gradino [4].	58
4.2	Tipica distribuzione di p_w nella zona di separazione [4].	59
4.3	Schema e punti caratteristici dei due modelli di separazione: FSS (sinistra) e RSS (destra) [4].	60
4.4	Illustrazione della configurazione Cap-Shock (sinistra), confrontata con la configurazione con Disco di Mach (destra) [4].	63
4.5	Analisi del modello Cap-Shock attraverso il diagramma pressione-deflessione [9].	63
4.6	Modello di transizione FSS-RSS e dati sperimentali per ugello Volvo S3 [4].	65
5.1	Campo di Mach a NPR = 5, stadio 1.	67
5.2	Valore di y_+ per NPR = 5, stadio 1.	67
5.3	Campo di Mach a NPR = 10, stadio 1.	68
5.4	Valore di y_+ per NPR = 10, stadio 1.	68
5.5	Campo di Mach a NPR = 15, stadio 1.	68
5.6	Valore di y_+ per NPR = 15, stadio 1.	69
5.7	Campo di Mach a NPR = 20, stadio 1.	69
5.8	Valore di y_+ per NPR = 20, stadio 1.	70
5.9	Campo di Mach a NPR = 25, stadio 1.	70
5.10	Valore di y_+ per NPR = 25, stadio 1.	70
5.11	Confronto della p_w al crescere del NPR.	71
5.12	Ingrandimento del grafico precedente nella zona di interesse.	71
5.13	Campo di Mach a NPR = 5, stadio 2.	72
5.14	Valore di y_+ per NPR = 5, stadio 2.	72
5.15	Campo di Mach a NPR = 10, stadio 2.	73
5.16	Valore di y_+ per NPR = 10, stadio 2.	73
5.17	Campo di Mach a NPR = 15, stadio 2.	73
5.18	Valore di y_+ per NPR = 15, stadio 2.	74
5.19	Campo di Mach a NPR = 20, stadio 2.	74
5.20	Valore di y_+ per NPR = 20, stadio 2.	74
5.21	Campo di Mach a NPR = 25, stadio 2.	75
5.22	Valore di y_+ per NPR = 25, stadio 2.	75
5.23	Campo di Mach a NPR = 30, stadio 2.	75
5.24	Valore di y_+ per NPR = 30, stadio 2.	76
5.25	Campo di Mach a NPR = 35, stadio 2.	76
5.26	Valore di y_+ per NPR = 35, stadio 2.	76
5.27	Confronto della p_w al crescere del NPR.	77
5.28	Ingrandimento del grafico precedente nella zona di interesse.	77
5.29	Campo di Mach a NPR = 5, stadio 3.	78
5.30	Valore di y_+ per NPR = 5, stadio 3.	78
5.31	Campo di Mach a NPR = 10, stadio 3.	79
5.32	Valore di y_+ per NPR = 10, stadio 3.	79
5.33	Campo di Mach a NPR = 15, stadio 3.	79
5.34	Valore di y_+ per NPR = 15, stadio 3.	80

5.35	Campo di Mach a NPR = 20, stadio 3.	80
5.36	Valore di $y+$ per NPR = 20, stadio 3.	81
5.37	Campo di Mach a NPR = 25, stadio 3.	81
5.38	Valore di $y+$ per NPR = 25, stadio 3.	81
5.39	Campo di Mach a NPR = 30, stadio 3.	82
5.40	Valore di $y+$ per NPR = 30, stadio 3.	82
5.41	Campo di Mach a NPR = 35, stadio 3.	82
5.42	Valore di $y+$ per NPR = 35, stadio 3.	83
5.43	Campo di Mach a NPR = 40, stadio 3.	83
5.44	Valore di $y+$ per NPR = 40, stadio 3.	83
5.45	Confronto della p_w al crescere del NPR.	84
B.1	Organizzazione della Workbench di Ansys.	93
B.2	Come importare la propria geometria in Discovery.	94
B.3	Template file di testo contenente le coordinate della geometria.	94
B.4	Sketch dell'ugello.	95
B.5	Passaggio da Sketch a Superficie.	95
B.6	Suddivisione della superficie.	96
B.7	Geometria finale pronta per generare la Mesh.	96
B.8	Comandi fondamentali in Ansys Meshing.	97
B.9	Comando Sizing.	97
B.10	Parametri finali del comando Sizing.	98
B.11	Schermata iniziale Ansys Fluent.	99
B.12	Inserimento Boundary Conditions in Fluent.	100
B.13	Inserimento Sonda Virtuale.	100

Elenco delle tabelle

3.1	Condizioni al contorno inserite per la condizione Pressure Inlet. . .	51
A.1	Principali dati iniziali da cui si ricavano gli ugelli.	88
A.2	Risultati per gli ugelli derivati dall'esercitazione 3 di Endoreattori. . .	89
A.3	Dati geometrici profilo del I Stadio.	90
A.4	Dati geometrici profilo del II Stadio.	91
A.5	Dati geometrici profilo del III Stadio.	92

Bibliografia.

