



**Politecnico
di Torino**

Tesi di Laurea Magistrale

Corso di Laurea Magistrale in
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Spazio

**Analisi numerica sull'impatto del guide tube
nella separazione di flusso in ugelli sovraespansi**

Relatore
Prof. Emanuele Martelli

Candidato
Stefano Yao

anno accademico 2024/2025

Abstract

Questo lavoro di tesi si focalizza sull'analisi numerica CFD (Computational Fluid Dynamics) finalizzata a osservare l'influenza del guide tube sul punto di separazione del flusso in un ugello troncato ideale (TIC).

Durante le fasi di avviamento e spegnimento del motore, la forte sovraespansione del getto all'interno dell'ugello provoca un'inevitabile separazione del flusso. Nel corso di questi processi transitori, la posizione di separazione si sposta assialmente, in funzione del rapporto di pressione dell'ugello (NPR).

Questa fenomenologia può generare forti gradienti di pressione sfavorevoli che compromettono le prestazioni propulsive e inducono la nascita di forze aerodinamiche, con particolare attenzione ai "side-loads", potenzialmente dannosi per l'integrità strutturale del lanciatore.

Per mitigare questi effetti, l'equipaggiamento nelle strutture e piattaforme di lancio di un guide tube rappresenta una soluzione efficace che consente un indirizzamento controllato e sicuro dei gas di scarico. Inoltre, il guide tube introduce al contempo un effetto di aspirazione che influisce sul comportamento del flusso nell'ugello, in particolare, modificando la posizione del punto di separazione durante le fasi transitorie di funzionamento del motore.

A questo scopo, le simulazioni vengono condotte attraverso il software Ansys Fluent, variando opportunamente i parametri di design, le condizioni al contorno e la geometria del condotto stesso.

Indice

Abstract	2
1 Introduzione	9
1.1 Propulsione Spaziale	9
1.2 Endoreattore modello ideale	11
1.3 Ugello TIC	15
1.4 Strato Limite	16
1.5 Punto di Separazione	18
1.6 Equazioni di Navier-Stokes	20
1.6.1 Conservazione della massa	20
1.6.2 Conservazione della quantità di moto	20
1.6.3 Conservazione dell'energia	20
1.6.4 Forma compatta delle equazioni di Navier-Stokes	21
1.6.5 Equazioni di Eulero	21
1.7 Modellazione dei Flussi Turbolenti	22
1.7.1 Direct Numerical Simulation (DNS)	22
1.7.2 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)	23
1.7.3 Large-Eddy Simulation (LES)	24
2 Caso sperimentale: Ugello TIC	25
2.1 Geometria dell'Ugello TIC	25
2.2 Condizioni al contorno	26
2.3 Analisi flusso non viscoso: soluzione con equazioni di Eulero	26
2.3.1 Mesh dell'ugello per caso flusso inviscido	27
2.3.2 Risultati Euleriani	28
2.4 Analisi flusso viscoso: soluzione con equazioni di Navier-Stokes	30
2.4.1 Modello Turbolenza SST $k - \omega$	30
2.4.2 Impostazioni della simulazione	31
2.4.3 Mesh dell'Ugello TIC per caso flusso viscoso	31
2.4.4 Risultati con Modello Turbolenza SST $k - \omega$	34
3 Inserimento Campo Esterno	36
3.1 Geometria del Campo Esterno	36
3.2 Mesh del Campo Esterno	37
3.3 Visualizzazione grafica dei risultati	38
3.3.1 Campo di Mach e campo di Velocità Assiale	38
3.3.2 Campo di viscosità turbolenta	43
3.4 Risultati punto di separazione del flusso	46

4	Inserimento Guide Tube	49
4.1	Introduzione al Guide Tube	49
4.2	Guide Tube a $R_{GT} = R_{ugello}$	50
4.2.1	Geometria del Guide Tube	50
4.2.2	Mesh del Guide Tube	51
4.2.3	Visualizzazione grafica dei risultati	52
4.2.4	Risultati sul punto di separazione del flusso	59
4.3	Guide Tube a $R_{GT} = 0.75R_{ugello}$	62
4.3.1	Geometria del Guide Tube	62
4.3.2	Mesh del Guide Tube	62
4.3.3	Visualizzazione grafica dei risultati	64
4.3.4	Risultati sul punto di separazione del flusso	73
4.4	Guide Tube a $R_{GT} = 0.5R_{ugello}$	77
4.4.1	Geometria del Guide Tube	77
4.4.2	Mesh del Guide Tube	77
4.4.3	Visualizzazione grafica dei risultati	78
4.4.4	Risultati sul punto di separazione del flusso	87
5	Confronto e discussione dei risultati	90
5.1	Spostamento del disco di Mach	90
5.2	Spostamento del punto di separazione	93
5.3	Confronto x_{sep}	96
6	Conclusione	99
	Bibliografia	100

Elenco delle figure

1.1	Propulsione Spaziale [1]	9
1.2	Schema Spinta F [2]	9
1.3	Schema Ugello [3]	10
1.4	Tipi di espansione del flusso [1]	11
1.5	C_F al variare di ϵ [2]	13
1.6	C_F al variare di p_C/p_0 [2]	14
1.7	C_F al variare di γ [2]	14
1.8	Ugello TIC [4]	15
1.9	Forma ugello ideale e TIC (linea blu) con il metodo delle caratteristiche [5]	15
1.10	Struttura dello Strato Limite [6]	16
1.11	Regioni dello Strato Limite [7]	17
1.12	FSS [8]	18
1.13	FSS - Distribuzione del numero di Mach [1]	19
1.14	RSS [8]	19
1.15	RSS - Distribuzione del numero di Mach [1]	20
2.1	Vista laterale del setup sperimentale [9]	25
2.2	Geometria dell'Ugello	25
2.3	Dettaglio della mesh euleriana	27
2.4	Vista ingrandita della mesh euleriana	28
2.5	Campo di Mach	28
2.6	Campo di velocità	29
2.7	Campo di pressione	29
2.8	Mesh dell'ugello	32
2.9	Ingrandimento della mesh dell'ugello	32
2.10	y^+ modello SST $k - \omega$	33
2.11	Contour della Velocità Assiale	34
2.12	Countour del Mach	34
2.13	Strato limite viscoso	35
2.14	Contour della Pressione Statica	35
3.1	Geometria del Campo Esterno in GMSH	36
3.2	Mesh del Campo Esterno	37
3.3	Zoom della mesh	38
3.4	Mach a NPR=15	39
3.5	Mach a NPR=20	39
3.6	Mach a NPR=25	39
3.7	Mach a NPR=30	40
3.8	Mach a NPR=35	40
3.9	Mach a NPR=40	41
3.10	Velocità Assiale a NPR=15	41

3.11	Velocità Assiale a NPR=20	42
3.12	Velocità Assiale a NPR=25	42
3.13	Velocità Assiale a NPR=30	42
3.14	Velocità Assiale a NPR=35	43
3.15	Velocità Assiale a NPR=40	43
3.16	Viscosità Turbolenta a NPR=15	44
3.17	Viscosità Turbolenta a NPR=20	44
3.18	Viscosità Turbolenta a NPR=25	44
3.19	Viscosità Turbolenta a NPR=30	45
3.20	Viscosità Turbolenta a NPR=35	45
3.21	Viscosità Turbolenta a NPR=40	46
3.22	Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Pressione Assiale	47
3.23	Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Velocità Assiale	47
3.24	Posizione del punto di separazione al variare del NPR: Pressione a parete	48
3.25	Sforzo di taglio al variare del NPR	48
4.1	GUIDE Tube con piastra circolare [8]	49
4.2	Geometria del Guide Tube con $R_{GT} = R_U$	50
4.3	Mesh del Guide Tube con $R_{GT} = R_U$	51
4.4	dettaglio della mesh del Guide Tube con $R_{GT} = R_U$	51
4.5	Mach a NPR=15	52
4.6	Mach a NPR=20	53
4.7	Mach a NPR=25	53
4.8	Mach a NPR=30	53
4.9	Mach a NPR=35	54
4.10	Mach a NPR=40	54
4.11	Velocità Assiale a NPR=15	55
4.12	Velocità Assiale a NPR=20	55
4.13	Velocità Assiale a NPR=25	56
4.14	Velocità Assiale a NPR=30	56
4.15	Velocità Assiale a NPR=35	56
4.16	Velocità Assiale a NPR=40	57
4.17	Viscosità Turbolenta a NPR=15	57
4.18	Viscosità Turbolenta a NPR=20	58
4.19	Viscosità Turbolenta a NPR=25	58
4.20	Viscosità Turbolenta a NPR=30	58
4.21	Viscosità Turbolenta a NPR=35	59
4.22	Viscosità Turbolenta a NPR=40	59
4.23	Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Pressione Assiale	60
4.24	Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Velocità Assiale	60
4.25	Posizione del punto di separazione al variare del NPR: Pressione a parete	61
4.26	Sforzo di taglio al variare del NPR	61
4.27	Geometria del Guide Tube con $R_{GT} = 0.75R_U$	62
4.28	Mesh del Guide Tube con $R_{GT} = 0.75R_U$	63
4.29	Ingradimento dettaglio della mesh del Guide Tube con $R_{GT} = 0.75R_U$. .	63
4.30	Mach a NPR=15	64
4.31	Mach a NPR=20	65
4.32	Mach a NPR=25	65
4.33	Mach a NPR=30	66
4.34	Mach a NPR=35	66

4.35	Mach a NPR=40	67
4.36	Velocità Assiale a NPR=15	67
4.37	Velocità Assiale a NPR=20	68
4.38	Velocità Assiale a NPR=25	68
4.39	Velocità Assiale a NPR=30	69
4.40	Velocità Assiale a NPR=35	69
4.41	Velocità Assiale a NPR=40	70
4.42	Viscosità Turbolenta a NPR=15	70
4.43	Viscosità Turbolenta a NPR=20	71
4.44	Viscosità Turbolenta a NPR=25	71
4.45	Viscosità Turbolenta a NPR=30	72
4.46	Viscosità Turbolenta a NPR=35	72
4.47	Viscosità Turbolenta a NPR=40	73
4.48	Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Pressione Assiale	74
4.49	Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Velocità Assiale	74
4.50	Posizione del punto di separazione al variare del NPR: Pressione a parete	75
4.51	Sforzo di taglio al variare del NPR	75
4.52	Geometria del Guide Tube con $R_{GT} = 0.5R_U$	77
4.53	Mesh del Guide Tube con $R_{GT} = 0.5R_U$	78
4.54	Dettaglio della mesh del Guide Tube con $R_{GT} = 0.5R_U$	78
4.55	Mach a NPR=15	79
4.56	Mach a NPR=20	79
4.57	Mach a NPR=25	80
4.58	Mach a NPR=30	80
4.59	Mach a NPR=35	80
4.60	Mach a NPR=40	81
4.61	Velocità Assiale a NPR=15	81
4.62	Velocità Assiale a NPR=20	82
4.63	Velocità Assiale a NPR=25	82
4.64	Velocità Assiale a NPR=30	83
4.65	Velocità Assiale a NPR=35	83
4.66	Velocità Assiale a NPR=40	84
4.67	Viscosità Turbolenta a NPR=15	84
4.68	Viscosità Turbolenta a NPR=20	85
4.69	Viscosità Turbolenta a NPR=25	85
4.70	Viscosità Turbolenta a NPR=30	86
4.71	Viscosità Turbolenta a NPR=35	86
4.72	Viscosità Turbolenta a NPR=40	87
4.73	Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Pressione Assiale	87
4.74	Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Velocità Assiale	88
4.75	Posizione del punto di separazione al variare del NPR: Pressione a parete	88
4.76	Sforzo di taglio al variare del NPR	89
5.1	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 15: Velocità Assiale	90
5.2	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 20: Velocità Assiale	91
5.3	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 25: Velocità Assiale	91

5.4	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 30: Velocità Assiale	92
5.5	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 35: Velocità Assiale	92
5.6	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 40: Velocità Assiale	93
5.7	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 15: Wall Pressure	94
5.8	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 20: Wall Pressure	94
5.9	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 25: Wall Pressure	95
5.10	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 30: Wall Pressure	95
5.11	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 35: Wall Pressure	96
5.12	Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 40: Wall Pressure	96
5.13	Metodo di individuazione del punto di separazione	97
5.14	Spostamento del punto di separazione al variare della configurazione del GT	97

Chapter 1

Introduzione

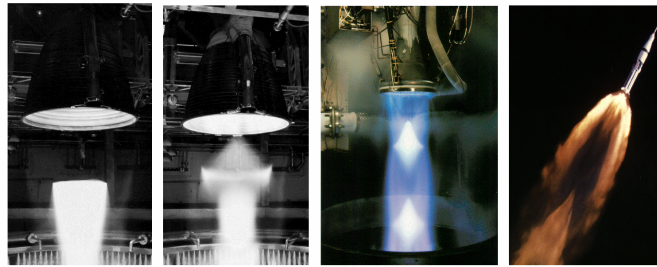


Figure 1.1: Propulsione Spaziale [1]

1.1 Propulsione Spaziale

Nella propulsione spaziale il motore a razzo è l'elemento chiave che permette a un veicolo di muoversi nello spazio, raggiungere orbite desiderate o modificare la propria traiettoria. La sua funzione principale è generare la spinta necessaria a vincere la gravità, effettuare manovre orbitali o controllare l'assetto del veicolo.

