



**Politecnico  
di Torino**

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea

**Studio dell'interazione e della formazione di  
onde d'urto interne ed esterne in ugelli  
parabolici convergenti-divergenti**

**Relatore:**  
Prof. Martelli Emanuele

**Candidato:**  
Spina Daniele  
S317559

A.A. 2024/2025



## ABSTRACT

L'industria spaziale ha subito un notevole incremento e sviluppo negli ultimi decenni. Un numero considerevole di configurazioni di ugelli di scarico sono state studiate al fine di capirne le problematiche e aumentarne le prestazioni. Oggetti chiave di queste problematiche sono la separazione del flusso in fase di espansione, in prossimità della parete, e la generazione di onde d'urto internamente al tratto divergente e a valle di esso. L'azione separata o congiunta di questi elementi può portare alla formazione di forze laterali, perpendicolari all'asse dell'ugello, dette "*side load*", le quali possono arrecare gravi danni, in alcuni casi anche rottura esplosiva, all'ugello stesso e/o ai vari componenti costituenti l'apparato di spinta del vettore.

In questo elaborato di tesi si vuole studiare il modo in cui interagiscono l'urto interno (debole) e quello esterno (forte) sopra citati. Si sono presi in esame due differenti ugelli. Il primo è della tipologia TIC, ripreso dal lavoro di R. Stark e G. Hagemann, "*Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows*", si è studiato il suo comportameto mediante l'utilizzo del software ANSYS FLUENT e si sono confrontati i dati ottenuti dalle simulazioni con quelli sperimentali al fine di individuare una corretta configurazione dei parametri del software per il lavoro successivo.

Il secondo ugello preso in esame è di tipo parabolico . In questo caso, si voleva studiare un transitorio di accensione del componente in questione. Per farlo si sono adattate le dimensioni, scalandole, per renderle confrontabili con quelle del primo ugello studiato. In seguito si è ridisegnata la parete del tratto divergente, mantenendo invariati gli angoli geometrici caratteristici, in modo da avere un numero di Mach in uscita quanto più simile a quello di progetto dell'esperienza considerato. Una volta che si è ottenuta la nuova geometria si è simulato il funzionamento variando l'angolo iniziale del tratto divergente e il Nozzle Pressure Ratio (NPR).

## ABSTRACT (ENGLISH)

The space industry has experienced significant growth and development in recent decades. A substantial number of exhaust nozzle configurations have been studied to better understand their issues and improve their performance. Key challenges in this context include flow separation during expansion near the wall, as well as the generation of shock waves within the divergent section and downstream itself. The separated or combined effects of these phenomena can lead to the formation of lateral forces, perpendicular to the nozzle axis, commonly referred to as "*side loads*", which can cause considerable damage, and in some cases, even catastrophic failure of the nozzle and/or the various components of the vehicle's propulsion system.

This thesis aims to investigate the interaction between the internal (weak) shock and external (strong) shock waves mentioned above. Two distinct nozzles are analyzed in this study. The first nozzle is based on the work of R. Stark and G. Hagemann, "*Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows*", and its behavior is examined through simulations using ANSYS FLUENT. The obtained results are then compared with experimental data to determine the correct parameter settings for the software to be used in subsequent analyses.

The second nozzle considered is a parabolic one. In this case, the study focuses on simulating a transient ignition of the component. To enable a comparison with the first nozzle, the dimensions were scaled appropriately. The divergent section wall was then redesigned, ensuring that the characteristic geometric angles remained unchanged, so as to achieve an exit Mach number as close as possible to the designed value of the reference experiment. After obtaining the new geometry, the system's behavior was simulated by systematically varying the initial angle of the divergent section and the nozzle pressure ratio (NPR).





# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Ugelli</b>	<b>3</b>
2.1	Prestazioni . . . . .	3
2.2	Tipologie di ugelli . . . . .	7
2.2.1	Ugello conico . . . . .	7
2.2.2	Ugello ideale . . . . .	8
2.2.3	TIC - <i>Truncated Ideal Contour</i> . . . . .	9
2.2.4	TOC - <i>Thrust Optimised Contour</i> . . . . .	10
2.2.5	TOP - <i>Thrust Optimised Parabolic</i> . . . . .	12
2.3	Flusso di scarico negli ugelli . . . . .	15
<b>3</b>	<b>Fenomeni di separazione del flusso</b>	<b>18</b>
3.1	Interazione urto-strato limite . . . . .	19
3.1.1	Flusso su rampa . . . . .	20
3.1.2	Riflessione di un'onda d'urto . . . . .	20
3.1.3	Separazione indotta da uno scalino . . . . .	20
3.2	Separazione del flusso negli ugelli . . . . .	21
3.3	FSS - <i>Free Shock Separation</i> . . . . .	22
3.4	RSS - <i>Restricted Shock Separation</i> . . . . .	23
3.5	Criteri per la prevenzione della separazione del flusso . . . . .	24
<b>4</b>	<b>Analisi CFD</b>	<b>25</b>
4.1	Flusso non viscoso . . . . .	25
4.2	Flusso viscoso . . . . .	26
<b>5</b>	<b>Ugello TIC senza campo esterno</b>	<b>28</b>
5.1	Geometria . . . . .	28
5.2	Analisi . . . . .	28
<b>6</b>	<b>Ugello TIC con campo esterno</b>	<b>30</b>
6.1	Geometria . . . . .	30
6.2	Mesh campo interno . . . . .	30
6.2.1	Free Shock Separation - FSS . . . . .	32
6.3	Mesh campo esterno . . . . .	33
6.4	Risultati . . . . .	34
6.5	Confronto modelli di turbolenza . . . . .	37
<b>7</b>	<b>Ugello Parabolico</b>	<b>44</b>
7.1	Risultati Euleriani . . . . .	52
7.2	Risultati con modello di turbolenza SST $k\omega$ . . . . .	55
<b>8</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>63</b>

<b>Ringraziamenti</b>	<b>65</b>
<b>Riferimenti bibliografici</b>	<b>67</b>
<b>Appendice</b>	<b>68</b>

## Elenco delle figure

1.1	Schema motore [2] . . . . .	1
2.1	$C_F(\epsilon)$ [3] . . . . .	5
2.2	Separazione del flusso[4] . . . . .	6
2.3	Regimi di funzionamento ugello . . . . .	6
2.4	$C_F(z)$ [3] . . . . .	7
2.5	Ugello conico . . . . .	8
2.6	Struttura di base in un ugello ideale . . . . .	9
2.7	Linee caratteristiche di un ugello ideale, $M_d = 4.6, \gamma = 1.2, L = 50r_t$ . . . . .	9
2.8	Ugello ottimale in base ai vincoli di troncatura . . . . .	10
2.9	TOC con metodo Rao [2] . . . . .	11
2.10	Linee caratteristiche in gola di un ugello Rao-Shmyglevsky [2] . . . . .	11
2.11	Confronto tra TIC e Rao-Shmyglevsky (TOC) [2] . . . . .	12
2.12	Parametri geometrici TOP [2] . . . . .	13
2.13	Efficienza TOP in funzione di $L_f$ [2] . . . . .	14
2.15	Linee caratteristiche in un ugello parabolico [2] . . . . .	14
2.14	$\theta_N$ e $\theta_E$ in funzione di $L_f$ [2] . . . . .	15
2.16	Variazione di $M_K$ al variare di $\theta_N$ [2] . . . . .	15
2.17	a)Vulcain, flusso sovra-espanso con disco di Mach classico, b)Vulcain con flusso sovra-espanso con modello d'urto "cap-shock", c)RL10-A5, flusso sovra-espanso con apparente riflessione regolare, d)Saturn 1-B, flusso sotto-espanso [2] . . . . .	16
2.18	"Cap-shock" pattern e disco di Mach [2] . . . . .	16
2.19	Transizione da "Cap-shock" pattern a disco di Mach [2] . . . . .	17
3.1	Profilo di velocità nello strato limite e andamento delle linee di corrente nella transizione e separazione [14] . . . . .	19
3.2	Flusso su rampa [2] . . . . .	19
3.3	Riflessione dell'onda d'urto [2] . . . . .	20
3.4	Separazione indotta da uno scalino [2] . . . . .	20
3.5	Punti caratteristi FSS . . . . .	22
3.6	Punti caratteristi RSS . . . . .	23
4.1	profilo di velocità a parete in un flusso viscoso [5] . . . . .	26
5.1	Quote ugello . . . . .	28
6.1	Quote campo esterno . . . . .	30
6.2	Valori $y+$ a parete per diversi bias factor . . . . .	31

6.3	Confronto mesh con campo esterno . . . . .	32
6.4	Confronto dei risultati con punti caratteristici della FSS . . . . .	33
6.5	Mesh con campo esterno . . . . .	34
6.6	Confronto mesh del campo esterno . . . . .	35
6.7	Dimensioni mesh . . . . .	36
6.8	Dettaglio strato limite . . . . .	36
6.9	Risultati con mesh scelta . . . . .	37
6.10	Pressione statica a parete con diversi modelli di turbolenza . . . . .	38
6.11	Pressione assiale con diversi modelli di turbolenza . . . . .	39
6.12	Risultati con modello SST $k-\omega$ , effetto della compressibilità . . . . .	40
6.13	Risultati con modello SST $k-\epsilon$ . . . . .	41
6.14	Risultati con modello SST $k-\epsilon$ , effetto della compressibilità . . . . .	42
6.15	Risultati con modello S-A . . . . .	43
7.1	Ugello con quote . . . . .	44
7.2	Risultati ugello esercitazione 3 - Endoreattori . . . . .	45
7.3	Quote ugello ridisegnato . . . . .	46
7.4	Risultati ugello ridisegnato esercitazione 3 - Endoreattori, NPR = 10 . . . . .	47
7.5	Risultati ugello ridisegnato esercitazione 3 - Endoreattori, NPR = 15 . . . . .	48
7.6	Risultati ugello ridisegnato esercitazione 3 - Endoreattori, NPR = 20 . . . . .	49
7.7	Risultati ugello ridisegnato esercitazione 3 - Endoreattori, NPR = 25 . . . . .	50
7.8	Risultati ugello ridisegnato esercitazione 3 - Endoreattori, NPR = 30 . . . . .	51
7.9	Ugello ridisegnato, confronto NPR . . . . .	52
7.10	Ugello con $\theta_n = 20^\circ$ , risultati euleriani . . . . .	53
7.11	Ugello con $\theta_n = 25^\circ$ , risultati euleriani . . . . .	53
7.12	Ugello con $\theta_n = 27.5^\circ$ , risultati euleriani . . . . .	53
7.13	Ugello con $\theta_n = 30^\circ$ , risultati euleriani . . . . .	54
7.14	Ugello con $\theta_n = 35^\circ$ , risultati euleriani . . . . .	54
7.15	Ugello con $\theta_n = 40^\circ$ , risultati euleriani . . . . .	54
7.16	Ugello con $\theta_n = 20^\circ$ , NPR = 5 . . . . .	55
7.17	Ugello con $\theta_n = 20^\circ$ , NPR = 10 . . . . .	55
7.18	Ugello con $\theta_n = 20^\circ$ , NPR = 15 . . . . .	56
7.19	Ugello con $\theta_n = 20^\circ$ , NPR = 20 . . . . .	56
7.20	Ugello con $\theta_n = 40^\circ$ , NPR = 5 . . . . .	56
7.21	Ugello con $\theta_n = 40^\circ$ , NPR = 10 . . . . .	57
7.22	Ugello con $\theta_n = 40^\circ$ , NPR = 15 . . . . .	57
7.23	Ugello con $\theta_n = 40^\circ$ , NPR = 20 . . . . .	57
7.24	Ugello con $\theta_n = 40^\circ$ , NPR = 12.5 . . . . .	58
7.25	Ugello con $\theta_n = 40^\circ$ , NPR = 17.5 . . . . .	58
7.26	Ugello con $\theta_n = 40^\circ$ , NPR = 22.5 . . . . .	58

7.27	Zona in cui si crea la bolla di ricircolo . . . . .	59
7.28	Particolare bolla di ricircolo, $\theta_n = 40^\circ$ - NPR = 15 . . . . .	59
7.29	Particolare bolla di ricircolo, $\theta_n = 40^\circ$ - NPR = 17.5 . . . . .	60
7.30	Particolare bolla di ricircolo, $\theta_n = 40^\circ$ - NPR = 22.5 . . . . .	60
7.31	Pressione totale, $\theta_n = 40^\circ$ - NPR = 15 . . . . .	61
7.32	Pressione totale, $\theta_n = 40^\circ$ - NPR = 17.5 . . . . .	62
7.33	Pressione totale, $\theta_n = 40^\circ$ - NPR = 20 . . . . .	62
A1	Elenco punti . . . . .	68
A2	File geometria . . . . .	69
A3	Profilo senza campo esterno . . . . .	69
A4	Esportazione del file .step . . . . .	70
A5	Profilo con campo esterno . . . . .	70
A6	Segmento verticale . . . . .	71
A7	Impostazione analisi 2D . . . . .	71
A8	Creazione nuovo progetto . . . . .	72
A9	Importazione geometria . . . . .	72
A10	Generazione della geometria . . . . .	73
A11	Scala del dominio . . . . .	73
A12	Impostazione fattore di scala . . . . .	74
A13	Posizione "Sketching" . . . . .	74
A14	Linee su dominio . . . . .	74
A15	Posizionamento linee . . . . .	75
A16	"Lines from Sketches" . . . . .	75
A17	Psizione "Projection" . . . . .	76
A18	Projection: selezione linee . . . . .	76
A19	Projection: selezione area target . . . . .	77
A20	Posizione "Suppress Body" . . . . .	77
A21	Posizione "Surface - fluid" . . . . .	77
A22	Mesh . . . . .	78
A23	Posizione "Face Meshing" . . . . .	78
A24	Posizione "Generate Mesh" . . . . .	79
A25	Mesh iniziale . . . . .	79
A26	Posizione "Sizing" . . . . .	80
A27	Sizing "Edge" . . . . .	80
A28	Mesh strutturata . . . . .	81
A29	Impostazione "Bias Factor" . . . . .	81
A30	Mesh finale . . . . .	82
A31	Messaggio di warning - impostazione tolleranza celle . . . . .	82
A32	Inlet . . . . .	83
A33	Outlet . . . . .	83
A34	Symmetry . . . . .	84
A35	Wall 1 e wall 2 . . . . .	84
A36	Farfield . . . . .	85
A37	Posizione "Fluid" . . . . .	85

A38	Posizione "Update" . . . . .	86
A39	Fluent "Start" . . . . .	87
A40	Fluent - General . . . . .	87
A41	Fluent - Energy equation . . . . .	88
A42	Fluent - Impostazioni fluido di lavoro . . . . .	89
A43	Fluent - Impostazione pressione di riferimento . . . . .	89
A44	Fluent - Selezione fluido di lavoro . . . . .	90
A45	Fluent - Impostazione "Pressure Inlet" . . . . .	90
A46	Fluent - Impostazione "Total Temperature" . . . . .	91
A47	Fluent - Impostazione "Pressure Outlet" . . . . .	91
A48	Fluent - Impostazione "Axis" . . . . .	92
A49	Fluent - Impostazione "Pressure Far-field" . . . . .	93
A50	Fluent - Impostazione "Compute From: Inlet" . . . . .	93
A51	Fluent - Impostazione metodo di calcolo . . . . .	94
A52	Fluent - Impostazione numero di Courant . . . . .	95
A53	Fluent - Impostazione residui . . . . .	95
A54	Fluent - Inizializzazione . . . . .	96
A55	Fluent - Impostazione numero iterazione . . . . .	97
A56	Fluent - Contours . . . . .	97
A57	Fluent - Vectors . . . . .	98
A58	Fluent - XY plots . . . . .	98

# 1 Introduzione

Affinchè una reazione di combustione avvenga, c'è bisogno di un rapporto ottimale di combustibile e ossidante. Nel settore aeronautico vengono utilizzati dei motori appartenenti parte della categoria chiamata "Esoreattori" [1]. Tali motori utilizzano, come ossidante, l'ossigeno presente nell'aria esterna, aspirata attraverso delle prese d'aria. Nel settore spaziale questo non può avvenire a causa dell'elevata differenza di quota tra il punto in cui avviene l'accensione del vettore ed il punto finale in orbita, variabile a seconda della missione ma che in ogni caso presenta una rarefazione dell'aria tale da non consentirne l'aspirazione per l'utilizzo in camera di combustione.

Per ovviare a questo problema si è sviluppata una nuova famiglia di motori: gli "Endoreattori". A differenza della categoria precedente, questa presenta non solo un serbatoio di combustibile ma anche uno di ossidante. I due elementi vengono poi miscelati e combusti in camera di combustione, portando ad un aumento di pressione e temperatura, e i gas di scarico generati vengono fatti espandere in un ugello convergente divergente. Nella seguente figura si riporta uno schema del motore.

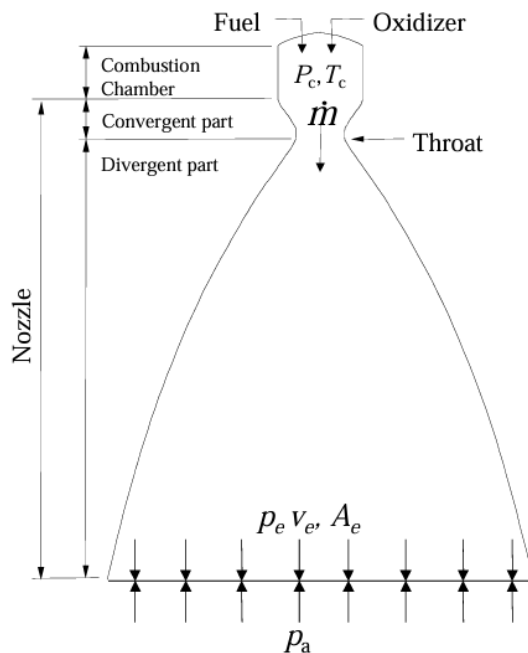


Figura 1.1: Schema motore [2]

L'ugello è l'ultimo componente del sistema propulsivo ed è composto da:

- un tratto convergente il cui compito è quello di espandere il flusso facendolo accelerare fino alla sezione con raggio minore detta "gola". La velocità caratteristica di questo tratto è inferiore a quella del suono pertanto per portare ad un aumento di essa, diminuendo la pressione, si ha bisogno di una sezione che diminuisca lungo l'asse dell'ugello. Questo

tratto deve essere progettato in modo da garantire un numero di Mach unitario in corrispondenza della sezione di gola;

- un tratto divergente il cui scopo è quello di accelerare ulteriormente il flusso proveniente dal tratto precedente, portando, anche in questo caso, ad una diminuzione della pressione. I gas raggiungono un Mach supersonico ( $M > 1$ ) e vengono poi espulsi in atmosfera.

Le prestazioni dell'ugello dipendono dalla forma del tratto divergente, dalle caratteristiche geometriche dello stesso e dal rapporto tra l'area in uscita e l'area di gola. Nella seconda metà del XX secolo sono state studiate nel dettaglio varie configurazioni in modo da ottenere le migliori prestazioni possibili.

Nonostante si siano raggiunti dei traguardi ingegneristicamente molto complessi e studiati nei minimi particolari per ciascun tipo di missione, le problematiche non sono mai state eliminate del tutto.

Uno dei problemi principali è il distacco del flusso dalla parete del tratto divergente, il quale genera delle oscillazioni del campo di pressione che possono, a loro volta, indurre delle forze laterali, talvolta asimmetriche rispetto all'asse dell'ugello, in grado di danneggiare il componente in questione, compromettendone il suo funzionamento.

Un ulteriore problema è la formazione di onde d'urto, sia interne che esterne all'ugello. Queste si generano quando il flusso passa da una velocità supersonica ad una subsonica, rappresentano una fonte molto importante di perdite, pertanto è molto importante comprendere come interagiscono tra loro e in che modo si possa ridurre la loro formazione.

In questo elaborato viene presentato uno studio, effettuato con l'ausilio del software ANSYS FLUENT, sulla formazione delle onde d'urto di cui sopra e in che modo queste interagiscano tra loro al variare dei parametri geometrici del tratto divergente e delle condizioni al contorno (in particolare la pressione ambiente).

Si è studiato il funzionamento di motori in scala ridotta mediante simulazioni CFD (Computational Fluid Dynamics) durante il transitorio di accensione, caratterizzato da tempi lunghi, dell'ordine dei secondi.

Al termine del lavoro, sono state individuate le configurazioni maggiormente interessate dai fenomeni dissipativi precedentemente descritti. Sarebbe interessante, in prospettive future, fornire una stima qualitativa delle variazioni delle prestazioni e studiare eventuali sistemi da implementare al fine di aumentarle.



## 2 Ugelli

### 2.1 Prestazioni

La spinta viene generata partendo da una reazione di combustione con conseguente espansione dei gas di scarico nell'ugello. La variazione della velocità tra l'ingresso e l'uscita dell'ugello produce una variazione di quantità di moto che a sua volta genera una forza che permette al velivolo di staccarsi da terra.

Come anticipato, l'espansione imposta ai gas di scarico, dipende fortemente dalla geometria del componente, in particolar modo dal *rapporto di espansione*  $\epsilon$  [3]:

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\Gamma}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}} \quad (1)$$

Dove:

- $\Gamma = \frac{\sqrt{\gamma}}{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$ ;
- $\gamma$  è il rapporto dei calori specifici;
- $P_c$  e  $P_e$  sono le pressioni in camera di combustione e in corrispondenza della sezione di uscita.

Si evince che l'espansione in ugello dipendono anche dal tipo di gas, quindi anche dal tipo di combustibile/ossidante utilizzato. Una volta stabilito il propellente, la fase di espansione dipende solamente dalla geometria, la quale impatta anche sul valore di pressione in corrispondenza dell'uscita.

La spinta può essere ricavata utilizzando espressioni differenti, in ciascuna di queste compaiono dei parametri di uso comune in ambito propulsivo:

$$F = \dot{m}w_e + A_e(p_e - p_0) = C_F p_c A_t = \dot{m}I_{sp} \quad (2)$$

Le grandezze riportate nell'espressione (2) sono:

- $\dot{m}$  la portata;
- $w_e$  la velocità di uscita del flusso;
- $p_0$  la pressione ambiente;

- $C_F$  il coefficiente di spinta (adimensionale), fornisce l'aumento della spinta dovuto all'espansione dei gas di scarico nel tratto divergente rispetto alla spinta che si otterrebbe se la pressione in camera ( $p_c$ ) agisse solamente sulla sezione di gola [2], esprime, quindi, una valutazione della qualità dell'ugello;
- $I_{sp}$  l'impulso specifico, ovvero quanto efficientemente una portata di propellente viene convertita in spinta [2].

La velocità di uscita  $w_e$  può essere calcolata attraverso un bilancio entalpico tra il punto di ingresso e quello di uscita dell'ugello. In relazione alla figura 1.1, in prossimità del primo punto si hanno valori di temperatura  $T_c$  e pressione  $p_c$  mentre in corrispondenza del secondo si hanno  $T_e$  e  $p_e$ . Uguagliando l'entalpia totale si ha:

$$h_c + \frac{w_c^2}{2} = h_e + \frac{w_e^2}{2} \quad (3)$$

La velocità all'interno della camera di combustione sono basse, pertanto il contributo cinetico può essere trascurato ( $w_c = 0$ ). Sostituendo i valori di entalpia con i rispettivi valori di  $c_p T$ , si può esplicitare la velocità  $w_e$  esprimendola in funzione del rapporto di espansione  $\beta = \frac{p_c}{p_e}$ :

$$w_e = \sqrt{2(h_c - h_e)} = \sqrt{2c_p(T_c - T_e)} = \sqrt{2c_p T_c \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right)}$$

$$= \sqrt{2c_p T_c \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right)} \quad (4)$$

$$(5)$$

Il coefficiente di spinta è per definizione

$$C_F = \frac{F}{p_c A_t} \quad (6)$$

Riprendendo l'eq 2, lo si può esprimere in funzione delle proprietà del fluido ( $\gamma, p_c, p_e$ ), dalle proprietà dell'ugello ( $\epsilon$ ) e dall'ambiente ( $p_0$ ):

$$C_F = \frac{\dot{m}w_e + A_e(p_e - p_0)}{p_c A_t}$$

$$= \left[ \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} R T_c \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} \Gamma + \epsilon \frac{p_e}{p_c} \right] - \epsilon \frac{p_0}{p_c} \quad (7)$$

Il termine all'interno delle parentesi quadre, non dipende dalle condizioni ambientali, pertanto corrisponde al coefficiente di spinta ottenibile se il motore si trovasse nel vuoto ( $p_0 = 0$ ). Il termine  $\epsilon \frac{p_0}{p_c}$  dipende dall'ambiente ed avendo segno negativo genera un contributo, alla spinta, anch'esso negativo. Considerando costanti  $\gamma$  e  $p_0/p_c$ , si può studiare l'andamento del  $C_F$  al variare del rapporto delle aree  $\epsilon$ . Il suo andamento è riportato nella figura 2.1.

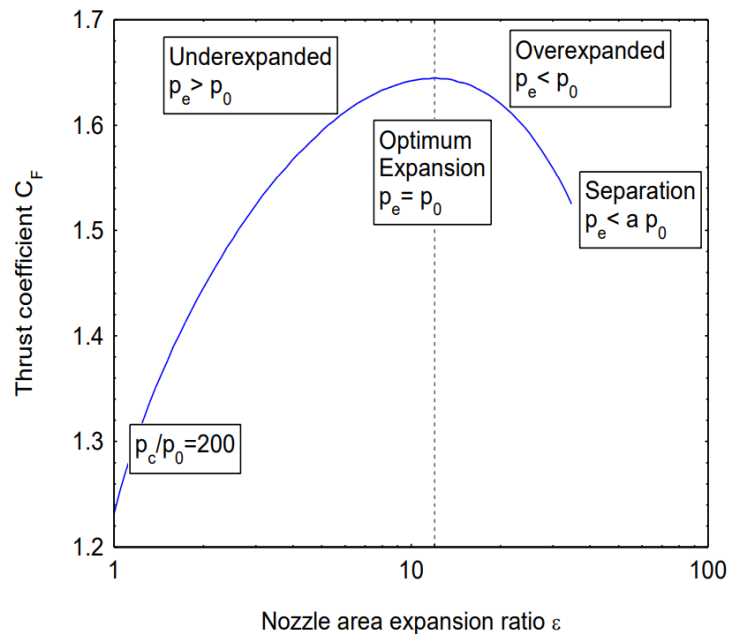


Figura 2.1:  $C_F(\epsilon)$  [3]

Si evince che l'andamento, del parametro in questione, ha un andamento a campana contraddistinto da tre configurazioni del flusso dell'ugello (figura 2.3):

- ugello sotto-espanso,  $p_e > p_0$ . In questa fase non si hanno problemi di forze laterali e la spinta ottenuta ha un valore inferiore a quello massimo;
- ugello adattato,  $p_e = p_0$ . Si ottiene la spinta massima e l'espansione raggiunge il suo punto ottimale;
- ugello sovra-espanso,  $p_e < p_0$ . La curva si interrompe nel punto in cui il gradiente di pressione è eccessivamente avverso e genera una separazione del flusso dalla parete (si veda il capitolo 3). In questa fase si genera un urto obliquo con conseguente formazione di bolle di ricircolo. Il punto di separazione oscilla (anche in modo asimmetrico) e come conseguenza a questi fenomeni, insorgono i *side load* (figura 2.2), responsabili di vibrazioni e danneggiamento dell'apparato propulsivo.

Come precedentemente riportato, l'espressione del  $C_F$  ha al suo interno la pressione ambiente  $p_0$  e variando, quest'ultima, con la quota, si ha anche

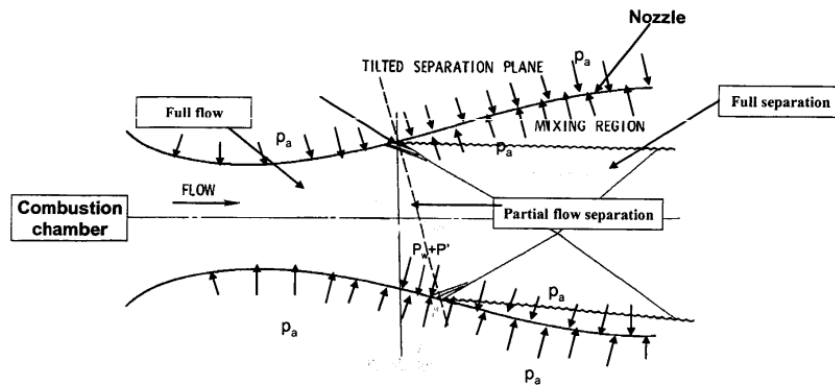


Figura 2.2: Separazione del flusso[4]

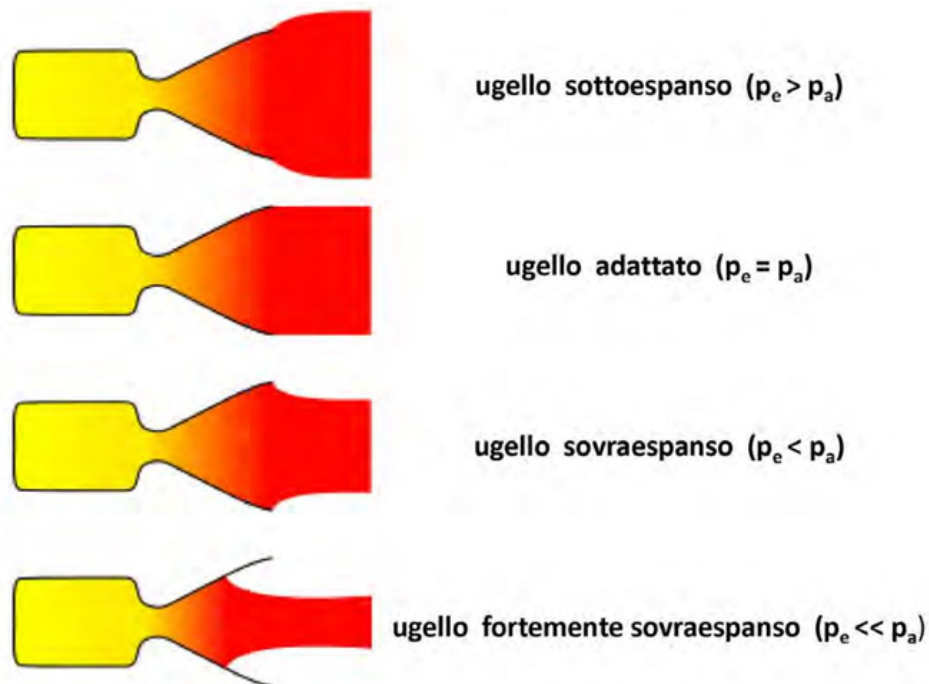


Figura 2.3: Regimi di funzionamento ugello

una variazione del parametro prestazionale con l'aumento di quota. Durante l'ascesa il termine negativo diminuisce dato che la pressione ambiente tende a zero. Globalmente, avendo una quota crescente, si può dire che il punto massimo di  $C_F$  si sposta verso destra a causa di una riduzione di  $p_0/p_c$ . Con esso si sposta anche il punto di separazione, il quale tenderà a scomparire nel vuoto.

L'impulso specifico è per definizione

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} = \frac{mg_0\Delta t}{mg_0} = \Delta t \quad (8)$$

Dove  $g_0$  è l'accelerazione di gravità (considerata costante) Dall'eq (8) si evince che il parametro in questione è espresso in secondi, difatti rappresenta il

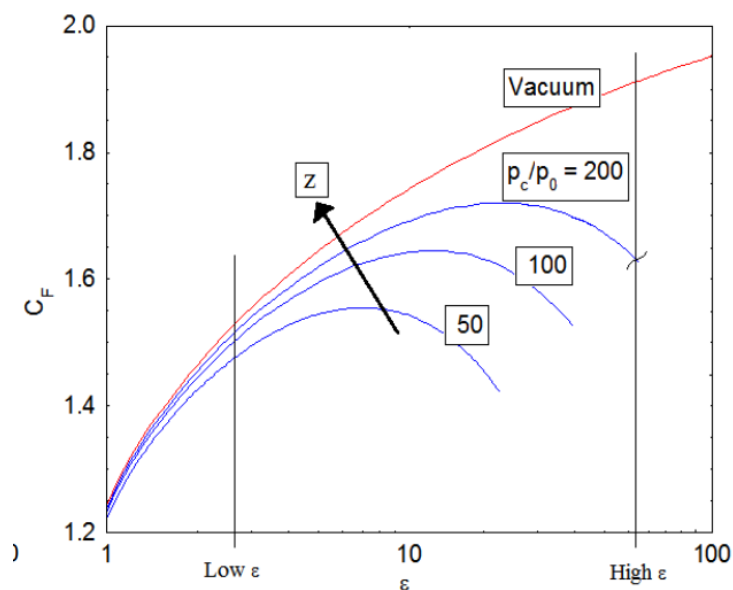


Figura 2.4:  $C_F(z)$  [3]

tempo di funzionamento di un endoreattore in grado di sostenersi sulla superficie della terra con accelerazione  $g_0$ . Impulsi specifici elevati implicano tempi di funzionamento elevati.

Dalle considerazioni di cui sopra, le prestazioni migliori ottenibili da un ugello si ottengono in caso di adattamento ( $p_e = p_0$ ). Sono state studiate molte soluzioni per permettere al componente in esame di adattarsi anche a quote differenti ma tali meccanismi risultano complessi e, solitamente, pesanti pertanto si ricerca un *area ratio* specifico per le richieste della missione. Le perdite dovute ad un non adattamento possono arrivare al 15% ([2]) rispetto al medesimo componente in condizioni ottimali. In linea di massima si preferisce avere un ugello sovra-espanso nelle prime fasi della missione (accensione e decollo) con un progressivo miglioramento durante l'ascesa in modo da avere una sovra-espansione non eccessiva nel vuoto. A causa di questa prima fase di sotto-espansione, si vuole studiare in maniera dettagliata il funzionamento degli ugelli per comprenderne al meglio le problematiche e ridurre i carichi laterali.

## 2.2 Tipologie di ugelli

### 2.2.1 Ugello conico

Storicamente è stato il primo ugello ad essere stato utilizzato, ciò era dovuto alla sua semplicità di funzionamento e di fabbricazione.

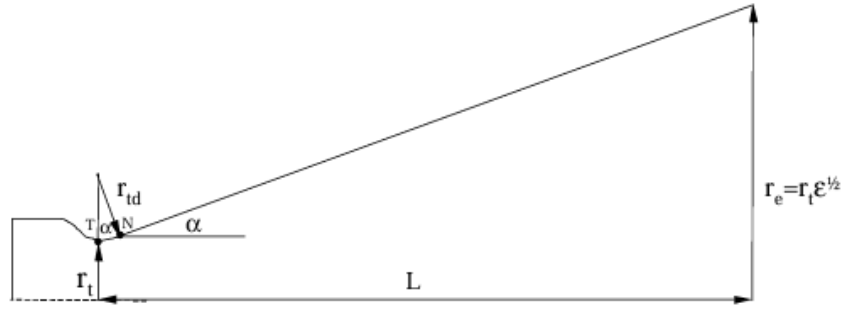


Figura 2.5: Ugello conico

La lunghezza totale del cono è:

$$L = \frac{r_e - r_t}{\tan \alpha} \quad (9)$$

Dalla (9) si evince che per angoli di semiapertura ( $\alpha$ ) piccoli si avrebbe un cono eccessivamente lungo e pesante, per ridurre tal lunghezza si scelgono angoli compresi tra  $12^\circ$  e  $18^\circ$ . Di contro, aumentando il valore di semiapertura si riscontrano maggiori perdite per divergenza del flusso. Caratteristica di questa tipologia di ugelli è che il flusso non è diretto interamente in direzione assiale ma anche radiale e queste ultime costituiscono una parte di spinta non utile prodotta dal flusso in espansione (perdite):

$$\frac{F}{F_{id}} = \frac{1 + \cos \alpha}{2} \quad (10)$$

Si evince che aumentando l'angolo, diminuisce la spinta effettiva rispetto a quella ideale. Tipicamente si utilizza un valore di  $15^\circ$ , il quale comporta una perdita di circa il 2.5%.

Per i motivi di cui sopra, gli ugelli conici vengono adoperati solamente nei casi in cui il rapporto di espansione è sufficientemente piccolo da poter avere una lunghezza contenuta senza il bisogno di utilizzare angoli di semiapertura eccessivi.

Inoltre ugelli conici con angoli di  $15^\circ$  sono presi come riferimento per comparare le prestazioni di altre tipologie di ugelli.

## 2.2.2 Ugello ideale

Per ovviare al problema delle perdite per divergenza nell'ugello conico, se ne è studiato uno ideale in grado di fornire la spinta ottimale, eliminando tali perdite, e un flusso uniforme. La forma ottimizzata può essere ricavata

attraverso il metodo delle caratteristiche (MOC) [5]. Il flusso di un ugello ideale è mostrato in figura 2.6

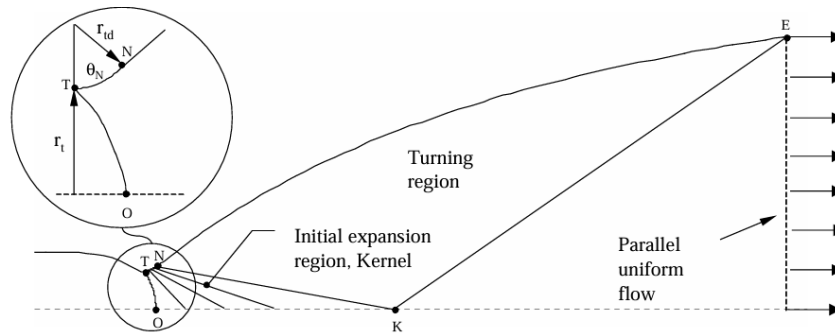


Figura 2.6: Struttura di base in un ugello ideale

Il tratto TNE costituisce la parte divergente dell'ugello all'interno della quale si ha un'espansione iniziale, per effetto del tratto TN, e in seguito un raddrizzamento del flusso lungo la direzione assiale per opera del tratto NE. Inoltre NE definisce il Mach nel punto K, il quale corrisponde a quello di progetto in uscita.

Una volta definita la linea NK si può risalire, attraverso il MOC, alle linee del flusso tra N ed E (figura 2.7), in questo modo si ottiene una curva tale da garantire un flusso omogeneo e completamente assiale all'uscita.

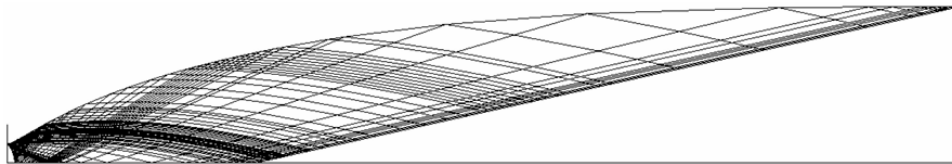


Figura 2.7: Linee caratteristiche di un ugello ideale,  $M_d = 4.6$ ,  $\gamma = 1.2$ ,  $L = 50r_t$

Come anticipato, con questo tipo di ugello si eliminano le perdite per divergenza ma il componente che si ottiene dallo studio teorico è estremamente lungo, ciò si traduce in un peso eccessivo e una considerevole resistenza aerodinamica. A livello pratico si è optato per un troncamento dello stesso, ottenendo un TIC, in modo da ridurre peso, ingombri e resistenza aerodinamica, in questo modo si ottiene un ugello che ha un flusso non completamente uniforme e parallelo ma complessivamente ha un'efficienza maggiore.

### 2.2.3 TIC - *Truncated Ideal Contour*

Troncando il profilo ideale sopra citato si ottiene il TIC, un ugello globalmente migliore per i motivi sopra descritti. Ahlberg et al [Metodo TIC] ha proposto un metodo grafico per ottenere il TIC migliore in una famiglia di ugelli della medesima tipologia.

Si tracciano una serie di profili MOC in funzione del coefficiente di spinta ed

in seguito si valuta la lunghezza ottimale dell'ugello in funzione del vincolo di troncamento. Nella 2.8 si individuano 3 punti:

- A, è il punto in cui la curva del  $C_F$  è tangente alla linea a raggio costante ( $r/r_t = \text{cost}$ ) e rappresenta la massima spinta ottenibile per una determinata lunghezza;
- B, la curva del  $C_F$  è tangente alla line ad area costante, rappresenta la spinta massima per una data area;
- C, la curva del  $C_F$  è tangente alla linea al lunghezza costante, rappresenta le prestazioni massime ottenibili con un dato rapporto di espansione.

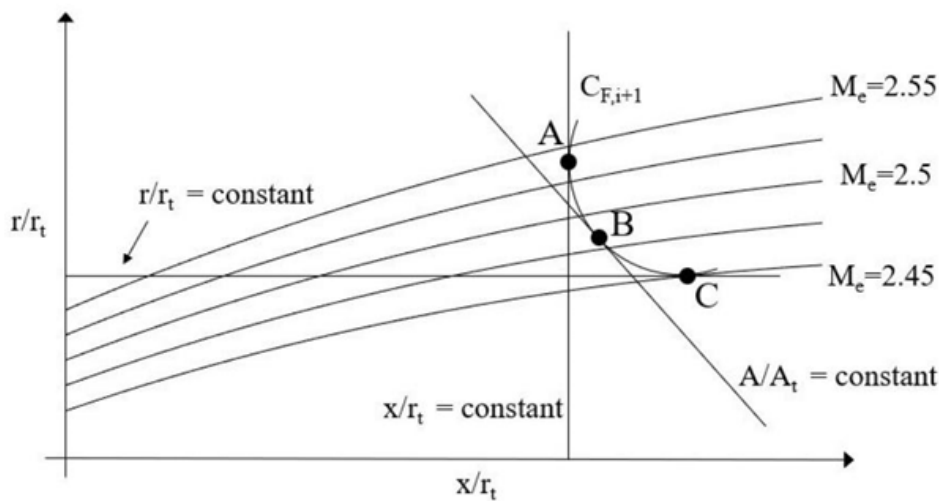


Figura 2.8: Ugello ottimale in base ai vincoli di troncatura

#### 2.2.4 TOC - Thrust Optimised Contour

Il profilo dell'ugello veniva individuato attraverso il metodo delle variazioni. Una prima formulazione del problema fu fornita da Guderley e Hantsch [6] ma risultava molto complessa pertanto non venne molto presa in considerazione finchè non venne significativamente semplificato da Rao [7], il suo contributo fu così importante che gli ugelli derivanti dal suo studio vennero chiamati "ugelli Rao".

In maniera autonoma, Shmyglevsky [8], in Russia è giunto alle medesime conclusioni

Una volta stabiliti i parametri  $\theta_N$  (curvatura di gola) e  $r_{td}$  (raggio di gola) si possono calcolare i punti P e N (avendo come parametri di progetto  $M_e$  e  $\epsilon$  oppure  $\epsilon$  e  $L$ ) soddisfacendo contemporaneamente due condizioni:

- la portata attraverso PE è uguale a quella attraverso NP;
- l'ugello che si ottiene fornisce la massima spinta.



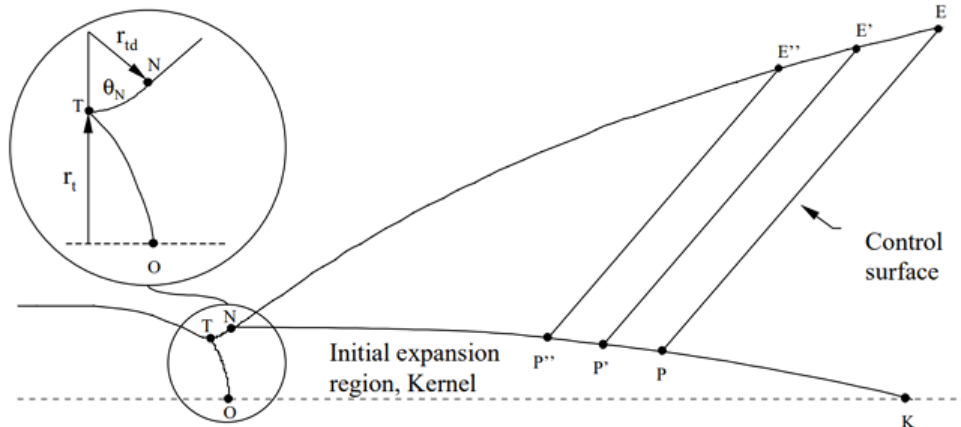


Figura 2.9: TOC con metodo Rao [2]

Una volta noti i punti N e P, viene fissata la regione di espansione TNKO e si costruisce la linea NE scegliendo dei punti P', P'', ecc lungo NK, e delle superfici di controllo PE, P'E', P''E'', ecc.

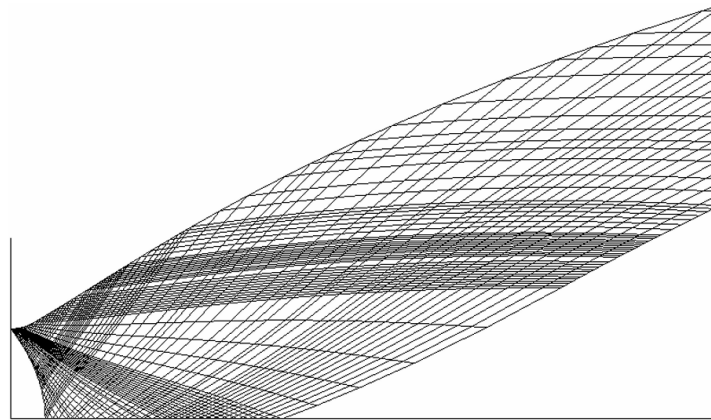


Figura 2.10: Linee caratteristiche in gola di un ugello Rao-Shmyglevsky [2]

Va evidenziato che con questo metodo si genera un ugello con flusso privo di urti nella regione NPE (figura 2.10), regolando la pressione a parete. Inoltre quando P e K coincidono si è nel caso di ugello ideale mentre se non coincidono si osserva un flusso maggiormente deviato in cui le onde di compressione coalescono dando vita ad un'onda d'urto che si propaga verso destra.

Il thrust optimized contour è caratterizzato da una geometria molto più efficace rispetto ad uno conico, con angolo di semiapertura di  $15^\circ$ , (e.g Huzel e Huang [9]) avendo lo stesso rapporto di espansione ma una lunghezza uguale o inferiore del 20% rispetto al secondo.

Come indicato nella figura 2.11, i profili TIC e TOC risultano essere molto simili tra loro, la differenza principale è che il TOC ha una migliore espansione iniziale seguita da deviazione del flusso più repentina rispetto al TIC. Questo corrisponde ad un angolo a parete e numero di Mach maggiori a valle

della gola e minori all'uscita per il TOC.