- [1] *Ansys Fluent Theory Guide*, Ansys Inc., 2021, Ansys Europe
- [2] *Compressible Aerodynamics Calculator*, <https://devenport.aoe.vt.edu/aoe3114/calc.html> (visitato tra 27/11/24 e 6/3/25)
- [3] *Computational Fluid Dynamics for Incompressible Flow*, D. G. Roychowdhury, CRC Press, Taylor Francis Group, 2020
- [4] *Flow Processes in Rocket Engine nozzles with focus on Flow Separation and Side-Loads*, Jan Ostlund, Royal Institute of Technology, Stockholm, 2002
- [5] *Introduction to Ansys Fluent: Lecture 6, Turbulence Modeling*, Ansys Inc., 2010
- [6] *Materiale didattico del corso di Endoreattori*, Prof. D. Pastrone, Politecnico di Torino, corso di laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, A.A. 2022-2023
- [7] *Materiale didattico del corso di Fluidodinamica Computazionale*, Prof. D. D'Ambrosio, Politecnico di Torino, corso di laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, A.A. 2023-2024
- [8] *Materiale didattico del corso di Motori per Aeromobili*, Prof. D. Pastrone, Politecnico di Torino, corso di laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, A.A. 2022-2023
- [9] *Shock pattern in the plume of rocket nozzles: needs for design consideration*, G. Hagemann, M. Frey, Springer-Verlag, 2008
- [10] *Studio numerico di flussi separati in ugelli propulsivi*, Fatjon Tosku, Politecnico di Torino, Tesi di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, 2021
- [11] *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics: An Advanced Introduction with OpenFOAM and Matlab*, F. Moukalled, L. Mangani, M. Darwish, Springer, 2015
- [12] *The TICTOP nozzle - a new nozzle contouring concept*, M. Frey, K. Makowka, ArianeGroup, 2016

Ringraziamenti.

Il primo grande grazie va a mamma e papà, come anni fa non mi hanno mai messo pressione e non hanno mai dubitato della riuscita del mio percorso universitario. Nonostante non siano stati anni semplicissimi, non mi hanno mai fatto mancare nulla e hanno sempre capito i momenti che stavo passando.

Ringrazio anche le mie due sorelle, Chiara e Francesca, l'età ci ha sempre diviso, ma anche non vivendo insieme non è mai mancato il vostro interessamento e avete sempre cercato di aiutare per quanto fosse possibile, che fossero consigli, esperienze o cose più materiali.

Un sentito grazie a Lisa, la mia psicologa, forse una delle persone con cui ho parlato maggiormente in questi anni di magistrale al poli. Senza il percorso affrontato insieme sarei una persona diversa e la mia strada non sarebbe probabilmente arrivata dove si trova adesso. Non ti ringrazierò mai abbastanza.

Grazie a Ilaria e Nicolò, due amici che ci sono da tanto, se non da sempre, voi non siete andati via e abbiamo continuato a condividere momenti, più o meno felici, alcuni seri e altri ancora di svago.

Grazie anche alla Consulta Giovanile di Druento, siete riusciti a farmi nuovamente sentire parte di qualcosa e a darmi una casa in cui studiare con qualcuno. Non mi sarei mai aspettato una realtà del genere nel paese in cui vivo e sono contento di farne parte per quello che posso, grazie davvero a chiunque vi partecipi.

Ringrazio anche chi con me ha condiviso parte di questo percorso universitario, Simone Pietro, Simone, Lorenzo e Francesco. Solo chi lo vive può capire a pieno il poli, con voi si è creato un bel rapporto e avete fatto tanto anche senza saperlo.

Infine un grazie al mio relatore, il Professor E. Martelli, si è dimostrato super disponibile fin da subito e ha cercato di esserlo per tutto il tempo. Mi ha dato un grande aiuto e soprattutto non ha messo pressione, ha lasciato che il lavoro fosse mio mettendo i giusti paletti. Una persona di grandi valori e che rispetta davvero gli studenti, nel mondo del Politecnico odierno trovare persone così è più unico che raro.

Per ultimo, ma non per importanza, un gigantesco grazie a me. Io so quanto ho sacrificato, io so quanto sudore si versa, io so quanto a volte ho accettato pur meritando altro, io so il tempo che ho speso, io so quando il poli renda la vita difficile. Grazie, ci hai creduto, hai faticato, ci sei riuscito.