Il funzionamento di un propulsore a razzo, o endoreattore, si basa sul principio di conservazione della quantità di moto: espellendo una massa di gas ad alta velocità, il motore produce una forza uguale e contraria che accelera il veicolo. In pratica, il propellente immagazzinato nel motore viene riscaldato tramite combustione o decomposizione e poi espulso attraverso l'ugello, dove l'energia termica si trasforma in energia cinetica.

La spinta generata può essere espressa dalla relazione:

$$F = \dot{m}c$$

dove \dot{m} rappresenta la portata di massa del propellente e c la velocità efficace di scarico.

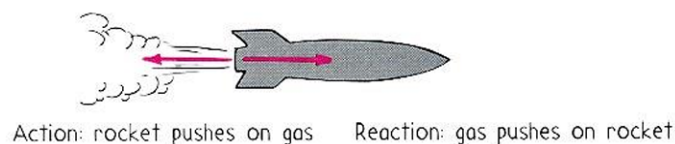


Figure 1.2: Schema Spinta F [2]

I sistemi di propulsione a razzo possono essere classificati in base al tipo di propellente o alla sorgente energetica utilizzata. Le principali sorgenti energetiche impiegate sono:

- Energia termica, in cui il propellente viene riscaldato e successivamente accelerato tramite un ugello.
- Energia elettrica, nella quale il propellente viene accelerato da un campo elettromagnetico. Questo sistema offre un'elevata efficienza, ma genera spinte di bassa entità, risultando adatto a missioni di lunga durata.
- Energia nucleare, che utilizza i prodotti della fissione come propellente, garantendo prestazioni superiori in termini di impulso specifico.

In base al tipo di propellente, si possono distinguere tre principali categorie di endoreattori:

- a propellente solido (Solid Rocket Motors, SRM),
- propellente liquido (Liquid Rocket Engines, LRE)
- a propellente ibrido (Hybrid Rocket Engines, HRE).

Ciascuna di queste configurazioni presenta vantaggi e svantaggi legati al principio di funzionamento, alla complessità costruttiva e al controllo della combustione. La scelta del sistema propulsivo più adatto dipende da diversi fattori di missione, come la spinta richiesta, l'impulso specifico, la durata operativa e le manovre da effettuare.

Un componenet fondamentale dei motori a razzo è l'ugello, il cui scopo è di trasformare l'energia termica generata nella camera di combustione in energia cinetica, producendo la spinta necessaria al moto.

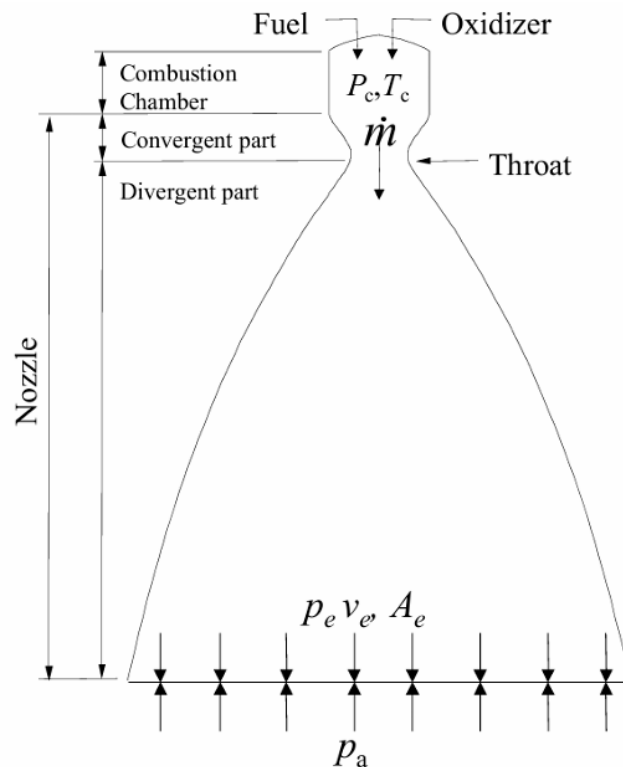


Figure 1.3: Schema Ugello [3]

Si tratta di un componente in grado di convertire un gas ad alta pressione e temperatura in un flusso supersonico orientato lungo l'asse del motore. L'ugello si estende a valle

della camera di combustione, dove i propellenti vengono iniettati, miscelati e bruciati. La camera deve essere sufficientemente lunga da garantire la completa combustione prima che i gas vengano accelerati.

All'interno dell'ugello, il flusso dei gas esausti accelera nella sezione convergente, passando da subsonico ($M < 1$) a sonico ($M = 1$) in corrispondenza della gola. Da questo punto in poi, nella parte divergente, il flusso continua ad accelerare fino a raggiungere velocità supersoniche ($M > 1$). Durante l'espansione, la temperatura del gas diminuisce poiché l'energia termica si converte progressivamente in energia cinetica.

Le condizioni di uscita (p_e, T_e) dipendono dalle condizioni in camera di combustione e dalla geometria dell'ugello.

Il confronto tra la pressione di uscita p_e e la pressione esterna stabilisce il regime di espansione del flusso:

- sovraespanso se $p_e < p_{amb}$,
- adattato se $p_e = p_{amb}$,
- sottoespanso se $p_e > p_{amb}$.

La condizione di ugello adattato rappresenta quella ottimale per ottenere la massima efficienza propulsiva.

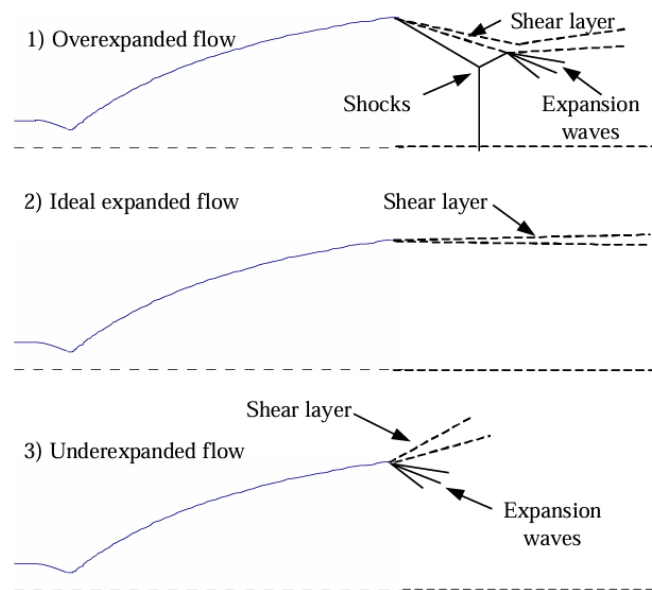


Figure 1.4: Tipi di espansione del flusso [1]

1.2 Endoreattore modello ideale

In questa sezione viene descritto la formulazione del modello 1D di un endoreattore ideale, che rappresenta una semplificazione teorica utile per uno studio preliminare. Tale modello si basa su 10 ipotesi:

- 4 ipotesi relative al fluido:

- fluido omogeneo;
 - equilibrio chimico in camera di combustione: si suppone che il tempo di residenza in camera sia tale per cui tutte le reazioni all'interno siano avvenute. La composizione chimica rimane invariata nel tempo;
 - gas perfetto, caratterizzato da calori specifici costanti e indipendenti dalla temperatura e dalla miscela;
 - fluido con composizione costante (modello frozen equilibrium): la composizione cambia lungo l'asse del motore ma in ogni sezione dell'ugello si ha equilibrio chimico.
- 3 ipotesi relative alla trasformazione:
 - espansione adiabatica, ovvero un flusso in cui non avvengono scambi di calore tra il fluido e l'ambiente circostante;
 - assenza di onde d'urto o altre discontinuità;
 - assenza di effetti di strato limite, trascurando gli effetti viscosi del fluido a contatto con le pareti dell'ugello.
 - 3 ipotesi relative alle condizioni di uscita:
 - flusso in uscita unidimensionale;
 - velocità in uscita assiale: il vettore velocità all'uscita non ha componenti radiali o tangenziali;
 - flusso stazionario in uscita.

Dall'ipotesi di adiabaticità, assenza di attrito e di altre forme di irreversibilità, si ha la cosiddetta condizione di isentropia del flusso.

In tali condizioni, è possibile scrivere la relazione che lega la velocità di uscita in funzione delle grandezze di stagno e di stato del fluido.

$$v_e = \sqrt{2 c_p T_0 \left(1 - \frac{T_e}{T_0} \right)} \quad (1.1)$$

Nel caso isentropico:

$$v_e = \sqrt{2 c_p T_0 \left(1 - \left(\frac{1}{\beta} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad \text{con} \quad \beta = \frac{p_c}{p_e} \quad (1.2)$$

La portata in gola viene espressa come

$$\dot{m} = \frac{p_0 A}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} f(M) \quad (1.3)$$

Mentre la portata all'uscita dell'ugello viene definita come

$$\dot{m} = \rho_e A_e v_e \quad (1.4)$$

Dalle ipotesi del modello 1D abbiamo la conservazione della massa, quindi uguagliando le due espressioni, tenendo conto della definizione della portata corretta

$$f(M) = M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1.5)$$

si ricava il rapporto di espansione come:

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\frac{\dot{m} \sqrt{T_0}}{p_0}}{\sqrt{\frac{\gamma}{R} M_t \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}} \quad (1.6)$$

Altre grandezze prestazionali importanti della propulsione spaziale sono:

- spinta
- coefficiente di spinta
- velocità di scarico
- impulso specifico

E' interessante ora ricavare una formulazione che esprima il coefficiente di spinta in funzione del rapporto di espansione. Combinando le relazioni precedenti, si ricava:

$$C_F = \left[\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} \dot{m}_c + \varepsilon \frac{p_e}{p_c} \right] - \varepsilon \frac{p^0}{p_c} \quad (1.7)$$

Da qui, si può osservare come il coefficiente di spinta dipende da parametri importanti quali γ , ϵ , p^0/p_c

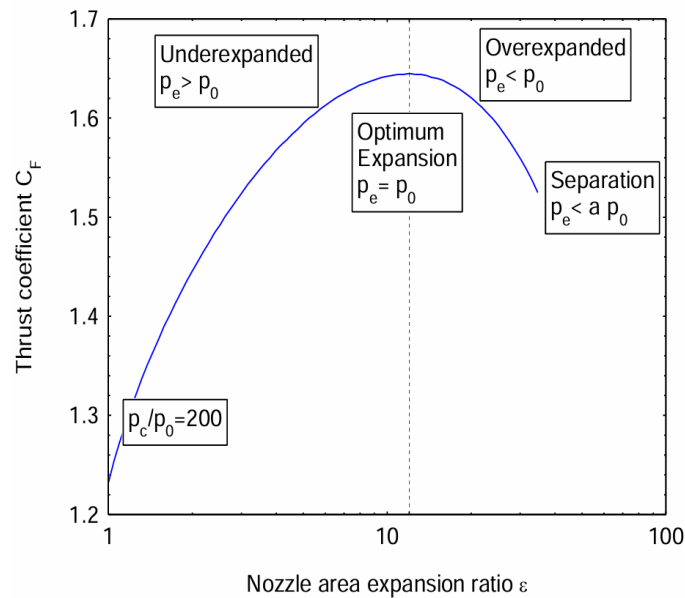


Figure 1.5: C_F al variare di ϵ [2]