Quanto detto, non ha effetto sulle prestazioni ma sulle caratteristiche di separazione e sui carichi laterali risultando in una struttura del flusso differente.

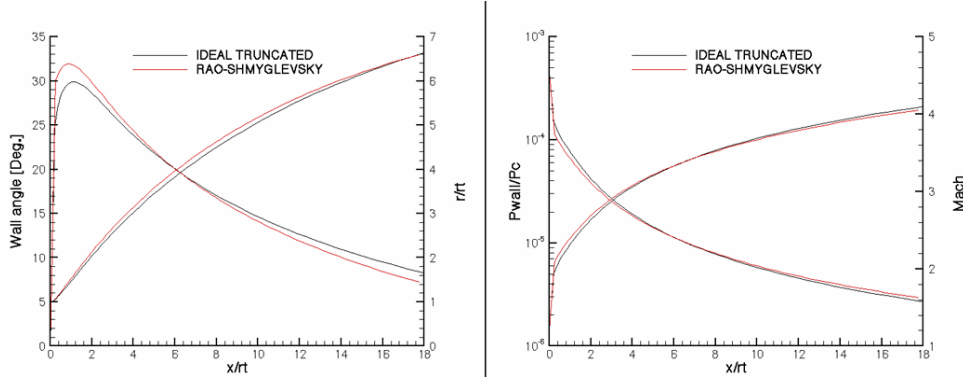


Figura 2.11: Confronto tra TIC e Rao-Shmyglevsky (TOC) [2]

### 2.2.5 TOP - Thrust Optimised Parabolic

Lo studio di un ugello TOC risultava ancora molto complicato pertanto Rao propose un'approssimazione più semplice e veloce con la quale si forniva un'equazione vera e propria per il calcolo dei punti della parete, questa prevedeva una forma parabolica in grado di approssimare quella più complicata del TOC. L'elemento che ne scaturisce è detto *Thrust Optimised Parabolic* (TOP). I punti sono costruiti con la seguente relazione:

$$\left(\frac{r}{r_t} + b\frac{x}{r_t}\right)^2 + c\frac{x}{r_t} + d\frac{r}{r_t} + e = 0 \quad (11)$$

In questo modo è possibile definire completamente la forma dell'ugello attraverso cinque parametri indipendenti:  $r_t, \theta_N, L, r_e, \theta_E$  (fig 2.12) mediante i quali è possibile generare un numero infinito di ugelli. La forma parabolica è ottimizzata in modo da migliorare la distribuzione del flusso e ridurre la separazione, inoltre, scegliendo i parametri indipendenti in modo opportuno, è possibile approssimare il TOC in maniera precisa, senza causare perdite significative di prestazioni. Nelle figure 2.13 e 2.14 compare il termine  $L_f$ , questa espressione è tipicamente utilizzata in fase di progettazione e rappresenta la lunghezza dell'ugello parabolico in riferimento a quella di un ugello conico (con angolo di semiapertura di  $15^\circ$ ) con le medesime prestazioni.

Le figure vengono utilizzate nel seguente modo:

- si sceglie la frazione di lunghezza  $L_f$  che fornisce l'efficienza desiderata (figura 2.13);

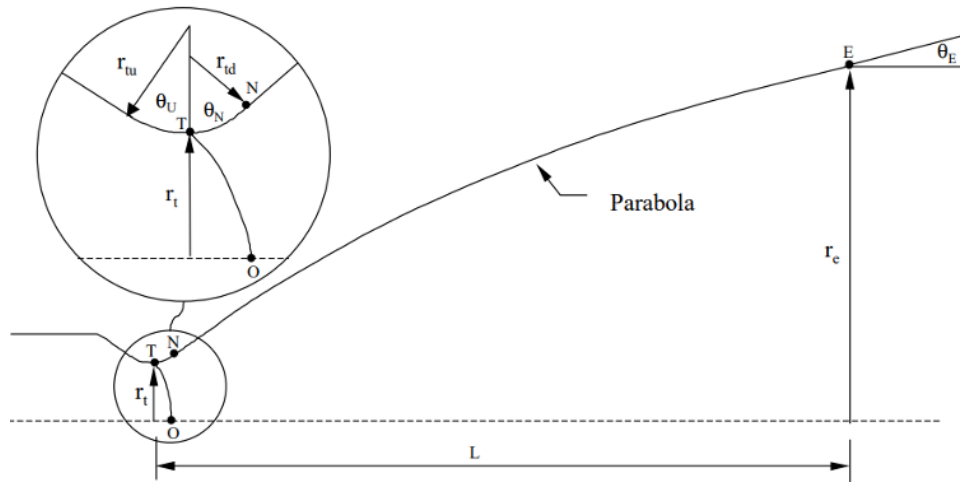


Figura 2.12: Parametri geometrici TOP [2]

- conoscendo  $L_f$  ed il rapporto di espansione che si ricerca, è possibile risalire agli angoli iniziale e finale della parabola (figura 2.14);
- utilizzando la 11 si determina la configurazione dell'ugello.

Comunemente si pensa che un qualsiasi ugello parabolico con  $L_f = 80\%$  possa sostituire un ugello conico (con angolo di  $15^\circ$ ) portando ad un aumento delle prestazioni. In realtà, Rao [10] esaminò ugelli con rapporto di espansione pari a 100 e appurò che un ugello parabolico, con lunghezza precedentemente citata, porta ad un aumento del  $0.07\%$  dell'impulso specifico rispetto ad uno conico. In più, ha anche dimostrato che il parabolico potrebbe essere sostituito con un TOC più piccolo, con le stesse lunghezze e prestazioni ma l' $80\%$  del rapporto di espansione.

Il flusso proveniente dalla gola fino al punto iniziale della parabola è costretto a deviare la propria direzione generando delle onde di espansione, successivamente nel punto N è presente la transizione dall' arco di circonferenza alla curva della parabola e pertanto si riscontra una discontinuità della curvatura. Questa genera onde di compressione che coalescono in un urto (figura 2.15) che influisce sulle proprietà del flusso a parete. Se la forma dell'gello è correttamente progettata, le onde di espansione incontrano opportunamente quelle di compressione attenuandole e riducendo gli urti interni.

L'urto descritto compare a monte dell'ultima linea caratteristica sinistra andando ad influire sulla pressione a parete in prossimità dell'uscita, generando una pressione lievemente maggiore sulla parete stessa, permettendo un ritardo della separazione. Questa caratteristica è particolarmente vantaggiosa per gli ugelli utilizzati a livello del mare, dove la separazione si verifica facilmente, poiché offre un margine di sicurezza che previene tale fenomeno. Nel caso di un TOC, l'urto avviene a valle dell'ultima linea caratteristica e non ha effetto sulla pressione a parete.

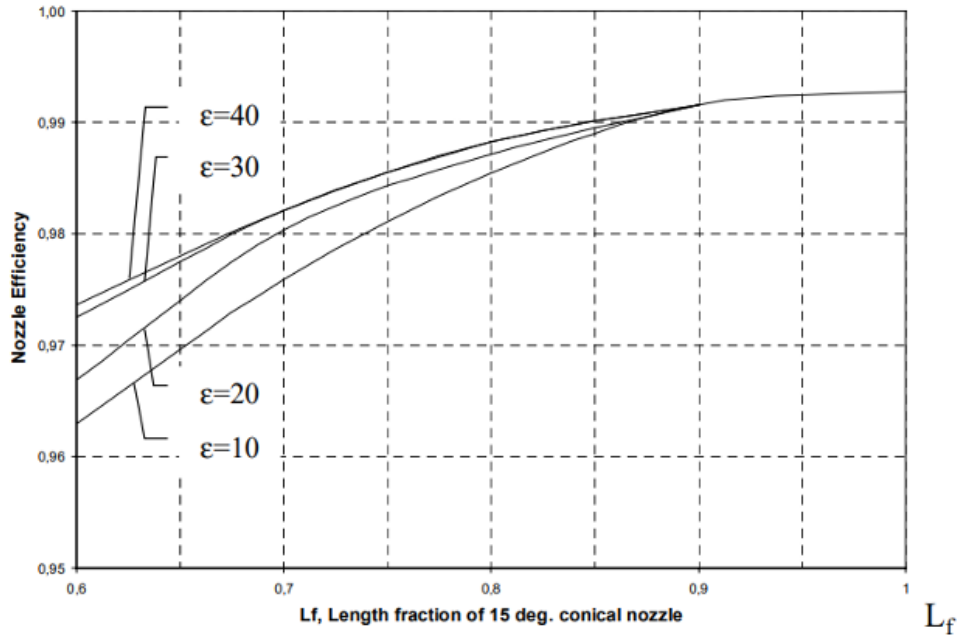


Figura 2.13: Efficienza TOP in funzione di  $L_f$  [2]

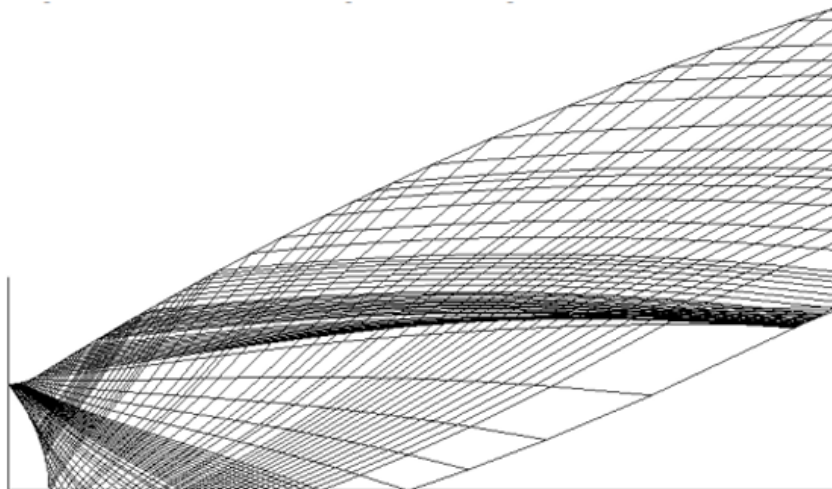


Figura 2.15: Linee caratteristiche in un ugello parabolico [2]

Come detto, un ugello parabolico è definito dai cinque parametri geometrici indipendenti ed ognuno di questi ha la propria influenza sulla distribuzione del numero di Mach del flusso.

In particolare,  $\theta_N$  influisce sul numero di Mach massimo raggiungibile nel punto K (vedi 7.1). Aumentando il valore dell'angolo si riscontra uno spostamento a valle del punto K consentendo un accelerazione maggiore del flusso nel kernel e quindi un  $M_K$  e un  $M_N$  superiori (figura 2.16). La lunghezza  $L$  fornisce il valore del numero di Mach sull'asse dell'ugello in corrispondenza dell'uscita. Quando questa lunghezza corrisponde alla lunghezza del kernel interno si avrà una corrispondenza tra  $M_K$  ed il mach sopra citato.

Il raggio in uscita  $r_e$  e la lunghezza sono tra i parametri principali che de-

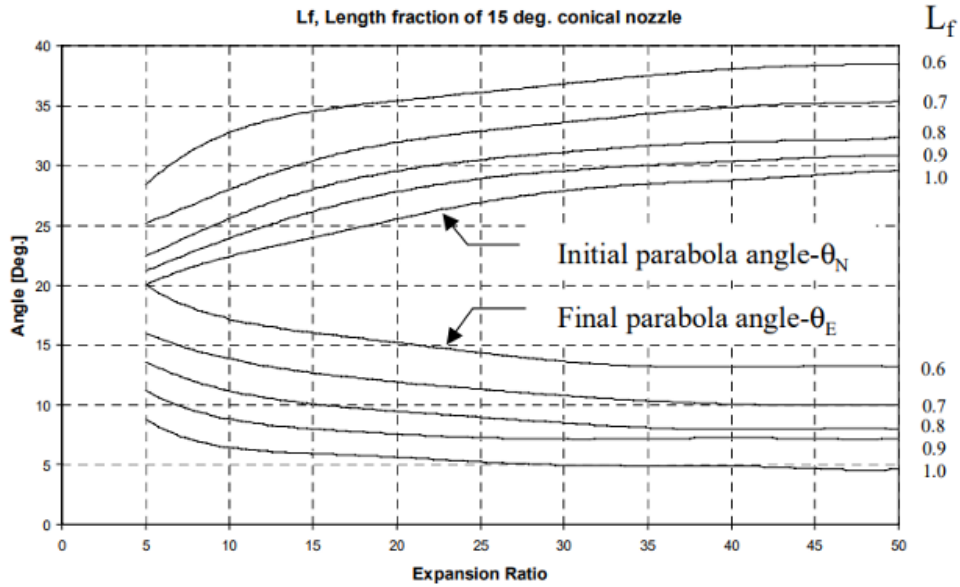


Figura 2.14:  $\theta_N$  e  $\theta_E$  in funzione di  $L_f$  [2]

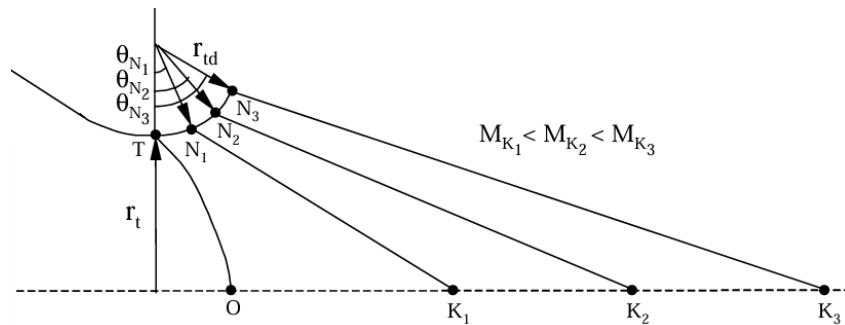


Figura 2.16: Variazione di  $M_K$  al variare di  $\theta_N$  [2]

finiscono il Mach in uscita sull'asse ma lo stesso non si può dire sul Mach a parete nella medesima zona. In alcuni casi, riducendo  $r_e$ , si osserva una riduzione del numero in questione, in altri si riscontra un aumento. Una possibile spiegazione è che variando il raggio uscente, il componente non subirà una variazione solamente nel punto in questione ma anche lungo tutto il suo sviluppo.

### 2.3 Flusso di scarico negli ugelli

Nella propulsione spaziale, i motori a razzo si trovano a dover operare in condizioni estremamente differenti tra l'accensione e lo spegnimento. I motori del primo e secondo stadio operano dal livello del mare fino a quasi il vuoto pertanto gli ugelli si troveranno ad essere in condizioni di flusso sovraespanso, in cui la pressione ambiente è superiore a quella in uscita dall'ugello, a bassa quota che tenderà ad evolvere in adattato, ad una determinata quota, e successivamente sotto-espanso, in cui la pressione ambiente è inferiore

a quella in uscita. Nella fase di sotto-espansione si riscontra una seconda espansione nel momento in cui il flusso fuoriesce dall'ugello. Nella figura 2.17 sono mostrati le tipologie di flussi di scarico osservabili negli ugelli nelle frasi sopra citate.

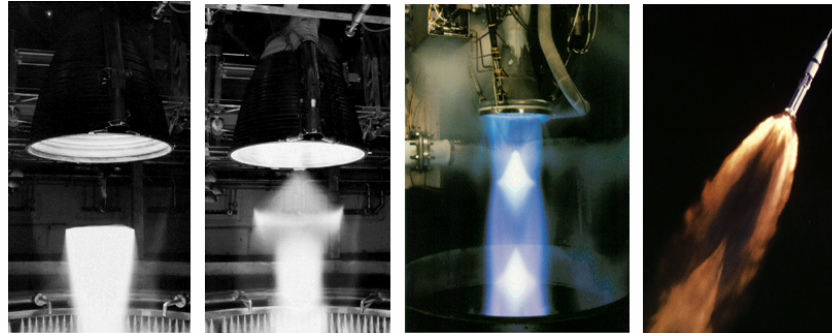


Figura 2.17: a) Vulcain, flusso sovra-espanso con disco di Mach classico, b) Vulcain con flusso sovra-espanso con modello d'urto "cap-shock", c) RL10-A5, flusso sovra-espanso con apparente riflessione regolare, d) Saturn 1-B, flusso sotto-espanso [2]

In riferimento agli ugelli sovra-espansi, il flusso si adatta all'ambiente attraverso un sistema di urti obliqui e onde di espansione. A seconda di come interagiscono, si possono osservare diversi schemi all'interno del flusso:

- disco di Mach classico (2.17a);
- modello a "cap-shock" (2.17b);
- modello con riflessione regolare apparente dell'urto (2.17c).

Il "cap-shock" pattern è osservabile nei TOC e TOP nei quali si verifica l'urto interno. Questo fenomeno si riscontra durante l'avviamento del motore, se il rapporto di pressione dell'ugello non supera un valore critico, si osserva lo schema "cap-shock". Aumentando la pressione in camera si supera tale valore critico e avviene una transizione in disco di Mach classico. Incrementando ulteriormente la pressione si presenta la riflessione regolare, la quale presenta solamente due urti e avviene sull'asse di simmetria dell'ugello. Quest'ultima struttura è osservabile solo durante l'ascesa. Nella figura 2.18 si osservano le differenze tra disco di Mach e "cap-shock" e la transizione avviene come in figura 2.19, quando l'urto esterno colpisce il punto di riflessione di quello interno sull'asse di simmetria [11].

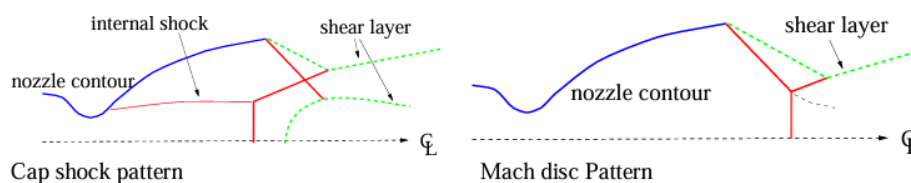


Figura 2.18: "Cap-shock" pattern e disco di Mach [2]

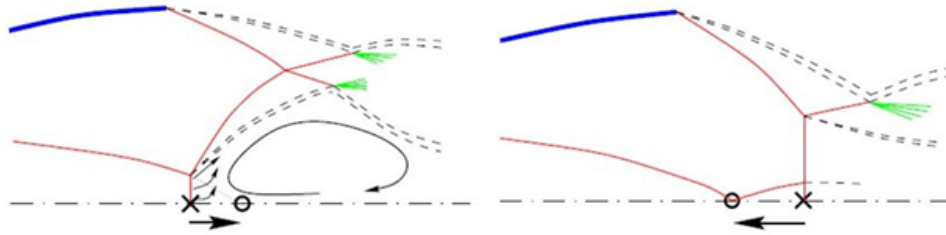


Figura 2.19: Transizione da "Cap-shock" pattern a disco di Mach [2]

Esperimenti con ugelli in scala hanno dimostrato l'esistenza di tali strutture anche al loro interno [12], pertanto risulta conveniente studiare questi oggetti in modo da capirne il funzionamento per applicarlo alle scale reali.



### 3 Fenomeni di separazione del flusso

Prandtl [13], nel 1904, scoprì che i flussi con bassa resistenza, in prossimità di un oggetto, possono essere suddivisi in strato limite e flusso potenziale. Il primo è la zona adiacente la parete dell'oggetto ed al suo interno il flusso tende ad essere rallentato dalla parete (condizione di aderenza) ma accelerato dal flusso esterno, detto flusso potenziale (in cui gli effetti dell'attrito sono trascurabili).

Lo strato limite rimane attaccato alla parete fintanto che si presenta un gradiente di pressione favorevole o nullo. Nel momento in cui questo diventi avverso, si verifica separazione del flusso. Poichè le particelle in prossimità della parete vengono rallentate, hanno una velocità molto bassa e quindi poca energia cinetica. Esse, non solo possono essere bloccate dall'aumento di pressione ma la direzione del loro moto può essere anche invertita, in questo caso si verifica la separazione dello strato limite dalla parete e si forma una bolla di ricircolo. Questo fenomeno prevede la coesistenza di attrito e gradiente di pressione avverso, eliminando uno dei due fattori può essere prevenuto. Uno strato limite turbolento, caratterizzato da un notevole scambio di quantità di moto tra flusso esterno e strato limite stesso, separa con meno facilità rispetto ad uno laminare.

Nel punto di separazione degli strati limite bidimensionali, planari o a simmetria assiale, lo sforzo di taglio a parete è nullo:

$$\tau_w = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_w = 0 \quad (12)$$

Dalla precedente equazione, e dal profilo di velocità, è possibile ricavare l'andamento delle derivate della velocità  $u$  nella direzione normale alla parete. Inoltre, la 25 permette di dimostrare che la derivata seconda di  $u$ , nella stessa direzione, è maggiore di zero nel punto di separazione.

$$\frac{\partial^2 u}{\partial^2 y} > 0 \quad (13)$$

Dall'equazione di conservazione della quantità di moto si può ricavare che

$$\mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial^2 y} \right)_w = \frac{\partial p_w}{\partial x} \quad (14)$$

applicata per un punto generico della parete in cui  $u = v = w = 0$  così come per le loro derivate nel tempo e nelle direzioni  $x$  e  $z$ .

Dato che la viscosità dinamica è sempre positiva, dalla 13 si appura che nel punto di separazione occorre un gradiente di pressione avverso affinché essa si verifichi.

$$\left( \frac{\partial p_w}{\partial x} \right)_{x,sep} > 0 \quad (15)$$



La figura 3.1 mostra l'andamento generico del profilo di velocità all'interno dello strato limite e l'andamento delle linee di corrente in caso di transizione e separazione.

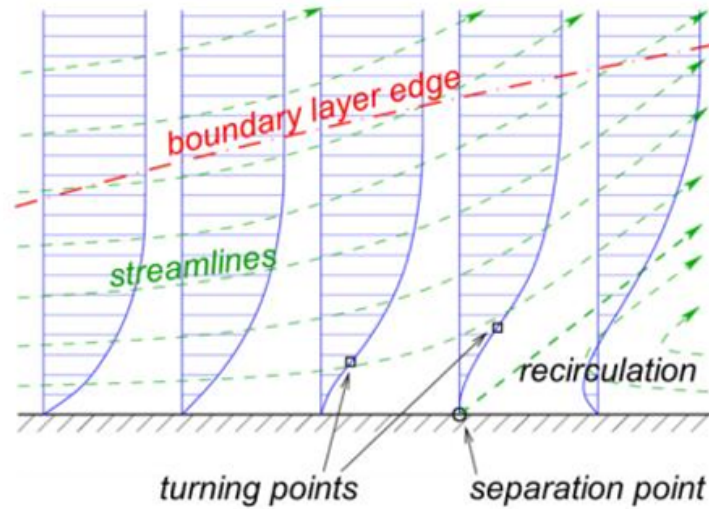


Figura 3.1: Profilo di velocità nello strato limite e andamento delle linee di corrente nella transizione e separazione [14]

### 3.1 Interazione urto-strato limite

Affinchè si abbia la presenza di un urto, c'è bisogno di un flusso supersonico, pertanto in questa sezione si fa riferimento a tali flussi.

In presenza di flusso supersonico turbolento e gradiente di pressione avverso, si formano delle onde d'urto che possono provocare la separazione del flusso comportando delle interazioni complesse tra onde e strato limite. Di seguito si riportano delle configurazioni basilari in cui si osservano le interazioni sopra citate.

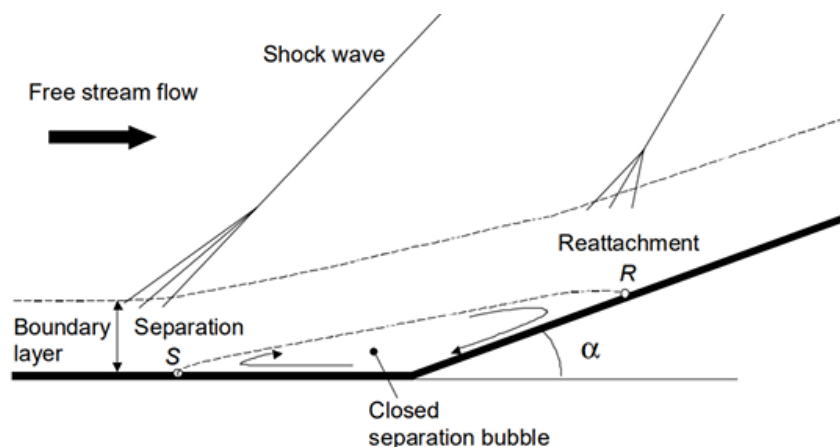


Figura 3.2: Flusso su rampa [2]

### 3.1.1 Flusso su rampa

La rampa genera una discontinuità in direzione della parete che origina un'onda d'urto che fa deviare il flusso di un angolo  $\alpha$  con conseguente formazione di una bolla di ricircolo.

### 3.1.2 Riflessione di un'onda d'urto

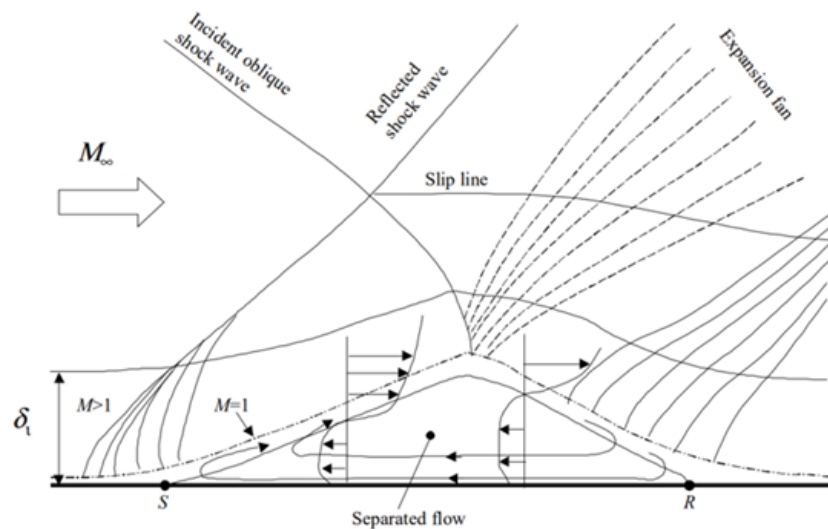


Figura 3.3: Riflessione dell'onda d'urto [2]

Il flusso è inizialmente parallelo alla parete. L'onda d'urto obliqua impatta sulla parete, deviando il flusso. La corrente a valle ha necessità di tornare ad essere parallela alla parete, questo avviene attraverso una seconda onda d'urto obliqua, la quale nasce dalla riflessione della prima nel punto di impatto.

### 3.1.3 Separazione indotta da uno scalino

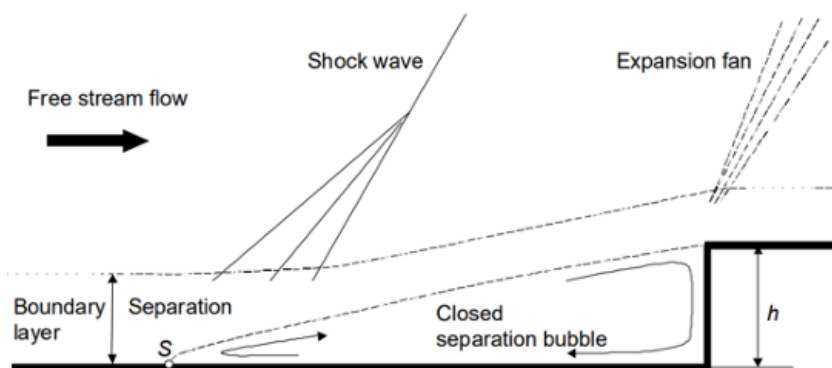


Figura 3.4: Separazione indotta da uno scalino [2]

Il flusso incontra uno scalino di altezza  $h$  rivolto verso di esso. Questo provoca la separazione del flusso nel punto  $S$ .

La separazione è accompagnata da un rapido incremento di pressione che porta alla formazione di un urto in un punto molto vicino a quello di separazione e si forma una zona separata (con ricircolo al suo interno) tra il punto  $S$  e lo scalino.

Il numero di Reynolds  $R_e$  ha effetto sulla lunghezza della zona di separazione. A  $R_e$  bassi o moderati si osserva una lunghezza maggiore rispetto a valori alti, essa aumenta con l'aumentare del numero in questione fino a diventarne indipendente a valori molto elevati.

Oltre al numero di Reynolds, anche il trasferimento di calore influenza  $L_s$ . Diminuendo la temperatura a parete  $T_w$ , aumenta il coefficiente di attrito sulla parete e questo porta ad una diminuzione di  $L_s$  [2].

Sperimentalmente, si è dimostrato che le interazioni urto-strato limite sono pressochè indipendenti dalla causa che ha generato la separazione, sia essa un ostacolo fisico o un urto [15]. Difatti, in entrambi i casi si riscontra un rapido incremento di pressione nel punto di inizio interazione  $I$ .

### 3.2 Separazione del flusso negli ugelli

Negli ugelli si verifica separazione quando essi si trovano in condizione di sovra-espansione. Il fenomeno avviene quando la pressione a parete in uscita, ottenuta espandendo nel vuoto, è minore di quella ambiente. In questo modo viene definito il parametro per descrivere la separazione:

$$n = \frac{p_{e,vac}}{p_a} < 1 \quad (16)$$

In condizioni di sovra-espansione si ha  $n < 1$ , con un ugello adattato  $n = 1$ , con ugello sotto-espanso  $n > 1$ .

Nel momento in cui  $n$  scende al di sotto dell'unità, iniziano a formarsi delle onde d'urto oblique sul bordo d'uscita dell'ugello causate dal gradiente di pressione avverso.

Riducendo ulteriormente  $n$ , lo strato limite non è più in grado di sostenere il gradiente di pressione e si separa dalla parete.

Questa condizione si verifica durante i transitori di accensione e spegnimento e durante le fasi di regolazione del motore.

Di seguito si riportano le tipologie di separazioni riscontrabili negli ugelli.

### 3.3 FSS - *Free Shock Separation*

In condizioni di ugello sovraespanso, il flusso si separa completamente della parete quando il rapporto tra la pressione statica a parete e quella ambientale raggiunge un determinato valore. L'andamento della pressione a parete nella direzione del flusso principale dipende principalmente dalle interazioni tra lo stato limite e gli urti che si verificano nel flusso separato.

Esaminando l'andamento della pressione a parete si individuano dei punti caratteristici (figura 3.5):

- Punto di inizio interazione ( $I$ ), o di separazione incipiente (con pressione di separazione incipiente  $p_i$ ), subito dopo questo punto si ha un ripido incremento della pressione a parete;
- Punto di separazione ( $S$ ), punto in cui il flusso separa dalla parete. Si trova ad una distanza  $L_s$  (lunghezza di separazione) dal punto  $I$ ;
- Punto di Plateau ( $P$ ) in cui la pressione si stabilizza ad un valore costante detto pressione di Plateau ( $p_p$ ), leggermente inferiore a quella ambiente. La grandezza della zona di Plateau incide sulla dimensione caratteristica delle bolle nella zona di ricircolo.

L'aumento di pressione è dovuto alle fluttuazioni del fronte d'onda, movimento dell'onda d'urto tra il punto di separazione incipiente e il punto di plateau, caratterizzato da banda larga e bassa frequenza. Lo strato limite si separa efficacemente poco prima di raggiungere  $p_p$ .

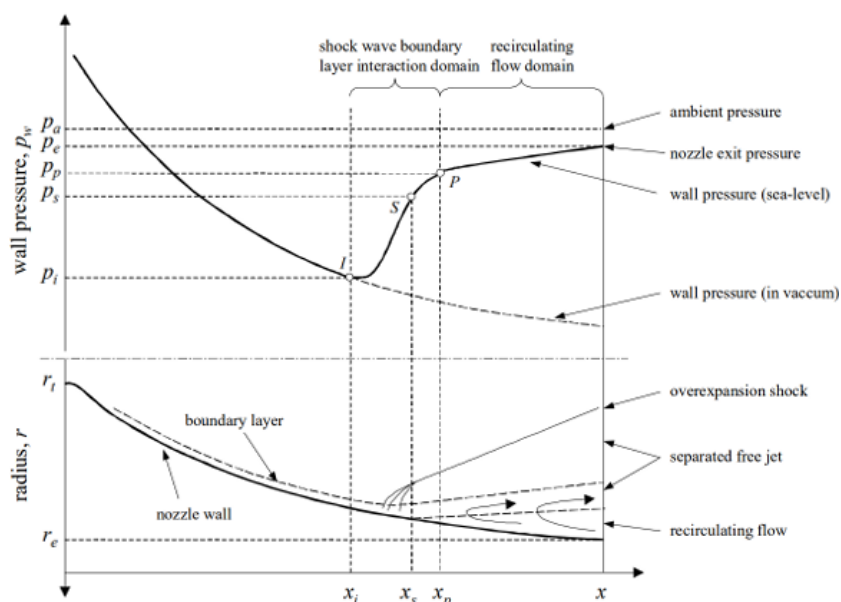


Figura 3.5: Punti caratteristici FSS

Il punto di separazione può essere dedotto dal rapporto tra la pressione di separazione e la pressione ambiente  $p_i/p_a$ , questo può essere fatto considerando il profilo di pressione a parete nel vuoto. Il rapporto riportato risente sia dell'aumento della pressione nel punto  $I$  sia dell'aumento di pressione nella zona di ricircolo pertanto è più corretto scriverlo nel modo  $(p_i/p_p)(p_p/p_a)$ . Durante l'avvio dei flussi nell'ugello,  $p_i/p_a$  diminuisce, a causa del numero di Mach, all'aumentare di  $p_c/p_a$ . Questo andamento è valido fino a dove l'area ratio raggiunge l'80% del suo valore finale. Oltre questo punto si è osservato, sperimentalmente, un aumento di  $p_i/p_a$  all'aumentare di  $p_c/p_a$ . Una spiegazione è che la pressione di plateau, in prossimità dell'uscita, aumenta fino a circa il valore della pressione ambiente [16].

### 3.4 RSS - *Restricted Shock Separation*

Si verifica in condizioni di forte sovra-espansione e a specifici rapporti di pressione. Consiste in un riattaccamento del flusso alla parete dell'ugello, questo genera un comportamento instabile della pressione a valle del punto di separazione, la quale può raggiungere valori superiori a quelli ambientali. Come si può osservare dalla figura 3.6, in seguito al punto di Plateau si ha di nuovo un aumento della pressione fino al punto di riattaccamento del flusso ( $R$ ).

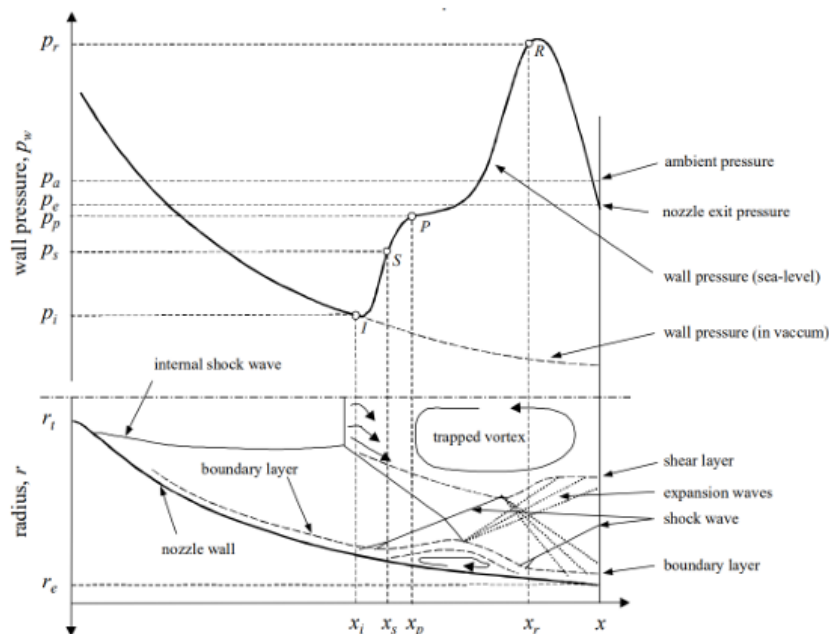


Figura 3.6: Punti caratteristici RSS

La RSS è dovuta ad un'alternanza di onde d'urto e di espansione lungo la parete.

Durante l'accensione la transizione da FSS a RSS avviene ad un determinato rapporto di pressione, formando una zona di ricircolo con pressioni statiche inferiori a quella ambiente, ed è collegata ad un movimento improvviso verso

valle del punto di separazione, il quale induce la formazione di onde d'urto con picchi di pressione a parete maggiori di quella ambiente.

Aumentando la pressione in camera di combustione, la bolla di ricircolo viene spinta verso l'uscita. Nel momento in cui il punto di riattacco la raggiunge si ha un'apertura della bolla, questo è connesso ad un aumento della pressione nella zona di ricircolo oltre l'urto di separazione che, a sua volta, spinge a monte il punto di separazione. La zona di ricircolo si richiude ed avviene nuovamente lo spostamento verso valle, portando ad un comportamento oscillatorio del fenomeno. Il passaggio inverso, da RSS a FSS, è chiamato "*effetto di fine corsa*".

Il riattaccamento del flusso in ugelli in scala, è stata confermata da Chen et al. [17] attraverso delle simulazioni. Il loro studio ha anche evidenziato dei vortici intrappolati a valle dell'urto retto centrale (vedi 7.2). Esso agisce come un'ostruzione che spinge il flusso verso la parete generando una componente radiale che tende a far riattaccare la separazione favorendo il passaggio da FSS a RSS.

Da ulteriori studi([11],[Gribben],[18]) è emerso che la zona vorticoso in questione sembra essere dovuta alla presenza dell'urto curvo interno, esso infatti produce vorticità nel flusso.

### 3.5 Criteri per la prevenzione della separazione del flusso

La separazione del flusso è stata ampiamente studiata sugli ugelli ideali conici e troncati. Sulla base dei risultati sono stati formulati dei criteri empirici e semi-empirici per prevedere tale fenomeno.

Il più comune è quello proposto da Summerfield et al ([19]) in merito alla FSS. Esso prevede

$$\frac{p_i}{p_a} \approx 0.4 \quad (17)$$

La previsione esatta del fenomeno è, però, tutt'ora estremamente difficile a causa dei numerosi parametri che influenzano l'interazione tra strato limite e urti, pertanto non è possibile garantire il funzionamento dei criteri formulati.

## 4 Analisi CFD

La *Computational Fluid Dynamics* (CFD) è un ramo dell'ingegneria che utilizza metodi numerici ed algoritmi per risolvere problemi matematici che descrivono il comportamento di un fluido. Permette di simulare e studiare situazioni anche complesse senza dover ricorrere ad esperimenti costosi e, talvolta, difficili da realizzare.

### 4.1 Flusso non viscoso

In fluidodinamica si parla di flusso non viscoso (o inviscido) quando gli effetti della viscosità possono essere trascurati, in questo modo non si considera l'attrito tra le particelle del fluido e le forze superficiali hanno solo una normale alla superficie stessa.

Le equazioni che governano tale flusso risultano semplificate e prendono il nome di "*equazioni di Eulero*" [5], in forma differenziale sono:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (18)$$

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{V})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \mathbf{V}) + \nabla p = 0 \quad (19)$$

$$\frac{\partial(\rho E_{tot})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho(E_{tot} \mathbf{V})) + \nabla \cdot (p \mathbf{V}) = 0 \quad (20)$$

Rappresentano rispettivamente l'equazione di bilancio della massa (18), della quantità di moto (19) e dell'energia (20 in qui non vengono considerati il tensore degli sforzi, i flussi di calore e la presenza di forze gravitazionali. Questa assunzione si giustifica dal fatto che i fenomeni dissipativi sono trascurabili, nelle zone non nelle immediate vicinanze della parete, pertanto si hanno trasformazioni reversibili.

La caratteristica di un flusso non viscoso è che al suo interno non è presente lo strato limite e quindi non è prevista la separazione.

In presenza di un urto si manifesta irreversibilità al suo interno, pertanto, essendo trascurabile, viene modellato come una superficie di discontinuità di spessore nullo.

all'interno delle simulazioni si utilizza il modello di gas caloricamente perfetto, il quale segue la relazione

$$p = \rho R T \quad (21)$$

$R$  è la costante dei gas perfetti, per l'aria  $R = 287 \frac{J}{KgK}$ . L'energia interna e l'entalpia si ottengono con le relazioni

$$e = c_v T \quad h = c_p T \quad (22)$$

Dove  $c_v = \left(\frac{\partial e}{\partial T}\right)_{p=const}$  e  $c_p = \left(\frac{\partial h}{\partial T}\right)_{v=const}$  sono i calori specifici a pressione e volume costanti. In un gas perfetto i valori dei calori specifici non dipendono dalla temperatura pertanto l'energia interna e l'entalpia assumono una dipendenza lineare da questa variabile:

$$h = e + \frac{p}{\rho} = (c_v + R)T = c_p T \quad (23)$$

Definendo  $\gamma = c_p/c_v$  si ha che

$$c_v = \frac{R}{\gamma - 1} \quad c_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \quad (24)$$

Per l'aria si considera un valore costante pari a  $\gamma = 1.4$ .

## 4.2 Flusso viscoso

In un flusso reale non possono essere trascurati i fenomeni dissipativi dovuti alla viscosità, pertanto questa trattazione comprende anche questo parametro, il quale influenza il movimento delle particelle rappresentando l'influenza che esse stesse hanno l'una rispetto alle altre.

A differenza di quello inviscido, il flusso viscoso prevede la presenza dello strato limite, una zona in corrispondenza dell'interfaccia delle due fasi, in cui si manifestano gli effetti della viscosità. Al di fuori di esso la trattazione matematica è invariata poichè si ha resistenza fluidodinamica nulla.

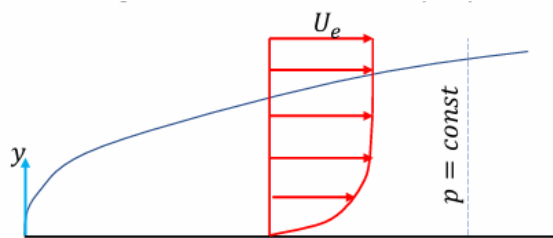


Figura 4.1: profilo di velocità a parete in un flusso viscoso [5]

Dalla figura 4.1 si osserva il profilo di velocità in prossimità della parete in caso di flusso viscoso, gli strati più vicini ad essa risentono maggiormente dell'attrito e sono sottoposti ad un rallentamento maggiore rispetto a quelli più lontani, i quali non subiscono effetti se sono esterni allo strato limite. Da notare che la pressione rimane costante al suo interno.

L'attrito a parete produce uno sforzo tangenziale sul corpo esprimibile dalla legge di Newton-Stokes:

$$\tau_w = \mu \left( \frac{\partial V}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (25)$$



dove  $\mu$  è la viscosità dinamica.

All'interno delle simulazioni, l'andamento della viscosità è considerato variabile con la temperatura, seguendo la legge di Southerland:

$$\mu = \mu_0 \frac{T_{ref} + S}{T + S} \left( \frac{T}{T_{ref}} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (26)$$

I termini che compaiono nella 26 sono:

- $T_{ref} = 273.11K$  la temperatura di riferimento;
- $\mu_0 = 1.72 \cdot 10^{-5} kg/(m \cdot s)$  la viscosità di riferimento a  $T_0$ ;
- $S = 110.56K$  è la costante di Southerland per l'aria;
- $T$  è la temperatura assoluta alla quale si riferisce  $\mu$ .

Le equazioni matematiche che governano tale flusso sono ancora quelle di bilancio della massa, della quantità di moto e dell'energia ma, questa volta, compaiono al loro interno anche il tensore degli sforzi e i termini di conduzione del calore prendendo il nome di "*Equazioni di Navier-Stokes*":

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (27)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{V})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \mathbf{V}) + \nabla p - \nabla \cdot \tau = 0 \quad (28)$$

$$\frac{\partial (\rho E_{tot})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho (E_{tot} \mathbf{V})) + \nabla \cdot (p \mathbf{V}) + \nabla \cdot q + \nabla \cdot (\tau \cdot V) = 0 \quad (29)$$

Le equazioni di Navier-Stokes non hanno soluzione esatta ma possono essere risolte ottenendo delle soluzioni approssimate attraverso dei metodi numerici.

Con queste equazioni è possibile descrivere i flussi dei fluidi, anche se turbolenti, rappresentando la base per comprenderne e modellarne il comportamento, sebbene la loro complessità comporti sfide teoriche e pratiche significative.

## 5 Ugello TIC senza campo esterno

### 5.1 Geometria

Il primo ugello ad essere studiato è quello utilizzato da R. Stark e G. Hagemann nei loro esperimenti, il cui set-up è riportato in "*Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows*".

Si tratta di un TIC in scala, le cui dimensioni sono riportate nella figura 5.1, all'interno del quale viene fatto espandere un flusso di azoto freddo (vedi 5.2). Le dimensioni sono:

- $r_i = 2 \text{ cm}$ , raggio iniziale del tratto convergente;
- $r_t = 1 \text{ cm}$ , raggio nella sezione di gola;
- $r_e = 3.74 \text{ cm}$ , raggio finale del tratto divergente;
- $L = 13.5 \text{ cm}$ , lunghezza totale.

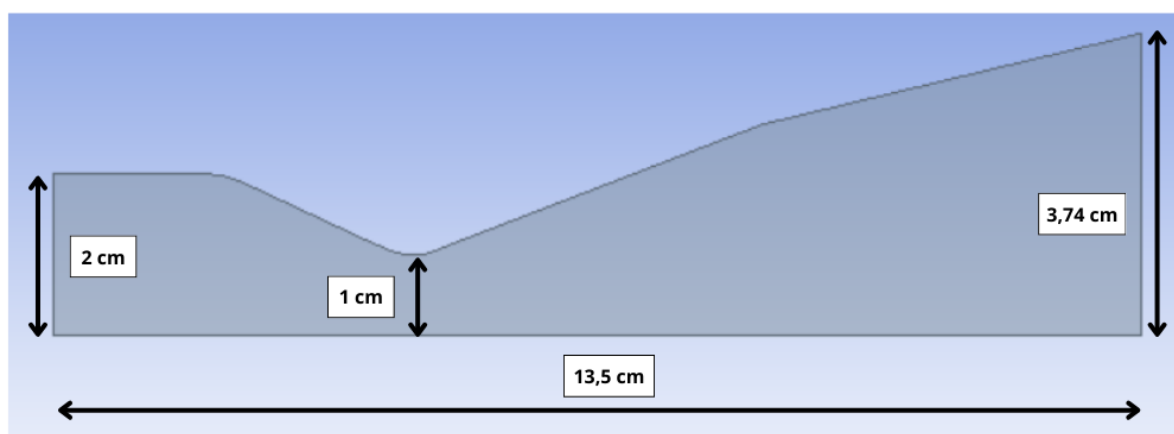


Figura 5.1: Quote ugello

### 5.2 Analisi

Si introducono le condizioni al contorno:

- Pressione totale in ingresso  $P^\circ = 2.5 \text{ MPa}$
- Temperatura totale in ingresso  $T^\circ = 283 \text{ K}$
- Pressione statica in uscita  $P_e$

Dalla conservazione della portata si ha:

$$\frac{P_i^\circ A_i}{\sqrt{RT_i^\circ}} \frac{\sqrt{\gamma} M_i}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} = \frac{P_t^\circ A_t}{\sqrt{RT_t^\circ}} \frac{\sqrt{\gamma} M_t}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (30)$$

Da cui si ottiene:

$$\frac{A_i}{A_t} = \frac{f(M_t = 1)}{f(M_i)} \quad (31)$$

Dove  $A_i$  e  $A_t$  sono le aree delle sezioni del tratto iniziale e della sezione di gola. Conoscendo, quindi, la geometria è possibile calcolare il valore del Mach in ingresso. Svolgendo gli stessi passaggi per la sezione di uscita si ottiene anche  $M_e$ , si ottengono quindi:

- Mach in ingresso  $M_i = 0.1465$
- Mach in uscita  $M_e = 4.3052$

Inoltre si è preso come riferimento  $NPR = 25$ , come riportato in "*Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows*", ricordando che:

$$NPR = \frac{P^\circ}{P_{amb}} \quad (32)$$

Per quanto riguarda le proprietà del fluido di lavoro, che in questo caso risulta essere azoto gassoso ( $N_2$ ), si è utilizzato il modello di viscosità di Sutherland (vedi eq. 26, sezione 4.2).

## 6 Ugello TIC con campo esterno

### 6.1 Geometria

Nell'immagine 6.1 è possibile notare le dimensioni del campo esterno.

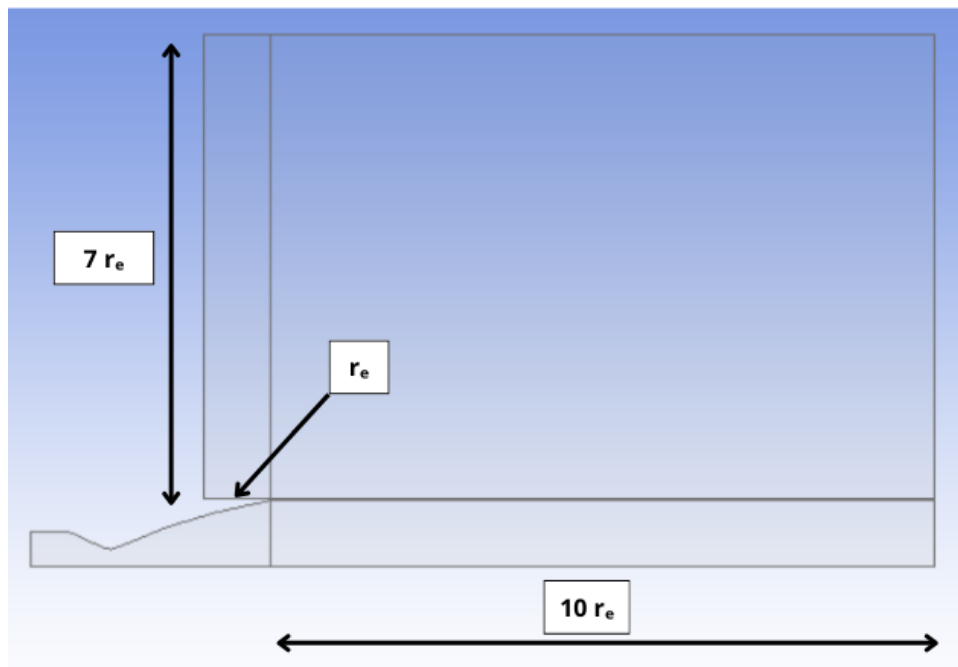


Figura 6.1: Quote campo esterno

Si è esteso il campo in direzione radiale per una lunghezza pari a 7 volte il diametro esterno e in direzione assiale per una lunghezza pari a 10 volte.

### 6.2 Mesh campo interno

Si è creata una mesh 120x80 infittendola in prossimità della parete sfruttando il "fattore di bias", ovvero il rapporto tra il segmento più lungo e quello più corto della suddivisione creata, in modo da rendere più visibili lo strato limite ed i fenomeni dovuti alla viscosità. Le celle in prossimità della parete hanno uno spessore dell'ordine dei  $\mu\text{m}$ . Con lo scopo di risolvere in maniera ottimale lo strato limite si è eseguito uno studio sulla coordinata adimensionale a parete  $y^+$  ([20]) modificando il fattore di bias in modo da avere lo spessore delle celle a parete ottimale per il problema richiesto.

Tale valore è idealmente  $< 1$  ma per questo elaborato di tesi si è posto come limite massimo  $y^+ = 3$ . Nell'immagine 6.2 è riportato lo studio sopra descritto, in particolare si è utilizzato un fattore di bias (BF) di 300, 400 e 500.

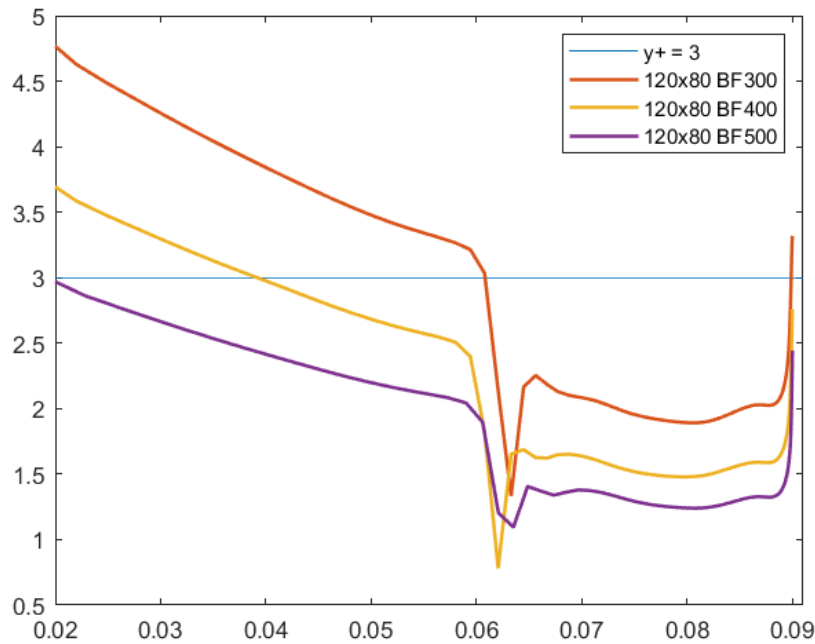


Figura 6.2: Valori  $y+$  a parete per diversi bias factor

Come è possibile notare, il valore minimo del parametro che soddisfa la condizione di  $y+ < 3$  è 500, pertanto è quello impostato in corrispondenza dell'inlet e dell'outlet dell'ugello in modo da generare un infittimento a parete adatto al problema in esame. Una volta stabilito il fattore di bias si sono andate a variare le dimensioni della mesh studiando il comportamento dei dati ottenuti dalla simulazione. Si sono utilizzati i seguenti valori:

- Mesh 1 120x80;
- Mesh 2 170x80;
- Mesh 3 220x80.

Dalle simulazioni si ottengono i risultati in figura 6.3, ricavati utilizzando il modello di turbolenza SST  $k-\omega$ .

Prima di fare delle considerazioni sulle dimensioni della mesh bisogna individuare i punti caratteristici del fenomeno in esame.

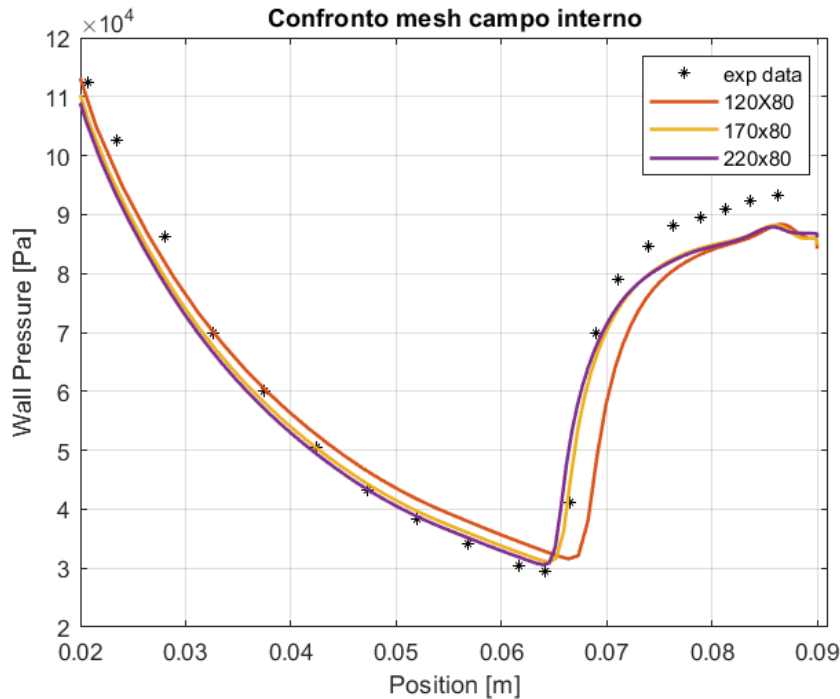


Figura 6.3: Confronto mesh con campo esterno

### 6.2.1 Free Shock Separation - FSS

In questa sezione si individuano i punti caratteristici della FSS (vedi 3.3) e si mettono a confronto con i risultati ottenuti con mesh di diverse dimensioni. In "*Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows*" viene fornita la posizione del punto di separazione, avente ascissa  $x = 6,6 \text{ cm}$  mentre i punti di inizio interazione e di Plateau vengono individuati considerando la variazione di pendenza dei punti, ricavati dalle prove sperimentali, del profilo di pressione.

Come si può osservare dalla figura 6.4, entrambe le mesh 170x80 e 220x80 approssimano abbastanza fedelmente il punto di inizio interazione e quello di separazione, inoltre la prima segue anche un punto intermedio tra i due pertanto risulta essere più adatta per le future simulazioni. Nella parte finale dell'ugello le tre curve hanno risultati quasi del tutto indifferenti, ciò è dovuto all'infittimento in corrispondenza dell'uscita generato in fase di costruzione della mesh.

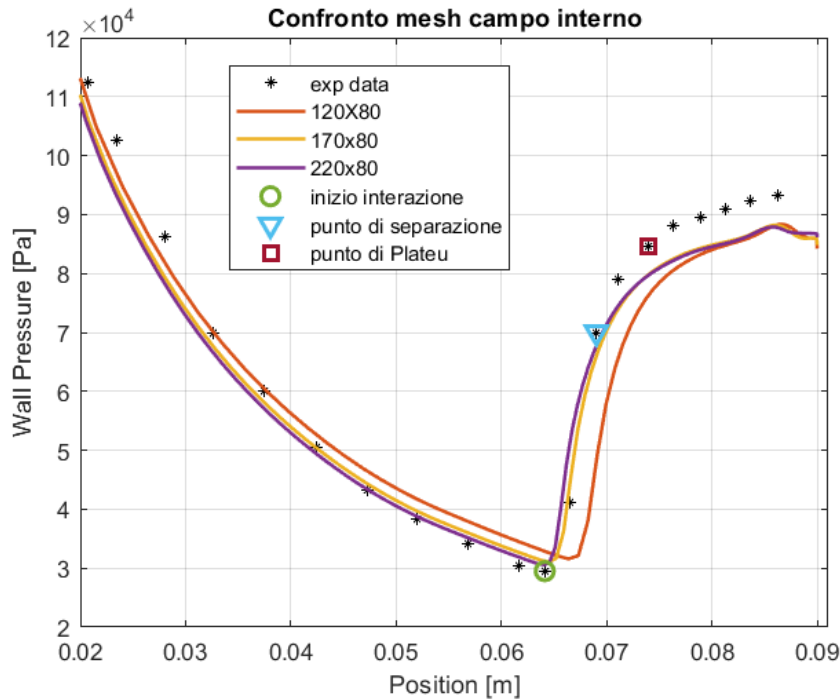


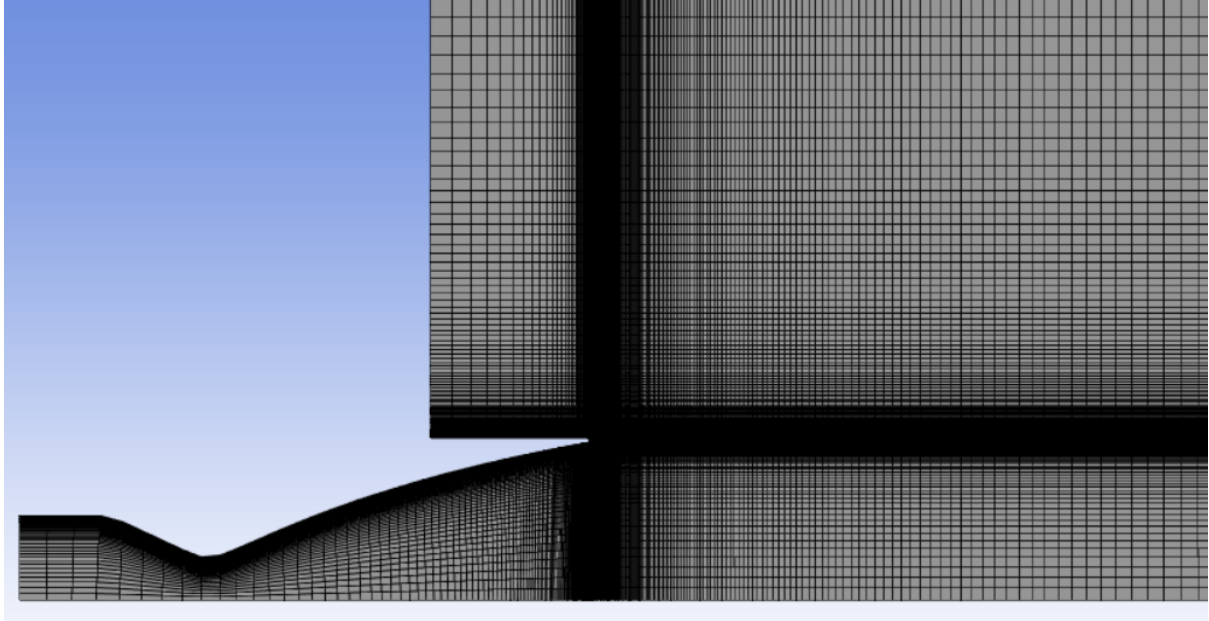
Figura 6.4: Confronto dei risultati con punti caratteristici della FSS

### 6.3 Mesh campo esterno

Come nel caso del campo interno si sono svolte delle prove con diverse risoluzioni della mesh in modo da individuarne una con buona precisione di calcolo ed un costo computazionale non eccessivo. Si è costruita una mesh in modo da renderla più fitta nelle zone di maggiore interesse come la sezione di uscita e le intersezioni tra il flusso esterno ed il farfield.

Si sono utilizzate le seguenti dimensioni:

- 150x80;
- 200x80;
- 250x80.



*Figura 6.5: Mesh con campo esterno*

Si riportano i risultati (6.6) delle simulazioni con le differenti configurazioni, eseguite anche in questo caso con il modello di turbolenza SST- $k\omega$ .

La mesh 250x80 permette di visualizzare meglio le oscillazioni delle grandezze nel campo di moto. Nella parte subito dopo l'uscita dell'ugello si ottengono risultati simili per tutte le configurazioni, ciò è dovuto all'infittimento della mesh nella zona in questione pertanto anche il disco di Mach in tale zona è invariante con l'aumento delle dimensioni della griglia.

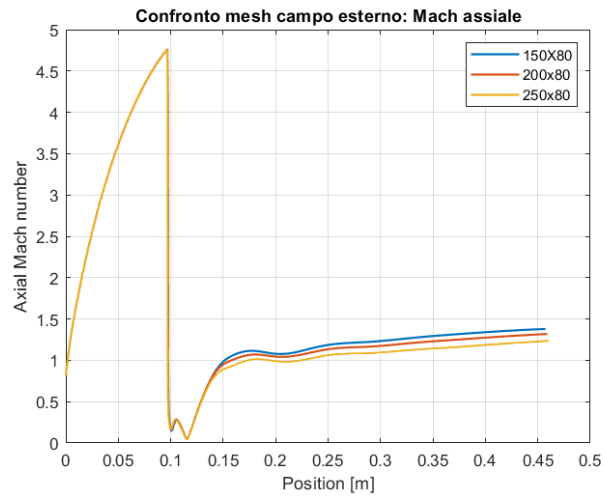
Se si vuole studiare il campo di moto serve una mesh con maggiori definizione e costi computazionali mentre se si vuole osservare il disco di Mach è sufficiente una mesh meno fitta con costi computazionali minori. Poichè si vuole studiare il comportamento del campo di moto si sceglie di utilizzare la mesh 200x80 dato che presenta precisione maggiore della 150x80 ma costi minori della 250x80.

## 6.4 Risultati

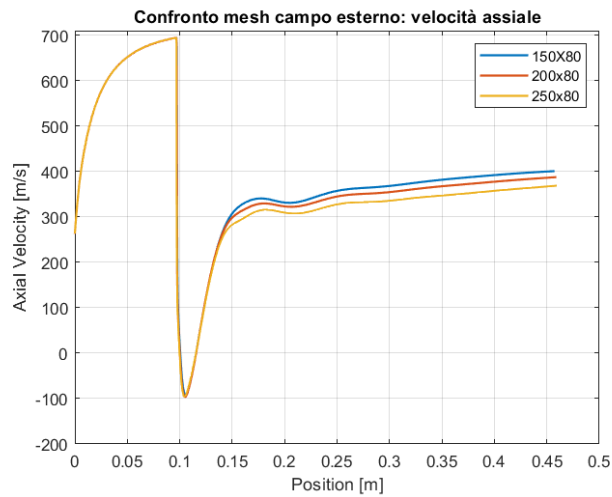
Dunque vengono di seguito riassunte le scelte delle mesh:

- 170x80 interna all'ugello;
- 200x80 esterna all'ugello.

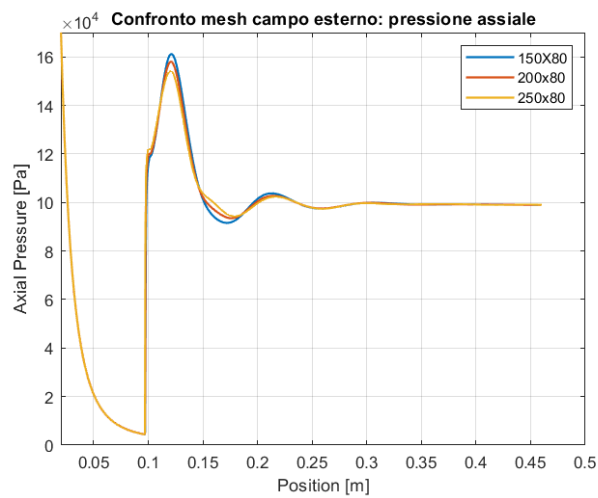




(a) Campo di Mach assiale

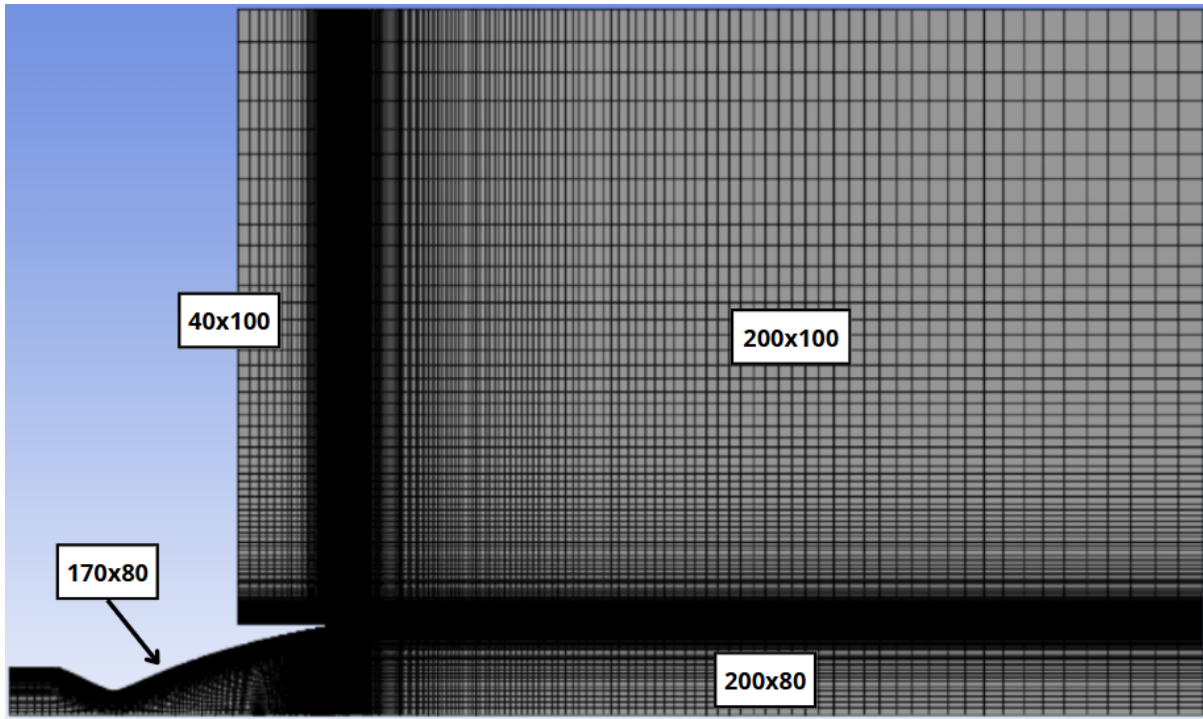


(b) Campo della velocità assiale



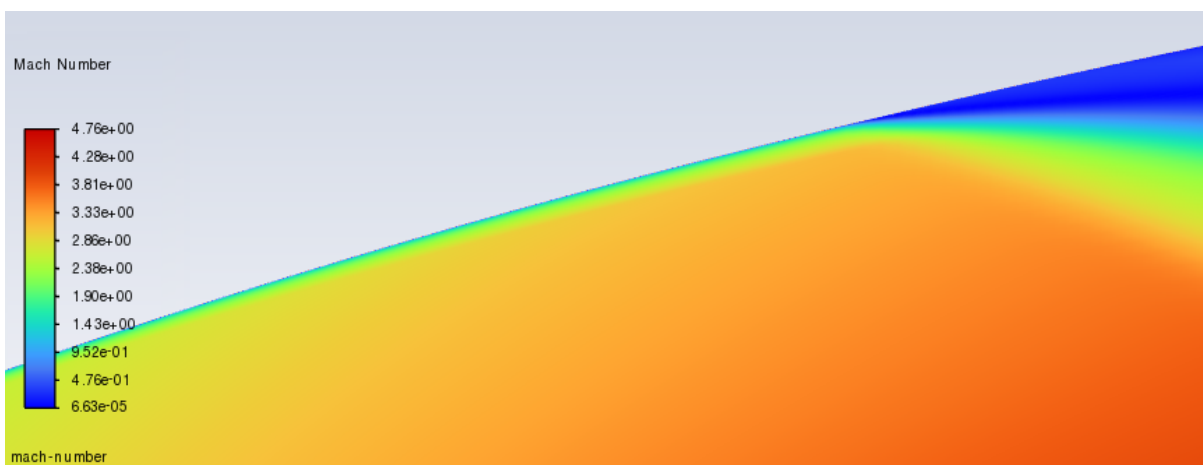
(c) Campo della pressione statica

Figura 6.6: Confronto mesh del campo esterno

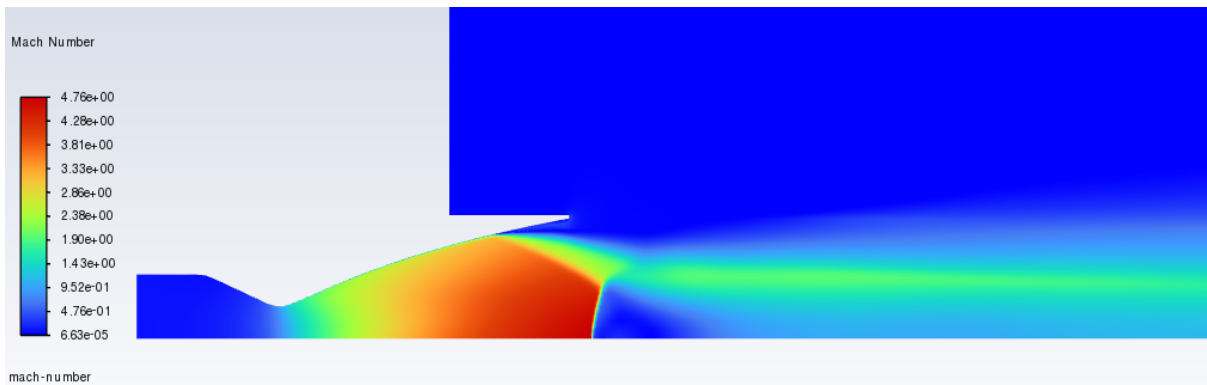


*Figura 6.7: Dimensioni mesh*

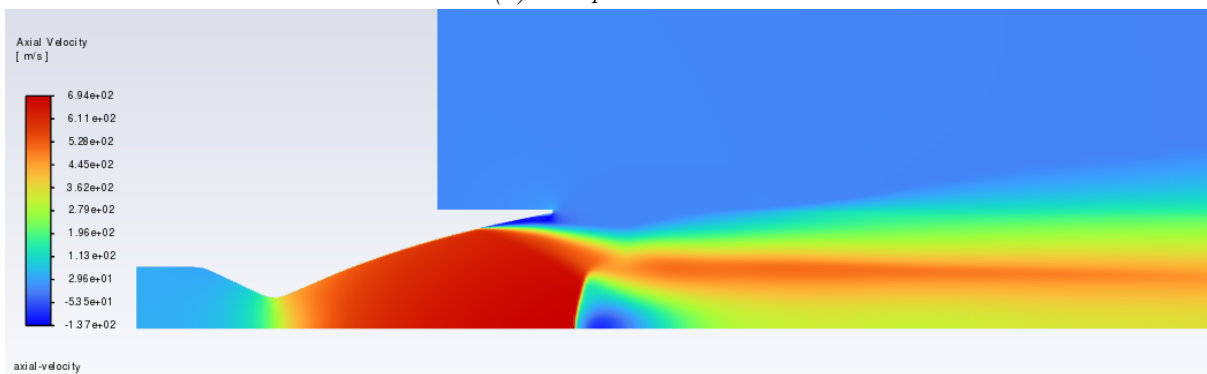
Si riportano i risultati del numero di Mach (fig. 6.9a) con dettaglio sullo strato limite (fig. 6.8) in corrispondenza del punto di separazione, della velocità (fig. 6.9b) e della pressione (fig. 6.9c) delle simulazioni effettuate con le dimensioni scelte della mesh ed utilizzando il modello di turbolenza SST  $k\omega$ .



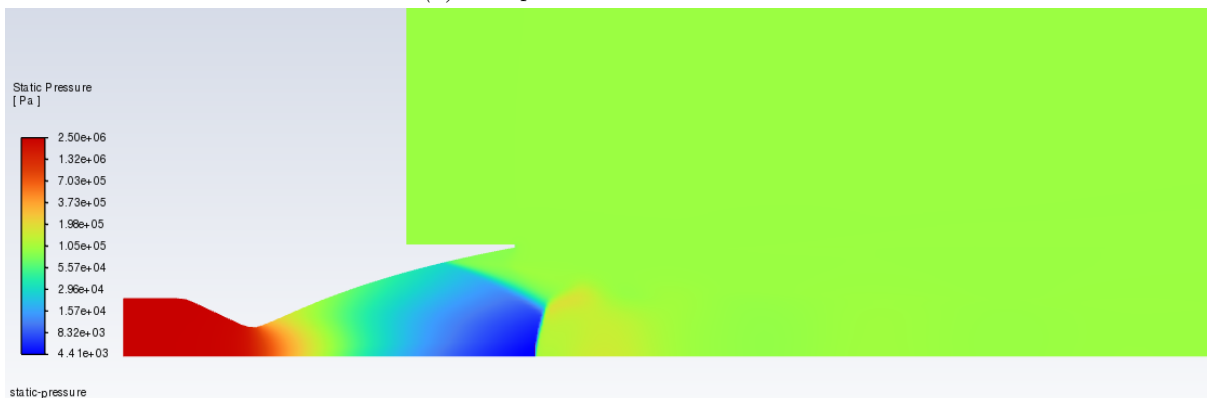
*Figura 6.8: Dettaglio strato limite*



(a) Campo di Mach



(b) Campo della velocità assiale



(c) Campo della pressione statica

Figura 6.9: Risultati con mesh scelta

## 6.5 Confronto modelli di turbolenza

Si esegue, ora, uno studio utilizzando diversi modelli di turbolenza in modo da individuare quello che meglio approssima i dati sperimentali. Questo studio viene effettuato mantenendo invariate la dimensione della mesh, stabilita precedentemente nel paragrafo 6.4, e le condizioni al contorno.

I modelli utilizzati sono i seguenti:

- SST  $k-\omega$ ;
- SST  $k-\omega$  con effetto della compressibilità;

- Standard k- $\epsilon$ ;
- Standard k- $\epsilon$  con effetto della compressibilità;
- Spalart-Allamaras

Di seguito è riportato il confronto della pressione statica a parete utilizzando i vari modelli di turbolenza.

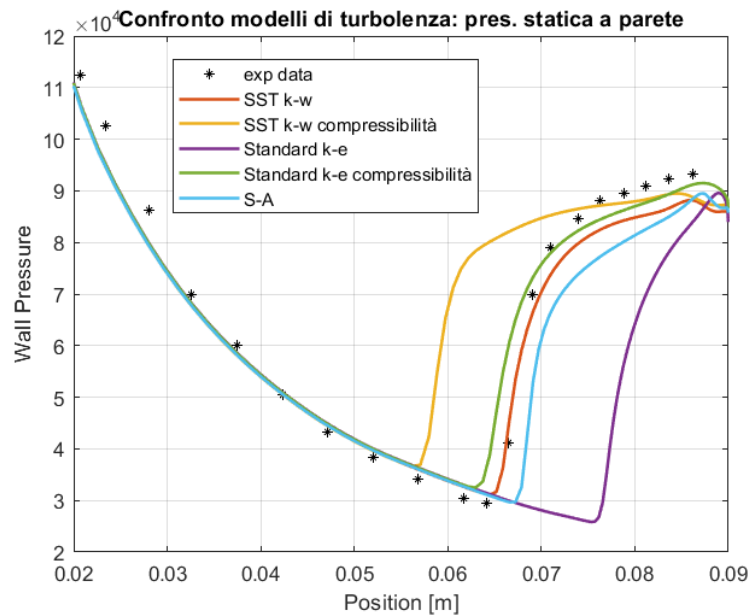


Figura 6.10: Pressione statica a parete con diversi modelli di turbolenza

Come è possibile osservare dall'immagine i modelli SST k- $\omega$  standard k- $\epsilon$  con effetto della compressibilità approssimano in maniera ottimale l'andamento dei punti sperimentali. Si preferisce utilizzare il modello k- $\omega$  poiché ha una migliore precisione del k- $\epsilon$  in prossimità del punto di separazione ( $x = 6,6\text{cm}$ ).

Si nota anche che la separazione risulta anticipata utilizzando il modello k- $\omega$  con effetto della compressibilità e ritardata utilizzando il k- $\epsilon$  standard e lo Spalart-Allamaras.

Riportando il confronto della pressione assiale, invece, si osserva che il k- $\omega$  ed il k- $\epsilon$  risultano pressochè indifferenti e tutti i modelli coincidono nella simulazione del disco di Mach ( $x = 0,09 - 0,1\text{cm}$ ) pertanto dato che si vuole studiare il fenomeno della separazione e non si vuole osservare con estrema precisione il disco di Mach, si conferma l'utilizzo del modello k- $\omega$  per i futuri studi.

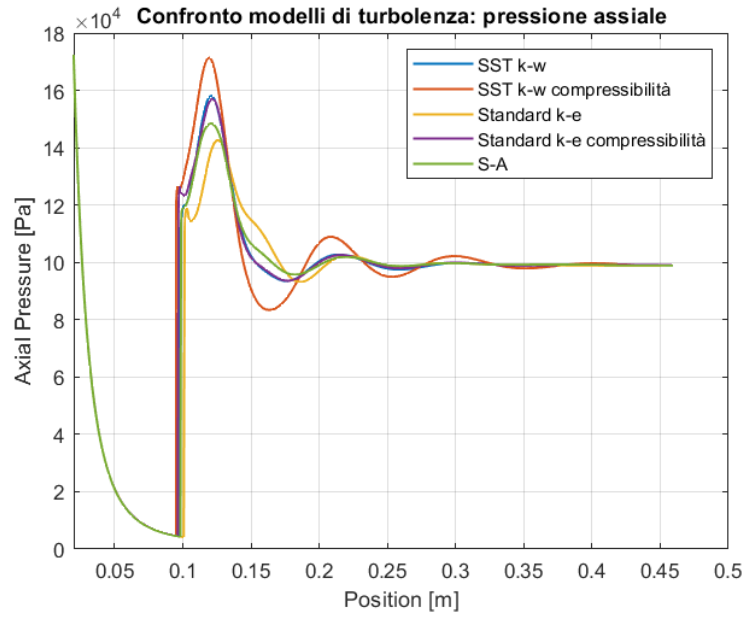
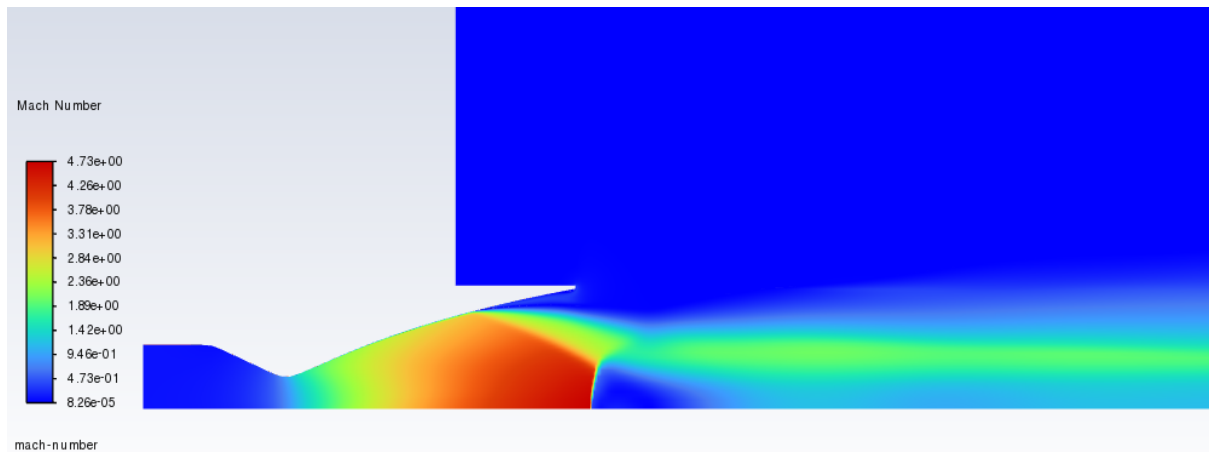


Figura 6.11: Pressione assiale con diversi modelli di turbolenza

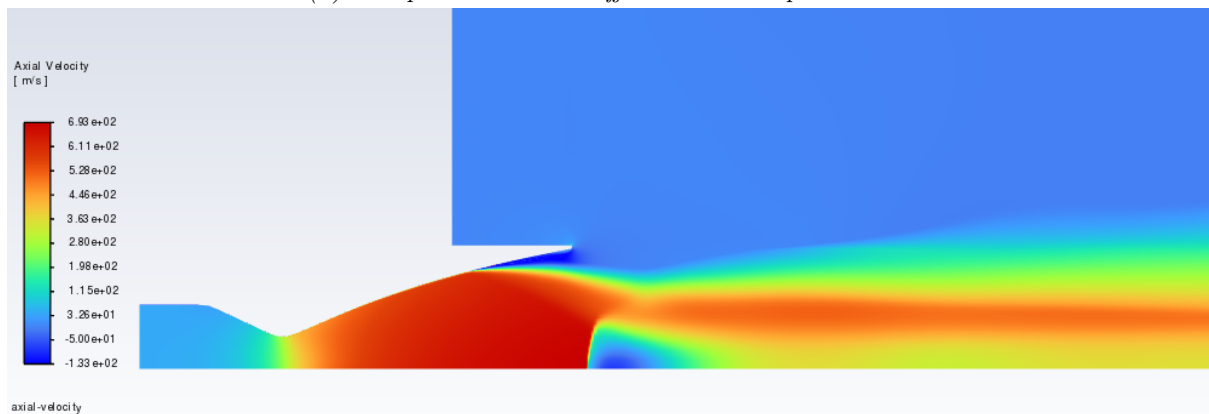
### SST $k\omega$

I risultati del modello  $k\omega$  non verranno riportati in questo paragrafo poichè già presenti nel 6.4.

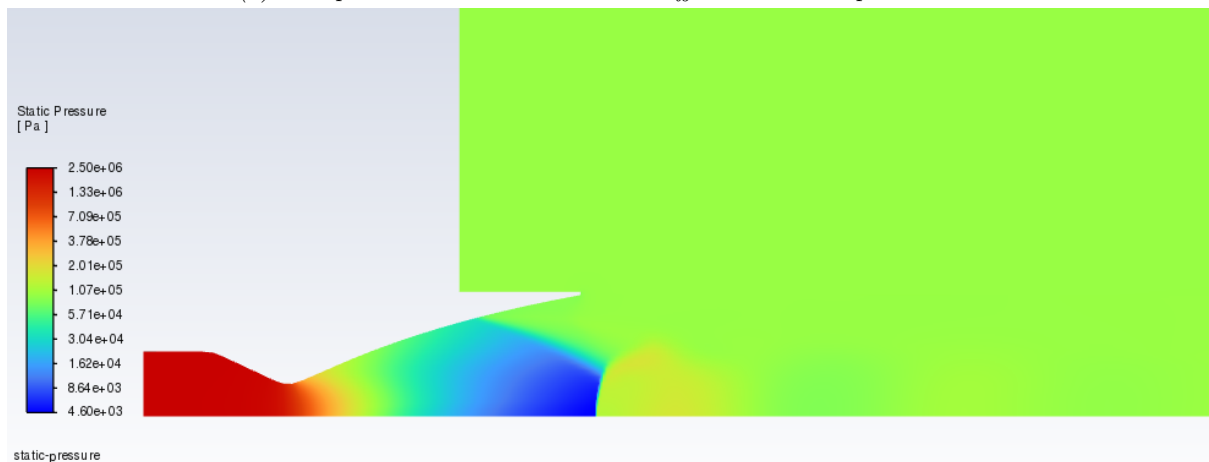
## SST $k\omega$ con effetto della compressibilità



(a) Campo di Mach con effetto della compressibilità



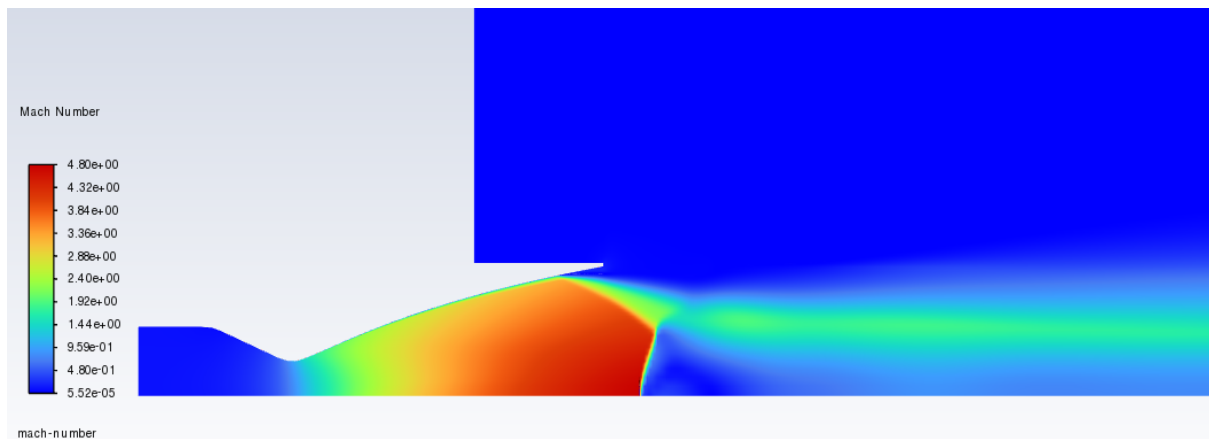
(b) Campo della velocità assiale con effetto della compressibilità



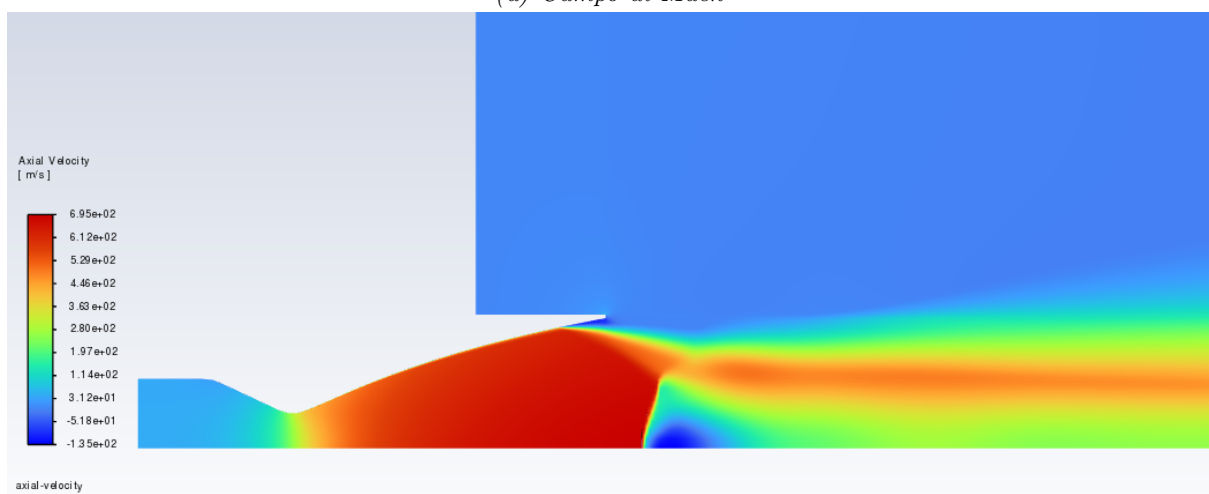
(c) Campo della pressione statica con effetto della compressibilità

Figura 6.12: Risultati con modello SST  $k\omega$ , effetto della compressibilità