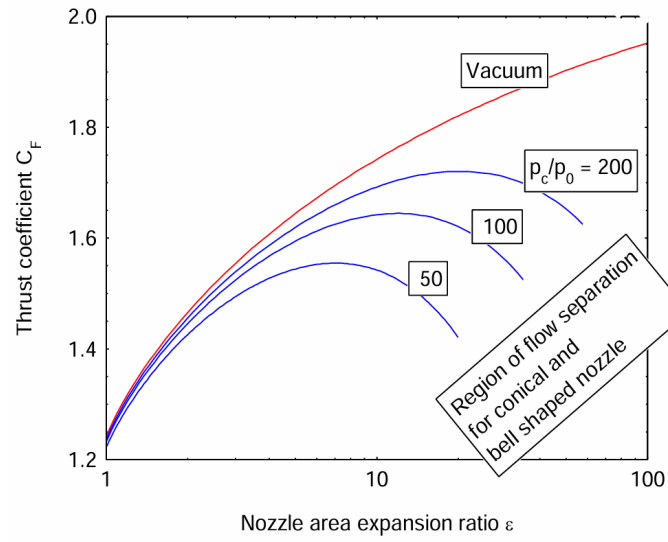


Figure 1.6: C_F al variare di p_c/p_0 [2]

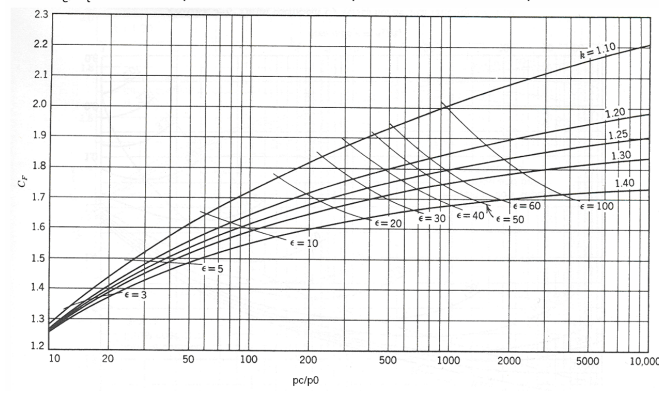


Figure 1.7: C_F al variare di γ [2]

1.3 Ugello TIC

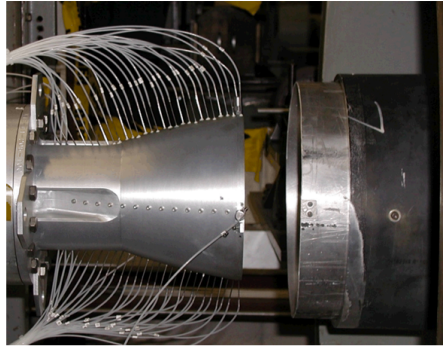


Figure 1.8: Ugello TIC [4]

Prendendo spunto dal paper *Design of the TIC-nozzle and Definition of the Instrumentation* [5], la scelta dell'ugello TIC (Truncated Ideal Contoured) in questo lavoro di tesi è stata guidata da una valutazione multilivello che considera non solo le prestazioni fluidodinamiche, ma anche i tipici vincoli ingegneristici dei sistemi spaziali, tra cui la fattibilità costruttiva e l'ottimizzazione del peso.

Mentre gli ugelli conici, sebbene semplici da produrre, sono stati scartati per le elevate perdite energetiche, e i più comuni ugelli TOC (Thrust Optimized Contoured) sono risultati inadatti a causa dei complessi campi di flusso interni, il TIC-nozzle rappresenta il compromesso ottimale.

Questo tipo di ugello combina i vantaggi di un flusso uniforme e controllabile con una maggiore resistenza alla separazione del flusso, garantita da un profilo di pressione favorevole lungo la parete.

La sua geometria viene definita dal troncamento di un ugello ideale con un angolo di divergenza predefinito.

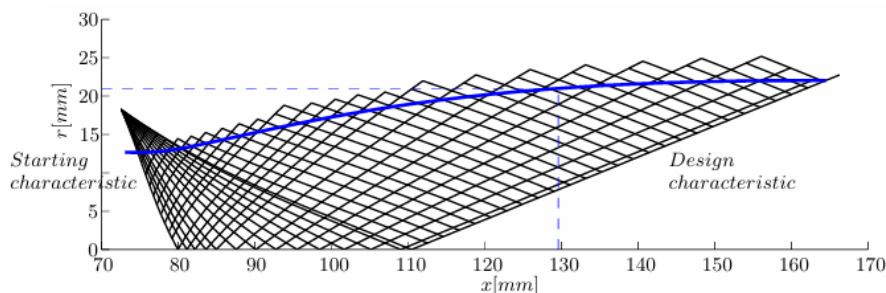


Figure 1.9: Forma ugello ideale e TIC (linea blu) con il metodo delle caratteristiche [5]

Un altro fattore importante da considerare è legato alle esigenze di leggerezza e compattezza. Infatti, l'aumento del peso di questo componente genera delle criticità: rende più difficile la fabbricazione e la movimentazione, aumenta i carichi strutturali e richiede sistemi di attuazione e controllo più complessi, incrementando a sua volta il peso complessivo del propulsore.

Da questo punto di vista, la geometria efficiente e ben definita dell'ugello TIC si adatta bene all'esigenza di avere una massa non ridondante, offrendo buone prestazioni fluidodinamiche senza introdurre complessità costruttive o pesi eccessivi.

1.4 Strato Limite

Quando un fluido scorre lungo una parete, la velocità del fluido a contatto con la superficie è nulla a causa della condizione di non-slittamento (no-slip condition). Allontanandosi dalla parete, la velocità aumenta gradualmente fino a raggiungere quella del flusso principale.

La regione in cui si osserva questa variazione di velocità, caratterizzata da forti gradienti di velocità e da effetti viscosi predominanti, è chiamata strato limite (boundary layer).

Nonostante il suo spessore sia ridotto rispetto al dominio complessivo, una corretta discretizzazione di questa regione è fondamentale per ottenere simulazioni numeriche accurate. Tuttavia, utilizzare una mesh estremamente fine vicino alla parete risulterebbe troppo onerosa dal punto di vista computazionale.

A questo scopo, si introducono grandezze adimensionali utili alla progettazione di una mesh efficiente: tra queste, la più significativa è la distanza adimensionale dalla parete, definita come:

$$y^+ = \frac{y u_\tau}{\nu} = \frac{y}{\delta_t} \quad (1.8)$$

dove y è la distanza tra il centro della prima cella e la parete, δ_t è la distanza di taglio, ν è la viscosità cinematica del fluido e u_τ è la velocità d'attrito, definita come:

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_{\text{wall}}}{\rho}} \quad (1.9)$$

con τ_{wall} lo sforzo tangenziale a parete e ρ la densità del fluido. Di conseguenza, la velocità adimensionale è espressa come:

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau} \quad (1.10)$$

In Figura è riportata una rappresentazione schematica della struttura del flusso in prossimità della parete.

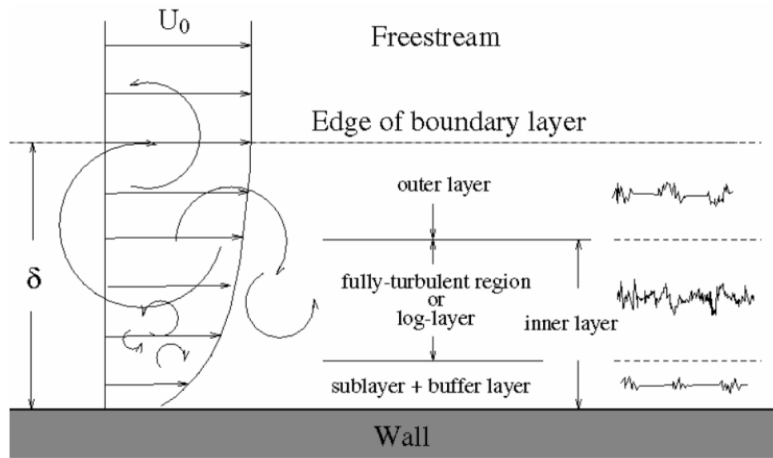


Figure 1.10: Struttura dello Strato Limite [6]

L'andamento sperimentale della velocità adimensionale u^+ in funzione di y^+ permette di individuare tre regioni principali all'interno dello strato limite turbolento:

- **Sottostrato viscoso** ($y^+ < 5$): il flusso è dominato dalla viscosità molecolare e l'andamento di u^+ è quasi lineare rispetto a y^+ .
- **Zona di transizione, chiamata " Buffer Layer"** ($5 < y^+ < 30$): regione di transizione in cui coesistono effetti viscosi e turbolenti.
- **Regione logaritmica** ($30 < y^+ < 200$): in questa zona la velocità segue la legge logaritmica di Von Karman:

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \ln(y^+) + B \quad (1.11)$$

dove $\kappa \approx 0.41$ è la costante di Von Karman e $B \approx 5.0$ è un valore empirico.

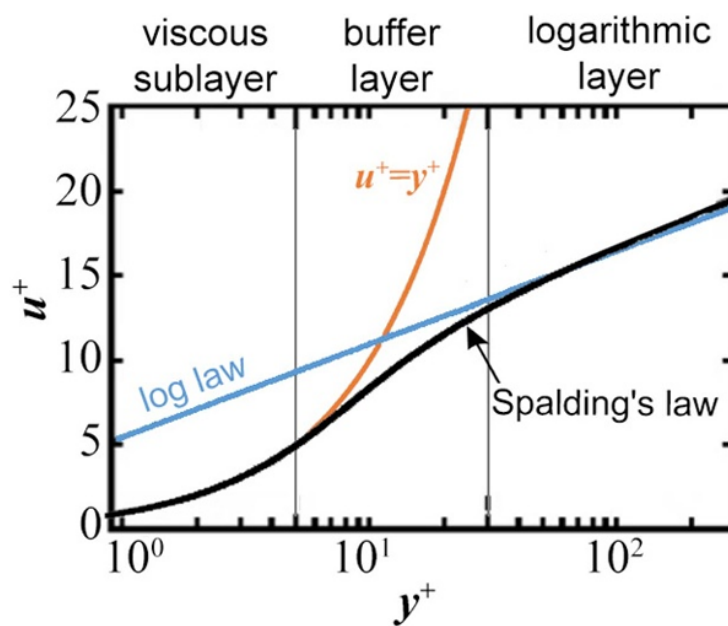


Figure 1.11: Regioni dello Strato Limite [7]

1.5 Punto di Separazione

All'interno di un ugello, operante in condizioni di sovraespansione, il punto di separazione si verifica quando il flusso, accelerato a velocità supersoniche, incontra un gradiente di pressione avverso di intensità sufficiente da generare il distacco dalla parete interna. Questo gradiente di pressione sfavorevole è causato da una pressione ambiente superiore a quella di uscita teorica dell'ugello.

La separazione è raramente simmetrica lungo tutta la circonferenza dell'ugello a causa della natura turbolenta del flusso. Di conseguenza, se un lato subisce separazione prima dell'altro, il flusso diventa asimmetrico e questo genera una pressione laterale maggiore su un lato rispetto all'altro.

Questa differenza di pressione è la causa dei carichi laterali (side loads), potenzialmente dannosi per l'integrità strutturale del razzo e possono minare anche le prestazioni stesse dell'ugello, specialmente durante le fasi transitorie di accensione e spegnimento del motore.

In condizioni di funzionamento sovraespanso, il flusso nell'ugello può manifestare due distinti regimi di separazione:

- **Free Shock Separation (FSS)**

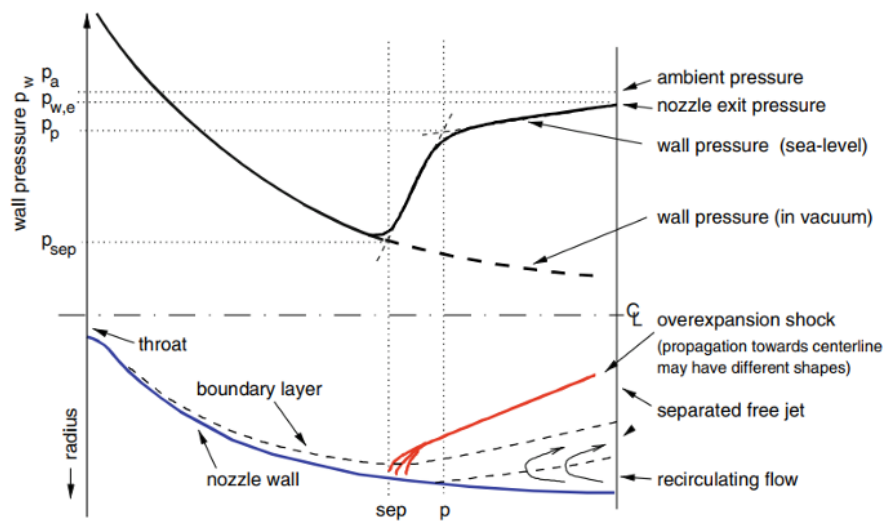


Figure 1.12: FSS [8]

Caratterizzato da una separazione completa e permanente del flusso dalla parete dell'ugello. La transizione allo stato separato si verifica quando il rapporto tra la pressione statica locale a parete e la pressione ambiente supera una determinata soglia critica. Il flusso separato non presenta successivi riattacchi, generando un getto libero che non interagisce ulteriormente con la parete a valle del punto di distacco.