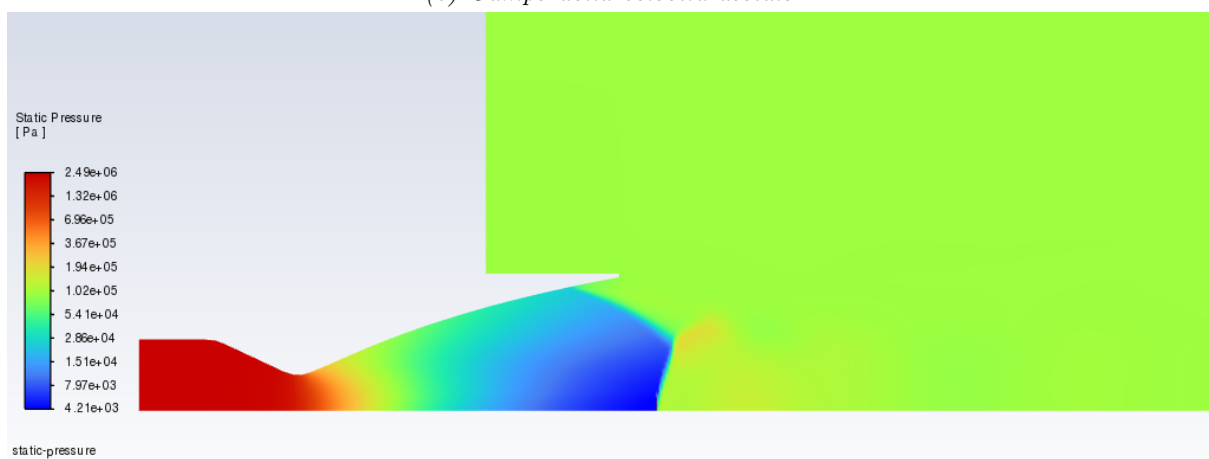
## Standard $k\epsilon$



(a) Campo di Mach



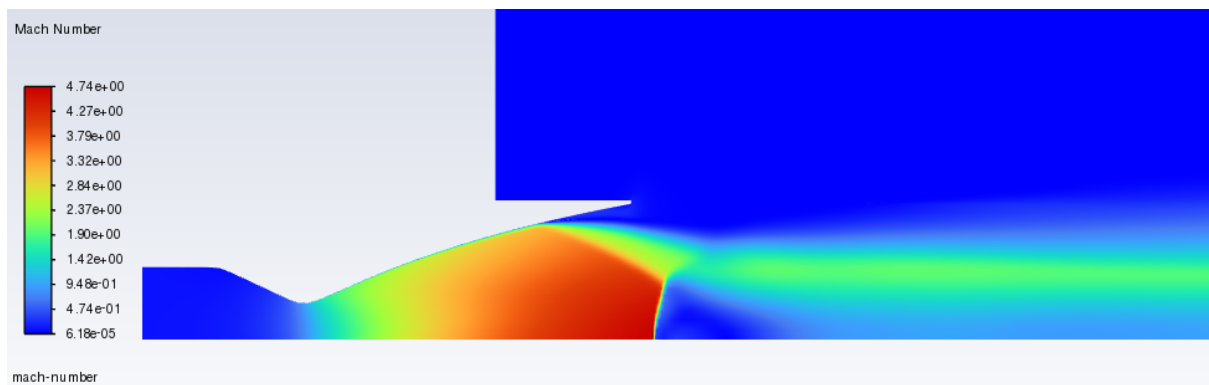
(b) Campo della velocità assiale



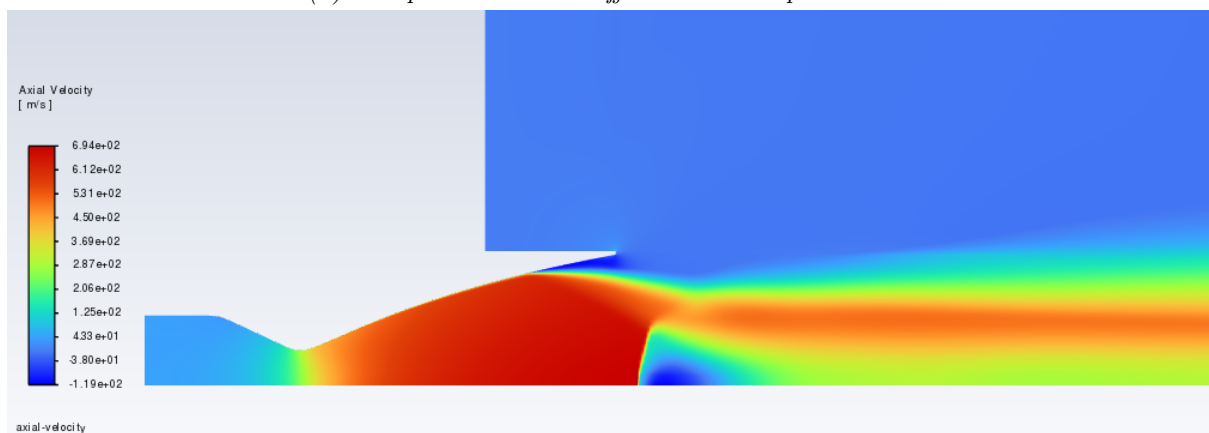
(c) Campo della pressione statica

Figura 6.13: Risultati con modello SST  $k\epsilon$

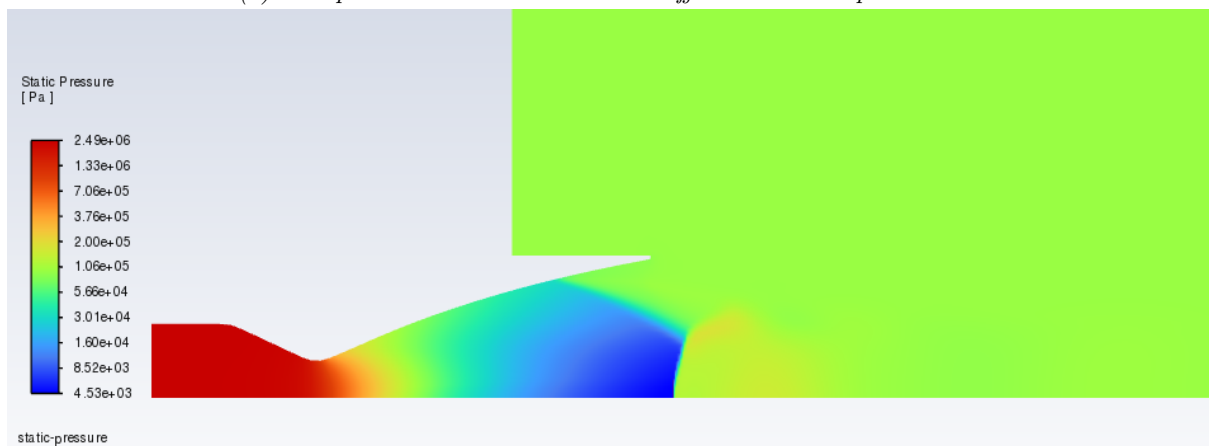
## Standard $k\epsilon$ con effetto della compressibilità



(a) Campo di Mach con effetto della compressibilità



(b) Campo della velocità assiale con effetto della compressibilità

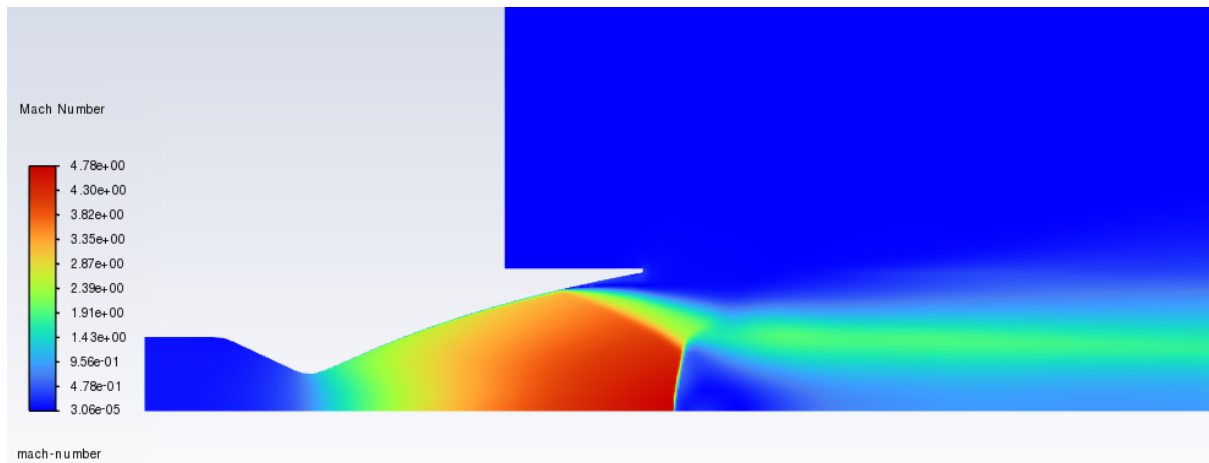


(c) Campo della pressione statica con effetto della compressibilità

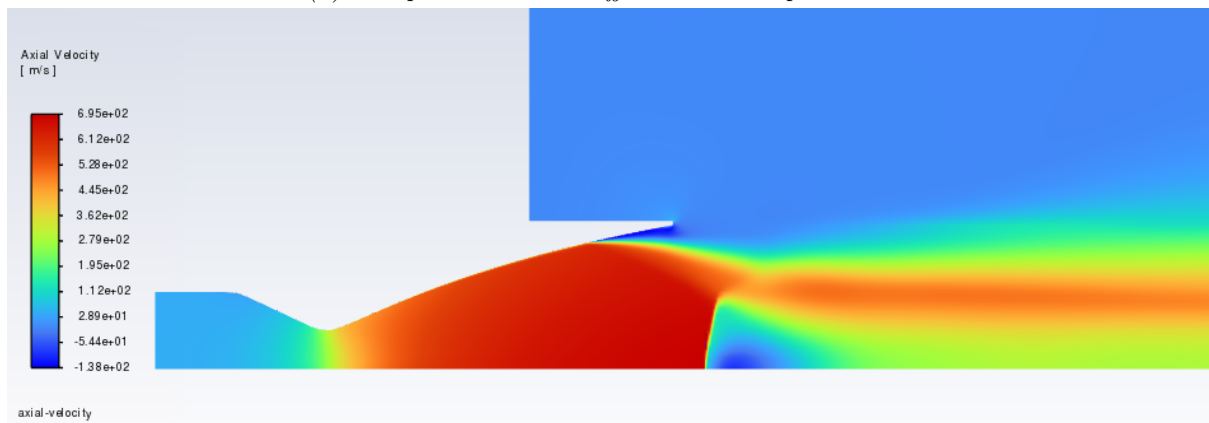
Figura 6.14: Risultati con modello SST  $k\epsilon$ , effetto della compressibilità



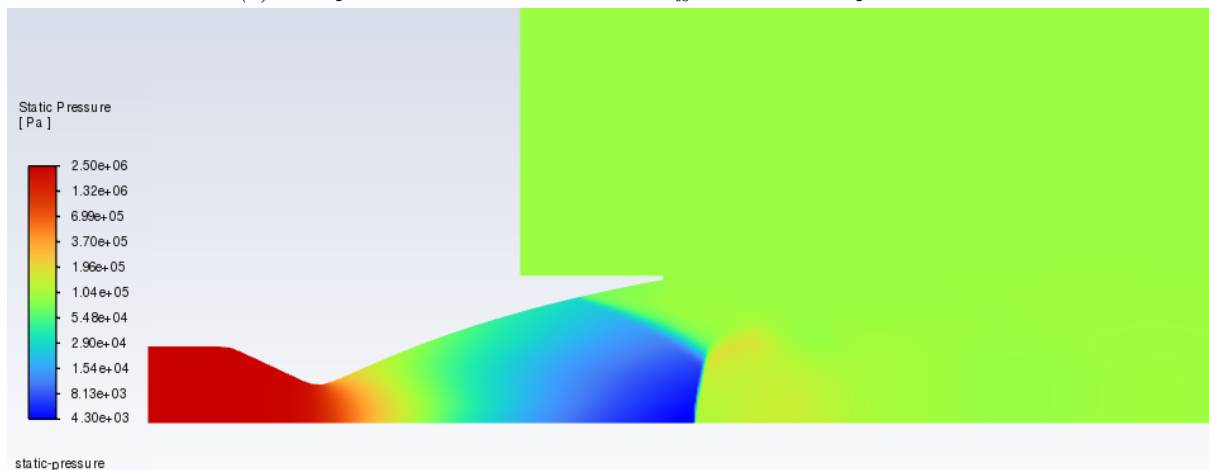
# Spalart-Allamaras



(a) Campo di Mach con effetto della compressibilità



(b) Campo della velocità assiale con effetto della compressibilità



(c) Campo della pressione statica con effetto della compressibilità

Figura 6.15: Risultati con modello S-A

## 7 Ugello Parabolico

Si è studiato il comportamento di un ugello parabolico i cui dati geometrici sono stati ricavati durante il corso di studi ([21]). Il motore del primo stadio risulta avere le seguenti dimensioni:

- Raggio iniziale del tratto convergente,  $r_i = 0,4007\text{ m}$  ;
- Raggio in gola,  $r_t = 0,3168\text{ m}$ ;
- Raggio finale del tratto divergente,  $r_e = 1,1854\text{ m}$ ;

Si è scelto di scalare di un fattore 20 il componente in questione in modo da avere delle dimensioni dello stesso ordine di grandezza di quelle dell'ugello TIC precedentemente studiato.

Di seguito è possibile osservare le dimensioni del componente scalato.

$r_i$	$r_t$	$r_e$	$L_d$	$L_c$	$\epsilon$	$\theta_N$	$\theta_e$
2 cm	1,58 cm	5,93 cm	13,03 cm	3,87 cm	14	27,5°	9,8°

Tabella 1: Dati geometrici ugello parabolico scalato

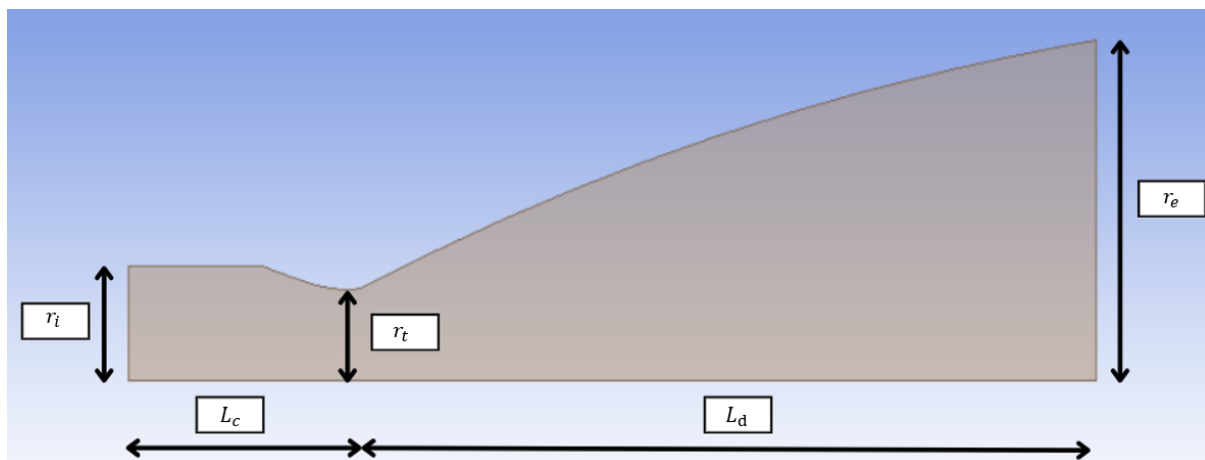
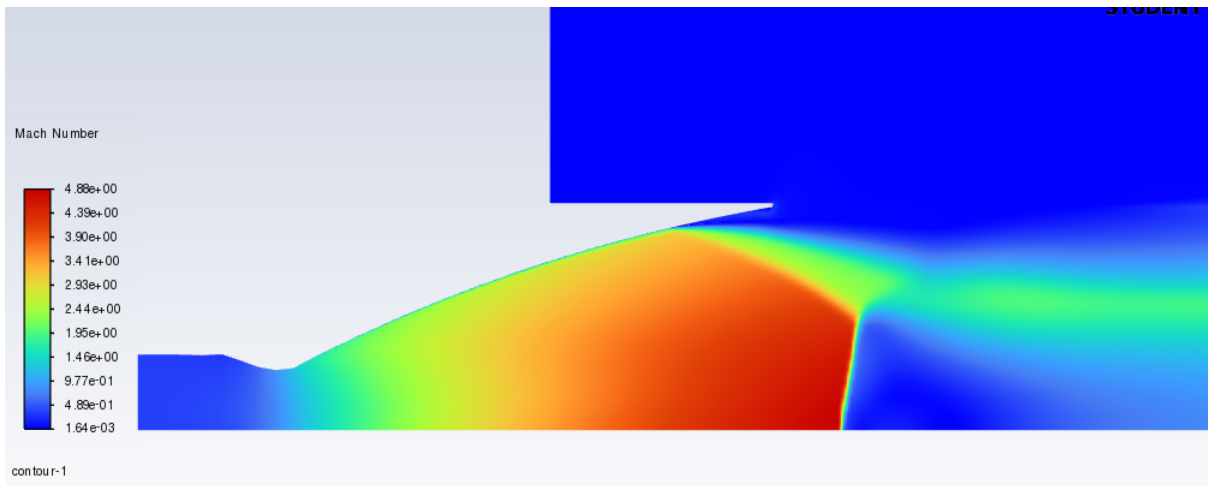


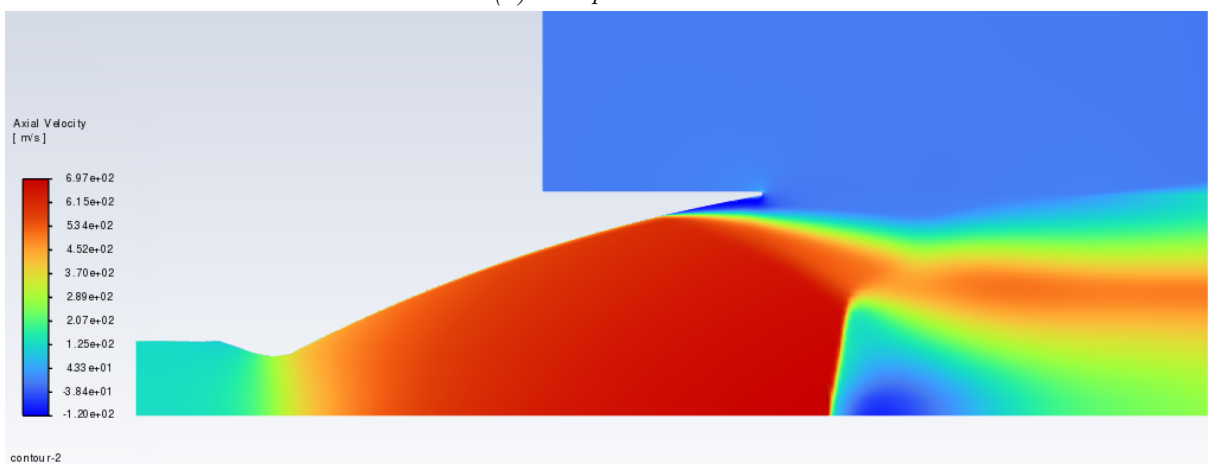
Figura 7.1: Ugello con quote

Si è svolta una simulazione con le medesime condizioni al contorno viste in precedenza.

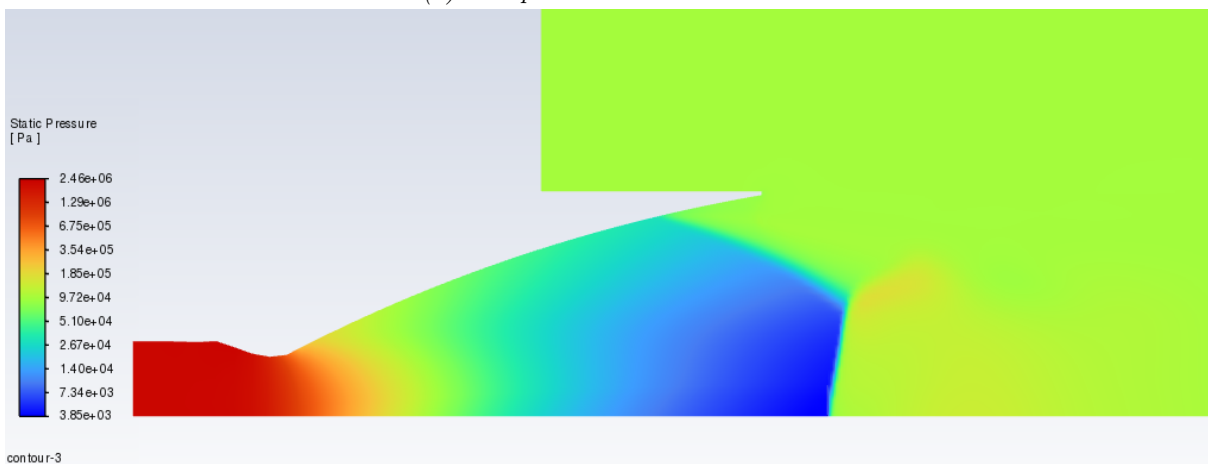
I risultati sono riportati in figura 7.2



(a) Campo di Mach



(b) Campo della velocità assiale



(c) Campo della pressione statica

Figura 7.2: Risultati ugello esercitazione 3 - Endoreattori

Come è possibile vedere dalle immagini, il numero di Mach in uscita è circa 4.88. Poichè si ricerca un numero di Mach in uscita di 3.5, si è utilizzata la relazione adiabatica, di cui al par. 5.2, per individuare un valore del raggio finale pari a 4,13 cm tale da accelerare il flusso fino al Mach di interesse. L'ugello è stato poi ridisegnato mantenendo inalterati gli angoli della parete del divergente.

$r_i$	$r_t$	$r_e$	$L_d$	$L_c$	$\epsilon$	$\theta_N$	$\theta_e$
2 cm	1,58 cm	4,13 cm	7,68 cm	3,87 cm	6,83	27,5°	9,8°

Tabella 2: Dati geometrici ugello parabolico ridisegnato scalato

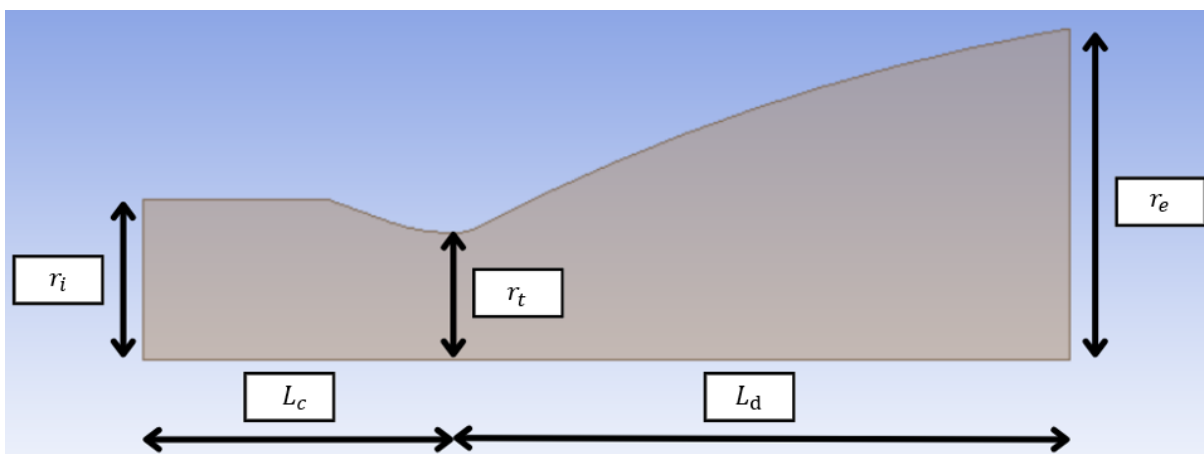
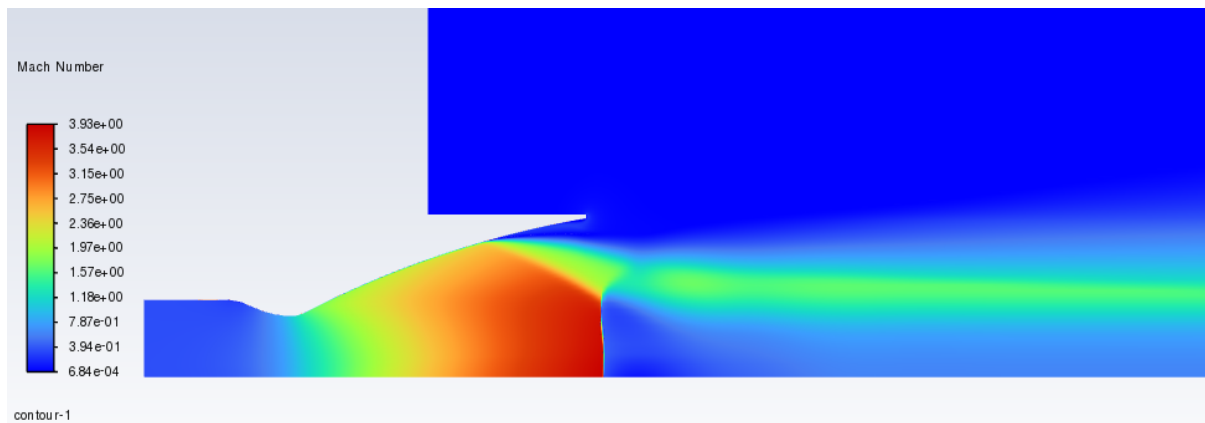


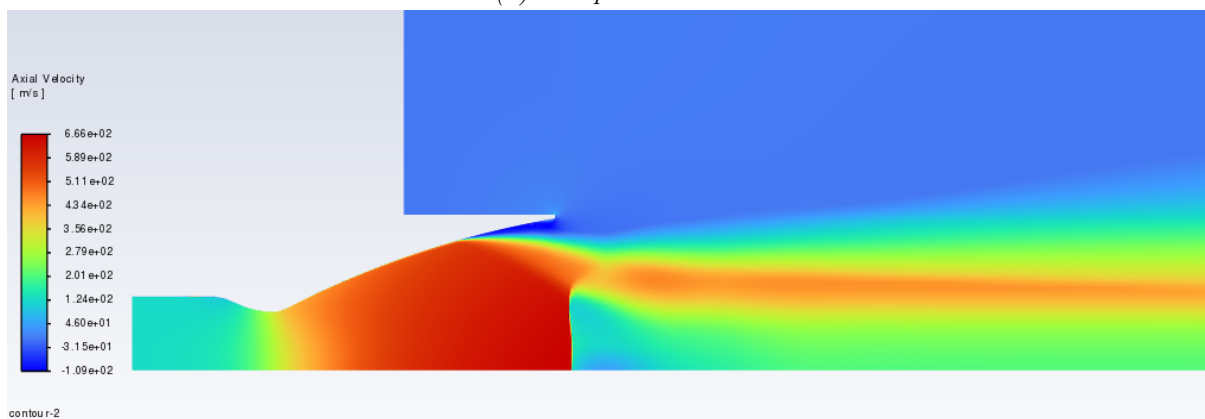
Figura 7.3: Quote ugello ridisegnato

In seguito si sono svolte delle simulazioni al variare del NPR, in modo da studiare il comportamento del punto di separazione, da un valore iniziale di 10 ad uno finale di 30. Si riportano le dimensioni del nuovo ugello ed i risultati delle simulazioni.

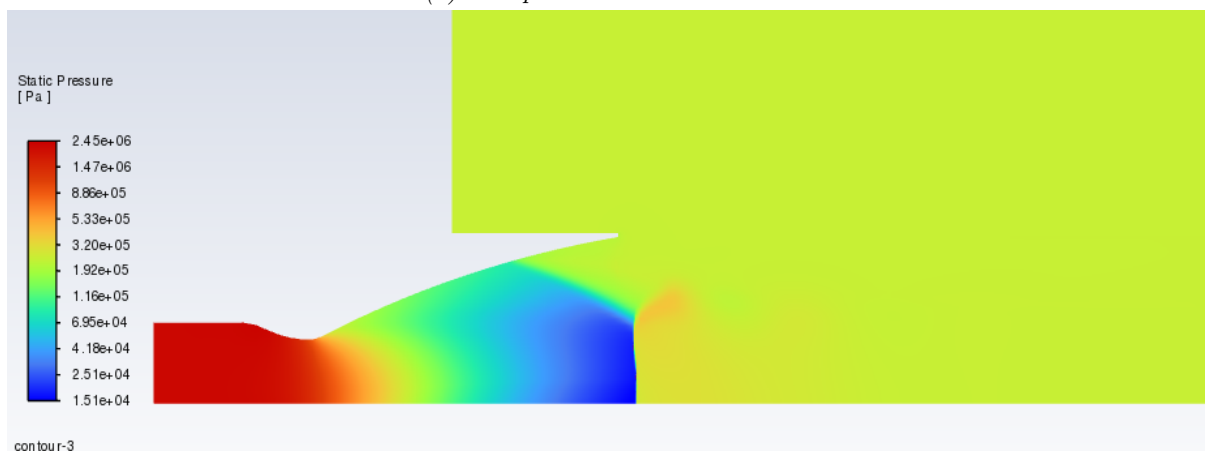
NPR = 10



(a) Campo di Mach



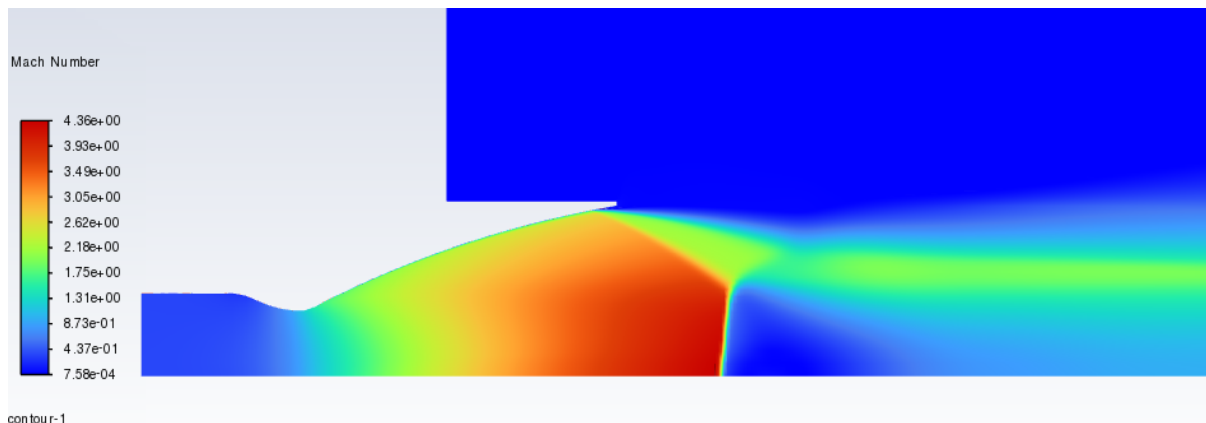
(b) Campo della velocità assiale



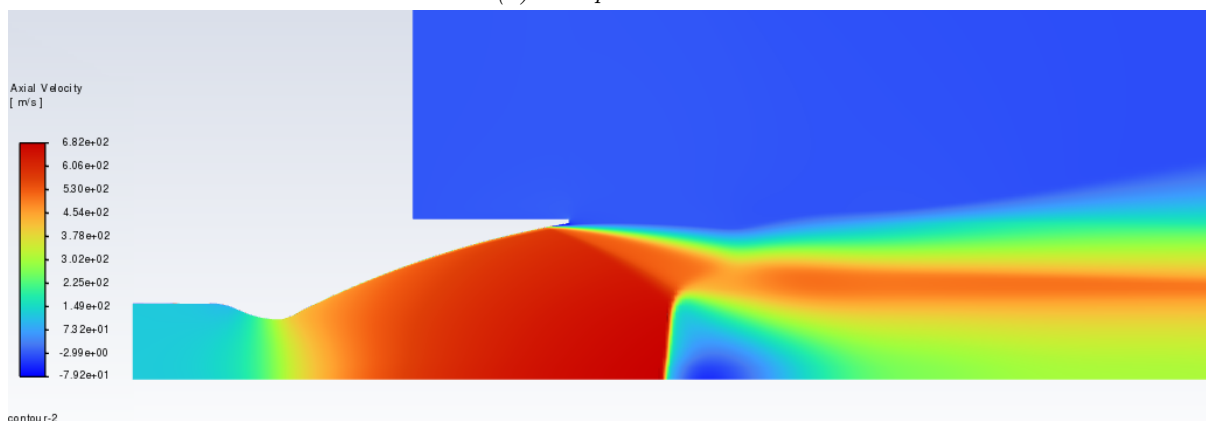
(c) Campo della pressione statica

Figura 7.4: Risultati ugello ridisegnato esercitazione 3 - Endoreattori, NPR = 10

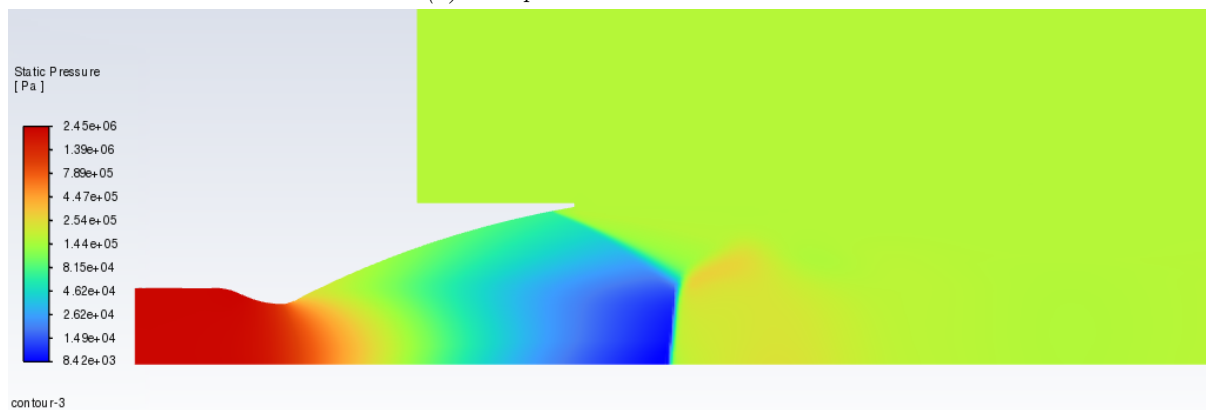
$NPR = 15$



(a) Campo di Mach



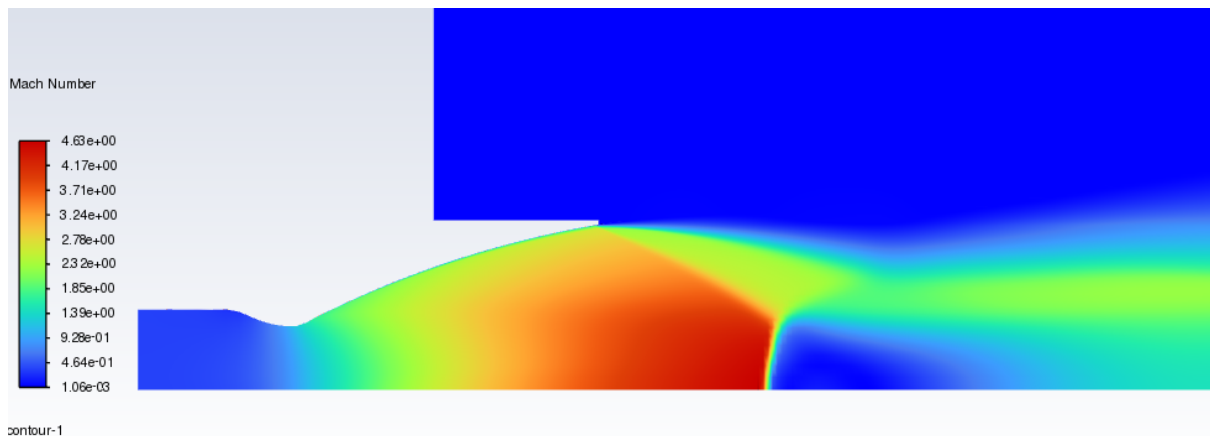
(b) Campo della velocità assiale



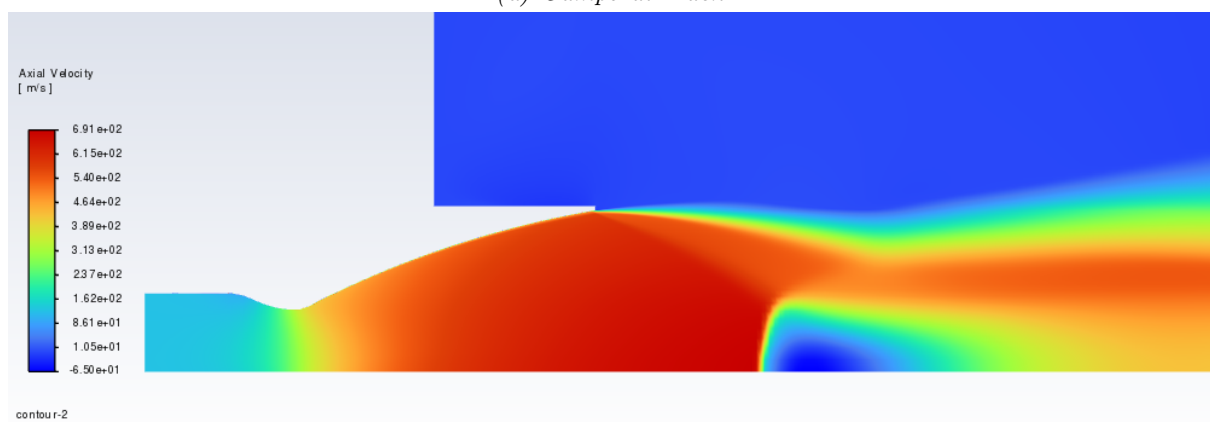
(c) Campo della pressione statica

Figura 7.5: Risultati ugello ridisegnato esercitazione 3 - Endoreattori,  $NPR = 15$

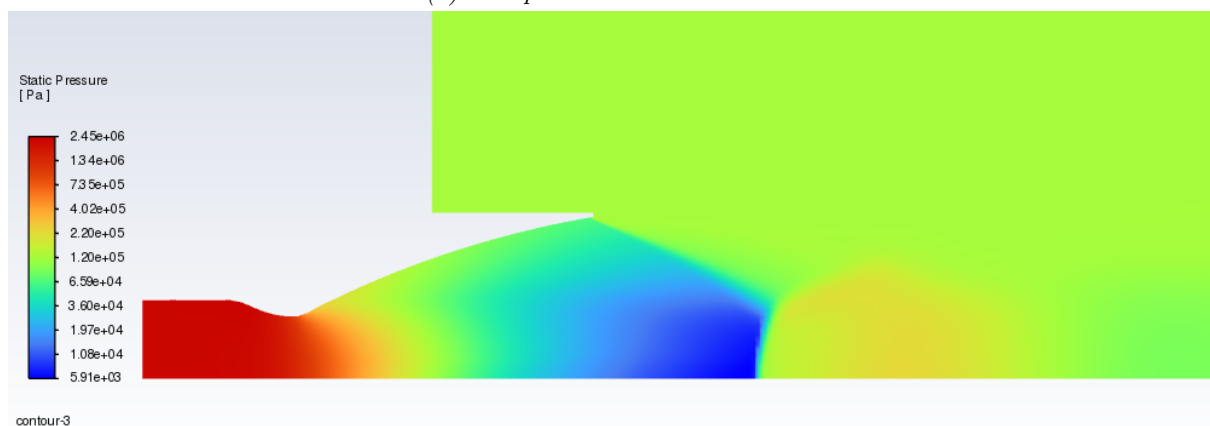
$NPR = 20$



(a) Campo di Mach



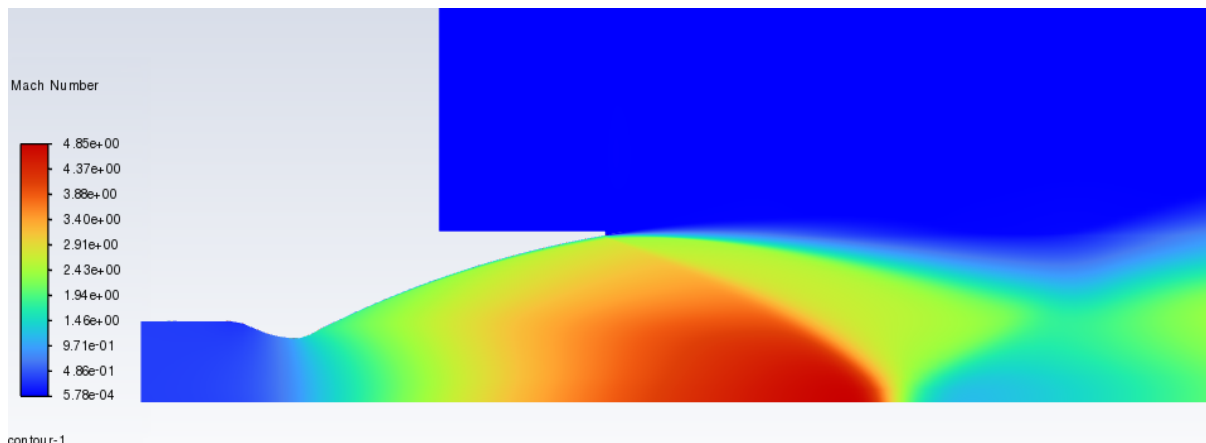
(b) Campo della velocità assiale



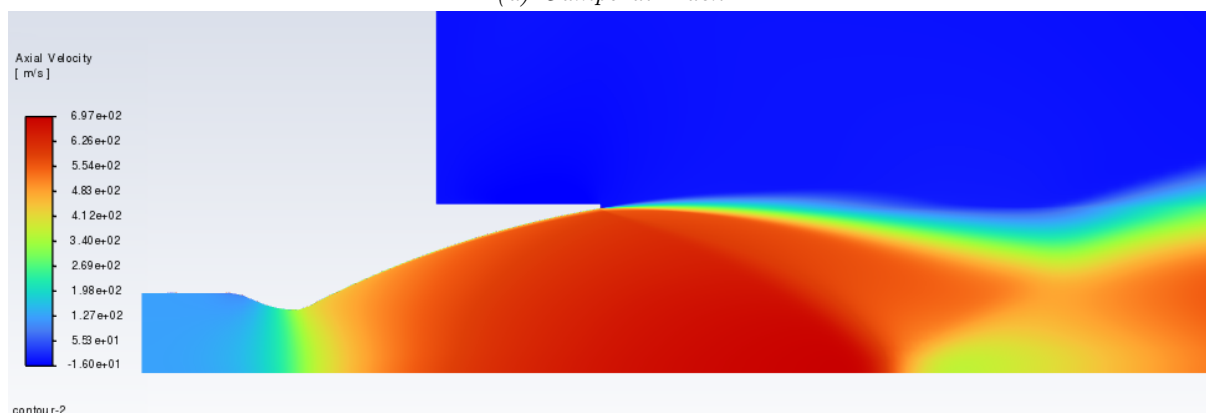
(c) Campo della pressione statica

Figura 7.6: Risultati ugello ridisegnato esercitazione 3 - Endoreattori,  $NPR = 20$

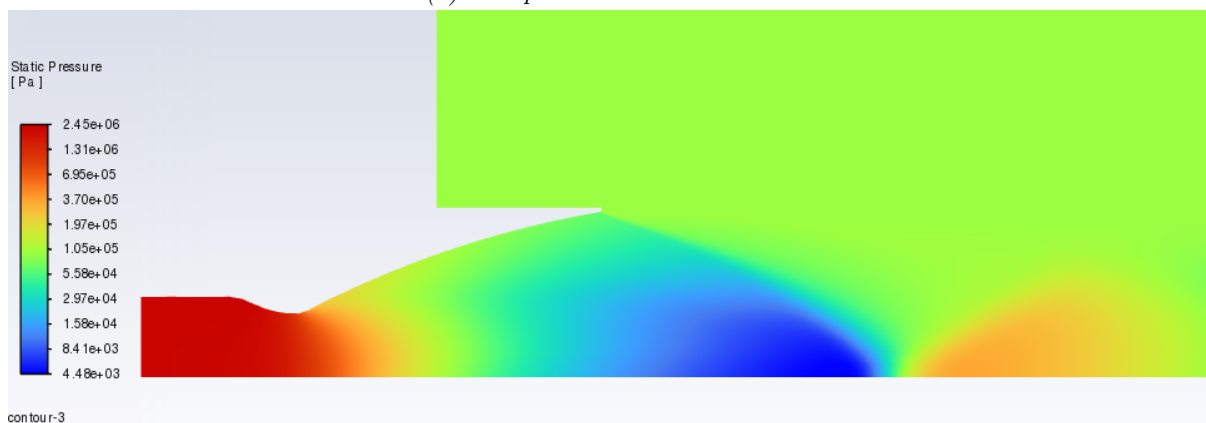
NPR = 25



(a) Campo di Mach



(b) Campo della velocità assiale

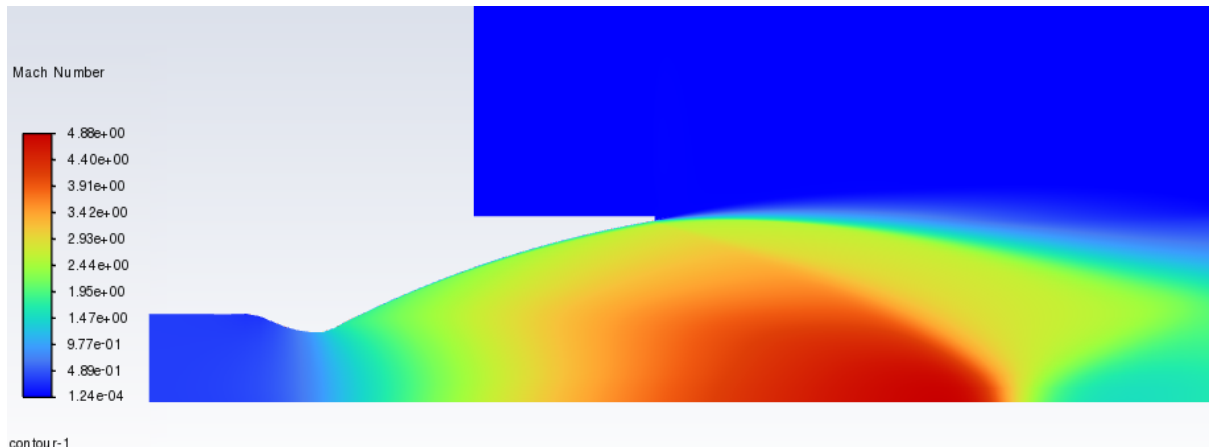


(c) Campo della pressione statica

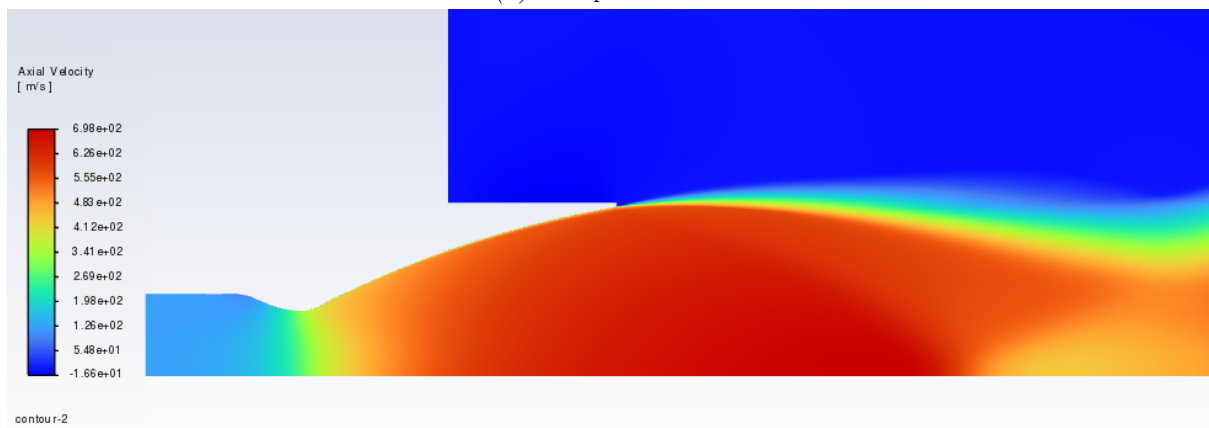
Figura 7.7: Risultati ugello ridisegnato esercitazione 3 - Endoreattori, NPR = 25



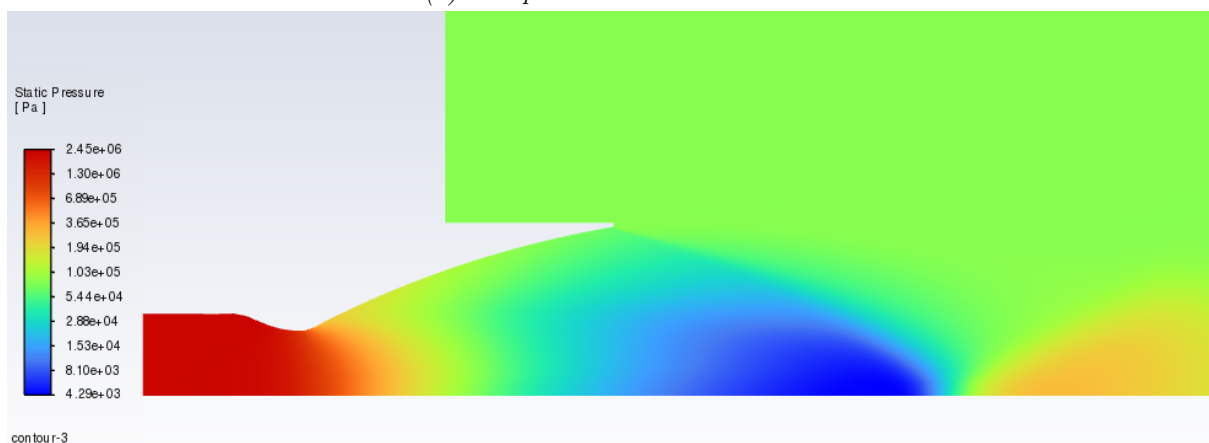
NPR = 30



(a) Campo di Mach



(b) Campo della velocità assiale



(c) Campo della pressione statica

Figura 7.8: Risultati ugello ridisegnato esercitazione 3 - Endoreattori, NPR = 30

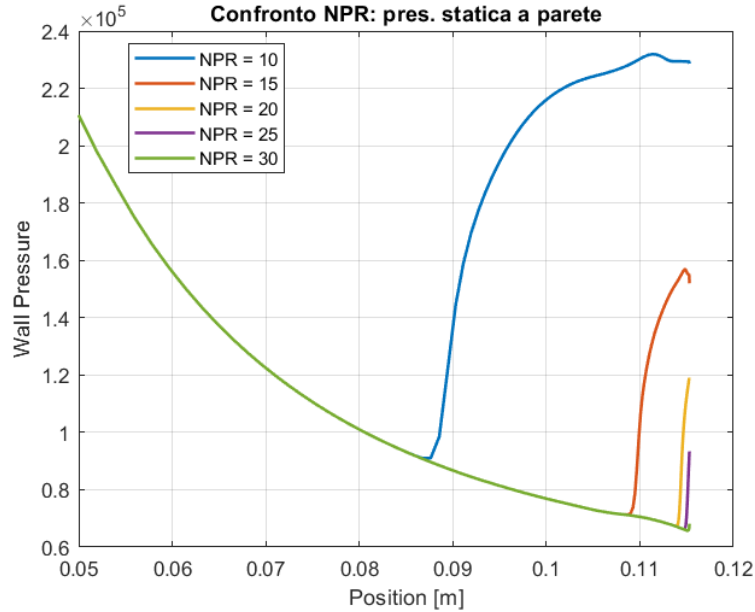


Figura 7.9: Ugello ridisegnato, confronto NPR

## 7.1 Risultati Euleriani

SI vuole ora individuare come l'angolo iniziale della sezione parabolica vada ad incidere sulla formazione e sulla posizione dell'urto interno dell'ugello. In particolare l'angolo nominale è pari a  $27,5^\circ$  e si farà variare con valori da  $20^\circ$  a  $40^\circ$  con passo  $5^\circ$ .

Per farlo si eseguono delle simulazioni di tipo Euleriano, in cui si considera il fluido inviscido, in questo modo il comportamento in fase di espansione è dettato principalmente dalla geometria del componente in esame, inoltre non si presenta separazione del flusso.

A differenza delle simulazioni precedentemente effettuate, non occorre impostare la mesh in modo da avere un infittimento in corrispondenza della parete poichè questo risulta utile nel momento in cui si voglia studiare lo strato limite. Inoltre si riducono le dimensioni da  $170 \times 80$  a  $100 \times 40$  per permettere un più rapido calcolo dei risultati.

Dato che in assenza di viscosità i risultati non vengono alterati da un cambiamento del NPR, si scelgono dei valori generali di pressione in ingresso ed uscita pari a  $10^5$  Pa per il primo e  $10^3$  Pa per il secondo.

$$\theta_n = 20^\circ$$

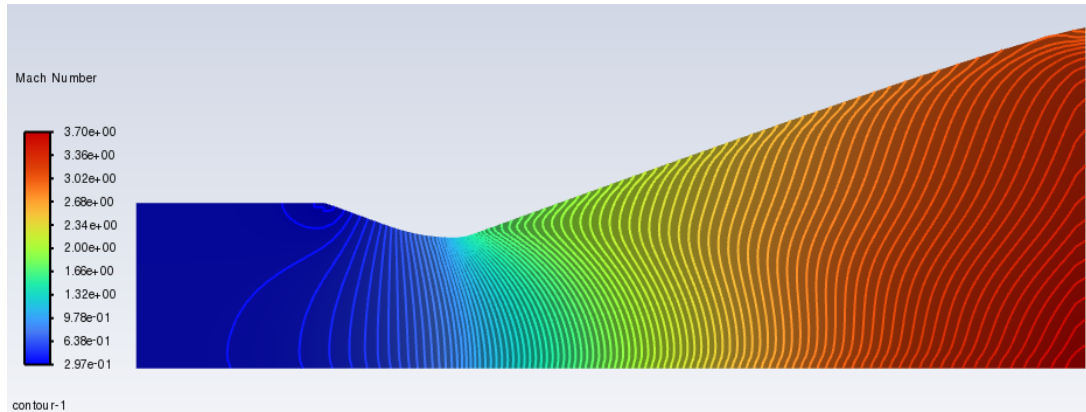


Figura 7.10: Ugello con  $\theta_n = 20^\circ$ , risultati euleriani

$$\theta_n = 25^\circ$$

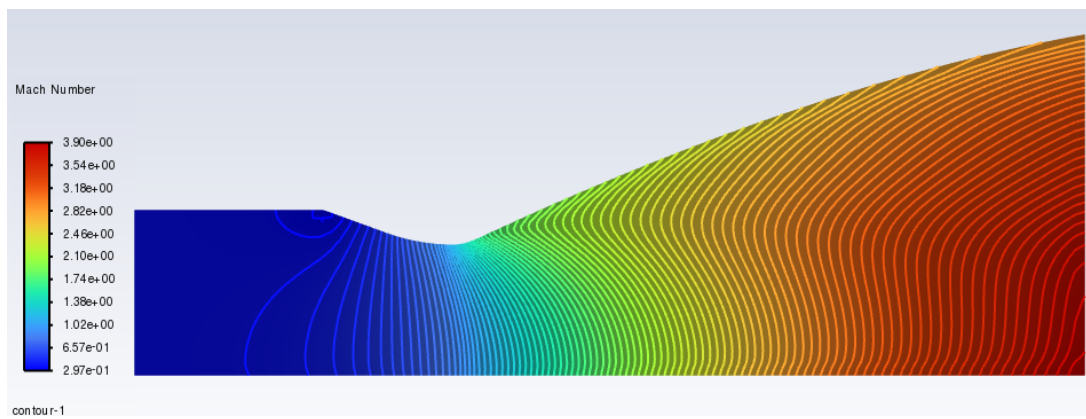


Figura 7.11: Ugello con  $\theta_n = 25^\circ$ , risultati euleriani

$$\theta_n = 27,5^\circ - \text{ nominale}$$

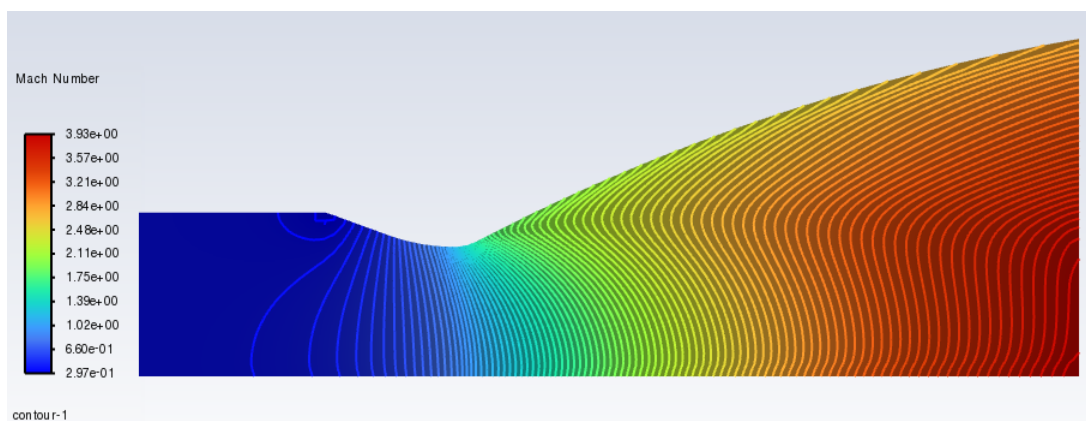


Figura 7.12: Ugello con  $\theta_n = 27.5^\circ$ , risultati euleriani

$$\theta_n = 30^\circ$$

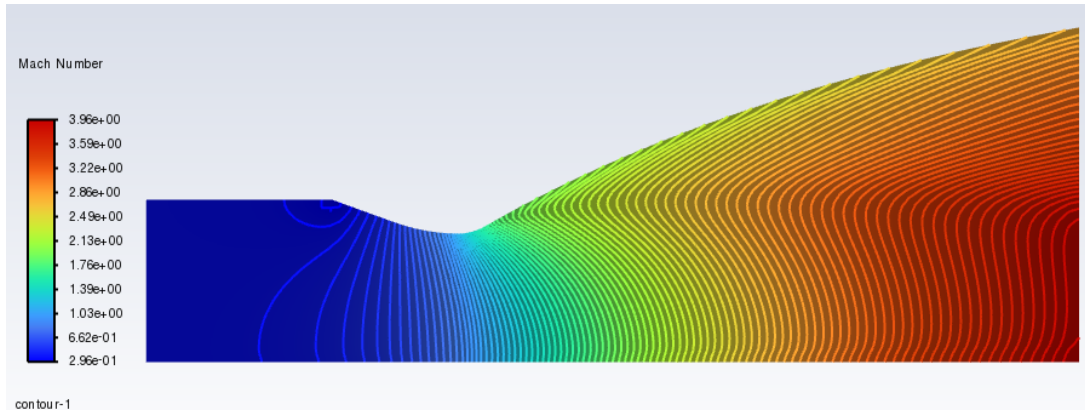


Figura 7.13: Ugello con  $\theta_n = 30^\circ$ , risultati euleriani

$$\theta_n = 35^\circ$$

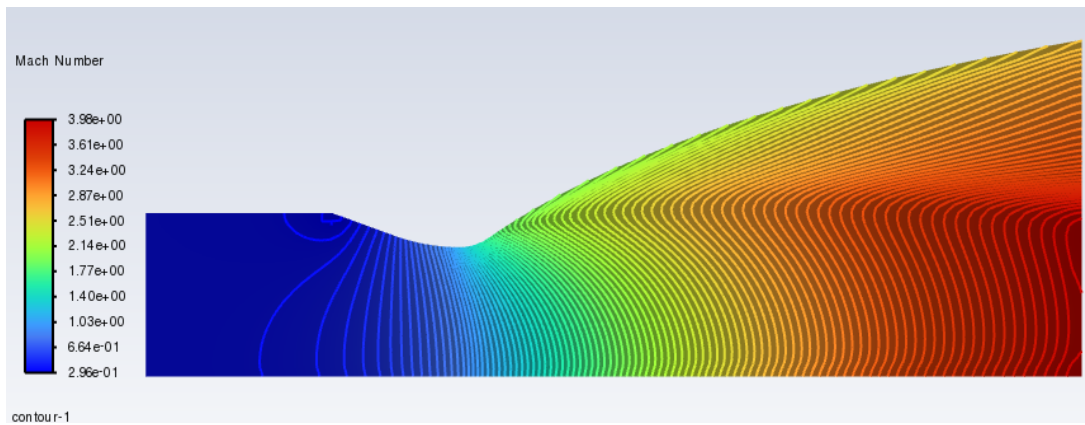


Figura 7.14: Ugello con  $\theta_n = 35^\circ$ , risultati euleriani

$$\theta_n = 40^\circ$$

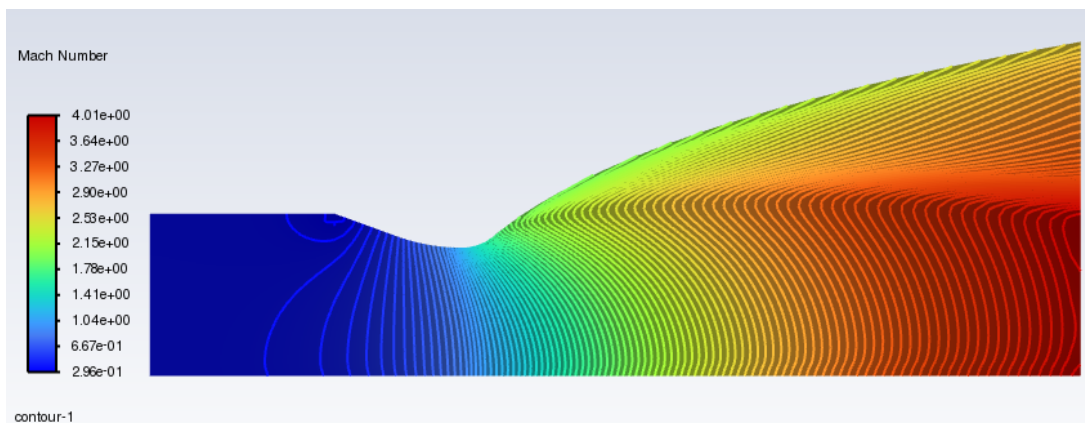


Figura 7.15: Ugello con  $\theta_n = 40^\circ$ , risultati euleriani

Si può vedere che l'urto aumenta la sua estensione aumentando l'angolo iniziale del tratto parabolico passando da essere appena visibile poco dopo la gola, nel caso  $\theta_n = 20^\circ$  ad essere ben visibile fino alla sezione di uscita, nel caso  $\theta_n = 40^\circ$ .

## 7.2 Risultati con modello di turbolenza SST $k\omega$

Successivamente si prendono in considerazione i due valori estremi dell'angolo precedentemente visto e si svolgono delle simulazioni in successione aumentando gradualmente il NPR da un valore minimo di 5 ad un massimo di 20 includendo, questa volta, anche l'effetto del modello di turbolenza SST- $k\omega$  ed il campo esterno in modo da individuare come questi ultimi due fattori vadano a modificare la posizione e l'intensità dell'urto interno e come questo si intersechi con l'urto del disco di Mach più a valle.

$\theta_n = 20^\circ$  - NPR = 5

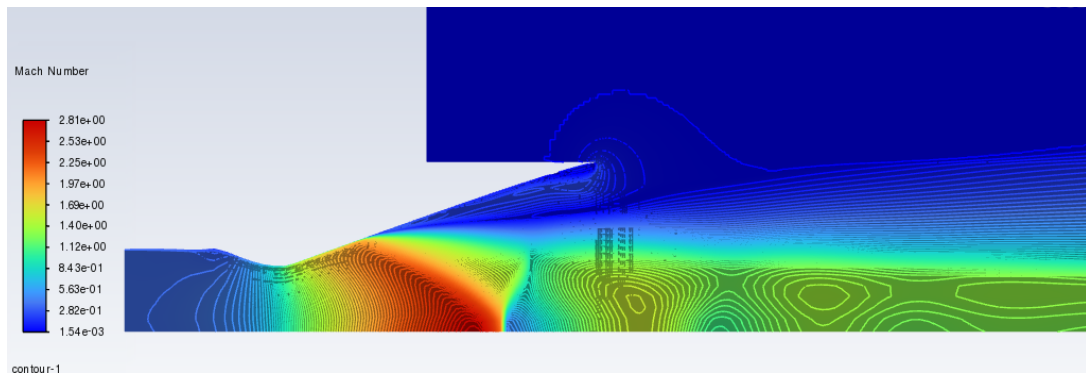


Figura 7.16: Ugello con  $\theta_n = 20^\circ$ , NPR = 5

$\theta_n = 20^\circ$  - NPR = 10

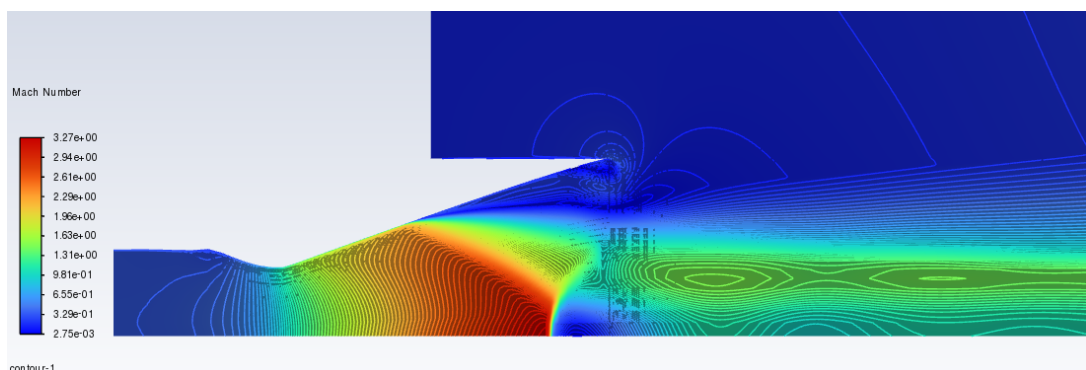


Figura 7.17: Ugello con  $\theta_n = 20^\circ$ , NPR = 10

$$\theta_n = 20^\circ - \text{NPR} = 15$$

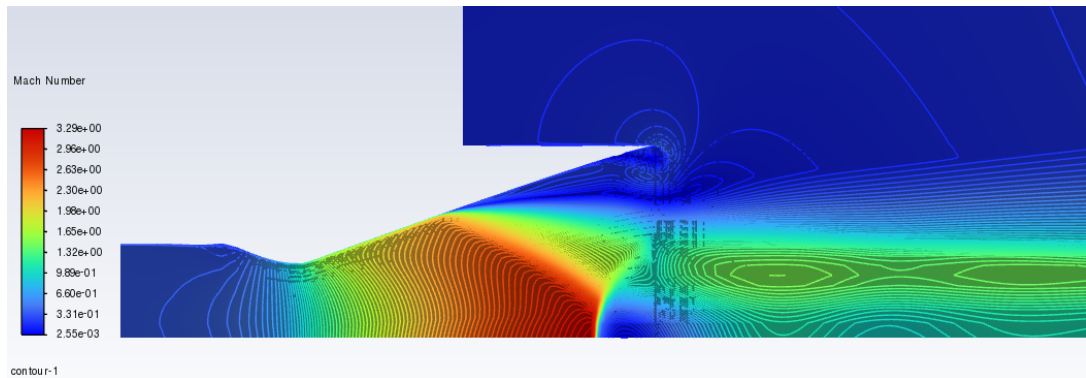


Figura 7.18: Ugello con  $\theta_n = 20^\circ$ ,  $\text{NPR} = 15$

$$\theta_n = 20^\circ - \text{NPR} = 20$$

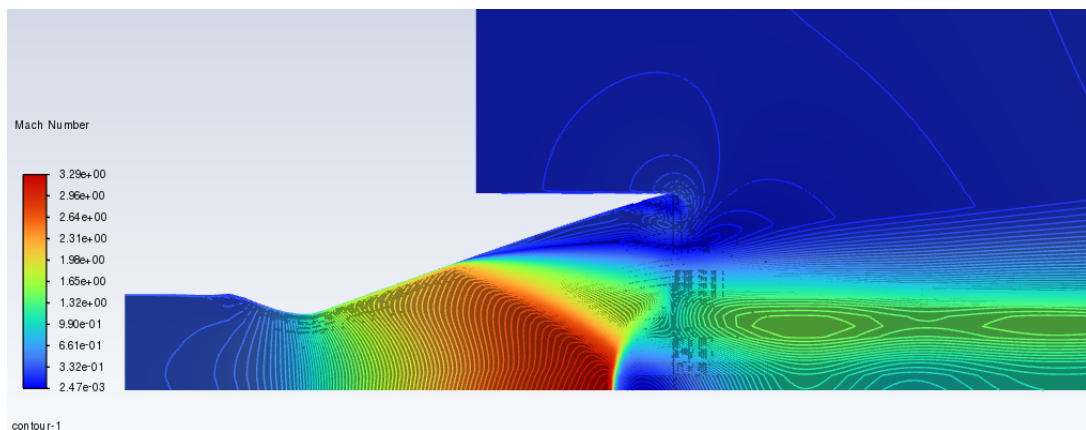


Figura 7.19: Ugello con  $\theta_n = 20^\circ$ ,  $\text{NPR} = 20$

$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 5$$

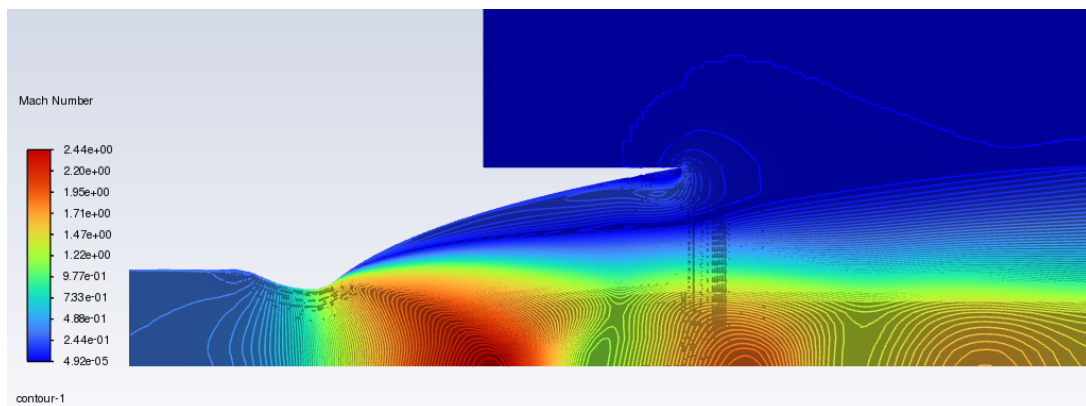


Figura 7.20: Ugello con  $\theta_n = 40^\circ$ ,  $\text{NPR} = 5$



$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 10$$

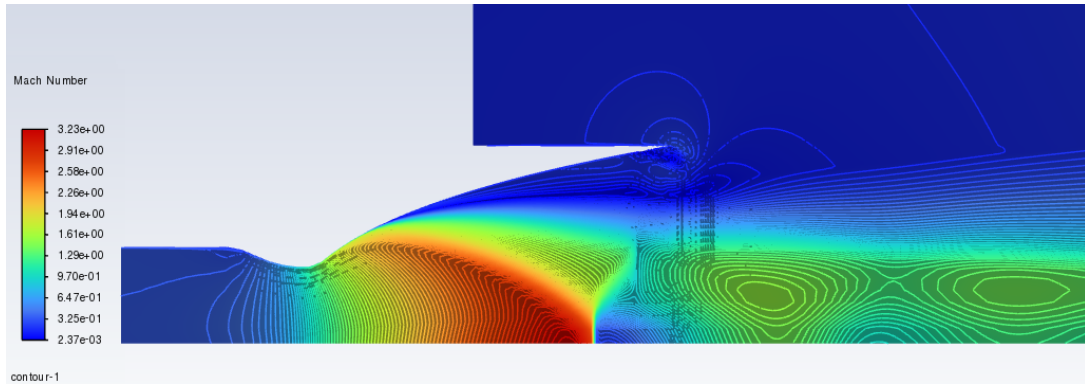


Figura 7.21: Ugello con  $\theta_n = 40^\circ$ ,  $\text{NPR} = 10$

$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 15$$

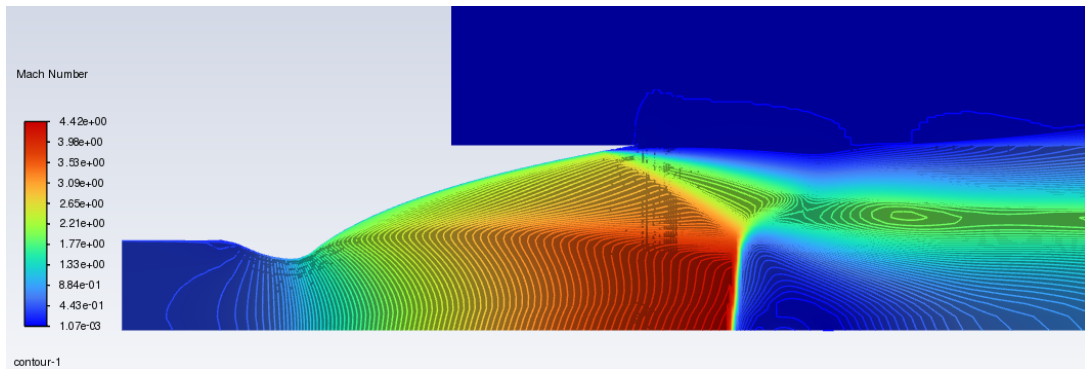


Figura 7.22: Ugello con  $\theta_n = 40^\circ$ ,  $\text{NPR} = 15$

$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 20$$

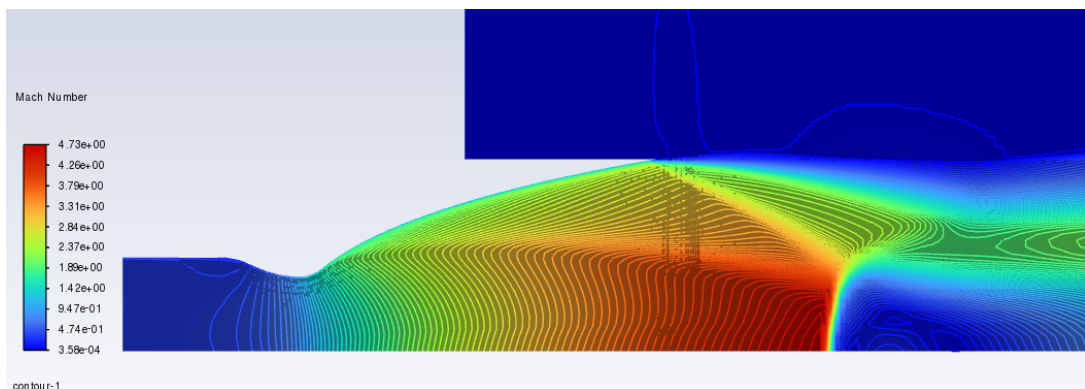


Figura 7.23: Ugello con  $\theta_n = 40^\circ$ ,  $\text{NPR} = 20$

Con riferimento a  $\theta_n = 40^\circ$ , per individuare meglio il comportamento dell'urto interno ed il modo in cui si interfaccia con il disco di Mach, modificandolo,

si è optato per eseguire delle simulazioni anche con dei valori di NPR intermedi pari a 12.5, 17.5 e 22.5.

$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 12.5$$

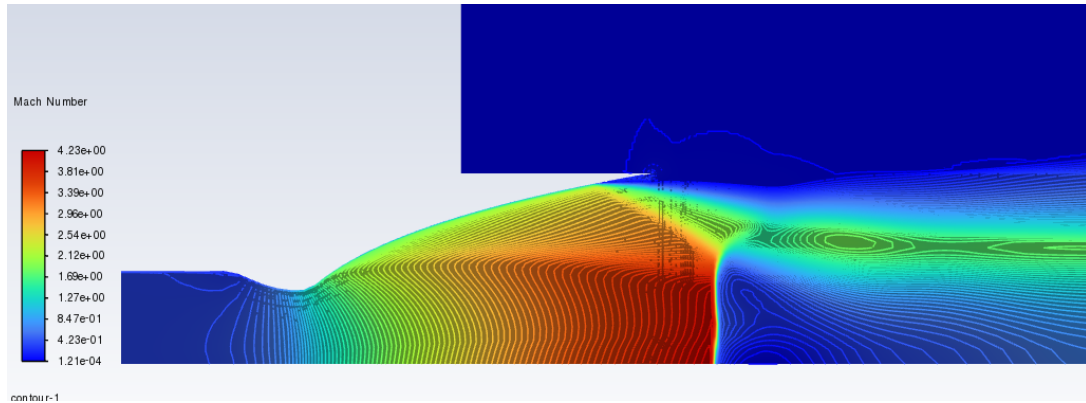


Figura 7.24: Ugello con  $\theta_n = 40^\circ$ ,  $\text{NPR} = 12.5$

$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 17.5$$

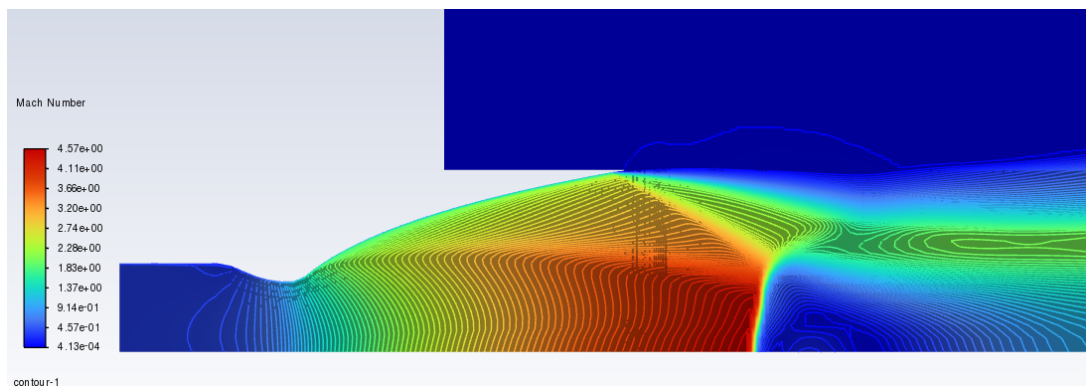


Figura 7.25: Ugello con  $\theta_n = 40^\circ$ ,  $\text{NPR} = 17.5$

$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 22.5$$

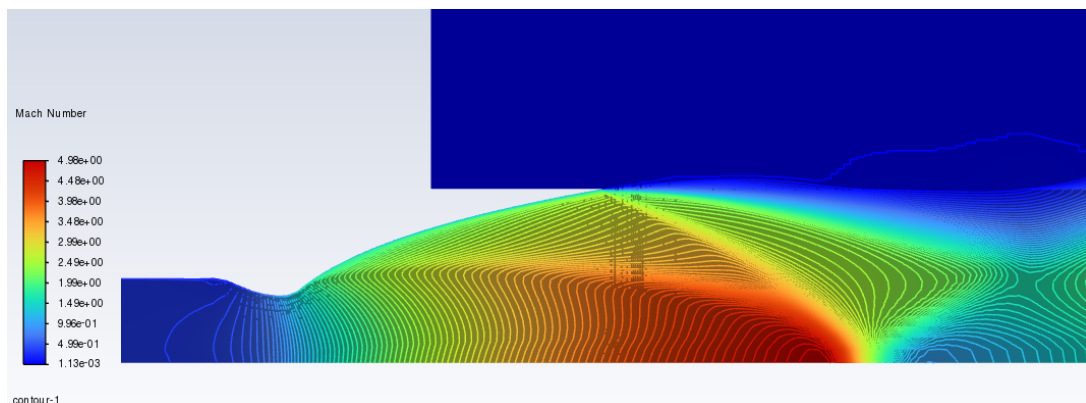


Figura 7.26: Ugello con  $\theta_n = 40^\circ$ ,  $\text{NPR} = 22.5$



Per NPR compresi tra 15 e 20 si riscontra la formazione di una bolla di ricircolo in prossimità dell'asse di simmetria immediatamente a valle del disco di Mach.

La zona in cui si osserva il fenomeno è contraddistinta dal rettangolo giallo in figura 7.27.

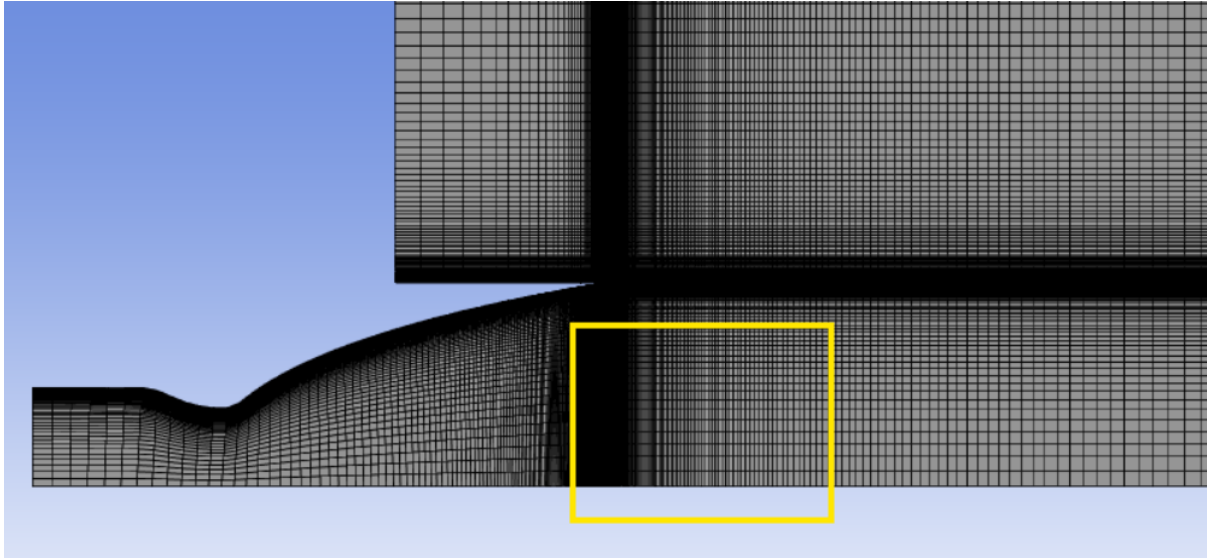


Figura 7.27: Zona in cui si crea la bolla di ricircolo

$\theta_n = 40^\circ$  - NPR = 15

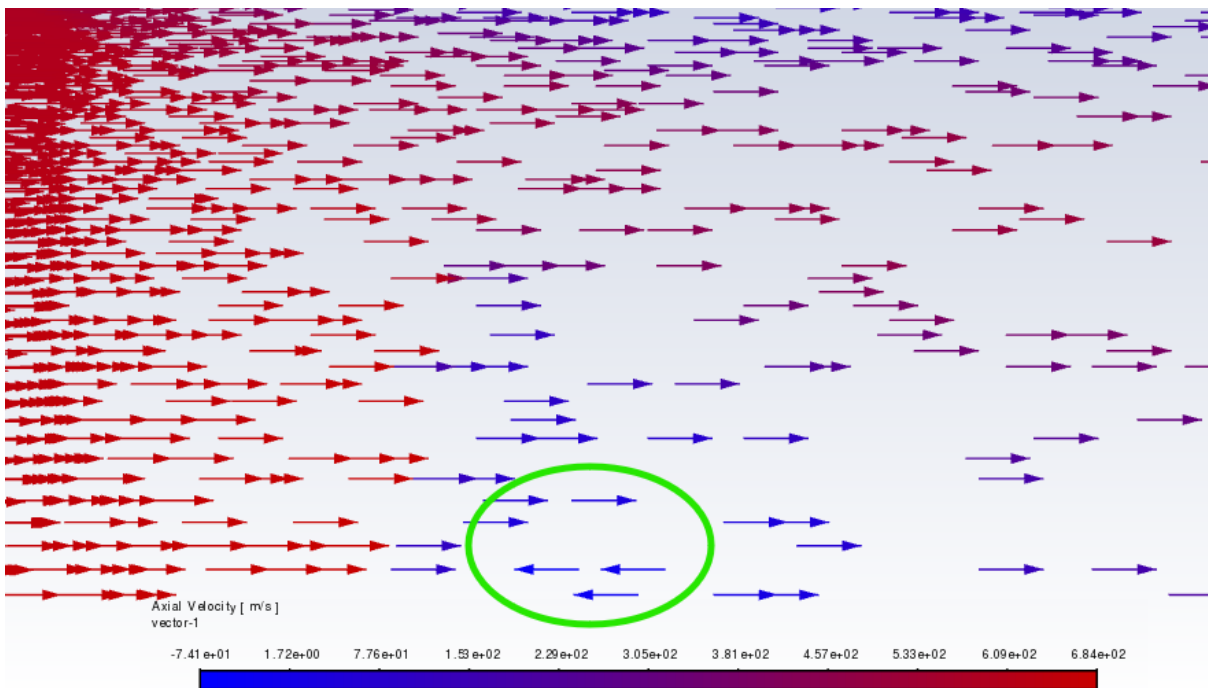


Figura 7.28: Particolare bolla di ricircolo,  $\theta_n = 40^\circ$  - NPR = 15

$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 17.5$$

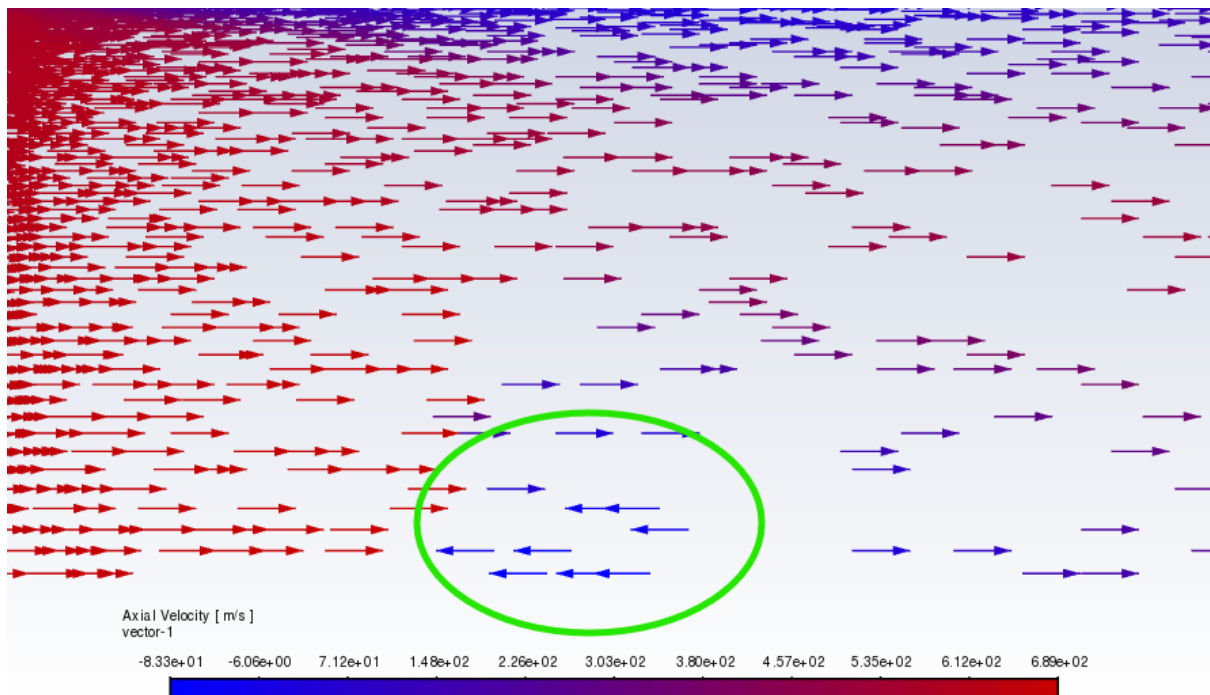


Figura 7.29: Particolare bolla di ricircolo,  $\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 17.5$

$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 20$$

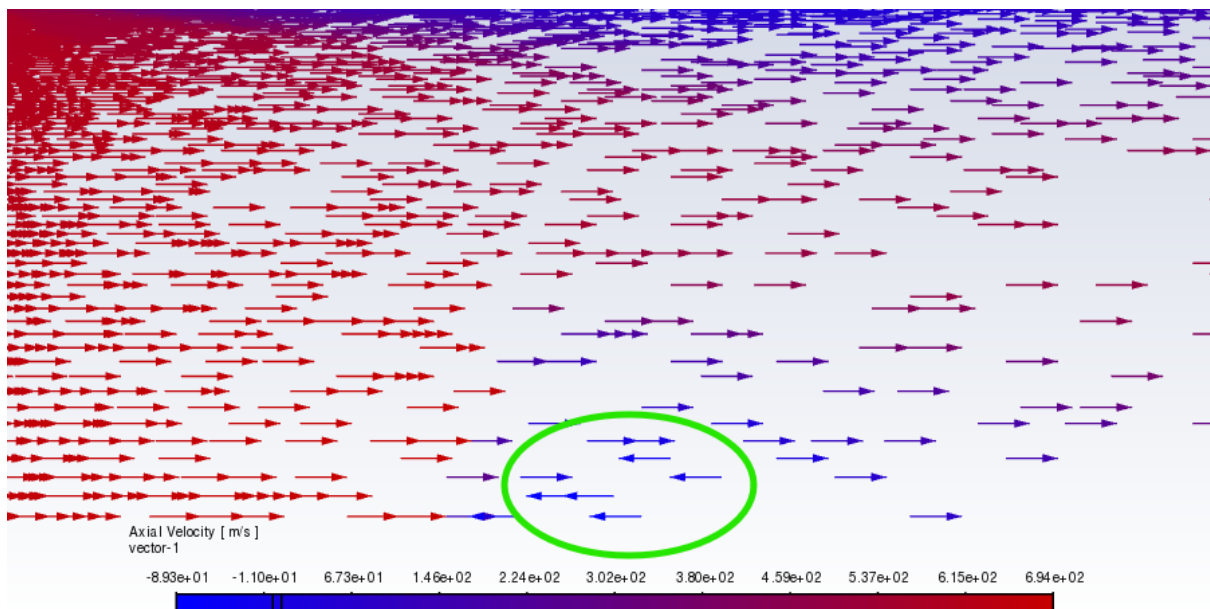


Figura 7.30: Particolare bolla di ricircolo,  $\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 22.5$

Le zone contraddistinte dalle bolle di ricircolo sono cerchiare in verde. Come è possibile vedere, al loro interno avviene un'inversione della velocità generata dalla vorticosità delle bolle.

A valle dell'urto si presenta un gradiente di pressione in direzione radiale il quale genera entropia. Quest'ultima è legata alla vorticità, oltre che alla velocità ed entalpia totale, attraverso il teorema di Crocco. Tale teorema riporta:

$$T\nabla s = \nabla H + \frac{\partial V}{\partial t} - V \times (\nabla \times V) \quad (33)$$

$$(34)$$

Dove:

- $T$  è la temperatura;
- $\nabla s$  è il gradiente di entropia;
- $\nabla H$  è il gradiente di entalpia totale;
- $V$  è la velocità;
- $\nabla \times V = \omega$  è la vorticità.

Il fenomeno può essere ulteriormente rappresentato studiando l'andamento della pressione totale.

$\theta_n = 40^\circ$  - **NPR = 15**

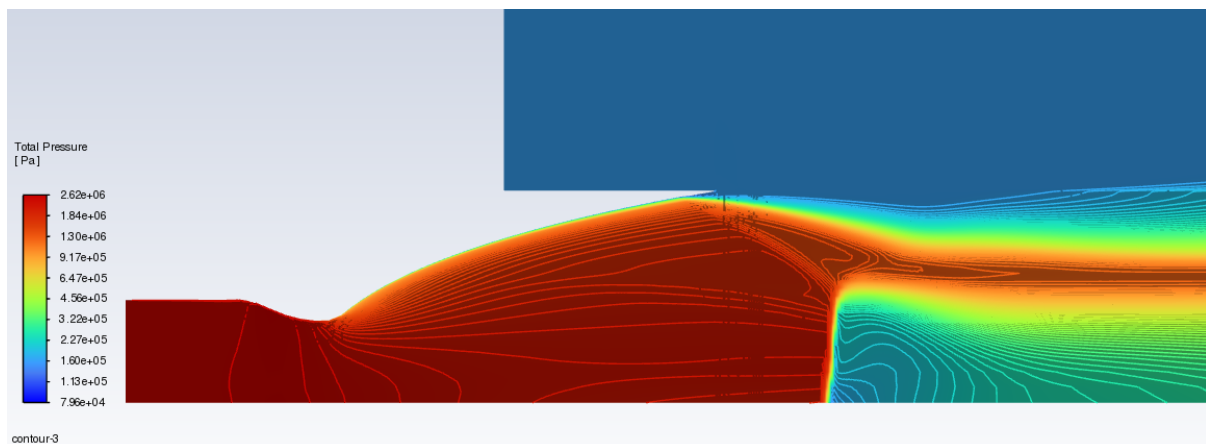


Figura 7.31: Pressione totale,  $\theta_n = 40^\circ$  -  $NPR = 15$

$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 17.5$$

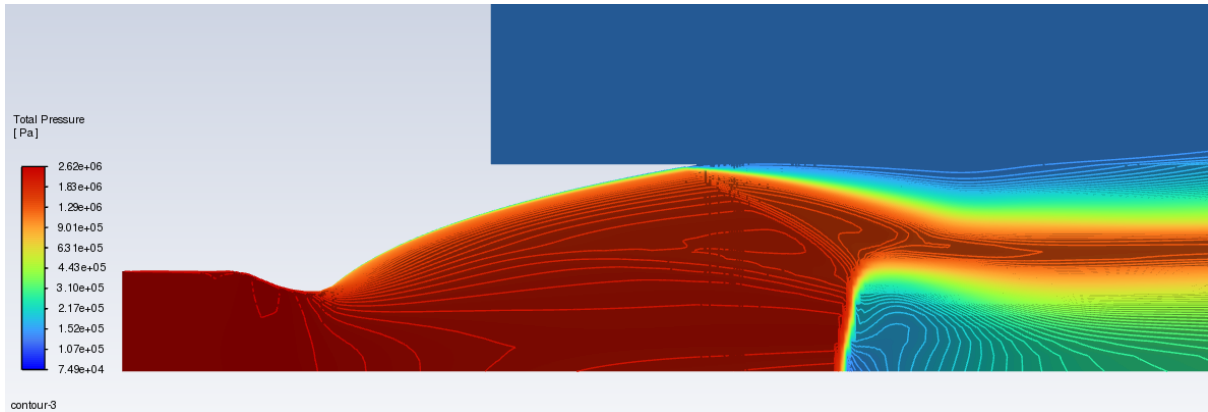


Figura 7.32: Pressione totale,  $\theta_n = 40^\circ$  -  $\text{NPR} = 17.5$

$$\theta_n = 40^\circ - \text{NPR} = 20$$

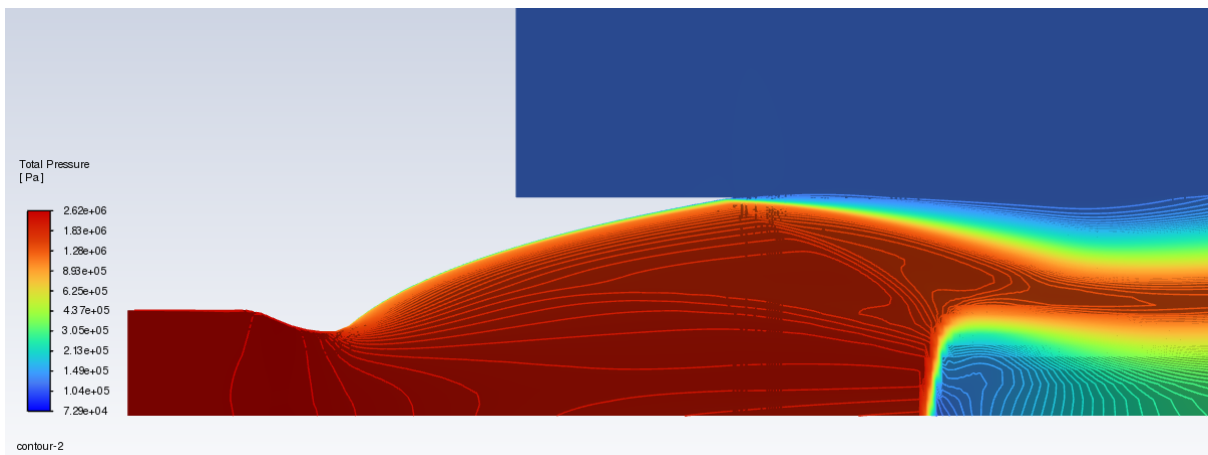


Figura 7.33: Pressione totale,  $\theta_n = 40^\circ$  -  $\text{NPR} = 20$

## 8 Conclusioni

In questo elaborato di tesi è stato svolto uno studio riguardante le onde d'urto interne ed esterne che si generano negli ugelli ad uso spaziale con flussi supersonici.