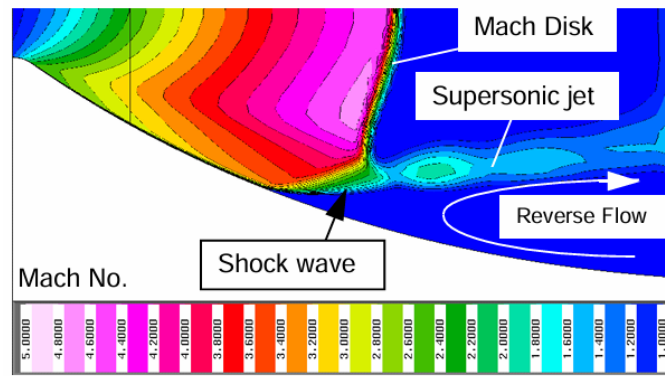


Figure 1.13: FSS - Distribuzione del numero di Mach [1]

- **Restricted Shock Separation (RSS)**

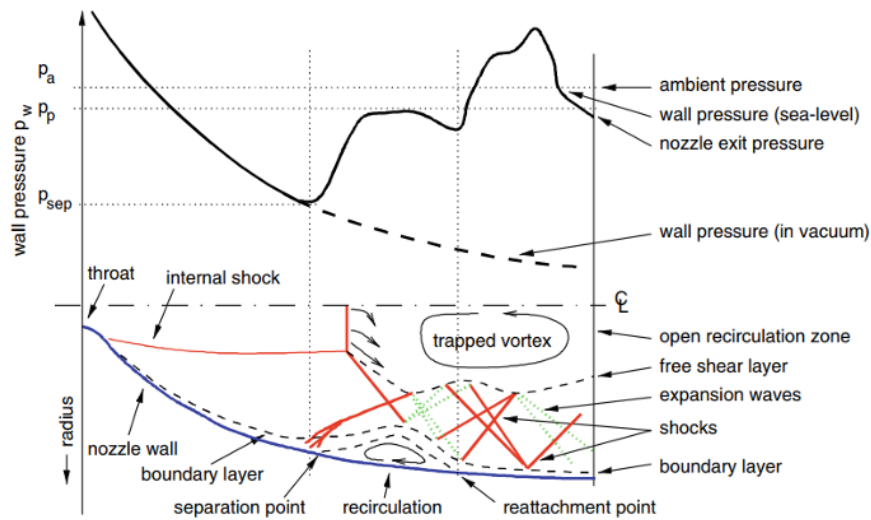


Figure 1.14: RSS [8]

La fenomenologia qui è più complessa. A valle del punto di separazione, si osserva un successivo riattacco del flusso alla parete dell'ugello. Questo riattacco innesca un sistema di onde periodiche, caratterizzato da un'alternanza di urti riflessi e ventagli di espansione. Una volta superato questo punto di riattacco, si possono osservare picchi di pressione localizzati che possono superare il valore della pressione ambiente. Il regime RSS persiste finché il punto di riattacco non raggiunge il bordo di uscita dell'ugello, momento in cui la zona di ricircolo si apre verso l'ambiente esterno, e si ritorna al regime FSS.

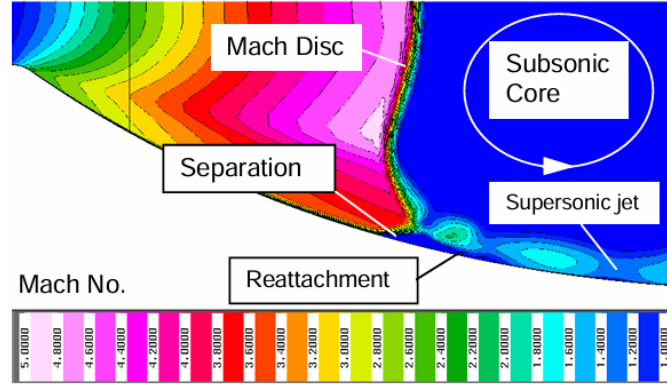


Figure 1.15: RSS - Distribuzione del numero di Mach [1]

La previsione accurata del punto di separazione è quindi cruciale durante la progettazione di ugelli e per lo sviluppo di strategie di controllo dei carichi laterali.

1.6 Equazioni di Navier-Stokes

Il comportamento di un fluido comprimibile è descritto dai principi di conservazione della massa, della quantità di moto e dell'energia. Queste leggi sono espresse in forma euleriana, ovvero riferite a un volume di controllo fisso nello spazio, e conducono alla formulazione delle equazioni di Navier-Stokes.

Nel caso ideale di fluido inviscido e non dissipativo, queste si semplificano e si riducono alle equazioni di Eulero.

1.6.1 Conservazione della massa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{q}) = 0 \quad (1.12)$$

1.6.2 Conservazione della quantità di moto

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{q}}{\partial t} + \vec{q} \cdot \nabla \vec{q} \right) = \nabla \cdot \sigma + \rho \vec{f}_c \quad (1.13)$$

dove il tensore degli sforzi totali è definito come:

$$\sigma = -p\mathbf{I} + \tau \quad (1.14)$$

Per un fluido newtoniano (ipotesi di Boussinesq), il tensore viscoso è:

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu (\nabla \cdot \vec{q}) \delta_{ij} \quad (1.15)$$

1.6.3 Conservazione dell'energia

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho E \vec{q}) = \nabla \cdot (\sigma \cdot \vec{q}) + \rho \vec{f}_c \cdot \vec{q} - \nabla \cdot (k \nabla T) \quad (1.16)$$

dove $E = e + \frac{1}{2} |\vec{q}|^2$ rappresenta l'energia totale per unità di massa.

1.6.4 Forma compatta delle equazioni di Navier–Stokes

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{F} = \mathbf{Q} \quad (1.17)$$

con:

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho \vec{q} \\ \rho E \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho \vec{q} \\ \rho \vec{q} \vec{q} + p \mathbf{I} - \boldsymbol{\tau} \\ (\rho E + p) \vec{q} - \boldsymbol{\tau} \vec{q} - k \nabla T \end{pmatrix}, \quad \mathbf{Q} = \begin{pmatrix} 0 \\ \rho \vec{f}_c \\ \rho \vec{f}_c \cdot \vec{q} \end{pmatrix} \quad (1.18)$$

1.6.5 Equazioni di Eulero

Assumendo un fluido ideale, inviscido ($\mu = 0$) e non conduttivo ($k = 0$), si ottengono le equazioni di Eulero:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{q}) = 0 \\ \frac{\partial(\rho \vec{q})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{q} \vec{q} + p \mathbf{I}) = 0 \\ \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot [\vec{q}(\rho E + p)] = 0 \end{cases} \quad (1.19)$$

Forma compatta:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{F} = 0 \quad (1.20)$$

1.7 Modellazione dei Flussi Turbolenti

I flussi turbolenti rappresentano uno dei fenomeni più complessi della fluidodinamica. A differenza dei flussi laminari, caratterizzati da un moto regolare e ordinato delle particelle fluide, la turbolenza introduce un comportamento caotico e tridimensionale, dominato da vortici e strutture rotazionali. Comprendere e modellare correttamente questo fenomeno è fondamentale, poiché influisce direttamente sulle prestazioni del propulsore, sulla stabilità del getto e sulla generazione di rumore acustico.

Numero di Reynolds e regimi di flusso

Uno dei parametri fondamentali per descrivere il comportamento macroscopico di un flusso è il numero di Reynolds, definito come

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} \quad (1.21)$$

dove ρ è la densità del fluido, v la velocità caratteristica, L la lunghezza caratteristica e μ la viscosità dinamica.

Questo parametro esprime il rapporto tra le forze d'inerzia e le forze viscosive che agiscono sul fluido, fornendo un criterio per distinguere i diversi regimi di moto.

In funzione del valore assunto da Re , si individuano tre regimi principali:

- **Laminare** ($Re < Re_{cr}$): il flusso è regolare e gli strati di fluido scorrono parallelamente senza interazioni significative tra loro;
- **Turbolento** ($Re > Re_{cr}$): il moto diventa irregolare, con formazione di vortici e fluttuazioni di velocità e pressione su più scale;
- **Transizione**: regime intermedio in cui compaiono instabilità che possono evolvere in turbolenza.

Il numero di Reynolds critico Re_{cr} è determinato sperimentalmente e rappresenta il valore di soglia per la transizione. Per flussi d'aria esterni che scorrono attorno a un corpo si osservano valori $Re_{cr} \approx 5 \times 10^5$, mentre per flussi interni confinato da pareti la transizione avviene tipicamente per $Re_{cr} \approx 2200$.

Nella maggior parte delle applicazioni ingegneristiche, i flussi presi in considerazione sono turbolenti, richiedendo quindi un trattamento modellistico più complesso rispetto ai casi laminari.

Di seguito vengono illustrate le principali tecniche di modellazione utilizzate per la risoluzione di questo tipo di problemi.

1.7.1 Direct Numerical Simulation (DNS)

Il metodo più accurato per la simulazione della turbolenza è la Direct Numerical Simulation (DNS), che consiste nel risolvere direttamente le equazioni di Navier–Stokes senza alcuna media o approssimazione aggiuntiva, se non quella introdotta dalla discretizzazione numerica. In una DNS tutte le scale turbolente, dalle più grandi alle più piccole, vengono risolte esplicitamente, fornendo una descrizione completa del campo di moto. La scala minima, detta scala di Kolmogorov e indicata con η , è determinata dalle proprietà viscosive del fluido. La risoluzione della griglia deve rispettare la condizione:

$$k_{\max}\eta = \pi, \quad \Delta\eta \geq 1.5 \quad (1.22)$$

dove Δ rappresenta la distanza minima tra due punti di griglia. Per garantire un'adeguata risoluzione si impone generalmente $\Delta \leq 2\eta$. Il numero di punti di griglia necessario cresce rapidamente con il numero di Reynolds, poiché le scale turbolente da risolvere aumentano con esso.

Il numero di gradi di libertà della simulazione è proporzionale a $Re^{9/4}$, il che rende la DNS applicabile solo a geometrie semplici e a valori di Reynolds relativamente bassi (fino all'ordine di 10^5). Per applicazioni ingegneristiche reali, come quelle aeronautiche o spaziali, la DNS risulta quindi impraticabile, pur costituendo il riferimento teorico più completo e accurato per la modellazione della turbolenza.

1.7.2 Reynolds-Averaged Navier–Stokes (RANS)

Per cercare di ridurre la complessità del problema e il costo computazionale, si ricorre spesso ai metodi Reynolds-Averaged Navier–Stokes (RANS), che forniscono una descrizione statistica del flusso turbolento basata su valori medi nel tempo o nello spazio. L'approccio si fonda sulla decomposizione di Reynolds, mediante la quale ogni variabile di flusso viene espressa come somma di un valore medio e di una fluttuazione:

$$\phi(x_i, t) = \bar{\phi}(x_i) + \phi'(x_i, t) \quad (1.23)$$

Il valore medio si calcola come

$$\bar{\phi}(x_i) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \phi(x_i, t) dt \quad (1.24)$$

Applicando questa decomposizione alle equazioni di Navier–Stokes, emergono termini aggiuntivi che rappresentano l'effetto delle fluttuazioni turbolente sul moto medio. Tali termini, noti come sforzi di Reynolds $\overline{\rho u'_i u'_j}$, non possono essere determinati direttamente, rendendo il sistema non chiuso. È quindi necessario introdurre modelli di turbolenza che stabiliscano relazioni empiriche o semi-empiriche per descrivere questi contributi.

I modelli RANS si distinguono per complessità crescente:

- **Modelli a zero equazioni**, come il *mixing length* di Prandtl;
- **Modelli a una equazione**, come lo *Spalart–Allmaras*;
- **Modelli a due equazioni**, come i noti $k-\varepsilon$ e $k-\omega$;
- **Reynolds Stress Models (RSM)**, che risolvono direttamente le equazioni per ciascuna componente del tensore degli sforzi di Reynolds.

Grazie alla loro efficienza e robustezza, i modelli RANS costituiscono la scelta più comune per la maggior parte delle simulazioni ingegneristiche, offrendo un buon equilibrio tra accuratezza e tempo di calcolo. Tuttavia, essi forniscono solo informazioni sulle grandezze medie del flusso e non consentono di descrivere in dettaglio le strutture turbolente istantanee.

1.7.3 Large-Eddy Simulation (LES)

Un compromesso tra l'elevata accuratezza della DNS e la convenienza computazionale dei metodi RANS è rappresentato dalla Large-Eddy Simulation (LES). In questo approccio, le equazioni di Navier–Stokes vengono mediate spazialmente: la griglia computazionale funge da filtro, separando le strutture turbolente in grandi vortici (large eddies), risolti direttamente, e piccoli vortici (small eddies), modellati mediante un approccio sub-griglia.

Il campo di velocità filtrato è espresso come

$$\overline{u}_i(x) = \int G(x, x') u_i(x') dx' \quad (1.25)$$

dove $G(x, x')$ è il filter kernel, una funzione localizzata che elimina le componenti con numeri d'onda superiori a una soglia definita. Il filtraggio introduce un nuovo termine, detto tensore degli sforzi sub-griglia, definito come

$$\tau_{ij}^s = -\rho(\overline{u_i u_j} - \overline{u_i} \overline{u_j}) \quad (1.26)$$

che rappresenta il flusso di quantità di moto dovuto alle scale turbolente non risolte. Per modellare tale contributo si introducono i modelli sub-grid, tra cui il più noto è il modello di Smagorinsky, che interpreta le piccole strutture turbolente come una viscosità turbolenta aggiuntiva.

Una simulazione può essere considerata LES se la griglia è sufficientemente fine da risolvere almeno l'80% dell'energia turbolenta in ogni punto del dominio. In caso contrario, si parla più propriamente di Very Large Eddy Simulation (VLES).

Le LES sono intrinsecamente tridimensionali e non stazionarie, consentendo una descrizione molto più realistica dei fenomeni turbolenti rispetto alle RANS, pur con un costo computazionale inferiore alla DNS. Per questo motivo, esse rappresentano oggi uno degli strumenti più efficaci per l'analisi dettagliata dei flussi complessi, combinando capacità predittiva e fattibilità numerica.

Chapter 2

Caso sperimentale: Ugello TIC

In questo paragrafo viene introdotto l'analisi numerica CFD svolta in questo elaborato di tesi. L'ugello preso in considerazione è un ugello TIC (Truncated Ideal Contoured), la cui geometria è comunemente impiegata nei test in scala ridotta per studiare la posizione del punto di separazione e del disco di Mach.

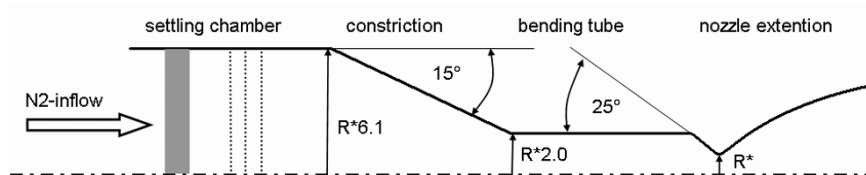


Figure 2.1: Vista laterale del setup sperimentale [9]

2.1 Geometria dell'Ugello TIC

La geometria dell'ugello è stata realizzata mediante il software GMSH, utilizzando i punti forniti dal file di input TIC_ESA.dat, successivamente rielaborata e importata in ANSYS Fluent.

Il file iniziale, contenente 2266 coordinate della geometria, è stato semplificato eliminando un numero significativo di punti, poichè l'ambiente Design Modeler di Fluent presenta difficoltà nel gestire curve con più di 2000 punti. Dopo aver rielaborato il file, la geometria

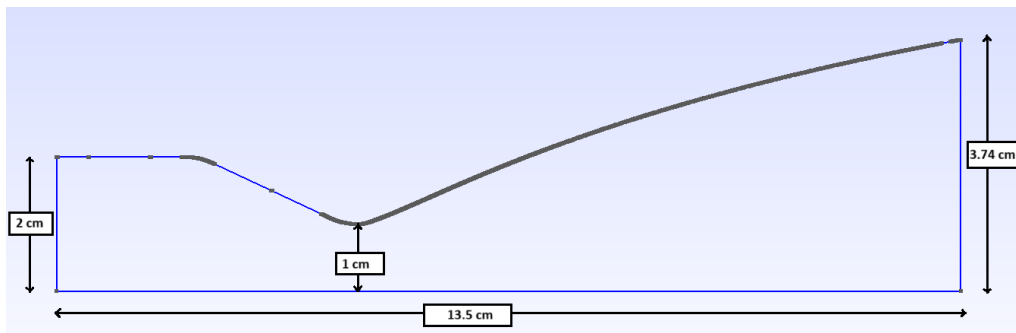


Figure 2.2: Geometria dell'Ugello

è stata esportata in formato .step, pronto per essere importato e utilizzato all'interno di Ansys.

2.2 Condizioni al contorno

L'ugello analizzato è progettato con una configurazione classica a tre sezioni: convergente subsonico, gola sonica e divergente supersonico.

Prendendo spunto dall'articolo "*Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows*" è stato ricavato il valore di NPR e Temperatura Totale di riferimento, che saranno utilizzati anche per le successive analisi sullo spostamento del punto di separazione.

Per l'analisi in questione, è valida la conservazione della portata:

$$\frac{p_{in}^{\circ} A_{in}}{\sqrt{RT_{in}^{\circ}}} \frac{\sqrt{\gamma} M_{in}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} = \frac{p_t^{\circ} A_t}{\sqrt{RT_t^{\circ}}} \frac{\sqrt{\gamma} M_t}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (2.1)$$

Poiché il flusso è isentropico, le grandezze totali (pressione e temperatura totali) si mantengono costanti lungo l'ugello. Per il gas considerato ($\gamma = 1.4$) (gas biatomico) e, imponendo che nella gola ($M_t = 1$), la relazione di conservazione della portata tra ingresso e gola si riduce a:

$$\frac{A_i}{A_t} = \frac{f(M_t = 1)}{f(M_i)} \quad (2.2)$$

Lo stesso approccio è stato utilizzato per determinare il numero di Mach all'uscita M_e in base al rapporto tra area di uscita e area di gola.

Dalla relazione isentropica si ricava la pressione statica:

$$p = p_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.3)$$

Per l'ugello in esame sono stati considerati i seguenti valori:

- $NPR = p^0 / p_{amb} = 25$
- $M_i = 0.1465$
- $M_e = 4.3052$
- $p^0 = 2.47525$ MPa
- $T^0 = 283$ K
- $p_{amb} = 99010$ Pa
- $p_{statica} = 2.4384$ MPa

2.3 Analisi flusso non viscoso: soluzione con equazioni di Eulero

Come punto di partenza, si considera il caso più semplice, ovvero quello in cui si trascurano gli effetti dovuti alla viscosità del flusso. Questa prima analisi semplificata è utile per ottenere un quadro generale dei fenomeni fluidodinamici che avvengono all'interno

dell'ugello.

Come conseguenza di questa prima assunzione, decadono le condizioni di No slip e della presenza dello strato limite.

Questo consente, dal punto di vista computazionale, di semplificare notevolmente il calcolo e quindi ridurre la complessità del problema, impiegando il sistema di equazioni di Eulero, introdotte nel capitolo precedente, basato sulle leggi di conservazione della massa, quantità di moto ed energia. A differenza delle equazioni di Navier-Stokes, i termini dissipativi vengono infatti trascurati.

2.3.1 Mesh dell'ugello per caso flusso inviscido

La scelta della mesh, per il caso in esame, risulta semplificata rispetto a quella necessaria per un flusso viscoso (che costituirà l'analisi principale dei capitoli successivi).

Per questo caso non viscoso considerato, è sufficiente adottare una griglia regolare, senza la necessità di nessun infittimento in prossimità della parete. E' stata impiegata una mesh composta da 220×80 celle.

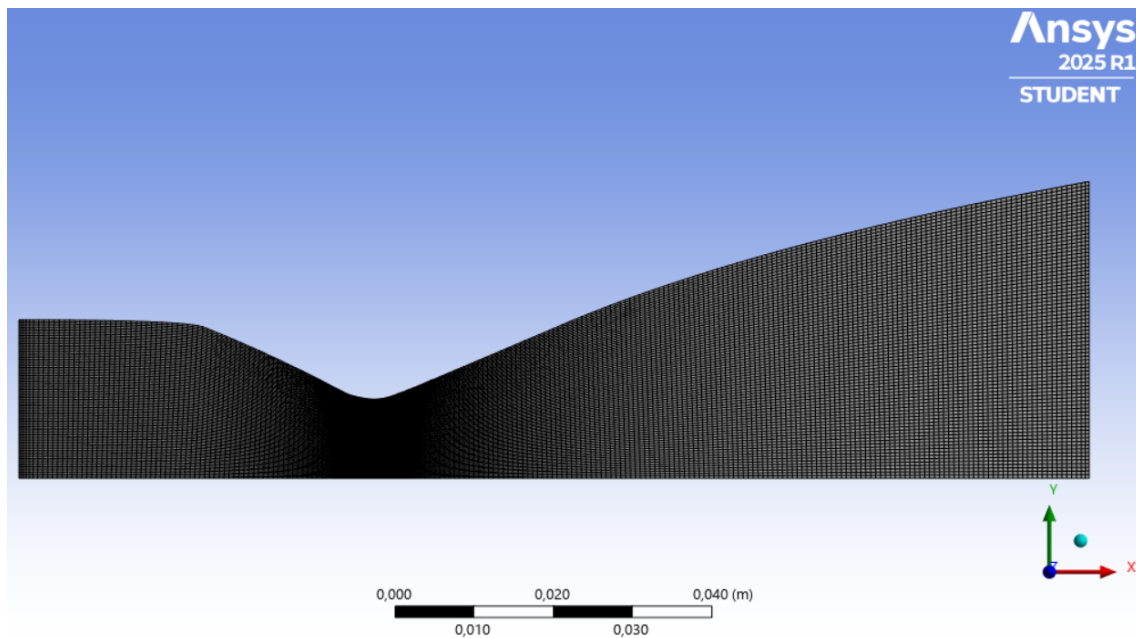


Figure 2.3: Dettaglio della mesh euleriana

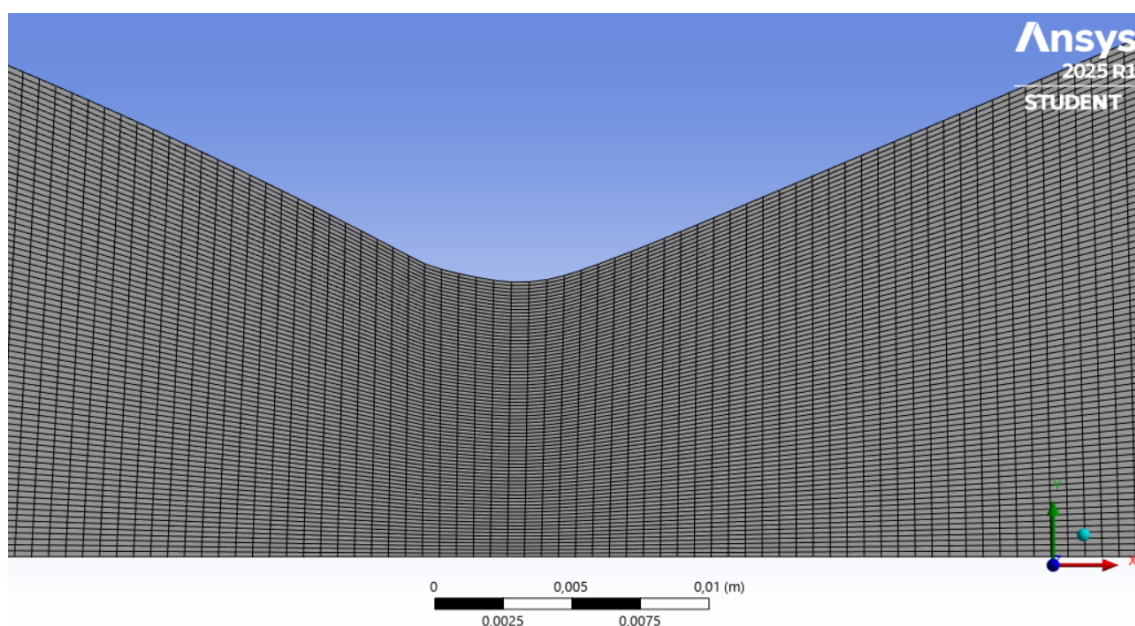


Figure 2.4: Vista ingrandita della mesh euleriana

2.3.2 Risultati Euleriani

In questa sezione vengono presentati i risultati della simulazione, con particolare attenzione al campo di moto e al campo della pressione statica.