Il comportamento di questi componenti è stato simulato mediante CFD col software "ANSYS FLUENT".

Il primo ugello studiato ha fornito dei dati riguardanti il modello di turbolenza utilizzato. Si è riscontrato un avanzamento del punto di separazione per i modelli Spalart-Allamaras e standard k- $\epsilon$  e un arretramento dello stesso per il SST k- $\omega$  con l'effetto della compressibilità.

Per quanto riguarda i modelli SST k- $\omega$  e lo standard k- $\epsilon$  con l'effetto della compressibilità, entrambi approssimano la curva sperimentale con poco errore. Il primo ha una migliore corrispondenza per il punto di separazione, pertanto risulta ottimale nel caso lo si voglia studiare efficacemente. Data l'assenza di dati sperimentali per l'ugello parabolico, si è studiato questo ideale in modo da correlare i risultati delle simulazioni con quelli sperimentali e, conseguentemente, validare il modello implementato nei successivi studi

Scalando il secondo ugello ed effettuando delle simulazioni con gas freddi si è simulato il transitorio di accensione. Sono stati ricavati dei dati sul comportamento dell'urto interno, di quello esterno (disco di Mach) e sulla loro interazione al variare dei parametri geometrici. Aumentando il NPR da 10 a 30 si osserva uno spostamento in avanti del punto di separazione. In studi precedenti si è visto che questo spostamento favorirebbe la transizione da FSS a RSS, in questo caso, invece, non si osserva tale fenomeno passando da un cap-shock pattern, fino a NPR = 20, a profilo di riflessione regolare, da NPR = 25, riferito a  $\theta_n = 27.5$ . Un altro comportamento riscontrato è la modifica dell'inclinazione del disco di Mach in funzione dell'angolo della parabola e del NPR. Analizzando il comportamento con  $\theta_n = 20$  si osserva che esso non raggiunge mai una posizione perpendicolare rispetto al flusso. Con NPR = 5 sembra anche variare la direzione della sua concavità, avendola diretta verso l'uscita in prossimità dell'asse centrale e verso la gola spostandosi radialmente al di sopra dell'urto interno. Da NPR = 10 si osserva una singola concavità diretta verso valle. Inoltre la variazione del parametro della pressione non varia in maniera significativa la posizione del punto finale dell'urto interno.

Considerando  $\theta_n = 40$ , in maniera opposta al caso precedente, si osserva uno spostamento importante dell'urto interno verso valle. Un primo urto retto appare solamente per NPR = 10, il quale risulta avere le medesime caratteristiche del caso  $\theta_n = 20$  - NPR = 5. Aumentando il parametro della pressione, il disco di Mach tende inizialmente a raddrizzarsi e poi ad inclinarsi nuovamente fino a scomparire del tutto lasciando spazio ad una riflessione

dell'urto interno per  $NPR = 22.5$ .

Ulteriore caratteristica presente in tutte le configurazioni è che l'urto retto tende a modificare la sua forma, curvandosi, nel punto in cui avviene l'interazione con l'urto interno, facilmente osservabile per  $\theta_n = 40$  -  $NPR = 12.5$ . Infine per  $NPR$  compresi tra 15 e 20 si ha la presenza di una zona di ricircolo a valle del disco di mach. All'interno di questa bolla di ricircolo si verifica un incremento della pressione, che determina un gradiente radiale capace di ostacolare il corretto funzionamento dell'ugello dell'ugello fungendo da ostacolo per il flusso. Come conseguenza al gradiente di pressione, si sviluppa un flusso nella stessa direzione e ciò potrebbe facilitare il riattaccamento del flusso favorendo la transizione da FSS a RSS.

Con riferimento alle prospettive future, sarebbe interessante approfondire ulteriormente l'analisi dei comportamenti precedentemente descritti, al fine di individuare con maggiore precisione i valori che ne determinano la manifestazione e comprendere in che modo essi influenzino le prestazioni del componente in esame. Un'analisi più dettagliata permetterebbe di ridurre gli errori associati alla previsione di questi fenomeni, contribuendo così a ottimizzare il design e le performance complessive del sistema

## Ringraziamenti

Voglio dedicare un pensiero a tutti coloro che mi hanno sostenuto durante il percorso di studi.

Ringrazio il professore *Emanuele Martelli* per avermi guidato lungo il lavoro di tesi. Grazie per l'opportunità che mi ha dato e per essere stato sempre disponibile nel darmi indicazioni e chiarimenti in merito al lavoro che avrei dovuto svolgere.

Grazie alla *mia famiglia*, che da sempre mi sostiene nelle scelte per il mio futuro. Senza di loro sarebbe stato impossibile arrivare al traguardo raggiunto.

Graie ai *nonni*, che con il loro bagaglio di storie, saggezza e umiltà mi ricordano che nella vita niente è scontato e regalato.

Grazie ad *Alessia*, che da qualche anno mi sopporta e mi sprona a dare il meglio di me, cercando di rendermi una persona migliore.

Grazie a tutti i miei *amici* che, con le loro serate a base di "birra e salsiccia", mi regalano attimi di assoluta spensieratezza e felicità.

Grazie a tutti.

## Riferimenti bibliografici

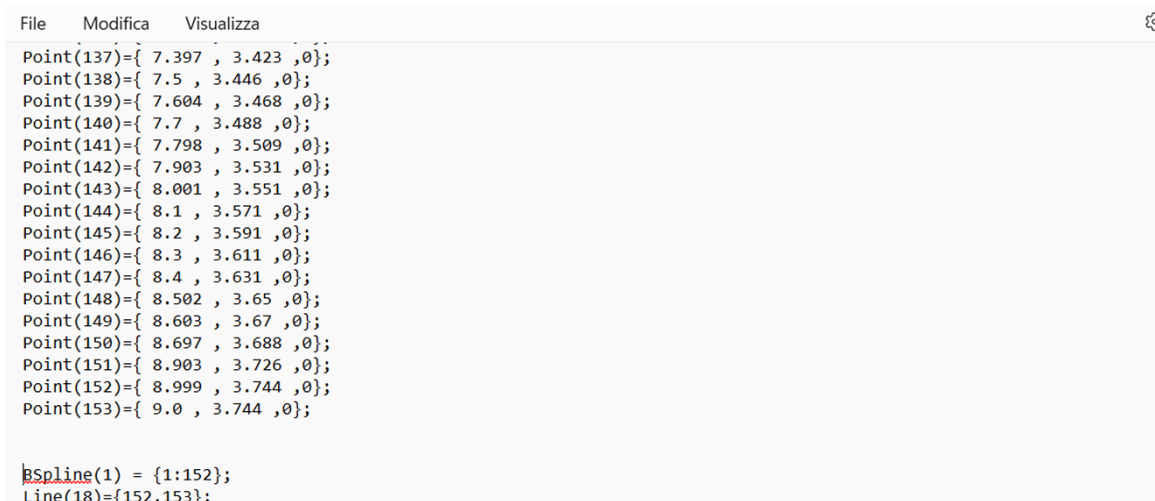
- [1] Ferlauto Michele. *Dispense del corso di Propulsione Aerospaziale Avanzata*. Politecnico di Torino. 2021-2022.
- [2] Ostlund Jan. *"Flow process in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side-loads"*. Royal Institute of Technology:Department of Mechanics. 2002.
- [3] Pastrone Dario. *Dispense del corso di Endoreattori*. Politecnico di Torino. 2020-2021.
- [4] Shi J. J. *"Rocket engine nozzle side load transient analysis methodology-a practical approach"*. Boeing-Rocketdyne Division, Canoga Park. California. 2005.
- [5] Cafiero Gioacchino. *Dispense del corso di Gasdinamica*. Politecnico di Torino. 2022.
- [6] Hantsch E. Guderley G. *"Beste Formen für Achsensymmetrische Überschallschubdüsen"*. Zeitschrift für Flugwissenschaften. 1955.
- [7] Rao G. V. R. *"Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust"*. Journal of Jet Propulsion. 1958.
- [8] Shmyglevsky D. Yu. *"Некоторые вариационные задачи в газовой динамике осесимметричных сверхзвуковых потоков"*. Journal of Applied Mathematics and Mechanics. 1975.
- [9] Huang D. H. Huzel D. K. *"Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines"*. AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics. 1992.
- [10] Dang A. L. Rao G. V. R. *"Thrust Optimization of Nozzle Contour Including Finite Rate Chemical Kinetics"*. AIAA. 1992.
- [11] Frey M. Hagemann G. *"Shock pattern in the plume of rocket nozzles: needs for design consideration"*. Rivista "Shock Waves". 2008.
- [12] Ciezki H. Frey M. Stark R. *"Subscale Nozzle Testing at the P6.2 Test Stand"*. AIAA. 2000.
- [13] Prandtl L. *"Ueber Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung"*. International Mathematical Congress, Heidelberg. 1904.
- [14] Aichner T. Frey M. Makowka K. *"The TICTOP nozzle: a new nozzle contouring concept"*. CEAS Space Journal. 2016.
- [15] Larson H. Chapman D. Huehn D. *"Investigation of Separated Flows in Supersonic and Subsonic Streams with Emphasis on the Effect of Transition"*. NACA Report 1536, Ames Aeronautical Laboratory, Moffett Field. 1958.



- [16] Hidalgo H. Darren R. *"Fluctuating Pressure Analysis of a 2-D SS-ME Nozzle Air Flow Test"*. Thirteenth Workshop for Computational Fluid Dynamic Applications in Rocket Propulsion and Launch Vehicle Technology, Huntsville, Alabama. 1995.
- [17] Hung C. Chen C. Chakravarchy S. *"Numerical Investigation of Separated Nozzle Flows"*. AIAA Journal. 1994.
- [18] Welsh F. *"Electron beam fluorescence measurements of shock reflection hysteresis in an underexpanded supersonic jet"*. International Symposium on Shock Waves, Great Keppel Island, Australia. 1997.
- [19] Swan W. Summerfield M. Foster C. *"Flow Separation in Overexpanded Supersonic Exhaust Nozzles"*. Jet Propulsion. 1954.
- [20] [Online] "[https://en.wikipedia.org/wiki/Law\\_of\\_the\\_wall](https://en.wikipedia.org/wiki/Law_of_the_wall)".
- [21] Filippo Masseni. *"Endoreattori: Esercitazione n. 3 - Dimensionamento"*. Politecnico di Torino. Corso di Endoreattori.

## Appendice

Per poter effettuare le simulazioni in CFD occorre, prima di tutto, definire la geometria dell'ugello da analizzare. In riferimento all'ugello di Stark e Hagemann, la geometria è stata creata partendo da un file contenente le coordinate cartesiane nella forma  $X/R^*$ ;  $Y/R^*$  dei punti di tale componente. Utilizzando uno script matlab, si è scritto un file .txt contenente i punti nel formato " $Point(n)=x_n, y_n, z_n$ ".



```
File Modifica Visualizza
Point(137)={ 7.397 , 3.423 ,0};
Point(138)={ 7.5 , 3.446 ,0};
Point(139)={ 7.604 , 3.468 ,0};
Point(140)={ 7.7 , 3.488 ,0};
Point(141)={ 7.798 , 3.509 ,0};
Point(142)={ 7.903 , 3.531 ,0};
Point(143)={ 8.001 , 3.551 ,0};
Point(144)={ 8.1 , 3.571 ,0};
Point(145)={ 8.2 , 3.591 ,0};
Point(146)={ 8.3 , 3.611 ,0};
Point(147)={ 8.4 , 3.631 ,0};
Point(148)={ 8.502 , 3.65 ,0};
Point(149)={ 8.603 , 3.67 ,0};
Point(150)={ 8.697 , 3.688 ,0};
Point(151)={ 8.903 , 3.726 ,0};
Point(152)={ 8.999 , 3.744 ,0};
Point(153)={ 9.0 , 3.744 ,0};

BSpline(1) = {1:152};
Line(18)={152,153};
```

Figura A1: Elenco punti

Il file dovrà terminare con "BSpline", per interpolare i punti riportati nelle parentesi, e "Line". Il secondo comando crea una linea tra l'ultimo e il penultimo punto, in questo modo si evita che si vadano a creare delle distorsioni della mesh per effetto del comando "BSpline". Per una corretta implementazione su Gmsh, tutte le linee e punti devono avere il proprio indice. Definire due linee con indice uguale, (Es:BSpline(1) e Line (1) NON si può scrivere perché il software vede che ci sono due linee con indice 1) viene restituito come errore.

Successivamente bisogna creare un secondo file testo da importare in GMSH per formare il profilo dell'ugello. Le prime due righe devono essere:

- SetFactory("OpenCASCADE");
- Mesh.MshFileVersion=2.2;

Si possono quindi includere i punti e i comandi presenti all'interno del primo file testo creato con il comando "Include "punti\_geometria\_TIC.txt"". Vanno creati ulteriori due punti (153 e 154) in modo da poter successivamente formare un profilo chiuso.

Al comando "Line Loop" vanno fornite le linee nell'ordine in cui si susseguono nel profilo, in questo modo verranno unite. Inoltre "Plane Surface" suggerisce a GMSH che all'interno di quei punti è presente una superficie.

```

SetFactory("OpenCASCADE");

Mesh.MshFileVersion=2.2;

Include "punti_ugello.txt";

Point(153) = { 9.0000 , 0 , 0 };
Point(154) = { -4.5000 , 0 , 0 };

Line(2) = {152 , 153};
Line(3) = {153 , 154};
Line(4) = {154 , 1};

Line Loop(1) = {1,18,2,3,4};
Plane Surface(1) = {1};

```

Figura A2: File geometria

In seguito. questo secondo file testo deve essere aperto su GMSH mediante "File -> Open -> Scegliere il file".

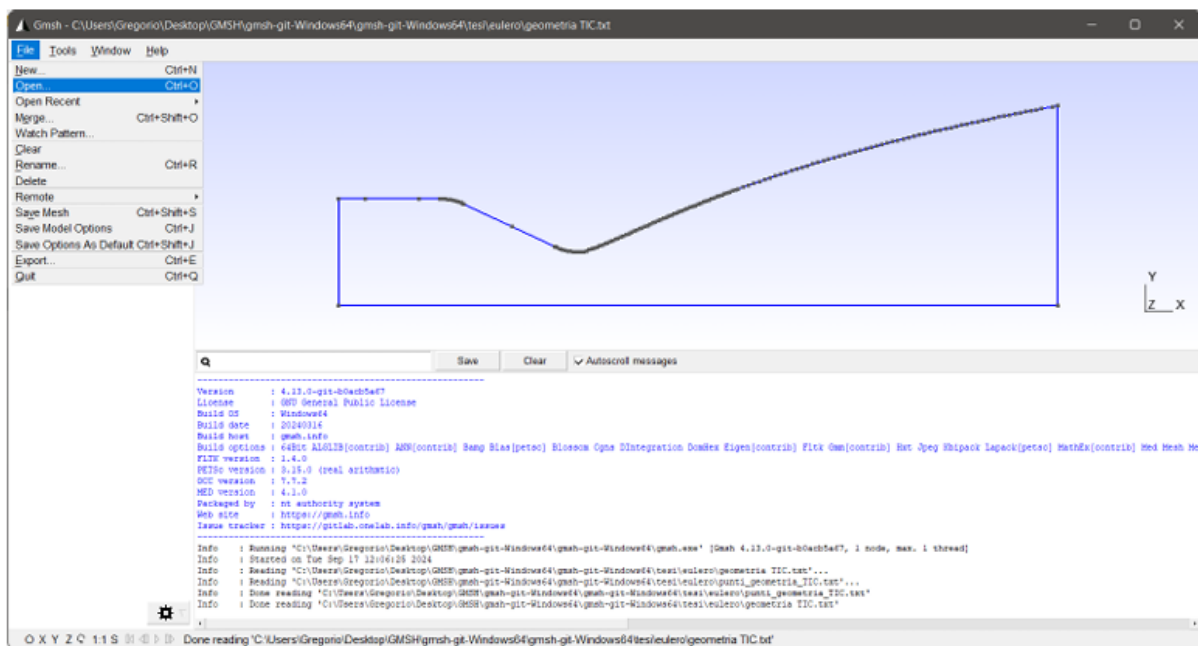


Figura A3: Profilo senza campo esterno

A questo punto si esporta un file ".step" contenente la geometria appena creata cliccando su "File -> Export -> selezionare l'estensione '.step' e salvare"

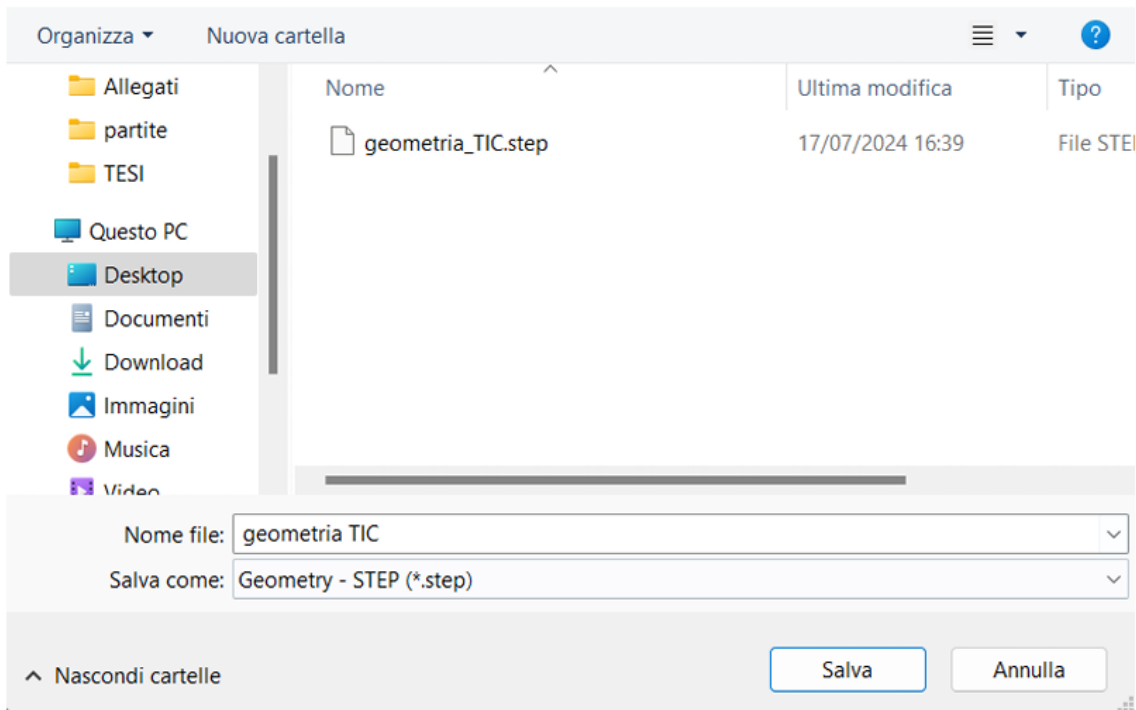


Figura A4: Esportazione del file .step

Quanto detto fin'ora è servito per creare la geometria solamente dell'ugello senza il campo esterno, utile per simulazioni Euleriane in cui il flusso non risente della sua presenza. Per aggiungere il campo esterno bisogna modificare il secondo file testo (figura A2) andando ad aggiungere ulteriori punti.

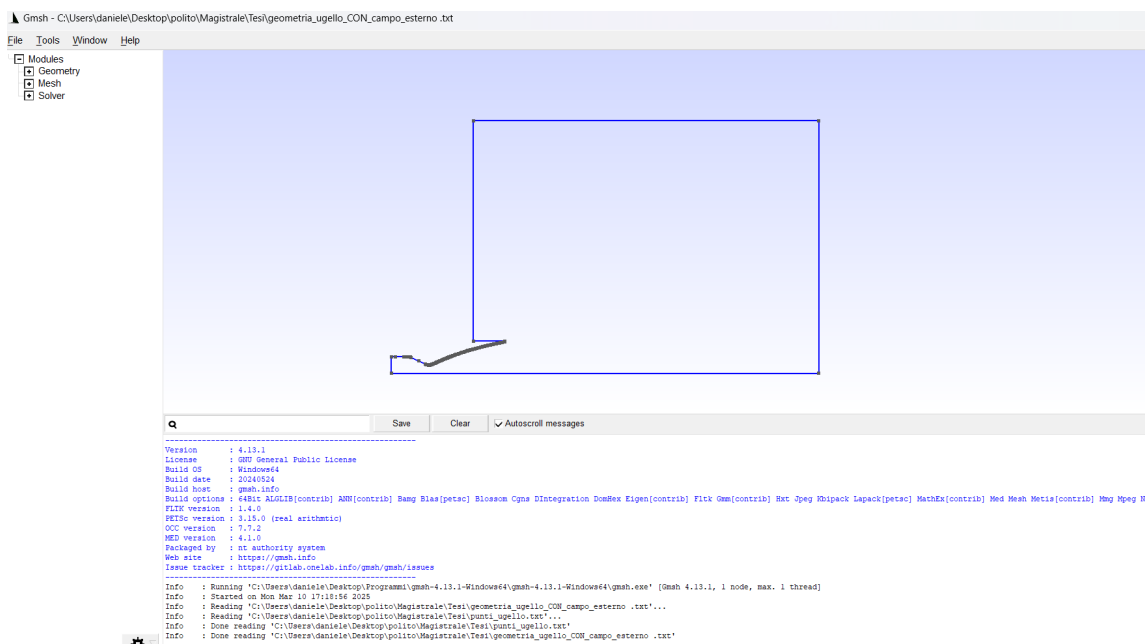


Figura A5: Profilo con campo esterno

Da notare che in corrispondenza della fine della parete dell'ugello, si ha un segmento verticale e non uno spigolo poichè quest'ultimo potrebbe generare delle distorsioni nella mesh.

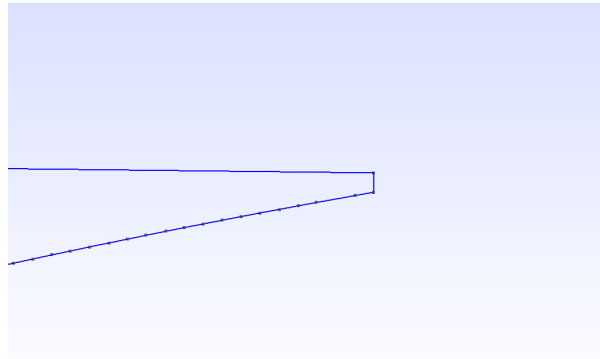


Figura A6: Segmento verticale

Da questo punto in poi si andrà ad operare utilizzando Ansys. Bisogna aprire "Ansys Workbench" e impostare un'analisi 2D (figura A7). Per importare la geometria bisogna seguire il percorso partendo dal menù a tendina: Fluid Flow (Fluent) -> tasto sinistro del mouse su 'Geometry' (NO doppio clic) -> tasto destro del mouse su 'Geometry' -> 'New Designer Modeler' (figura A8)

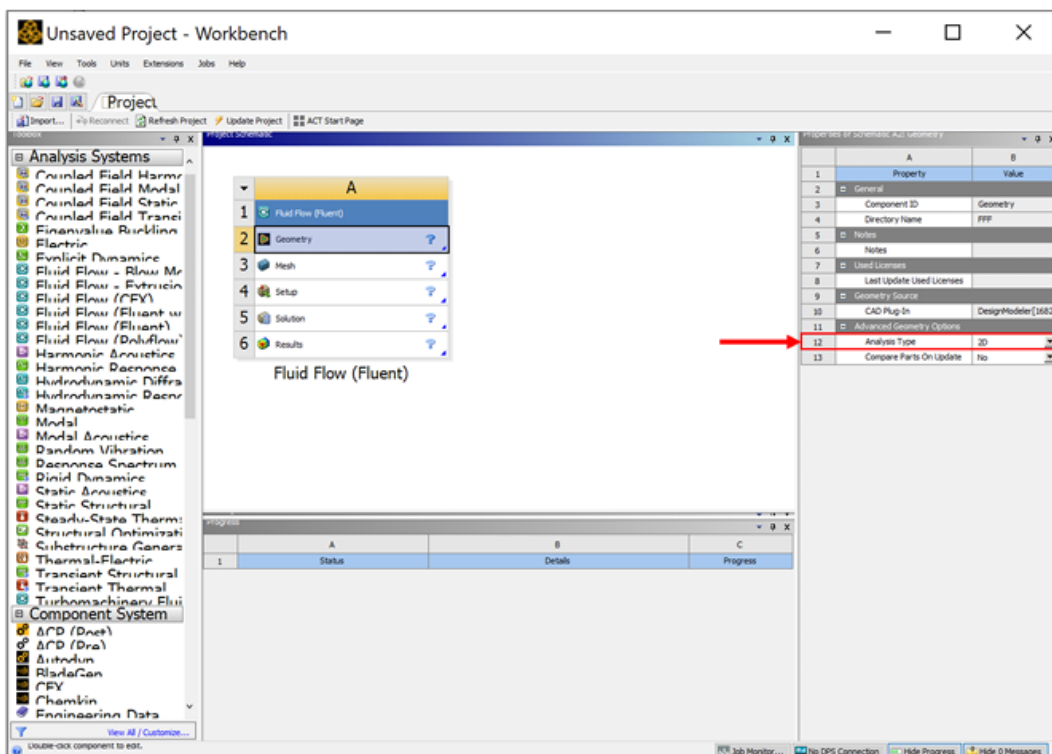


Figura A7: Impostazione analisi 2D

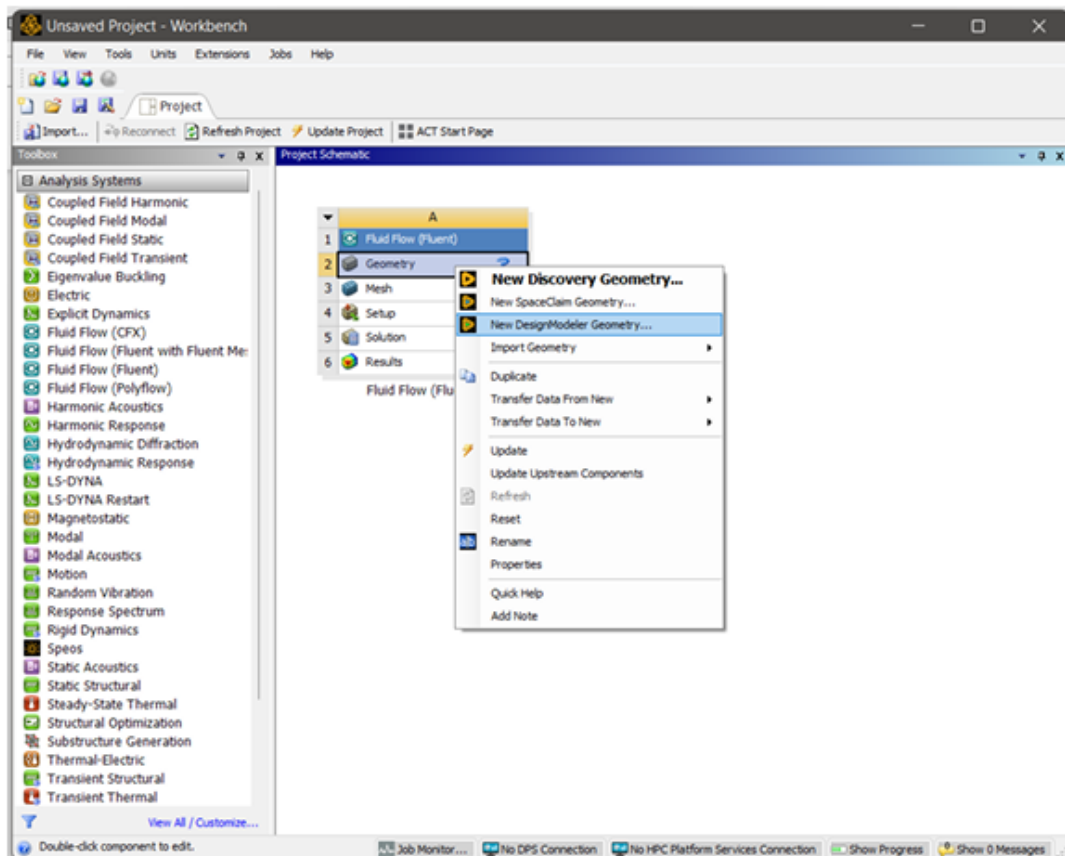


Figura A8: Creazione nuovo progetto

Una volta aperto il Designer Modeler si segue il percorso "File -> Import External Geometry File-> scelta del file '.step' precedentemente creato -> Import -> Generate" (figure A9 e A10)

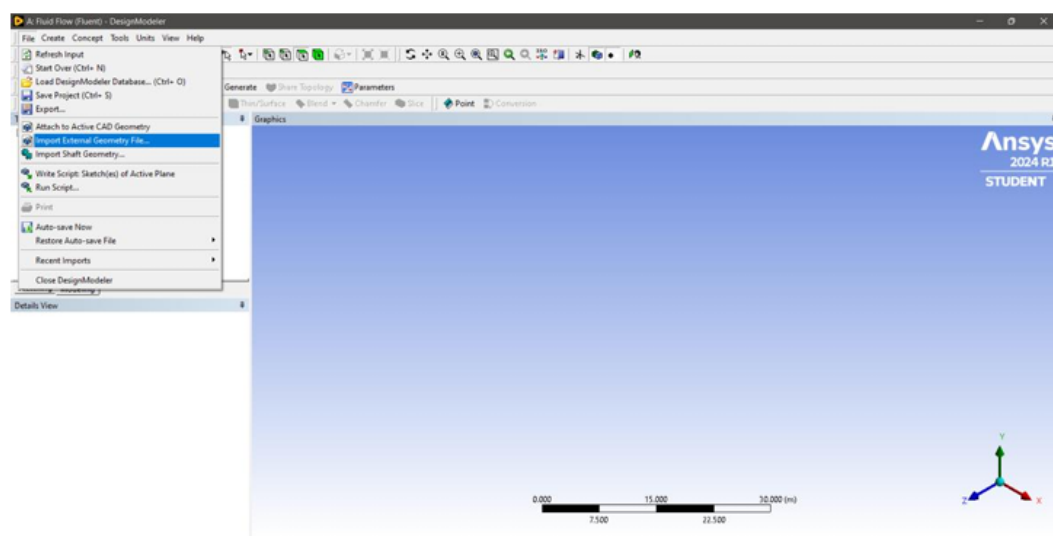


Figura A9: Importazione geometria

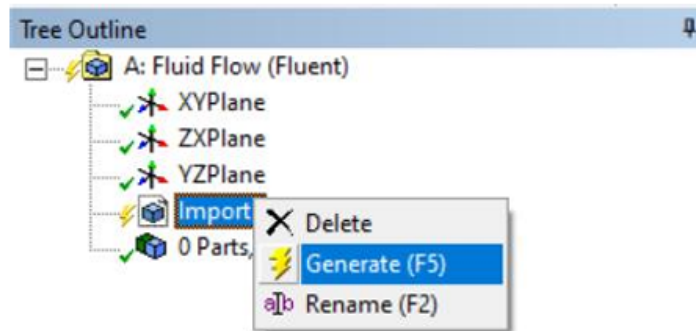


Figura A10: Generazione della geometria

Ansys lavora con le corrette unità di misura, pertanto, a seconda di come si sono definite le misure delle coordinate, potrebbe essere necessario scalare l'oggetto importato prima di ulteriori operazioni. Considerate l'ordine di grandezza dei punti in figura A1 occorre ingrandire di un fattore 10 per operare con le unità di misura dell'esperimento reale (*cm*). Per farlo si segua "Create-> Body Trasformation -> Scale -> nella finestra 'Modelling' cliccare su 'Bodies', selezionare con un clic il dominio di calcolo -> definire il fattore di scala -> Generate".

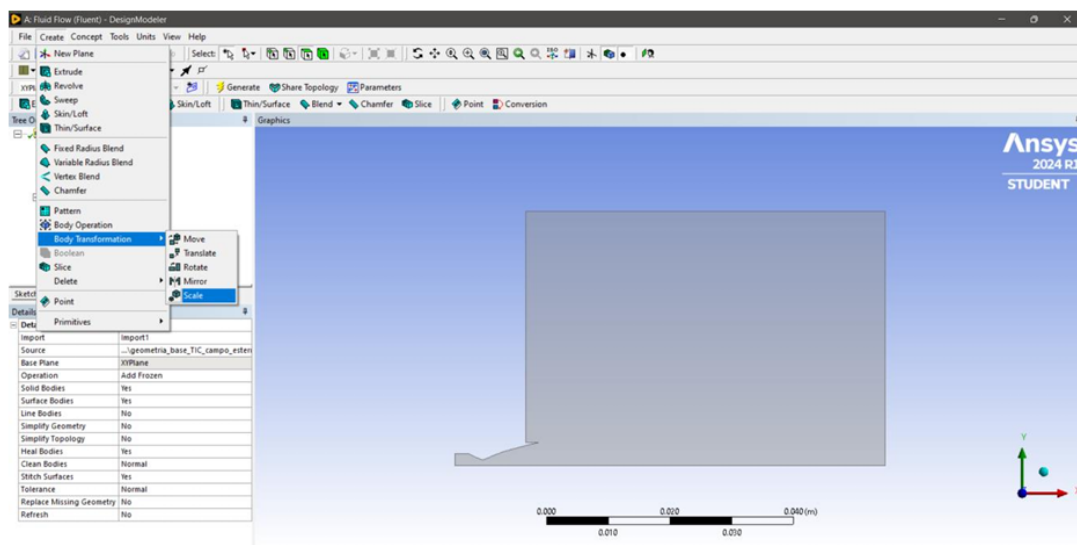


Figura A11: Scala del dominio

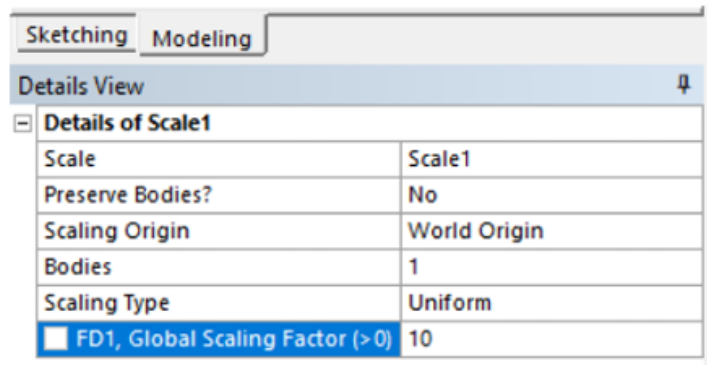


Figura A12: Impostazione fattore di scala

Prima di costruire la mesh bisogna suddividere il dominio in più parti, in modo da permettere al software di creare una struttura regolare ed escludere delle zone di distorsione. Occorre tracciare 2 linee orizzontali e una verticale. Per farlo si clicca sulla voce "Sketching", si seleziona "Line" e si tracciano le tre linee.

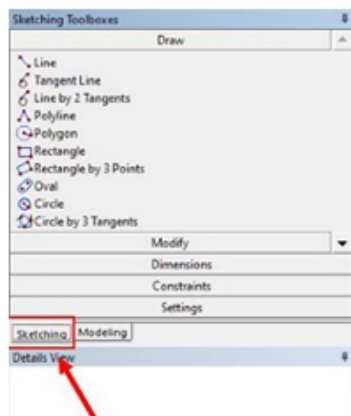


Figura A13: Posizione "Sketching"

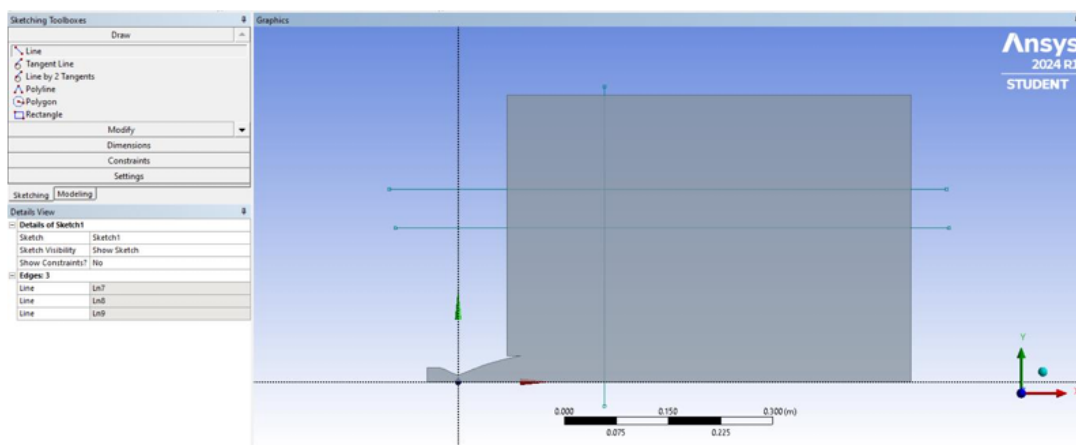


Figura A14: Linee su dominio



Si procede posizionando le linee in modo da suddividere l'intero dominio in zone ordinate. Si seleziona la voce "Dimensions" dal menù laterale e in seguito "Horizontal", per impostare la posizione della linea verticale, e "Vertical", per impostare la posizione di quelle orizzontali. Una volta selezionato uno dei due comandi, si impone la distanza cliccando prima su uno dei due assi e poi sulla linea parallela ad esso (es. prima sull'asse delle  $y$  ed in seguito sulla linea verticale). Si conclude fornendo il valore della distanza. La linea verticale verrà posizionata in corrispondenza dell'uscita dell'ugello, bisogna, quindi, fornire l'ascissa di tale punto. Le linee orizzontali si posizioneranno in corrispondenza degli estremi del segmento in figura A6, fornendo per ciascuna delle due, una delle ordinate delle estremità.

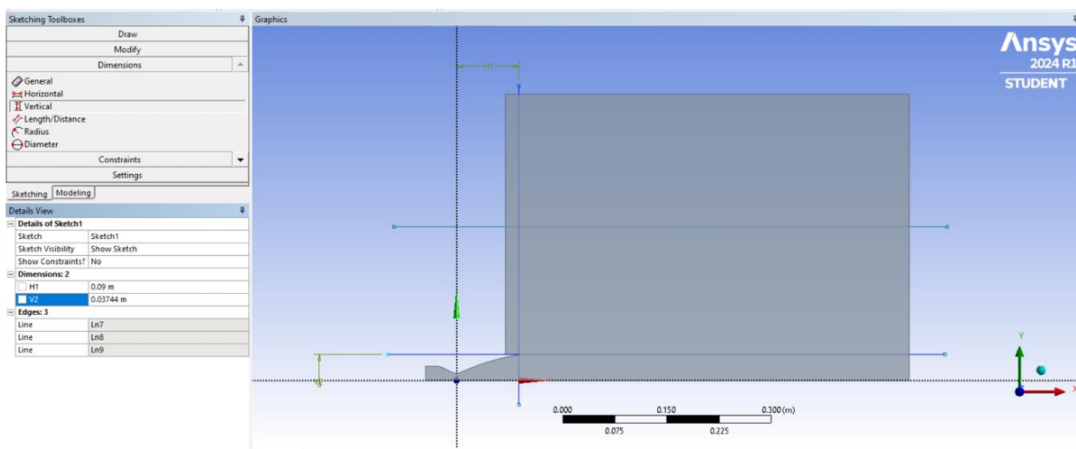


Figura A15: Posizionamento linee

Il programma vede le linee appena create come degli sketches, pertanto bisogna che le consideri delle linee vere e proprie seguendo il percorso "Concept -> Lines From Sketches -> selezionare tutte le linee create e cliccare sul pulsante Apply nel menù laterale -> Generate".

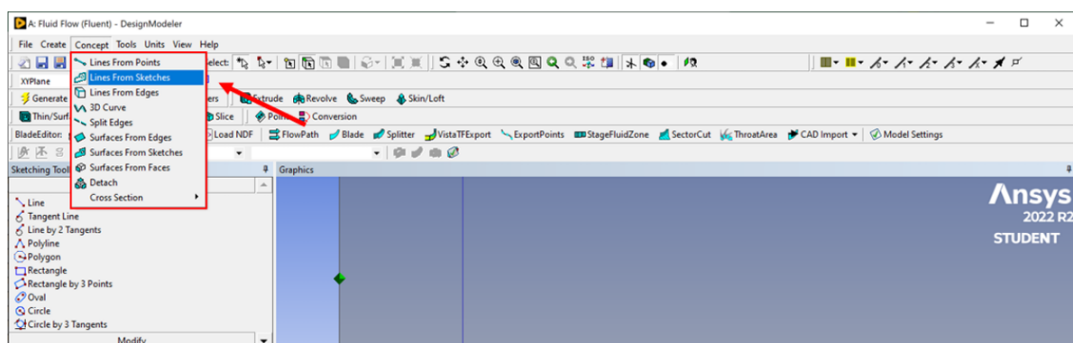


Figura A16: "Lines from Sketches"

A questo punto si può procedere con la suddivisione. Si selezioni dal menù in alto "Tools -> Peojection".

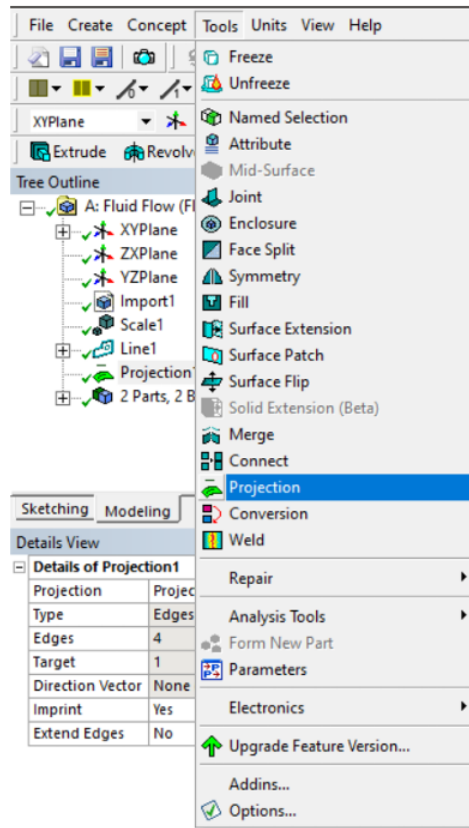


Figura A17: Psizione "Projection"

Successivamente selezionare tutte le linee che si vogliono proiettare sul dominio di calcolo e successivamente selezionare la voce "Apply" nel menù laterale.

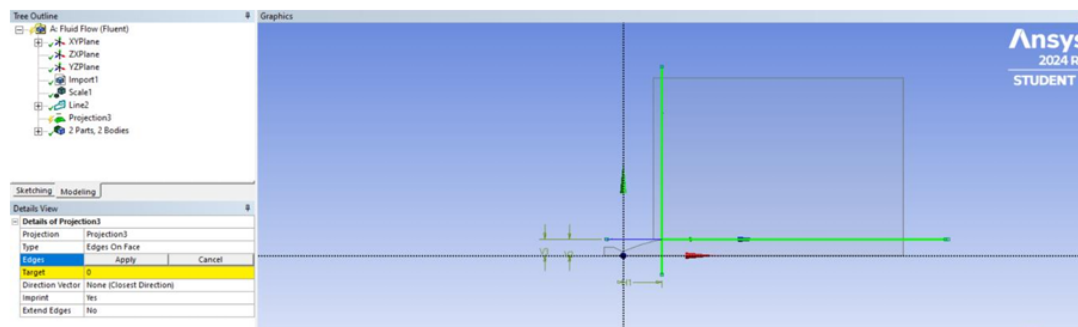


Figura A18: Projection: selezione linee

Successivamente, selezionare la voce "Target" dal menù laterale a sinistra e selezionare la superficie sulla quale si vuole proiettare le linee. Dopo aver selezionato la superficie cliccare "Apply".