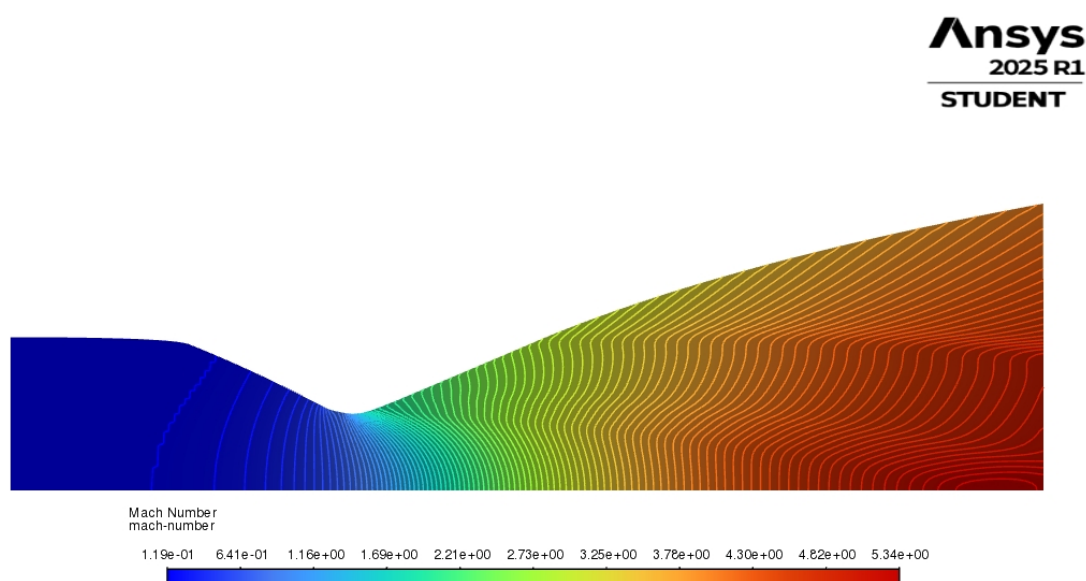


Figure 2.5: Campo di Mach

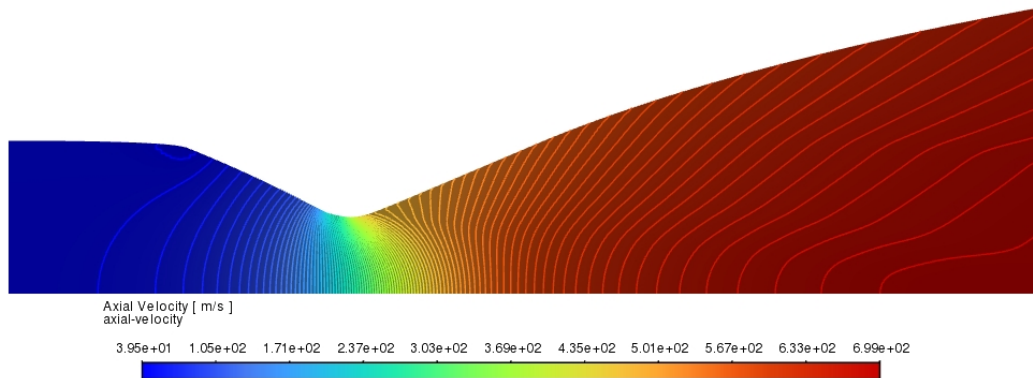


Figure 2.6: Campo di velocità

Come si può osservare dai contours del moto, il flusso è inizialmente subsonico, diventa poi sonico in corrispondenza della sezione in gola, e infine accelera, diventando supersonico nel tratto divergente. Come ci si dovrebbe aspettare dalla teoria del funzionamento di un ugello TIC.

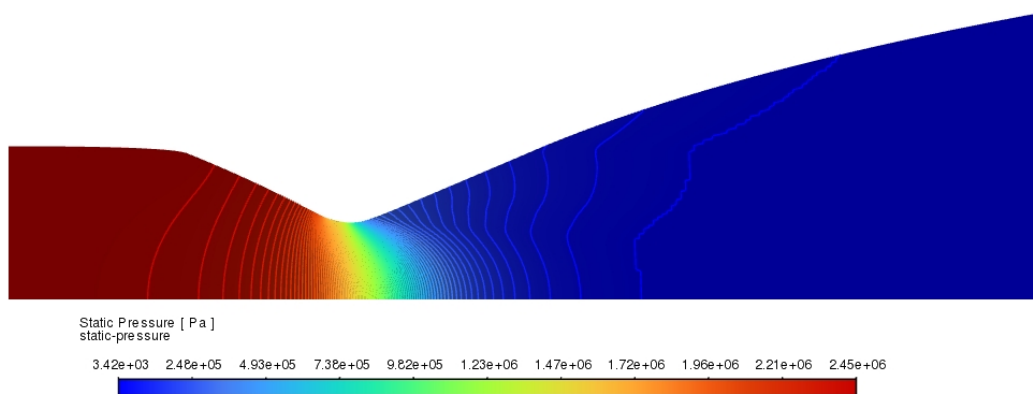


Figure 2.7: Campo di pressione

Tale comportamento è coerente con il bilancio della quantità di moto derivato dalle equazioni di Eulero: un aumento della velocità comporta un gradiente di pressione negativo, mentre una sua diminuzione si associa un aumento di pressione.

2.4 Analisi flusso viscoso: soluzione con equazioni di Navier-Stokes

2.4.1 Modello Turbolenza SST $k - \omega$

In questo elaborato di tesi è stato adottato il modello di turbolenza SST $k-\omega$.

Tra i modelli appartenenti alla famiglia $k - \omega$, si distingue inizialmente il modello Standard $k - \omega$, sviluppato da Wilcox. Esso è un modello empirico a due equazioni di trasporto che descrive l'evoluzione dell'energia cinetica turbolenta k e della frequenza specifica di dissipazione ω . Nella sua formulazione sono presenti termini di produzione che migliorano la capacità predittiva nei free shear flows. Il modello include inoltre correzioni per tenere conto degli effetti di basso numero di Reynolds, compressibilità e diffusione del gradiente di velocità, risultando applicabile a flussi delimitati da pareti.

Tuttavia, la sua accuratezza risulta limitata nel farfield, dove è maggiormente sensibile alle condizioni al contorno.

Per superare tali limiti, Menter ha sviluppato il modello SST (Shear Stress Transport) $k - \omega$, che combina i punti di forza del modello Standard $k - \omega$ nelle regioni prossime alla parete con quelli del modello $k - \varepsilon$ nelle regioni di flusso libero. La combinazione avviene mediante una funzione di fusione (blending function), che assume valore unitario vicino alla parete e nullo nel farfield.

Le equazioni di trasporto per il modello SST $k - \omega$ assumono la forma:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k \quad (2.4)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (2.5)$$

dove:

- G_k e G_ω rappresentano rispettivamente la produzione di k e ω dovuta ai gradienti di velocità;
- Y_k e Y_ω sono i termini di dissipazione;
- D_ω è il termine di diffusione incrociata, tipico del modello SST;
- μ_t è la viscosità turbolenta;
- σ_k e σ_ω sono i coefficienti di Prandtl turbolento per k e ω .

La viscosità turbolenta è definita come:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \cdot \frac{1}{\max \left(\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{\alpha_1 \omega} \right)} \quad (2.6)$$

dove:

- S è la strain rate magnitude;
- α^* è un coefficiente correttivo per bassi numeri di Reynolds;

- F_2 è una funzione di fusione che garantisce una corretta transizione tra parete e farfield;
- $\alpha_1 = 0.31$.

Grazie a questa formulazione, il modello SST $k - \omega$ risulta più affidabile e predittivo rispetto al modello Standard $k - \omega$, soprattutto in presenza di separazioni di flusso, forti gradienti di pressione e interazioni fluido-struttura nelle regioni di parete.

2.4.2 Impostazioni della simulazione

Metodi computazionali	Parametri
Modello di flusso	Gas ideale
Viscosità	Legge di Sutherland
Metodo di calcolo	Density-based
Tipo di simulazione	2D assialsimmetrico
Regime temporale	Stazionario
Modello di turbolenza	SST $k-\omega$
Fluido	Azoto biatomico
Metodo di soluzione	Implicito
Discretizzazione spaziale	Upwind di 2 ^o ordine
Discretizzazione temporale	Implicito di 2 ^o ordine
CFL (Numero di Courant)	1
Numero di iterazioni	90000

2.4.3 Mesh dell'Ugello TIC per caso flusso viscoso

Per la discretizzazione del dominio interno è stata adottata una griglia di dimensioni 220×80, applicando un Bias Factor pari a 200 per l'infittimento degli elementi in prossimità della parete solida.

Questa configurazione consente di risolvere con maggiore accuratezza la formazione dello strato limite e di catturare in modo più dettagliato le caratteristiche del flusso turbolento nella regione di uscita.

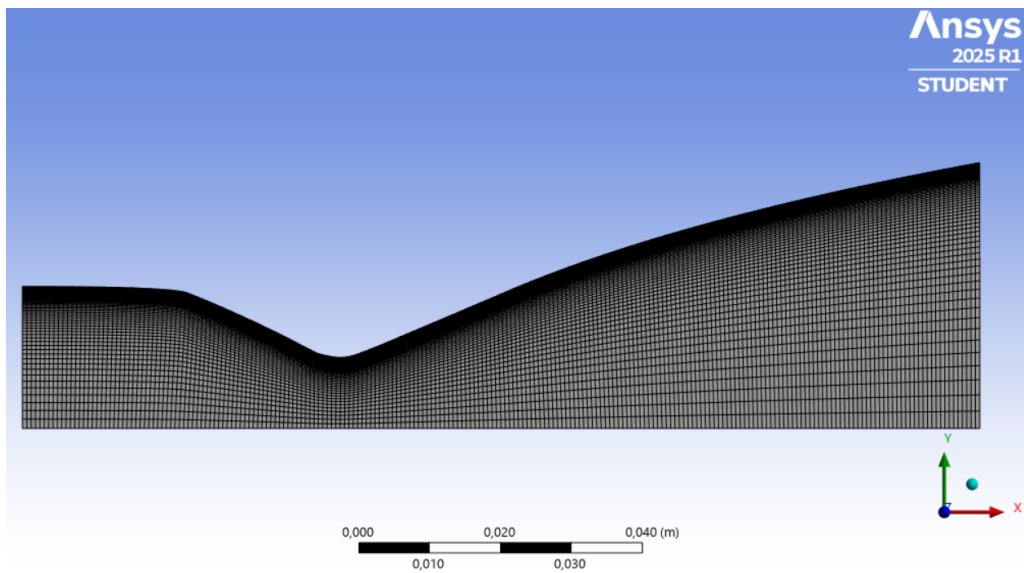


Figure 2.8: Mesh dell'ugello

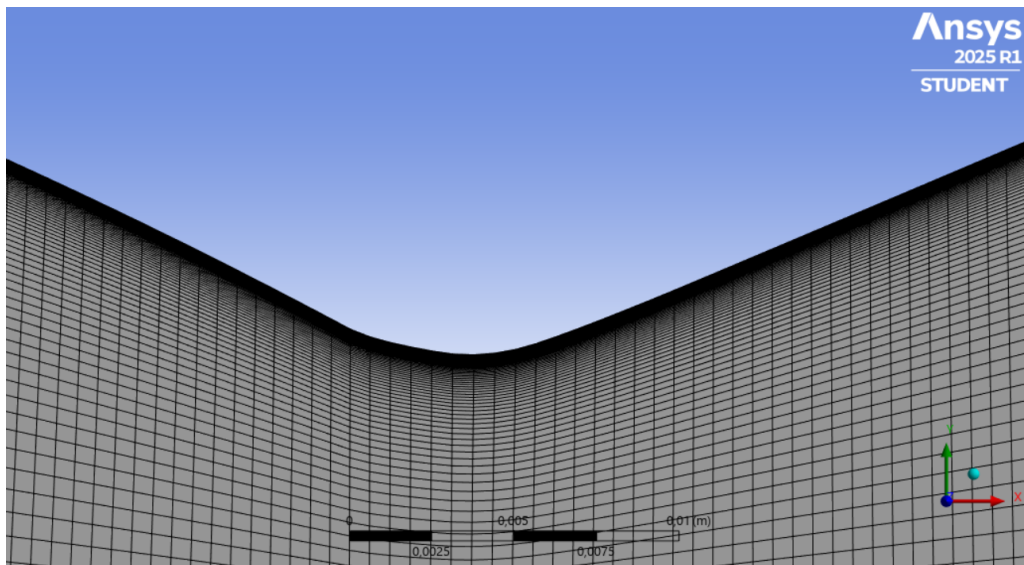


Figure 2.9: Ingrandimento della mesh dell'ugello

La dimensione delle celle adiacenti alla parete è stata scelta sufficientemente ridotta da consentire la corretta risoluzione dello strato limite viscoso.

In questo modo si soddisfa il requisito imposto sul valore di y^+ (< 5), necessario per l'impiego di modelli di turbolenza completamente risolti (nel caso in esame è stato adottato il modello SST $k - \omega$).

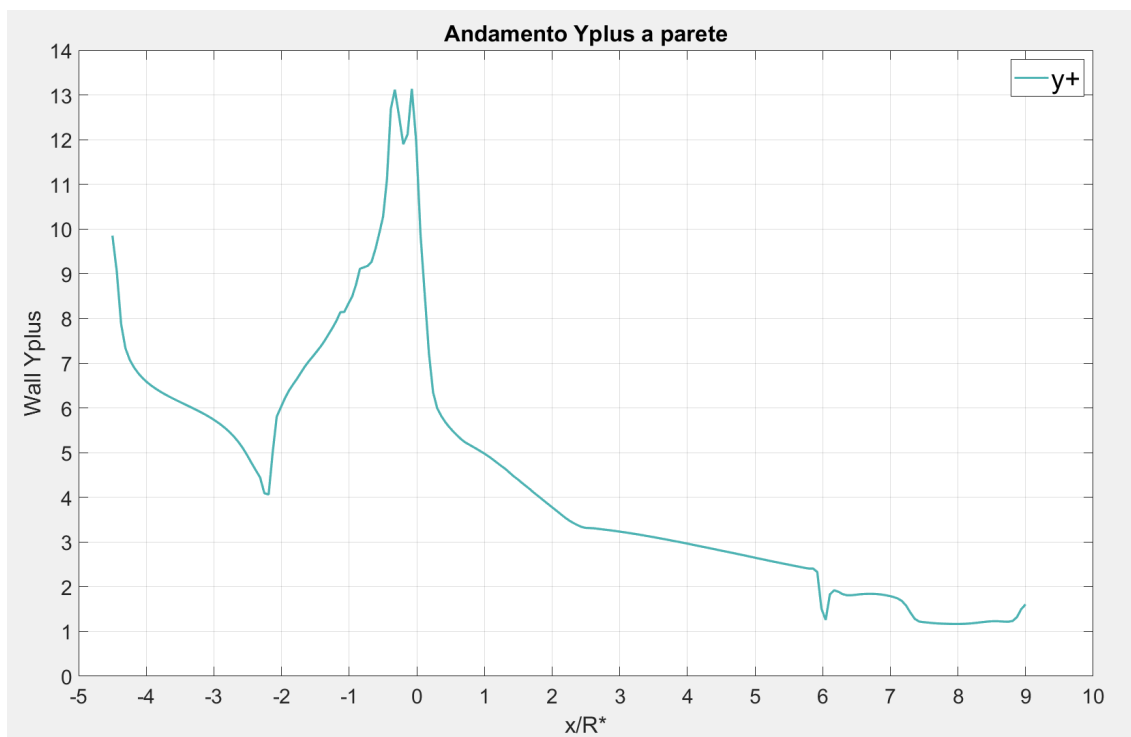


Figure 2.10: y^+ modello SST $k - \omega$

2.4.4 Risultati con Modello Turbolenza SST $k - \omega$

In questa sezione vengono presentati i principali risultati numerici ottenuti dalla simulazione dell'ugello TIC.

Si considera un fluido la cui viscosità dinamica varia con la temperatura ed è descritta mediante la legge di Sutherland:

$$\mu = \alpha \frac{T^{3/2}}{T + X} \quad (2.7)$$

Dove α e X sono costanti caratteristiche del gas (nel caso in esame: azoto biatomico).

Si riportano i risultati ottenuti:

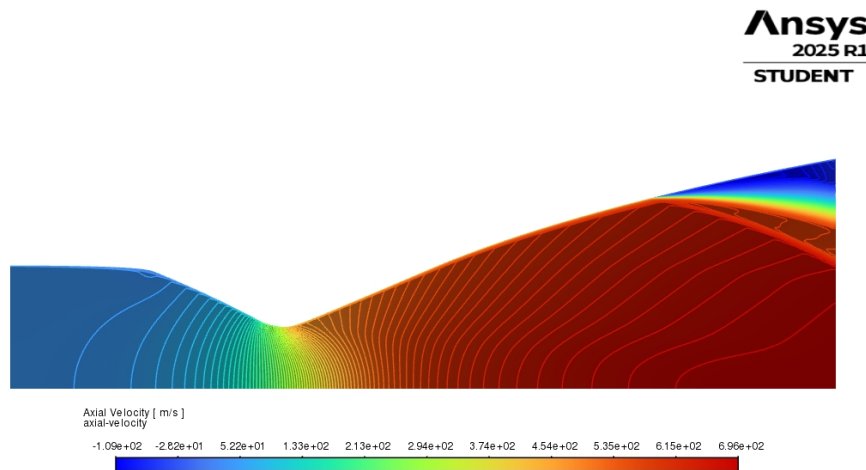


Figure 2.11: Contour della Velocità Assiale

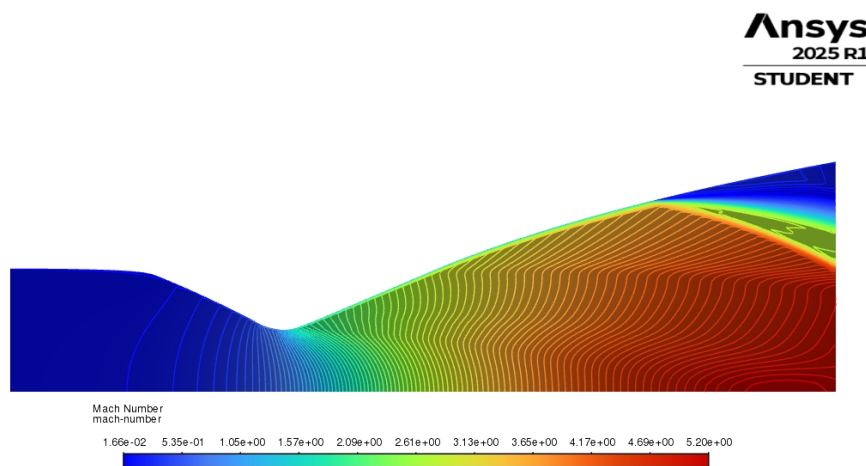


Figure 2.12: Countour del Mach

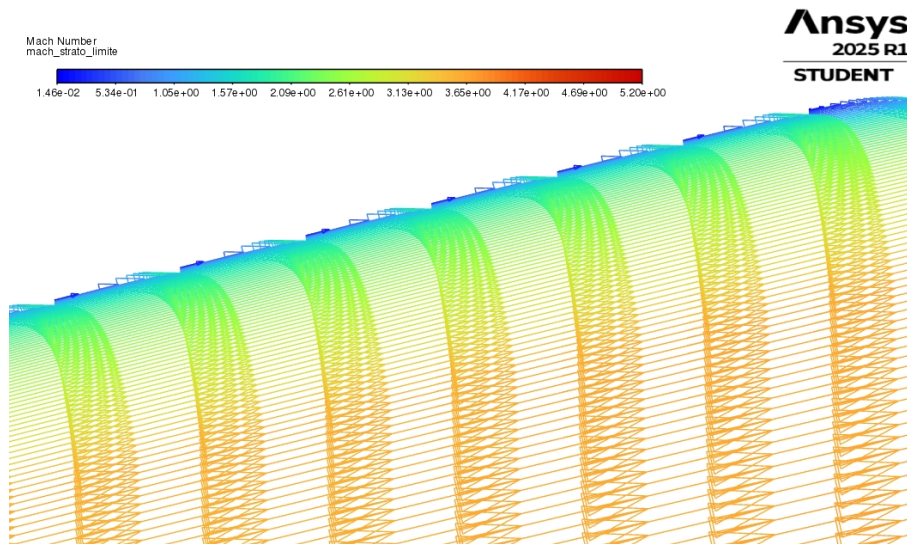


Figure 2.13: Strato limite viscoso

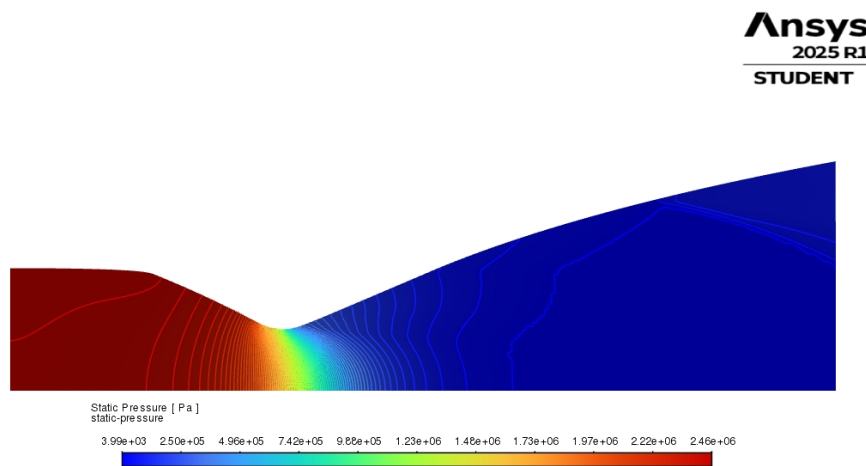


Figure 2.14: Contour della Pressione Statica

Chapter 3

Inserimento Campo Esterno

Dopo aver effettuato un'analisi preliminare sul singolo ugello, il dominio di calcolo è stato esteso includendo anche la regione esterna. In questo modo il getto può espandersi liberamente nell'ambiente circostante, consentendo una caratterizzazione più esaustiva del campo di moto.

3.1 Geometria del Campo Esterno

Il dominio esterno è stato definito per permettere una corretta simulazione del flusso in uscita dall'ugello.

Le dimensioni del dominio sono:

- estensione assiale pari a $x_{campoesterno} = 15R_{uscitaugello}$
- estensione radiale pari a $y_{campoesterno} = 10R_{uscitaugello}$

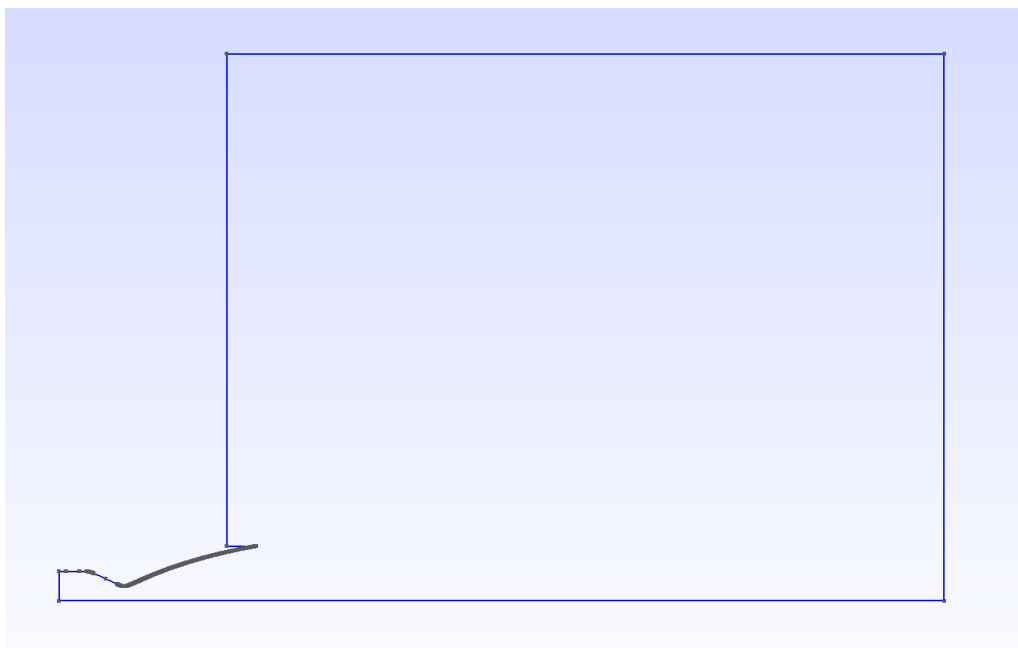


Figure 3.1: Geometria del Campo Esterno in GMSH

3.2 Mesh del Campo Esterno

La mesh del dominio esterno è stata progettata per garantire una buona accuratezza del flusso, soprattutto nelle regioni critiche vicino alla sezione uscita dell'ugello.