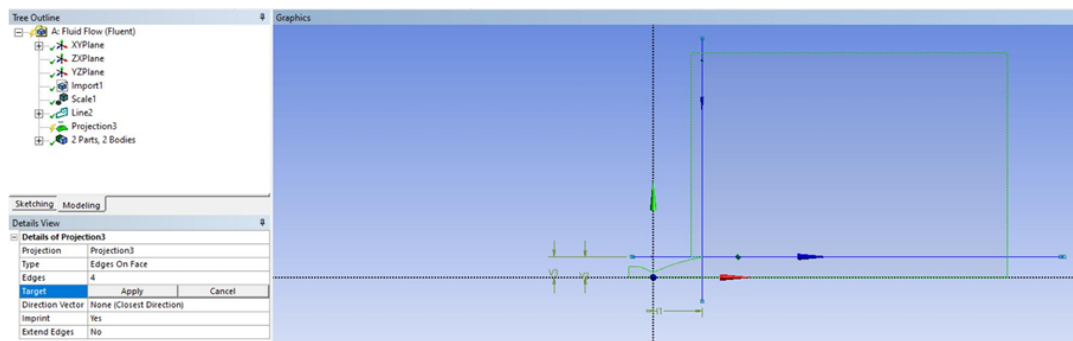


Figura A19: Projection: selezione area target

Una volta suddiviso il dominio, bisogna fare in modo che le linee create non compaiano nel momento in cui si genera la mesh. Si opprimano le linee attraverso "Line Body -> Suppress body"

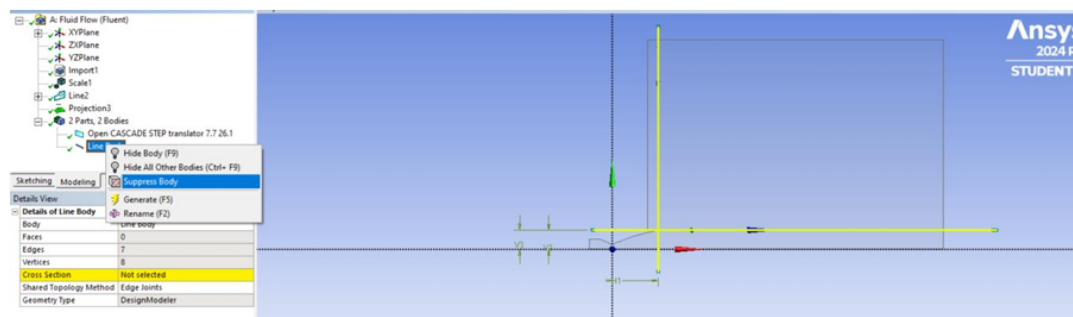


Figura A20: Posizione "Suppress Body"

Come ultimo passaggio è necessario impostare un dominio di calcolo di tipo fluido. Dal menù laterale, selezionare la voce "Surface Body" e successivamente la voce "Fluid/Solid -> Fluid".

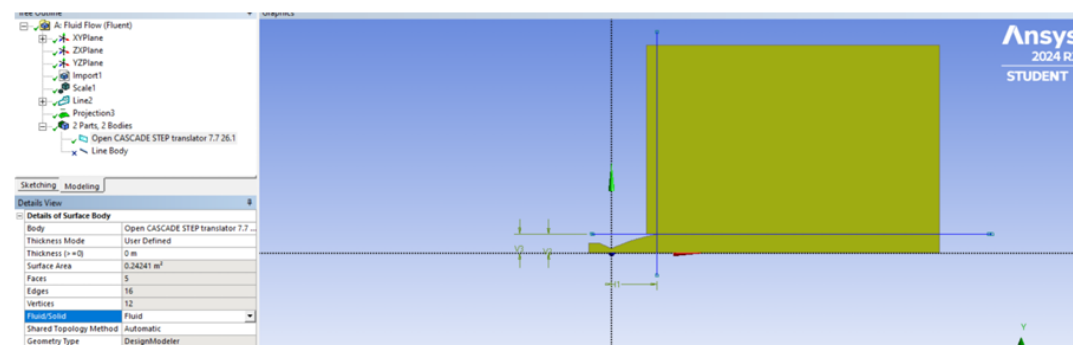


Figura A21: Posizione "Surface - fluid"

## Generazione della mesh

Una volta salvato e chiuso "Design modeler" si torna alla schermata principale di Ansys Workbench e si apre la sezione "Mesh".

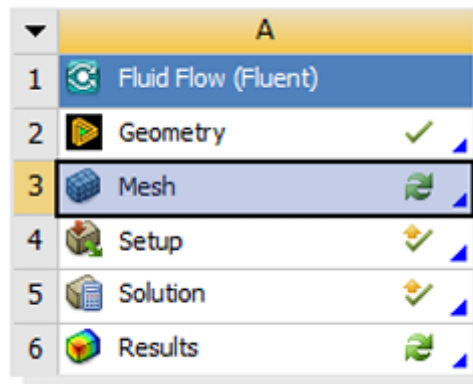


Figura A22: Mesh

Una volta aperta la sezione, all'interno della schermata selezionare con il tasto destro la voce "Mesh" nel menù laterale e successivamente "Mesh -> Insert -> Face meshing".

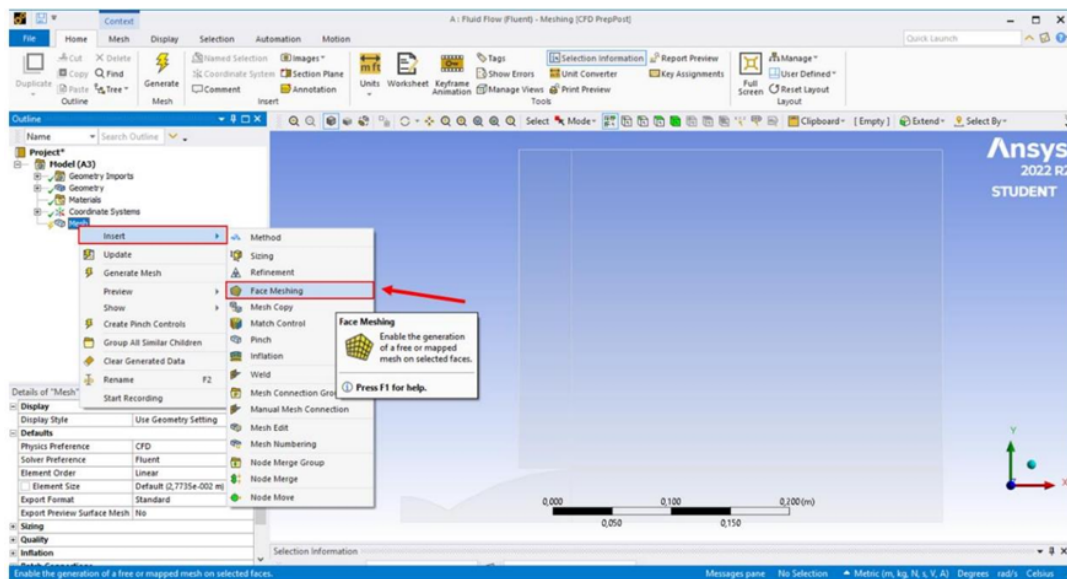


Figura A23: Posizione "Face Meshing"

Si selezionano tutte le zone del dominio e successivamente, nel menù laterale, "Geometry -> Apply -> Generate".

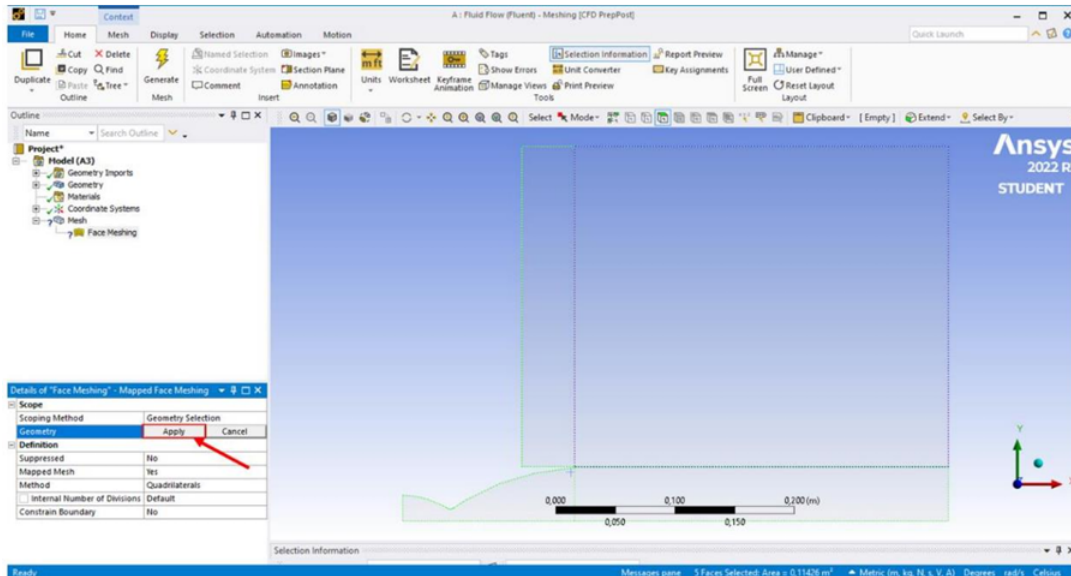


Figura A24: Posizione "Generate Mesh"

In questo modo si ottiene una mesh che, come si può notare, mantiene la proprietà di non avere celle sfalsate (se si guardano diverse zone del dominio, si vede che le celle di interfaccia mantengono la continuità della griglia).

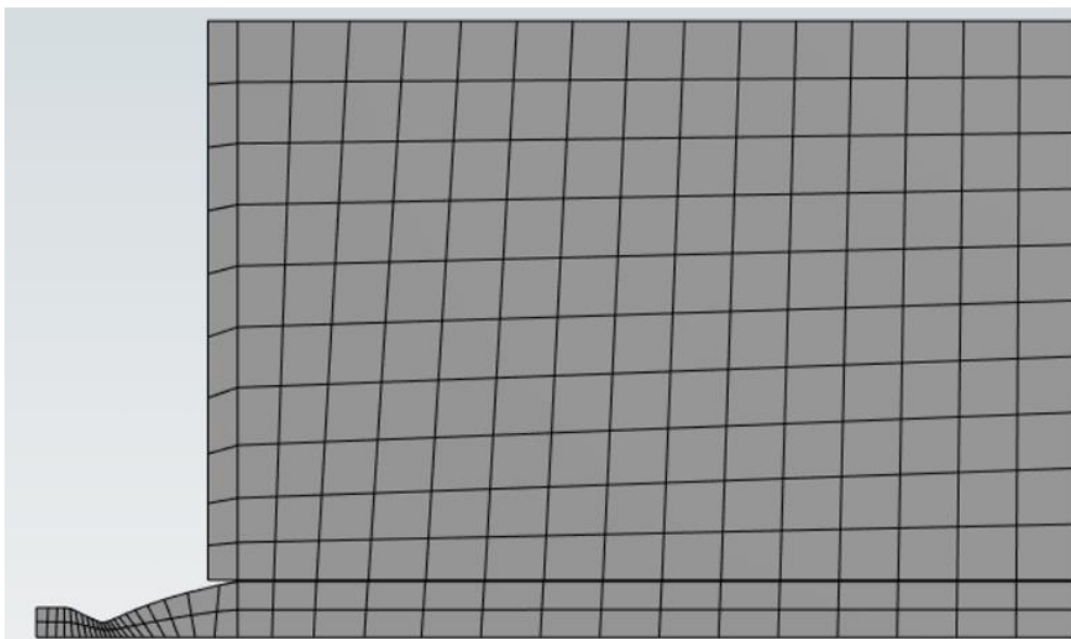


Figura A25: Mesh iniziale

La mesh ottenuta è di tipo strutturato ma non è adatta ad una simulazione CFD. Bisogna ridurre la grandezza delle celle e infittirla nelle zone di maggiore interesse come in prossimità della parete (per studiare lo strato limite) o in corrispondenza della sezione di uscita (per studiare le strutture che si formano nel flusso). Per infittire la mesh si segua il seguente percorso "tasto destro su "Mesh" (nella parte sinistra della schermata) -> Insert -> Sizing".

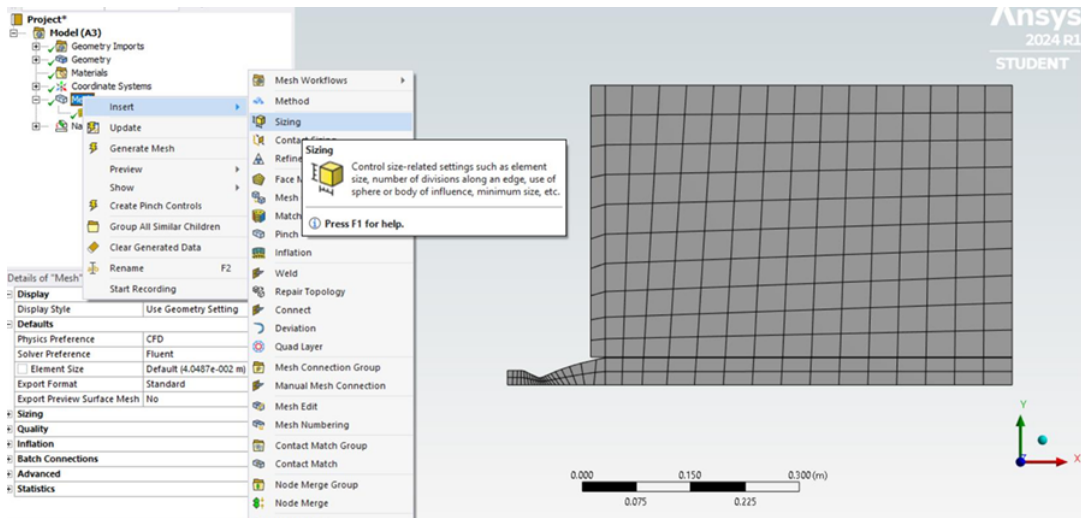


Figura A26: Posizione "Sizing"

Attraverso questo comando è possibile fornire le dimensioni della mesh per ciascuna zona del dominio. Esistono varie tipologie di "Sizing", quello utilizzato nel presente elaborato è di tipo "Edge", selezionabile cliccando sul cubo con lato verde immediatamente sopra la zona di visualizzazione della geometria. Con riferimento alla figura A27 si seleziona l'icona sopra citata, poi i bordi di interesse ed infine "Geometry -> Apply". Ripetere i passaggi per tutti i bordi inserendo il numero di divisioni che si ritiene più opportuno. Una volta eseguiti, cliccare sul pulsante "Generate" e si otterrà una suddivisione della mesh come mostrato in figura A28.

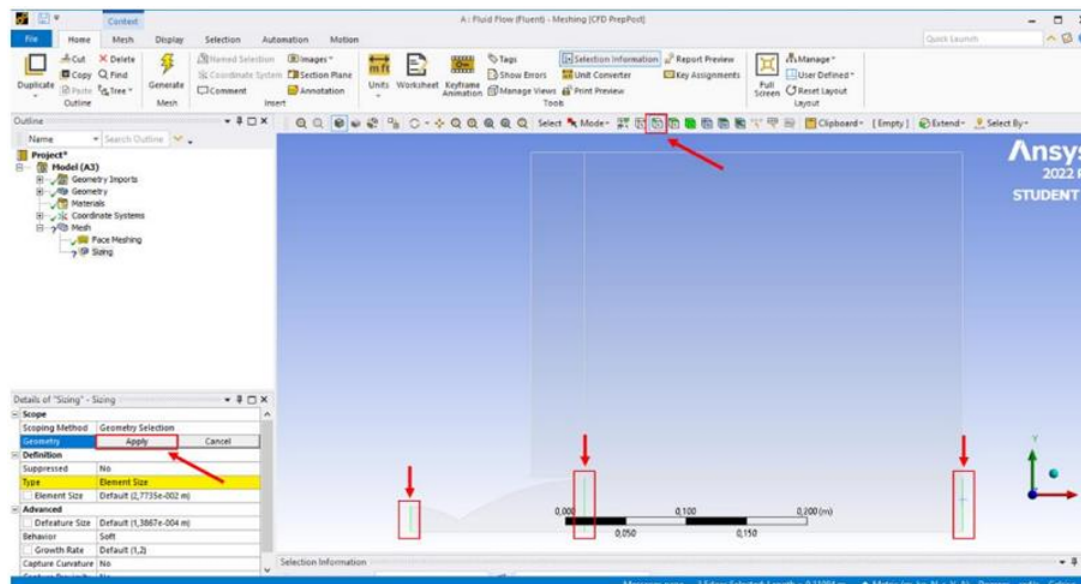


Figura A27: Sizing "Edge"



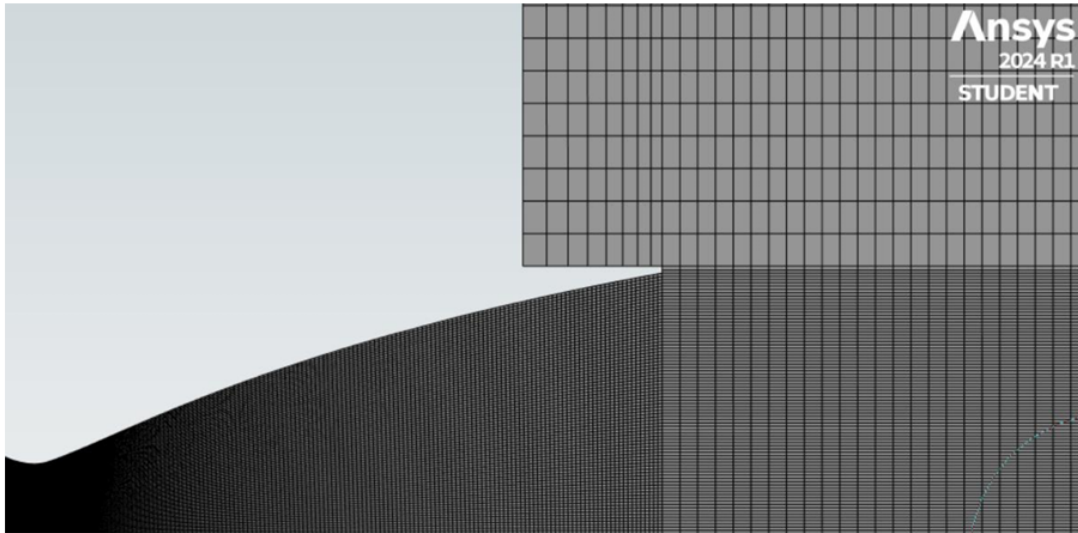


Figura A28: Mesh strutturata

Si tratta di una mesh strutturata più fitta all'interno dell'ugello, essendo la zona di maggiore interesse, e meno fitta in lontananza (farfield). Una mesh come quella appena ottenuta è utile per simulazioni Euleriane dato che non si ha la presenza dello strato limite. Volendo eseguire delle simulazioni con flusso viscoso, in cui coprire lo strato limite, c'è bisogno di rispettare il parametro adimensionale  $y^+$  in modo da valutare opportunamente lo strato viscoso a parete. Bisogna, quindi, infittire ulteriormente la mesh in prossimità della parete imponendo un fattore di bias maggiore di zero. Lo si può trovare aprendo la sezione "Edge sizing" nel menù laterale ed in seguito cercandolo nel menù a tendina. Per i segmenti che delimitano le sezioni di ingresso e di uscita dell'ugello si è utilizzato un fattore di 500, mentre per la parete e l'asse dello stesso si è utilizzato un fattore di 120.

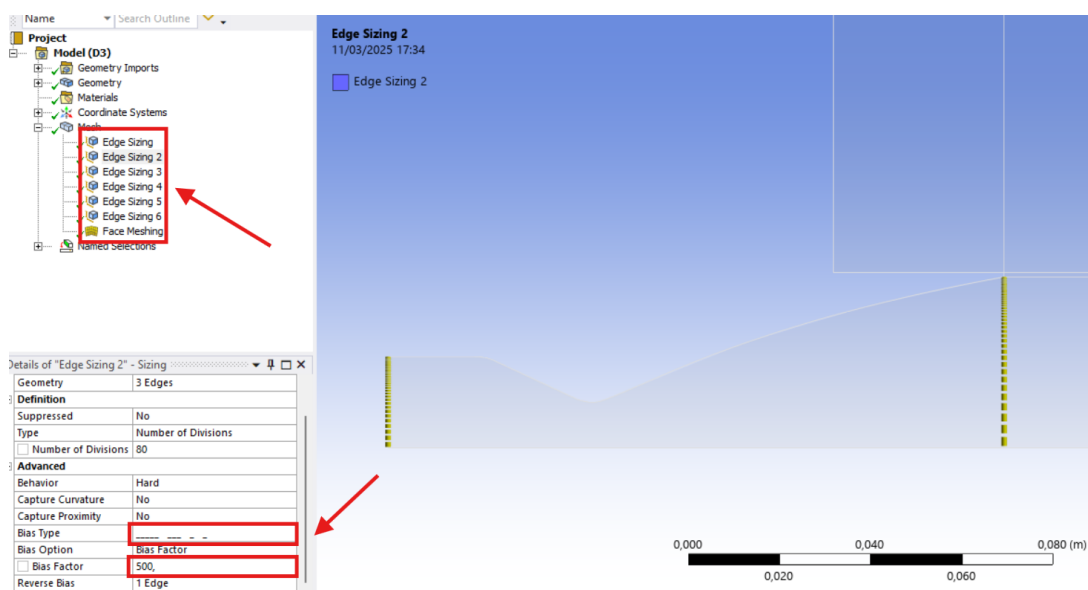


Figura A29: Impostazione "Bias Factor"

Imponendo il bias factor in modo da generare un infittimento sulla parete ed in prossimità della sezione di uscita dell'ugello si ottiene un mesh come nella figura A30

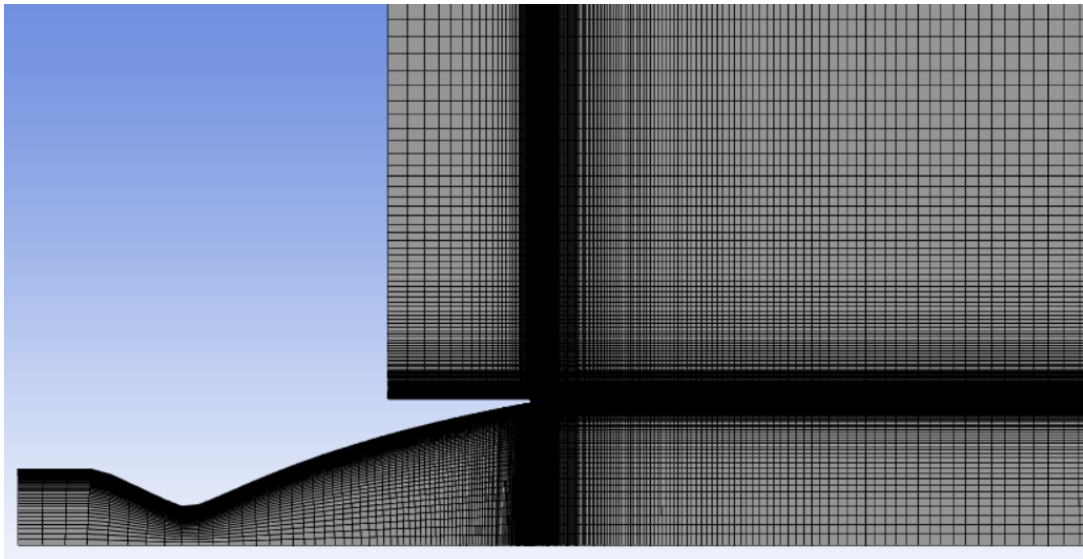


Figura A30: Mesh finale

Potrebbe capitare che, nella sezione in basso della finestra di lavoro, mostri un warnig riguardante la grandezza delle celle. Questo accade quando la grandezza delle celle create sia inferiore alla tolleranza di default, quando questo accade le celle più piccole vengono eliminate automaticamente creando dei problemi in fase di simulazione. Per evitarlo basta impostare una tolleranza minore cliccando, a sinistra, "Mesh -> Sizing -> impostare nuovo valore di 1e-06". Quanto detto è riportato in figura A31

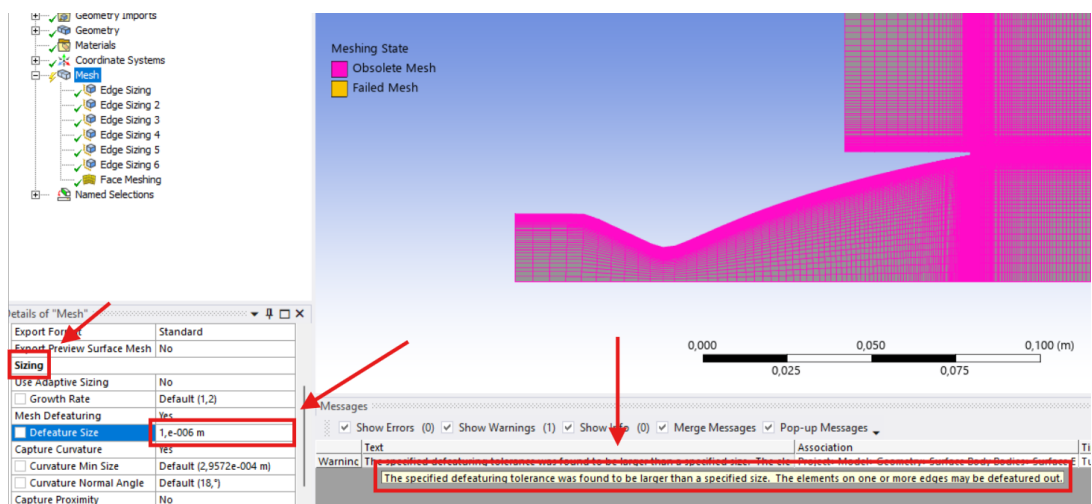
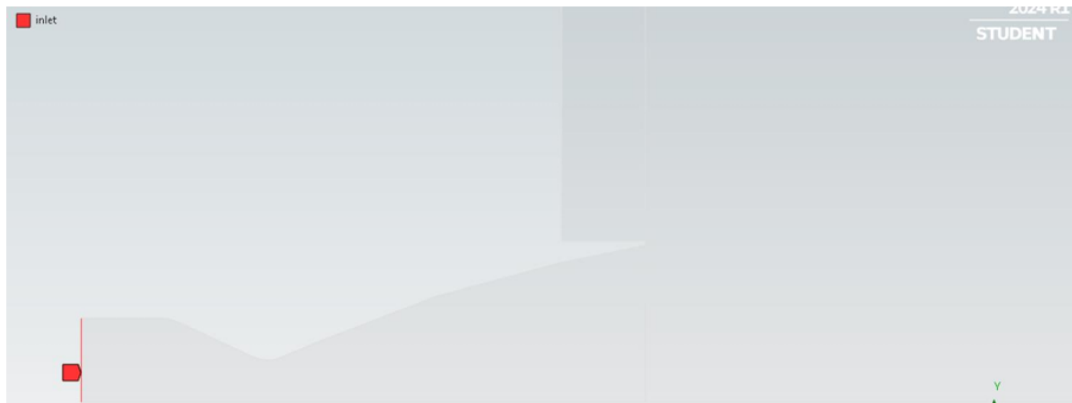


Figura A31: Messaggio di warning - impostazione tolleranza celle

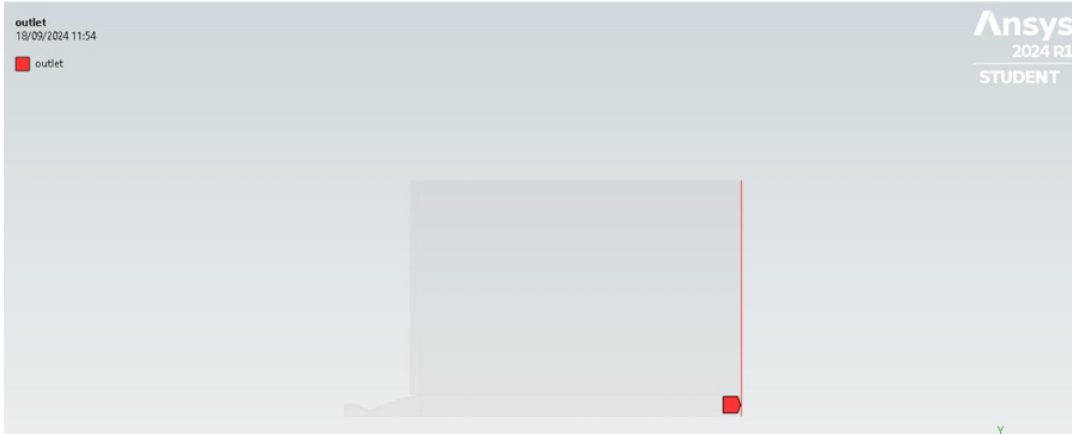
Ora si vanno ad inserire le condizioni al contorno sul dominio di calcolo cliccando con il tasto destro sul bordo in questione e poi selezionare "Create named selection". Le condizioni sono:



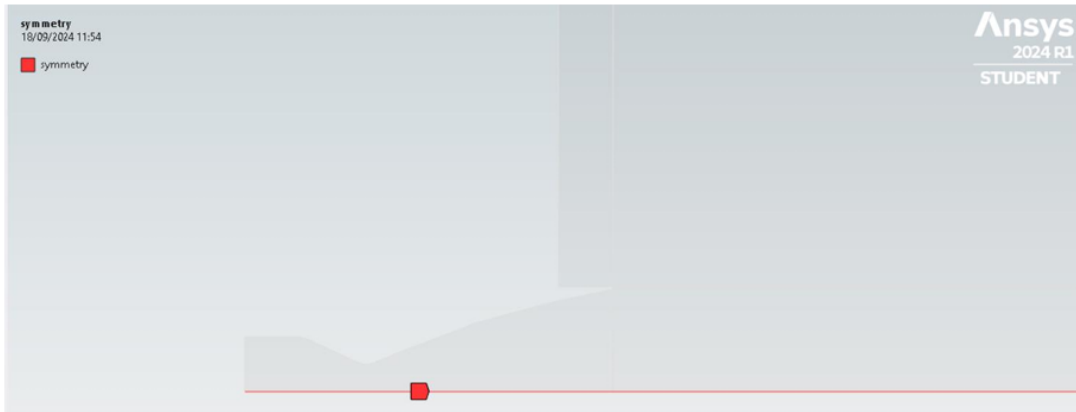
- Inlet;
- Outlet;
- Symmetry;
- Wall 1 e Wall 2;
- Farfield



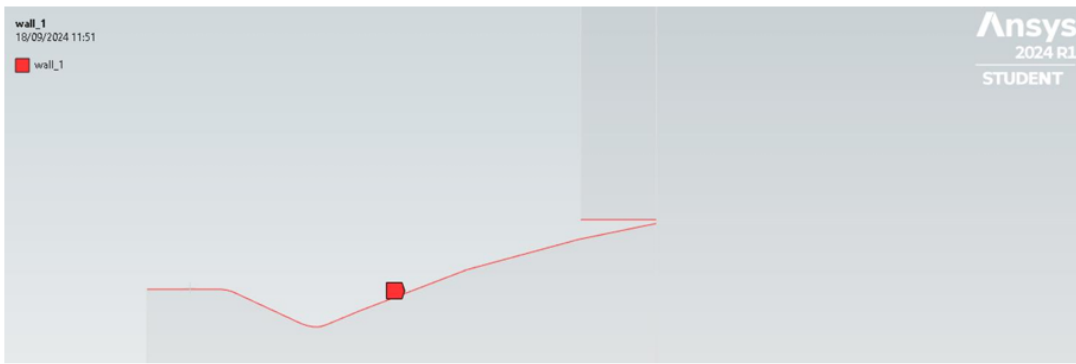
*Figura A32: Inlet*



*Figura A33: Outlet*



*Figura A34: Symmetry*



*Figura A35: Wall 1 e wall 2*

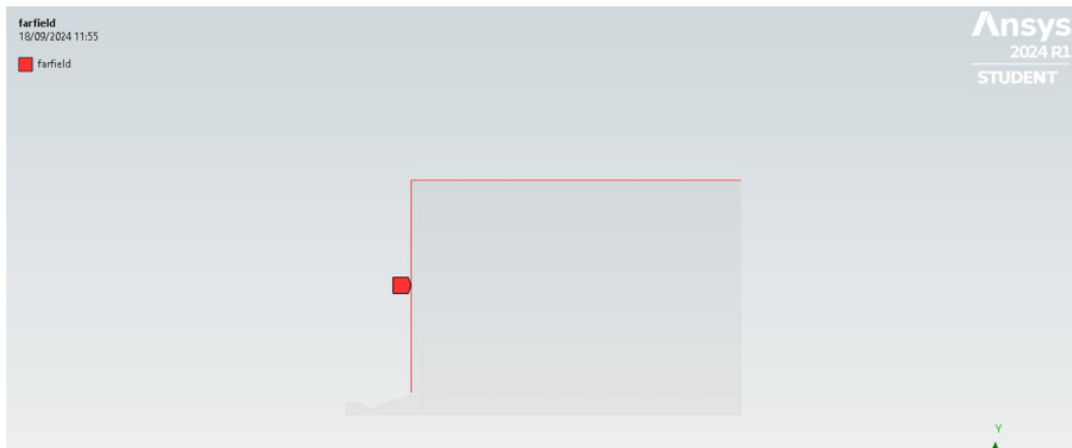


Figura A36: Farfield

Come ultimo passaggio, sul menù laterale selezionare la voce "Geometry - > Surface Body" e assicurarsi che sia selezionata la voce "Fluid/Solid -> Fluid".

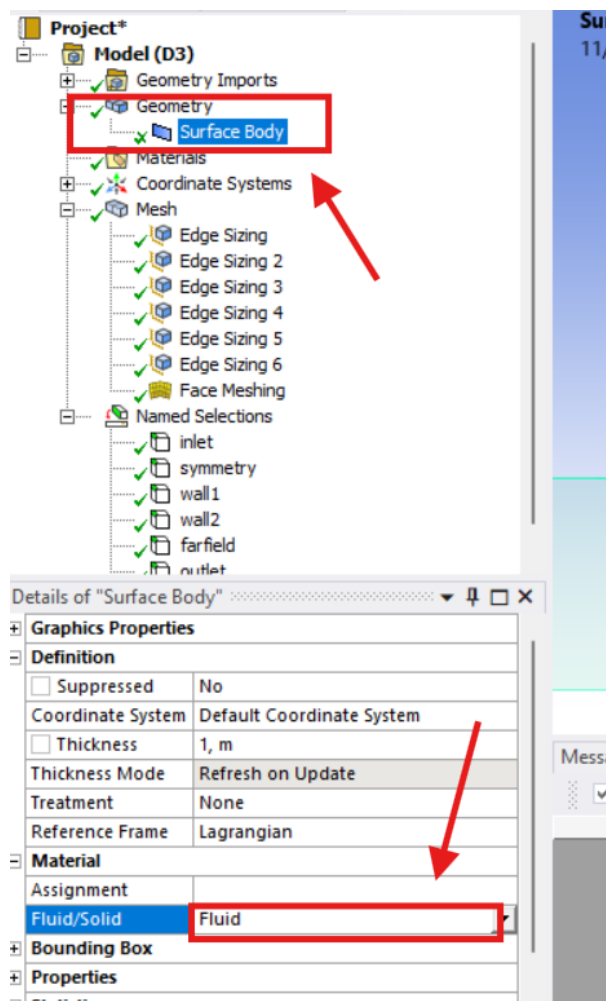
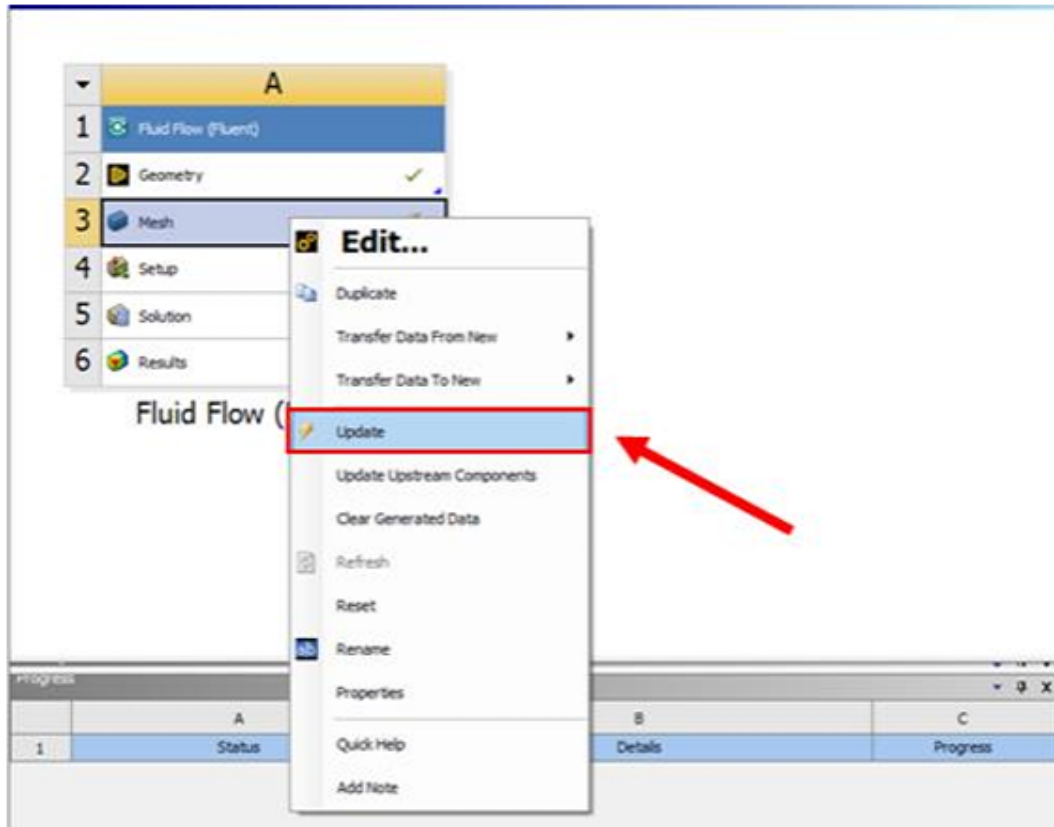


Figura A37: Posizione "Fluid"

A questo punto si può di nuovo tornare alla schermata principale di workbench dopo aver salvato e chiuso. Una volta fatto si carica la mesh nell'ambiente di simulazione (Fluent) cliccando su "Mesh con tasto destro -> Update".



*Figura A38: Posizione "Update"*

## Settaggio parametri Fluent

A questo punto bisogna settare i parametri di calcolo su Fluent. Dalla schermata principale del Workbench cliccare due volte con il tasto sinistro la voce "Setup". Successivamente si aprirà Fluent Launcher in cui bisogna selezionare la voce "Double precision" ed in seguito "Start" per aprire Fluent.

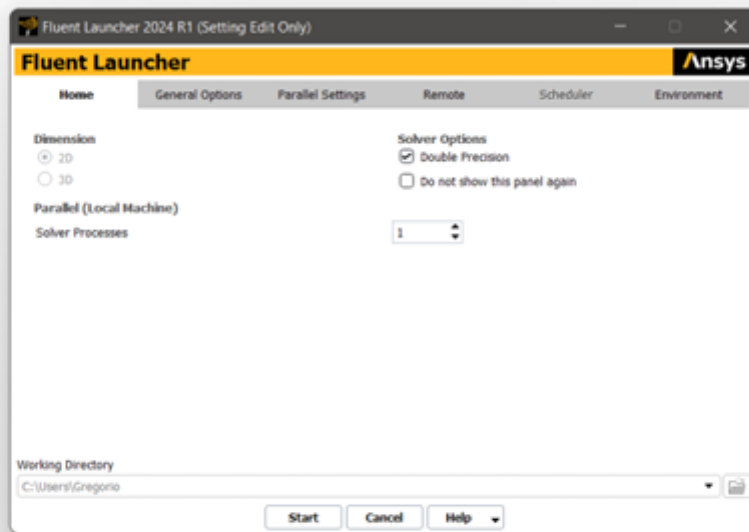
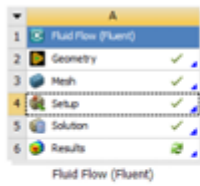


Figura A39: Fluent "Start"

Nella sezione "General", viene impostata una simulazione "Density-Based" e "2D-Axialsymmetric".

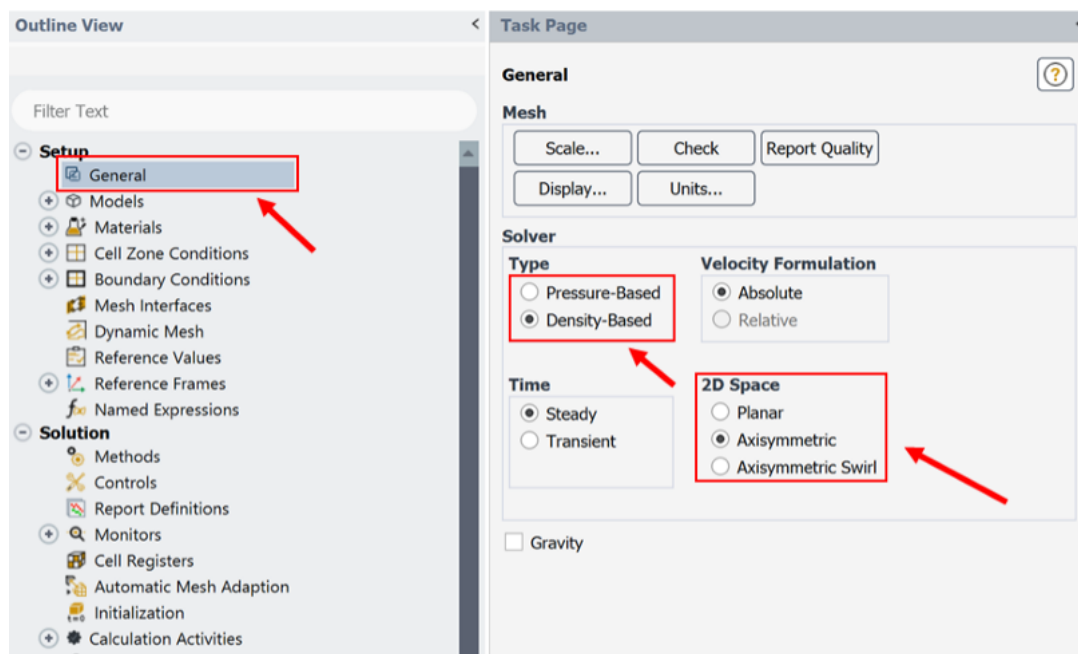


Figura A40: Fluent - General

Quando si imposta il tipo di simulazione "2D-Axialsymmetric", Fluent potrebbe dare un messaggio d'errore dove viene indicato che la zona "Symmetry" dovrebbe essere "Axis". Questo problema, viene risolto in seguito

durante la configurazione delle condizioni al contorno.

Nella sezione "Models -> Energy" attivare "Energy Equation" in modo tale che il programma tenga in considerazione anche l'equazione dell'energia nella risoluzione del sistema. Dopo aver attivato il flag, selezionare il pulsante OK.

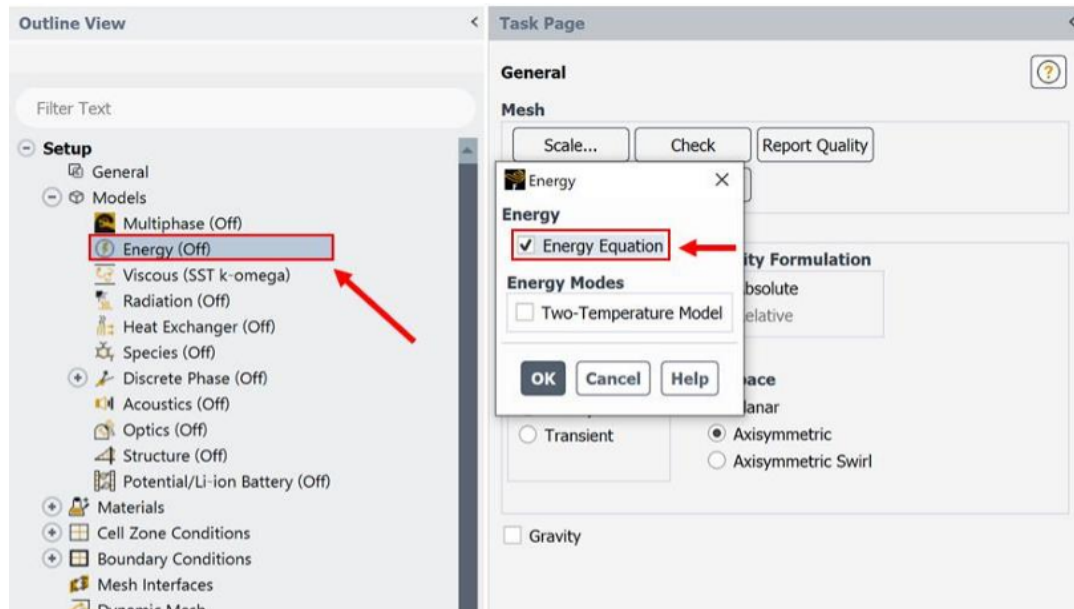


Figura A41: Fluent - Energy equation

Successivamente, selezionare la voce nel menù laterale "Materials -> Fluid -> Sostituire Air con n2" per impostare l'azoto come fluido di lavoro. Ansys è di default impostato su "Air", basterà aprire e sostituire il fluido cercandolo nel database di FLuent. Si aprirà una schermata dove vengono visualizzate le proprietà del fluido utilizzato. In questa schermata selezionare "Density -> ideal-gas", "Cp -> constant", "Thermal conductivity -> constant", "Viscosity -> Sutherland", "Molecular weight -> constant". Una volta impostata la viscosità su Sutherland si aprirà una finestra sulle proprietà e selezionare il pulsante "OK". Prima di chiudere la schermata, cliccare su "Change/Create" per aggiornare le modifiche, in questo modo nella sezione "Material - Fluid" si crea una seconda voce, relativa all'azoto, sotto quella dell'aria. Successivamente chiudere la schermata con il pulsante "Close".

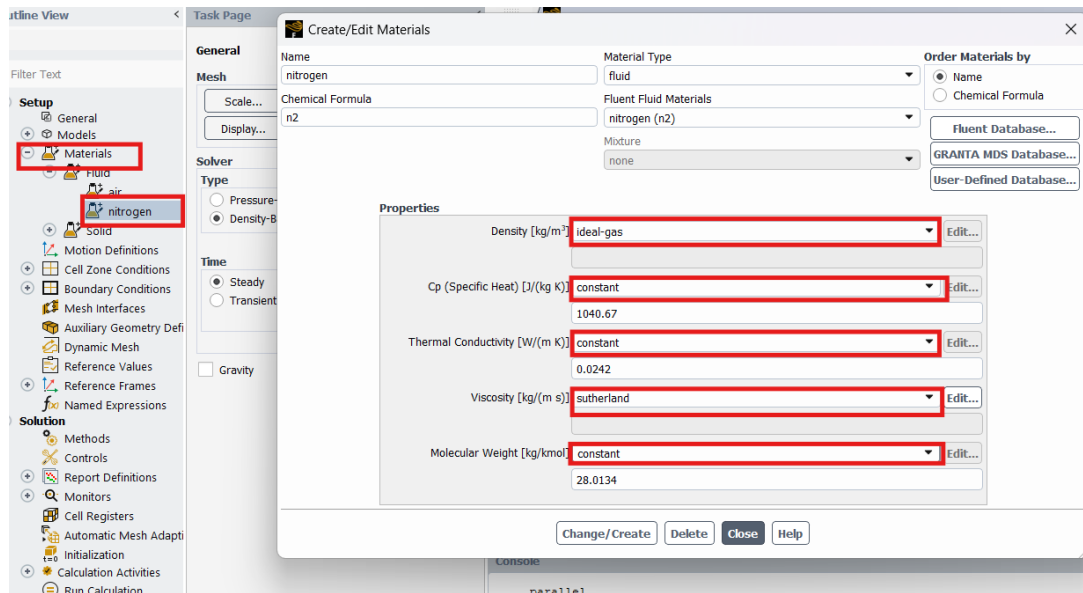


Figura A42: Fluent - Impostazioni fluido di lavoro

Successivamente andare nella sezione “Cell Zone Conditions” presente nel menù laterale, e selezionare la voce “Operating Conditions”. Una volta fatto ciò, si aprirà una finestra dove è possibile modificare la pressione di riferimento “Operating Pressure [Pa]”. Inserire “0” come valore e successivamente selezionare il pulsante “OK”.

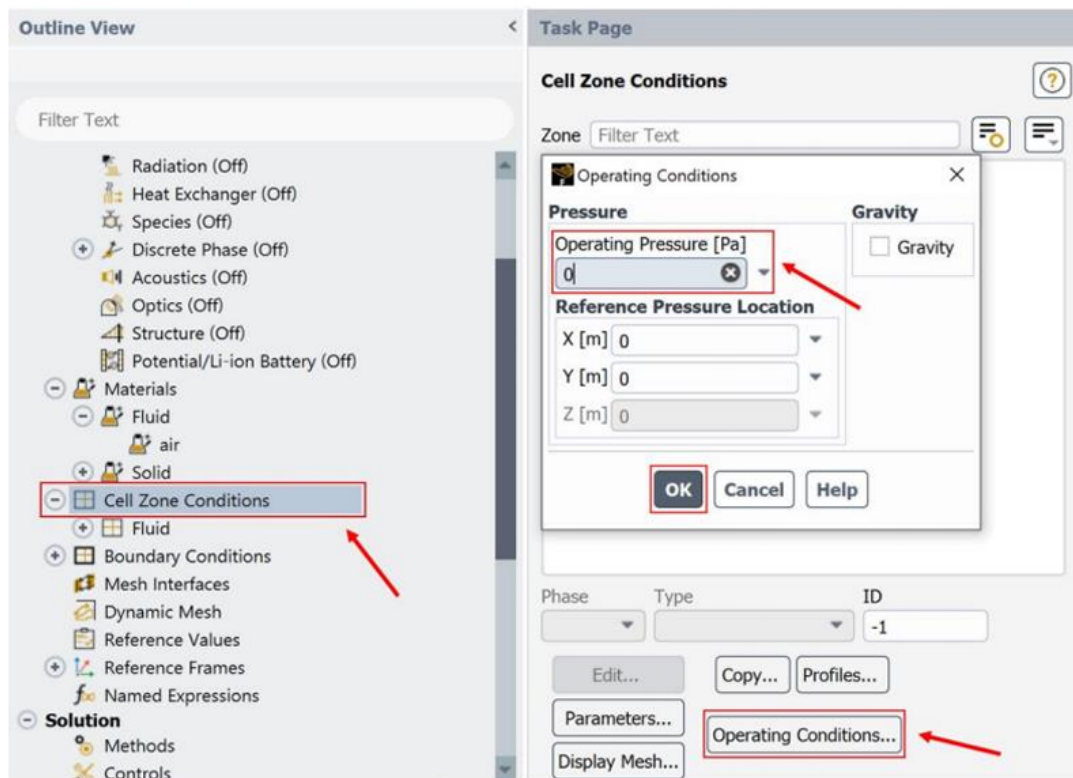


Figura A43: Fluent - Impostazione pressione di riferimento

Il fluido precedentemente aggiunto (figura A42) non è ancora stato selezionato come fluido di lavoro. Per farlo si rimanga nella sezione "Cell zone conditions" e si apra "Fluid -> doppio clic su fluid-surface\_body", si aprirà una finestra in cui bisogna selezionare "n2" in "Material name", in seguito "Apply" e "Close".

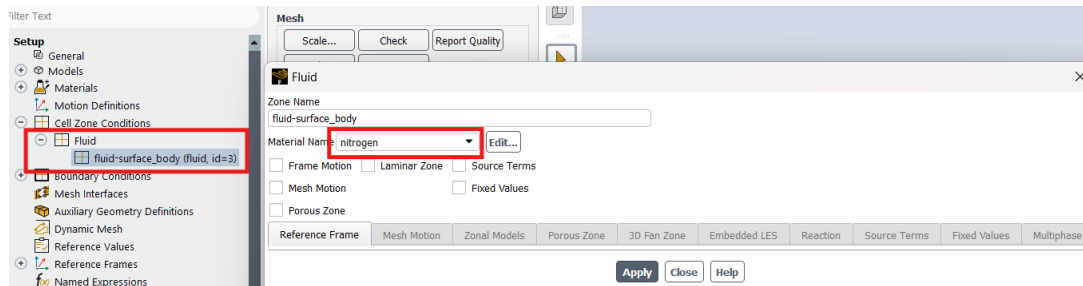


Figura A44: Fluent - Selezione fluido di lavoro

Ora ci si sposta nella sezione "Boundary conditions". Occorre scegliere la condizione in inlet che, dal paper dell'esperimento di Stark e Hagemann, risulta essere una pressione di  $2.5 \cdot 10^6 \text{ Pa}$ . Attraverso "tasto su Inlet -> Type -> Pressure inlet" si inserisce tale valore di pressione di ristagno in "Gauge Total Pressure" e la pressione iniziale nel campo "Supersonic/Initial Gauge Pressure" e la pressione iniziale nel campo "Supersonic/Initial Gauge Pressure [Pa]".

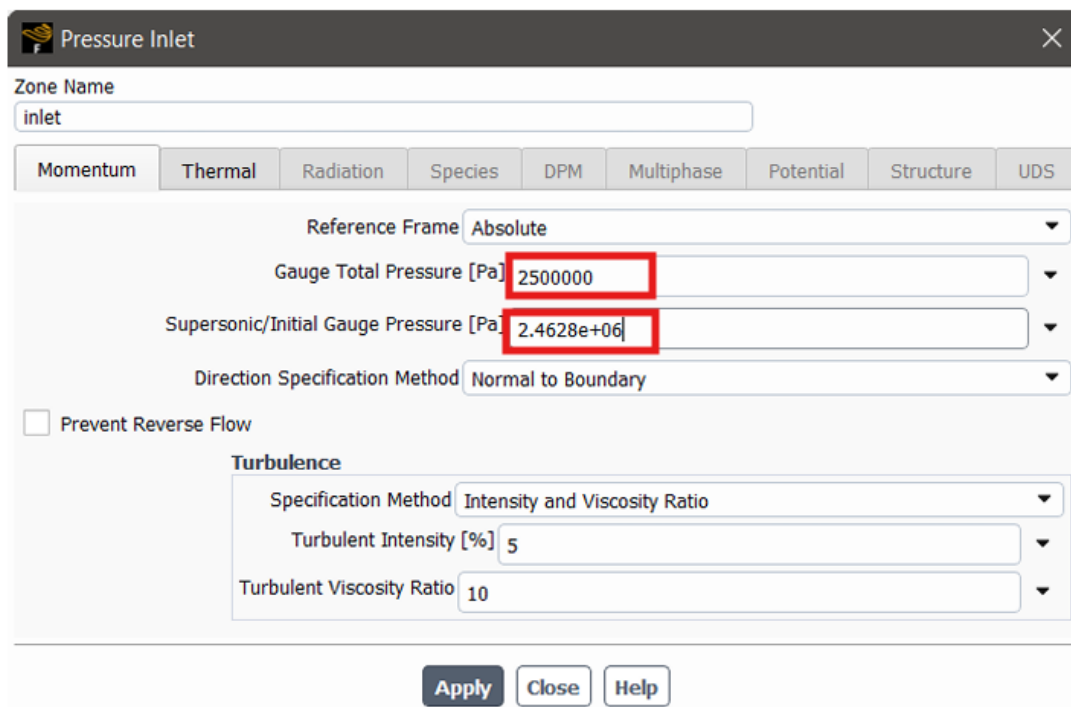


Figura A45: Fluent - Impostazione "Pressure Inlet"

Nella sezione "Thermal" si imposta la temperatura totale, pari a  $283 \text{ K}$  per l'esperimento in questione. Infine "Apply" e "Close".



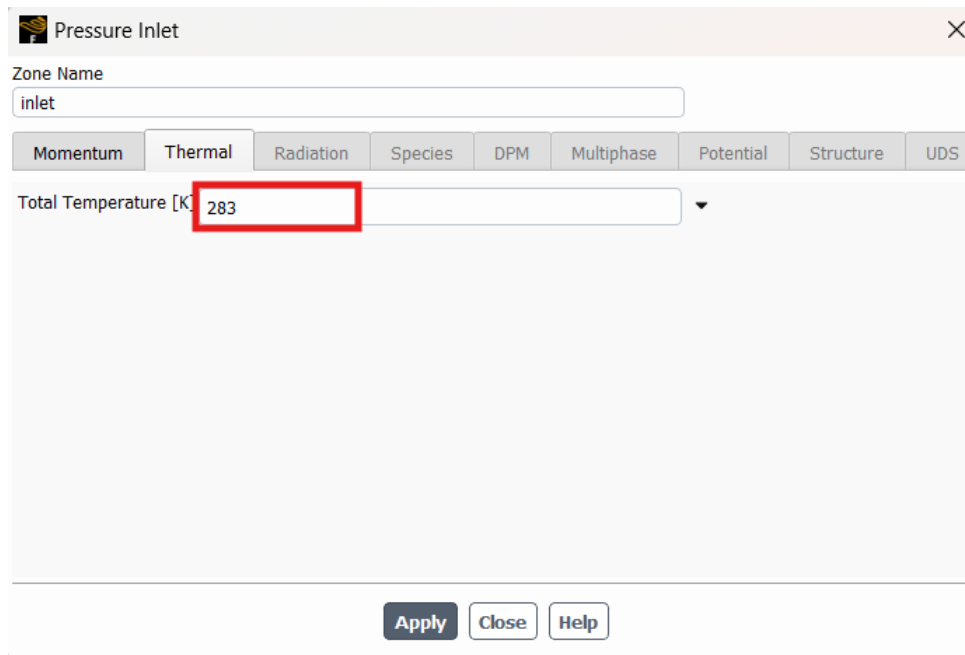


Figura A46: Fluent - Impostazione "Total Temperature"

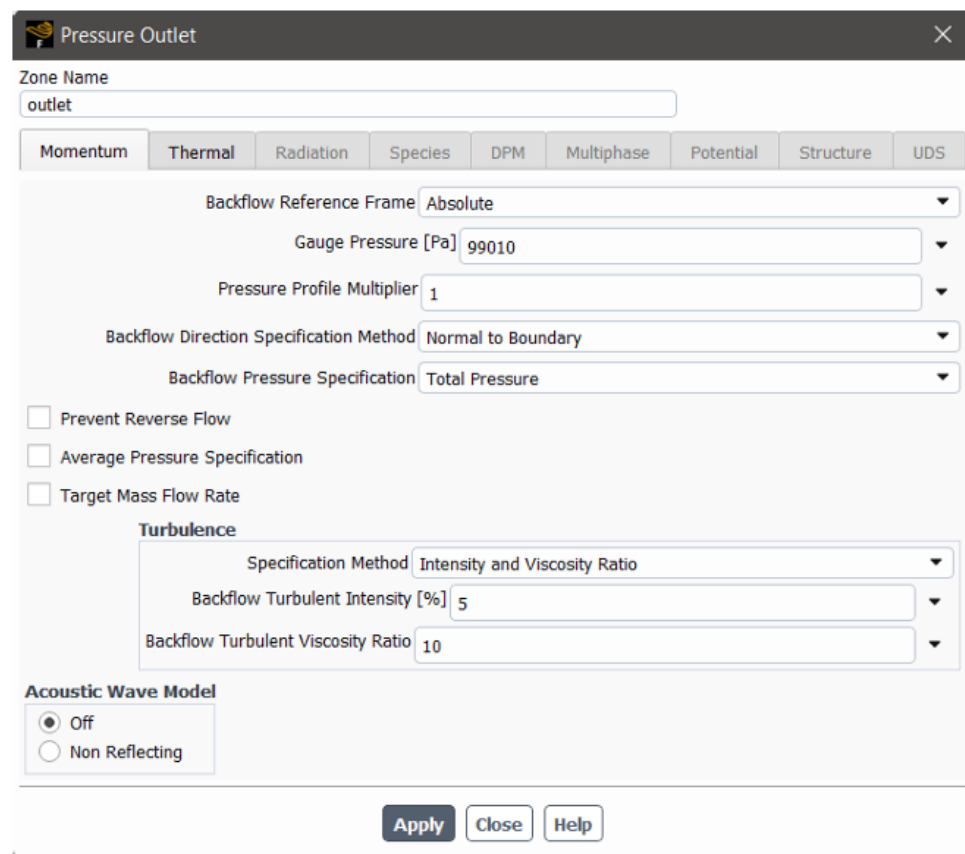


Figura A47: Fluent - Impostazione "Pressure Outlet"

Lo stesso procedimento viene eseguito selezionando la voce "Outlet", viene inserita come condizione al contorno "Pressure Outlet" e il valore della pressione d'uscita che, considerando un NPR = 25.25, è pari a 99010Pa. Si

modifica la temperatura totale come fatto in precedenza e si conclude con "Apply" e "Close" (figura A47).

Si procede aprendo la voce "Symmetry", compare un'ulteriore voce con il medesimo nome, aprire quest'ultima con il tasto destro ed in seguito "Type -> Axis" (figura A48). In questo modo si elimina l'errore mostrato quando si seleziona il tipo di dimulazione "2D-Axialsymmetric".

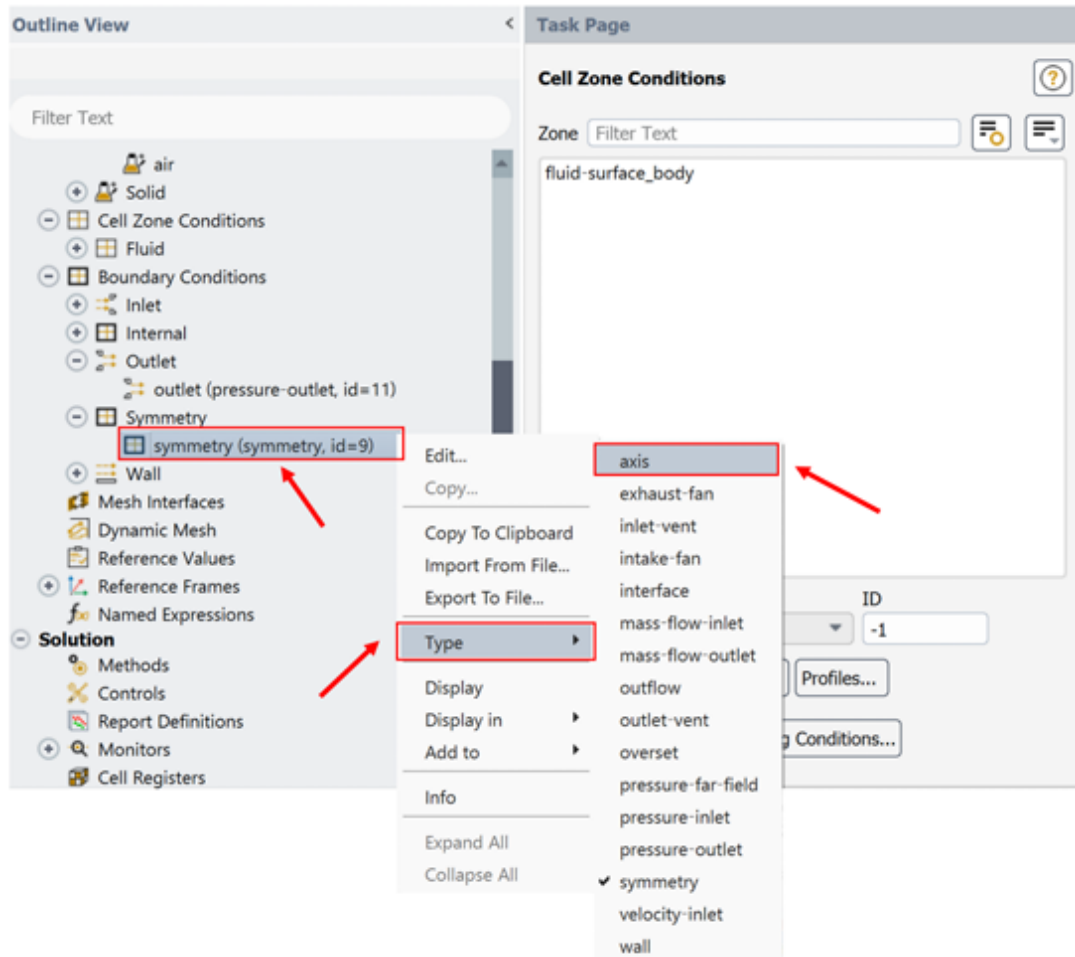


Figura A48: Fluent - Impostazione "Axis"

Successivamente, selezionare dal menù laterale la voce "Wall" e con il tasto destro selezionare "Farfield". Si aprirà una finestra e selezionare la voce "Type -> pressure-far-field" Dopo aver selezionato "Pressure Far-field", si aprirà una schermata dove verrà indicata la pressione di farfield da inserire. Anche in questo caso si modifica la temperatura e si conclude con "Apply" e "Close".

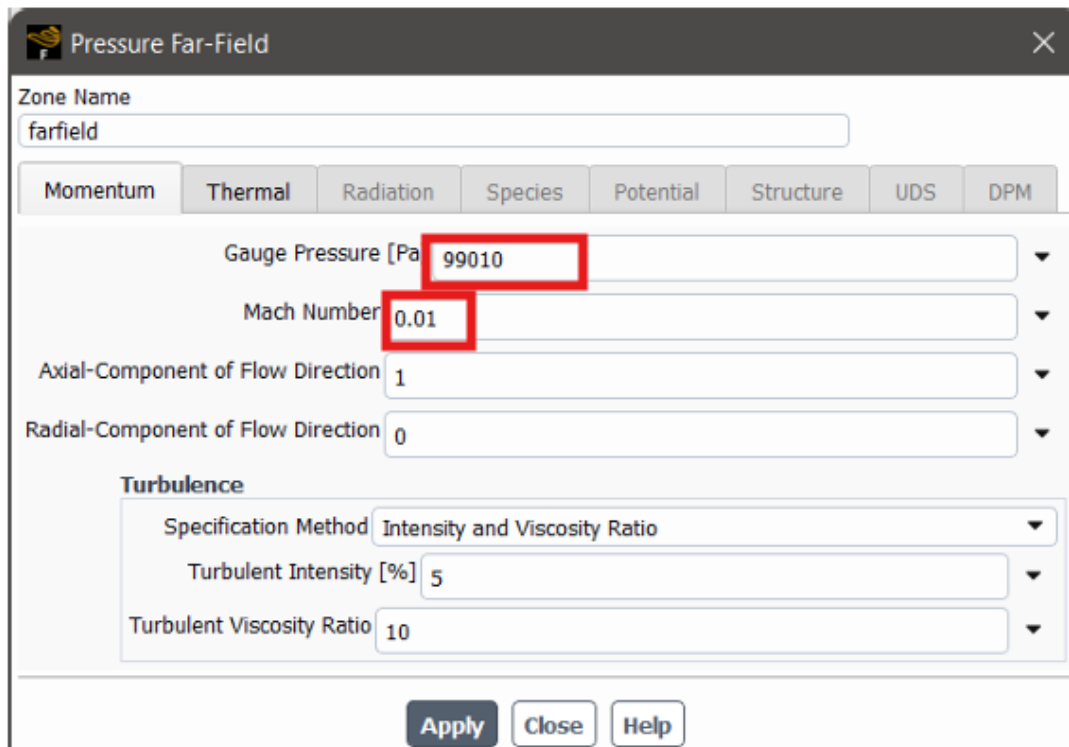


Figura A49: Fluent - Impostazione "Pressure Far-field"

Le impostazioni delle condizioni al contorno sono concluse, si procede nella sezione "Reference Values" e si seleziona "Compute From : Inlet".

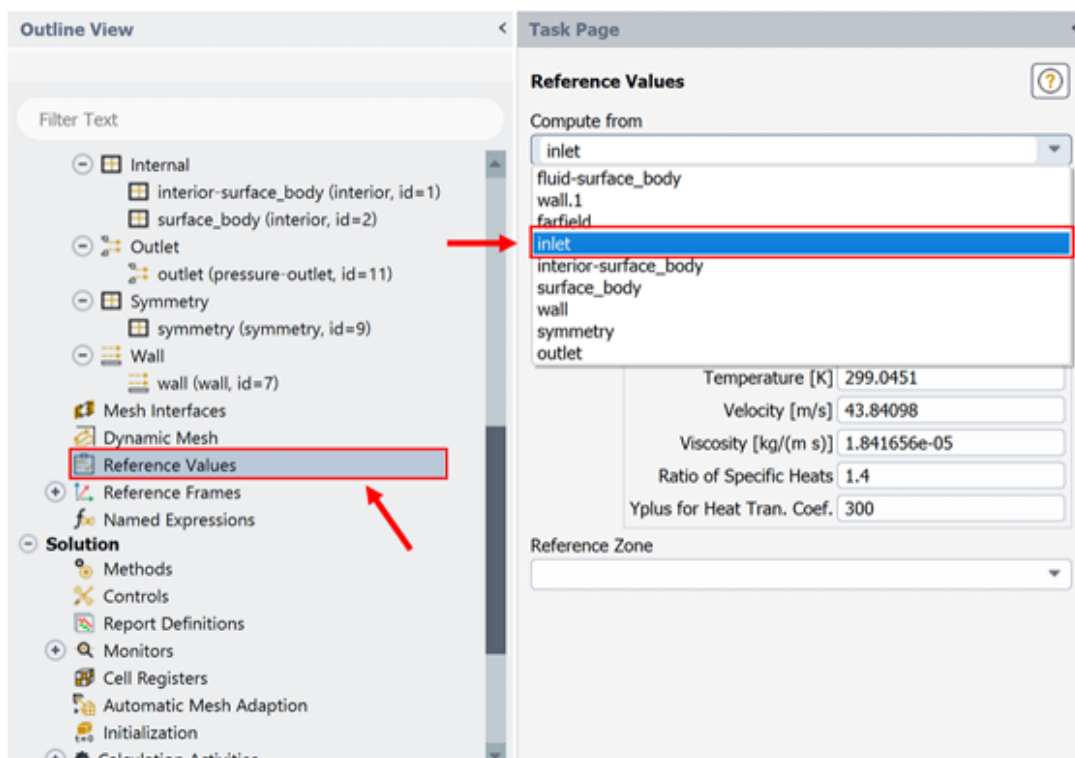


Figura A50: Fluent - Impostazione "Compute From: Inlet"

Nella sezione "Methods", del menù laterale, è possibile impostare il metodo di calcolo. Si selezionano "Formulation: Implicit" e "Flow: First Order Upwind".

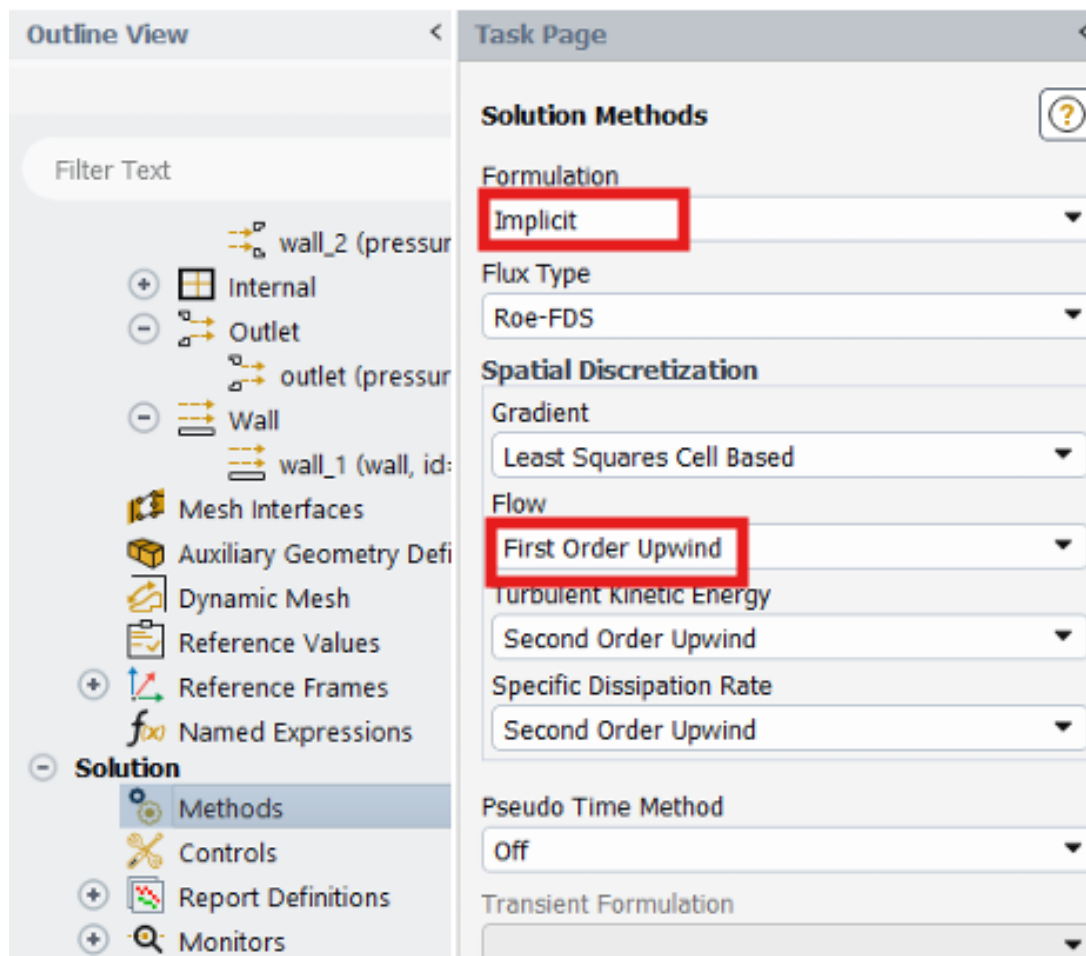


Figura A51: Fluent - Impostazione metodo di calcolo

In seguito ci si sposta nella sezione "Controls" e si imposta un numero di Courant pari a 1 (figura A52). Di default è fornito un valore di 5, non adatto per simulazioni con molte iterazioni (nel presente elaborato si sono svolte 25000 iterazioni per ciascuna configurazione viscosa) e pertanto è necessario modificarlo.

Successivamente si impostano i residui dei calcoli in "Monitors -> Residual", come criterio di convergenza si imposta "None" (figura A53) in modo da permettere alla simulazione di svolgere tutte le iterazioni. Se si vuole interrompere il calcolo ad un determinato valore dei residui, si imposta il criterio di convergenza "Absolute" e si forniscono tali valori.

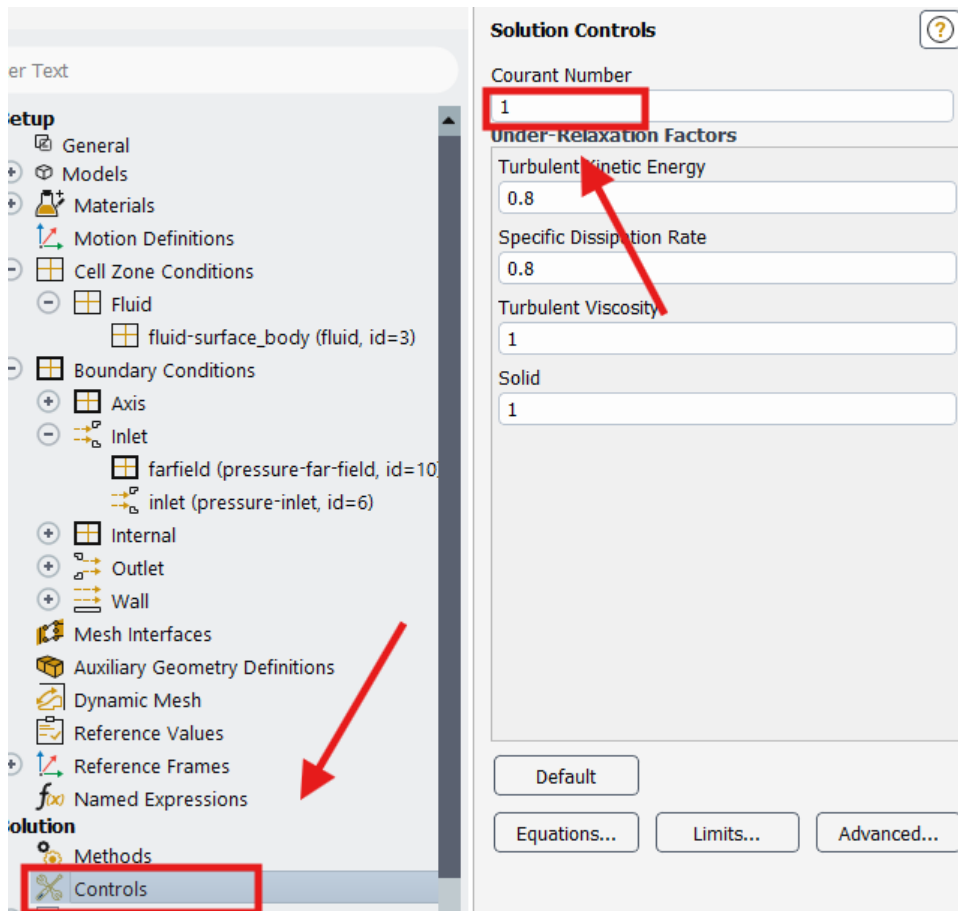


Figura A52: Fluent - Impostazione numero di Courant

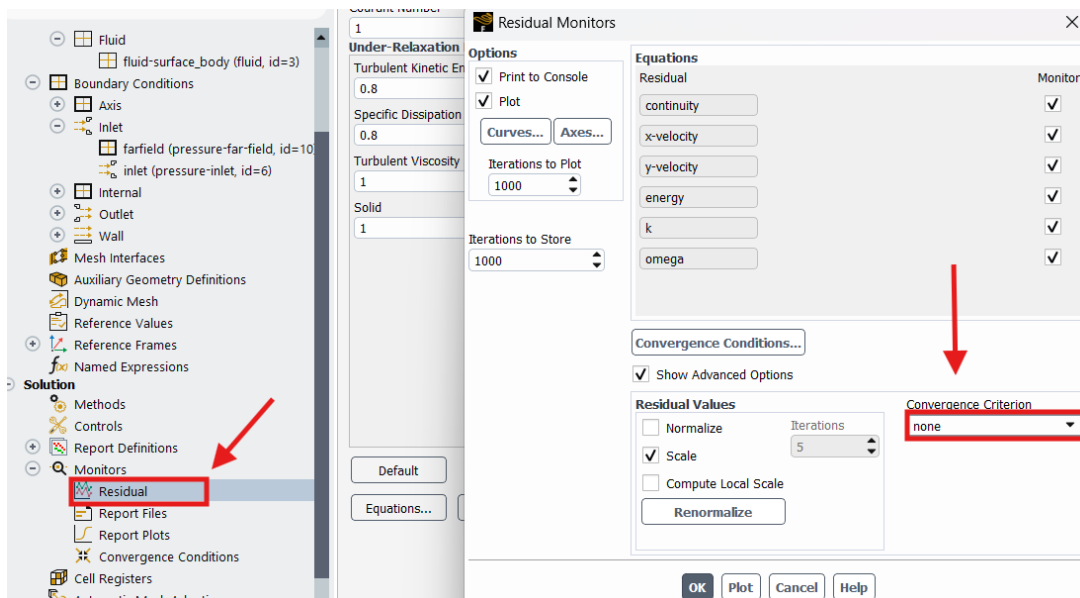


Figura A53: Fluent - Impostazione residui

Si continua nel menù laterale selezionando la voce “Initialization”, successivamente “Hybrid Initialization” e il pulsante “Initialize” per avviare il processo.

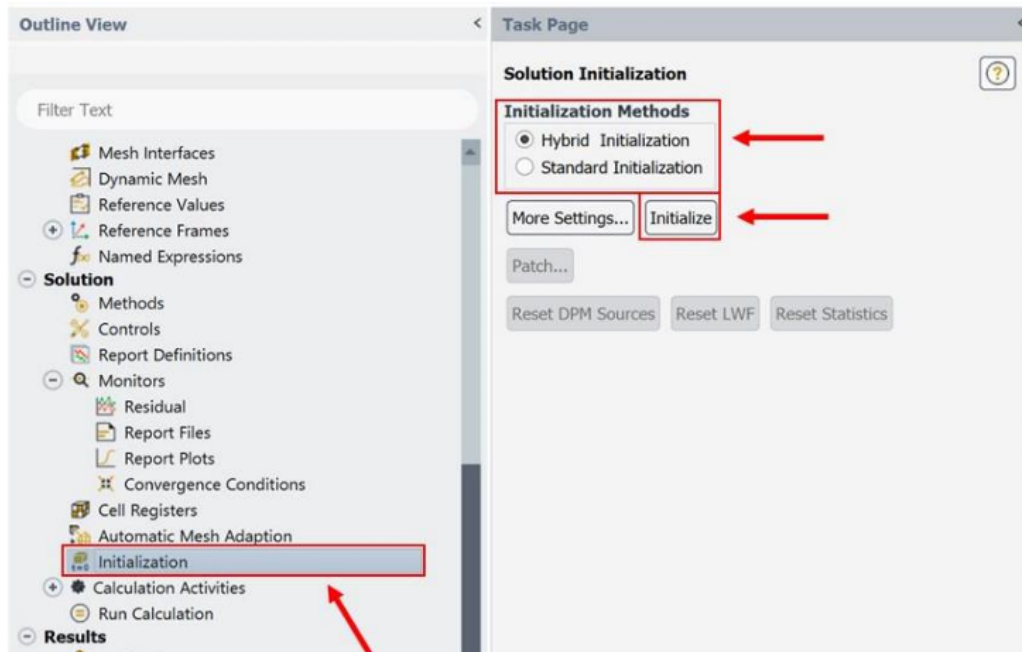


Figura A54: Fluent - Inizializzazione

Per procedere con la simulazione bisogna solamente impostare il numero delle iterazioni in "Run Calculation", si apre una finestra in cui lo si può fare in "Number of iteration". A questo punto si fa partire la simulazione cliccando su "Calculate".

Dopo che si è conclusa la simulazione si possono visualizzare i risultati sia come immagine dell'ugello, con il flusso sviluppato, che come grafico numerico. Per mostrare l'ugello con il flusso si seleziona nel menù laterale "Graphics -> Contours". Verrà visualizzata una finestra dove sarà possibile andare a scegliere quale dato visualizzare. È stato preso come esempio il numero di Mach. L'utente può selezionare il contour più adatto mediante i menù a tendina in figura A56. Con il pulsante "Colormap Options" sarà possibile andare a modificare i parametri di visualizzazione. Per confermare le modifiche, selezionare il pulsante "Save/Display". Selezionando la casella "Contour Lines" vengono aggiunte linee con valore costante della grandezza mostrata (iso-Mach, isobare, ecc).

In "Vectors" è possibile generare grafici che mostrano le grandezze vettoriali (es. velocità). Nella finestra che si apre, a seguito di un doppio clic sulla sezione dedicata, è possibile scegliere la grandezza da mostrare e personalizzare i vettori con "Style", "Scale", "Skip" e "Vector Option" in base alle richieste dell'utente (figura A57).

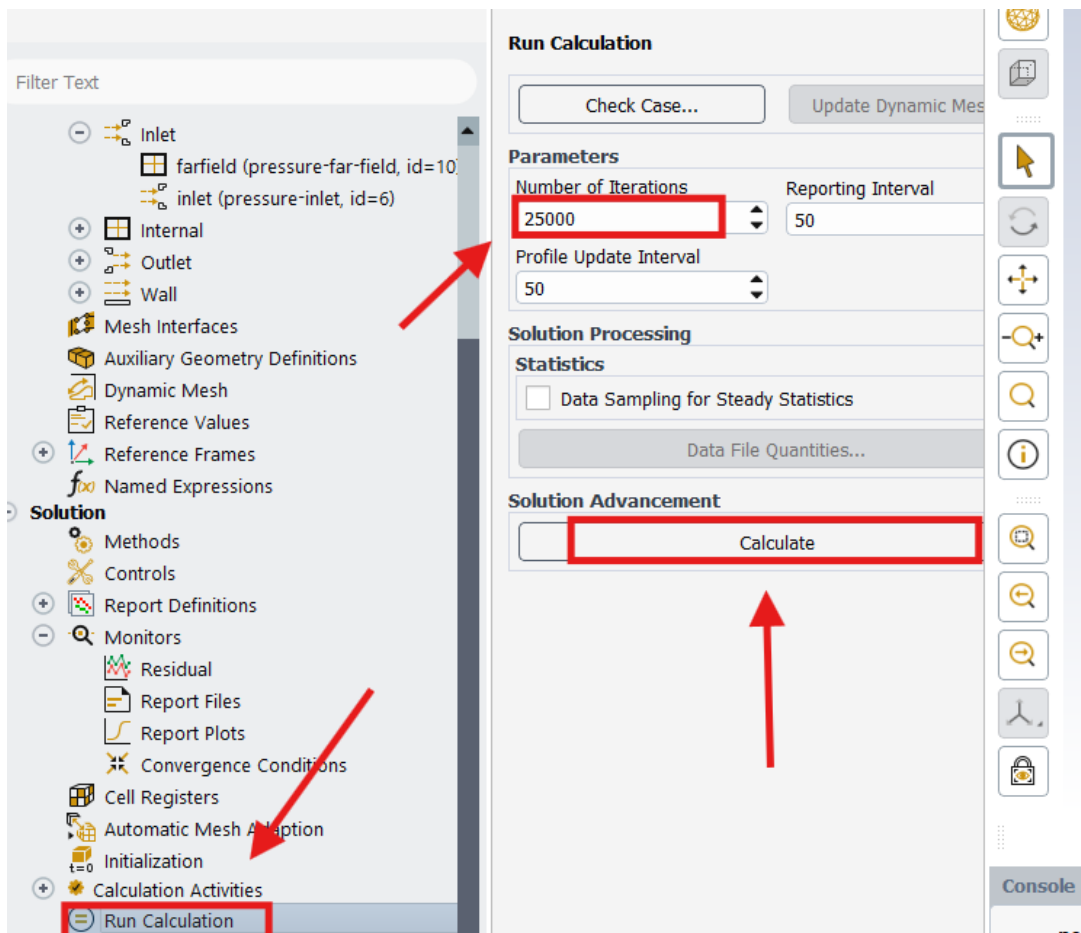


Figura A55: Fluent - Impostazione numero iterazione

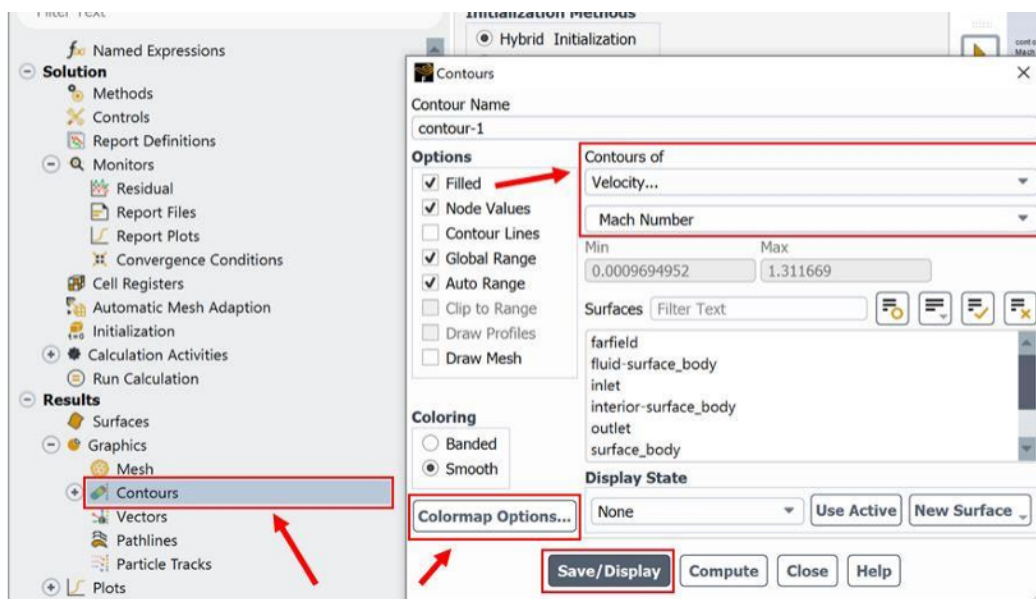


Figura A56: Fluent - Contours



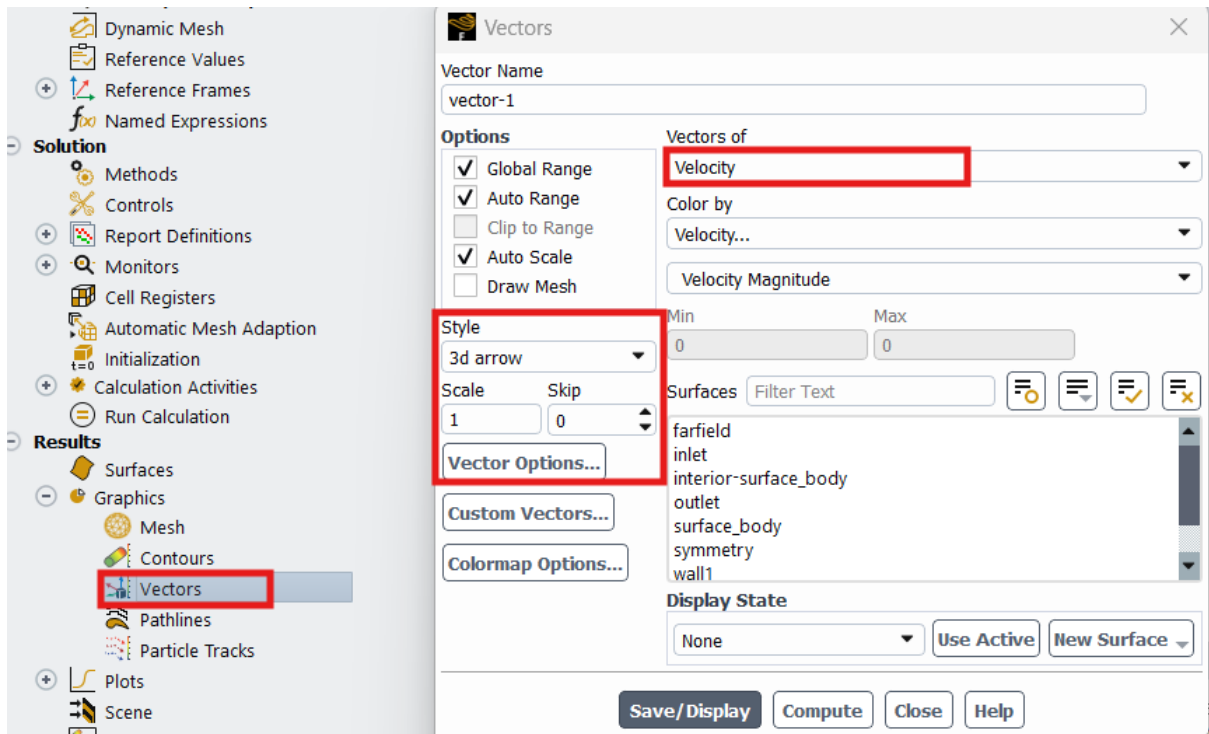


Figura A57: Fluent - Vectors

Per mostrare il grafico dei risultati numerici si seleziona "Plots -> XY" nel menù laterale. Nella finestra che si apre è possibile scegliere la grandezza desiderata (es. Pressure) e la zona in cui se ne vuole conoscere l'andamento (es. Wall1). Selezionando "Write to File" seguito da "Write" si salva un file contenente le informazioni ricercate.

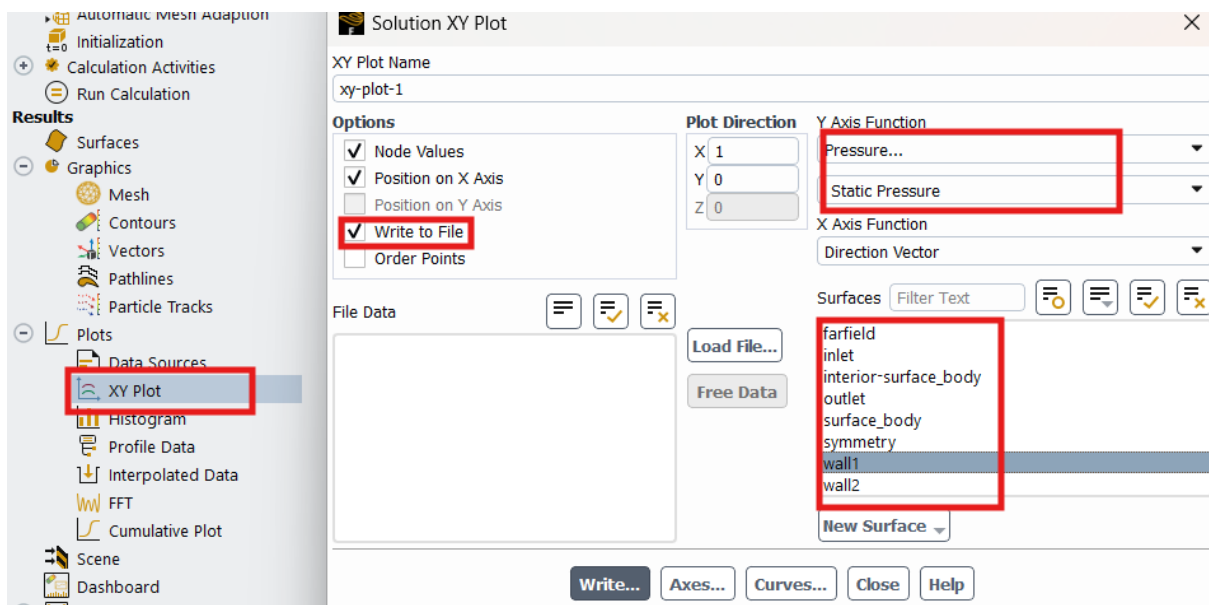


Figura A58: Fluent - XY plots