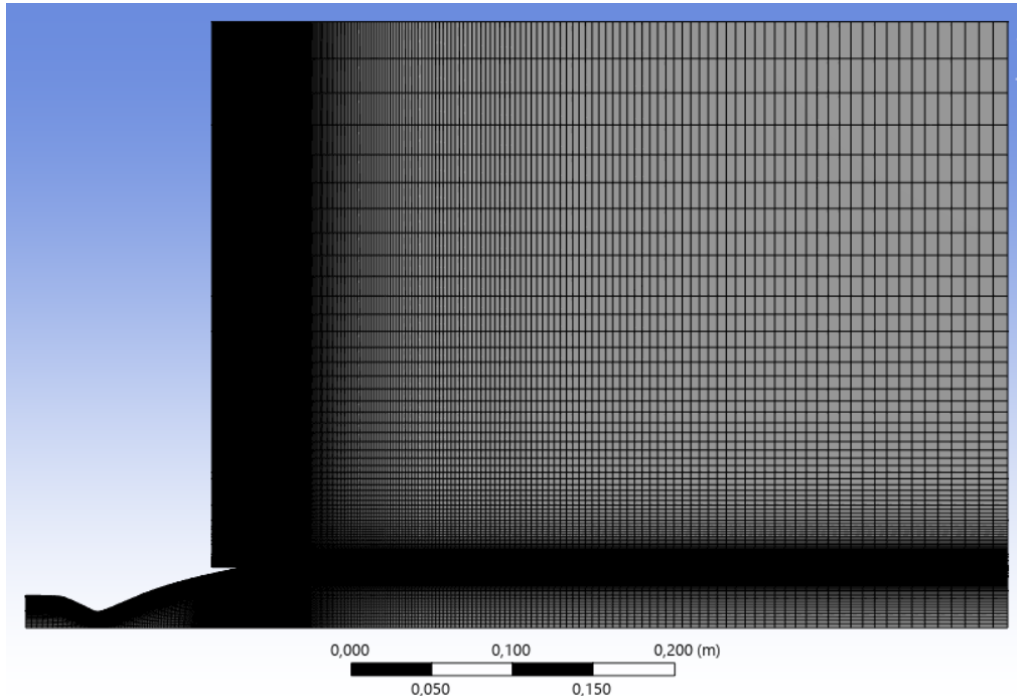


Figure 3.2: Mesh del Campo Esterno

In particolare:

- un marcato infittimento della mesh in prossimità della sezione di uscita dell'ugello, così da descrivere correttamente la struttura del disco di Mach.
- Un ulteriore infittimento è stato applicato lungo la regione compresa tra il bordo di fuga dell'ugello e il limite estremo del dominio, in modo da assicurare continuità con il requisito di raffinamento a parete dell'ugello, necessario per soddisfare il valore imposto di y^+ .

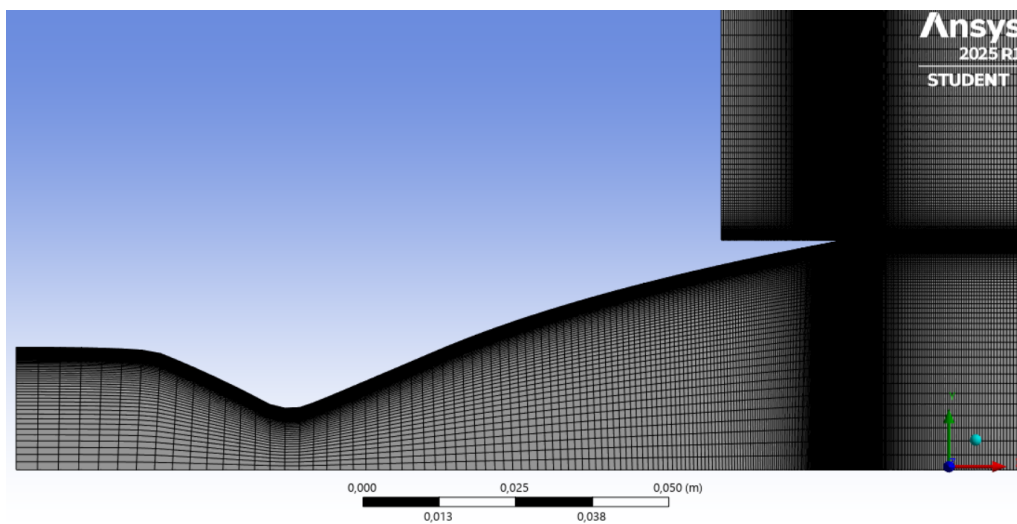


Figure 3.3: Zoom della mesh

3.3 Visualizzazione grafica dei risultati

L'analisi si concentra sullo studio dello spostamento del punto di separazione per i seguenti valori di NPR:

- NPR = 15
- NPR = 20
- NPR = 25
- NPR = 30
- NPR = 35
- NPR = 40

I campi di moto riportati saranno visualizzati con una scala colori, in cui il blu e il rosso rappresentano rispettivamente i valori minimo e massimo del campo.

3.3.1 Campo di Mach e campo di Velocità Assiale

Questi parametri permettono di individuare il disco di Mach, la separazione dello strato limite e la formazione del punto triplo.

Una variazione brusca del numero di Mach, da valori elevati a valori più bassi in una regione ristretta del campo di moto, è indicativa della presenza di un'onda d'urto.

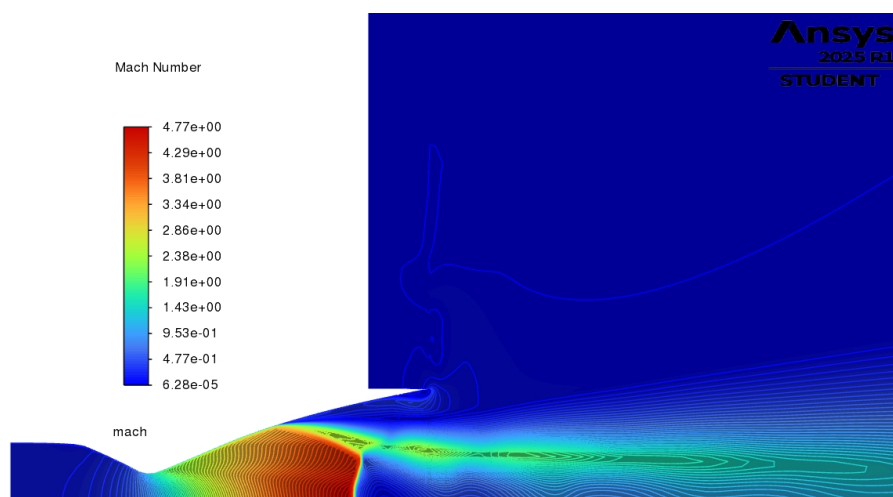


Figure 3.4: Mach a NPR=15

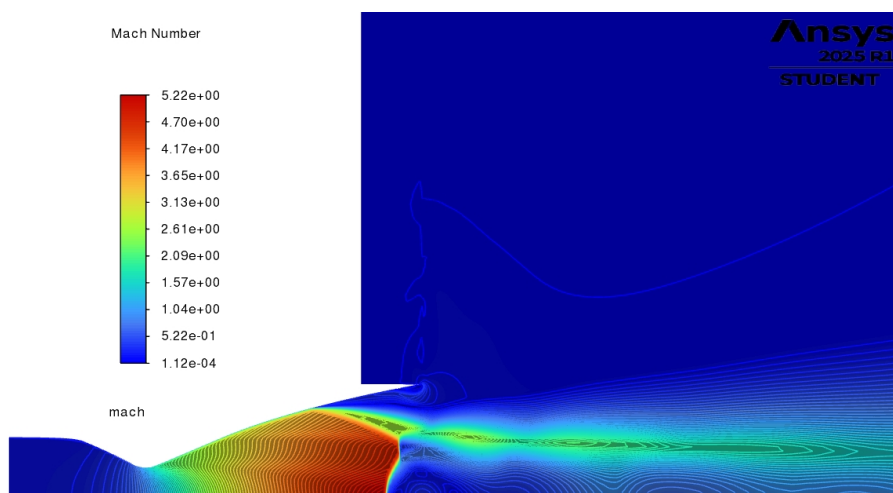


Figure 3.5: Mach a NPR=20

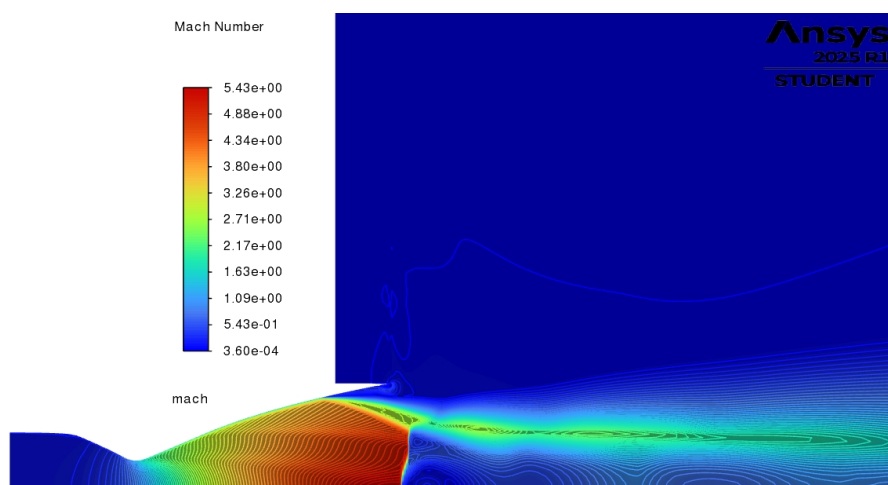


Figure 3.6: Mach a NPR=25

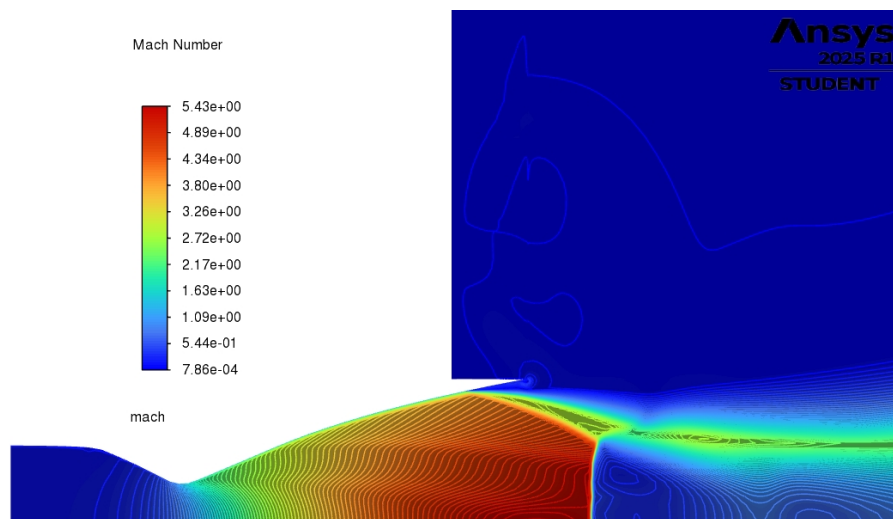


Figure 3.7: Mach a NPR=30

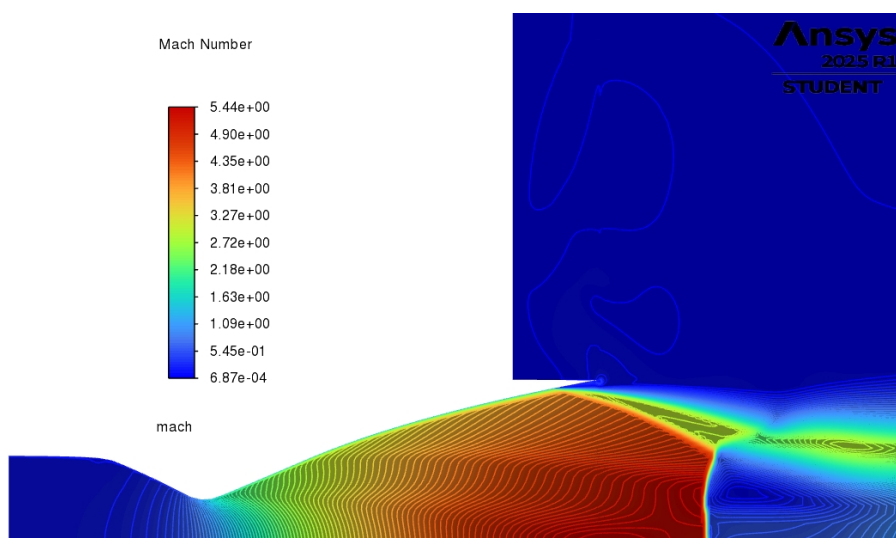


Figure 3.8: Mach a NPR=35

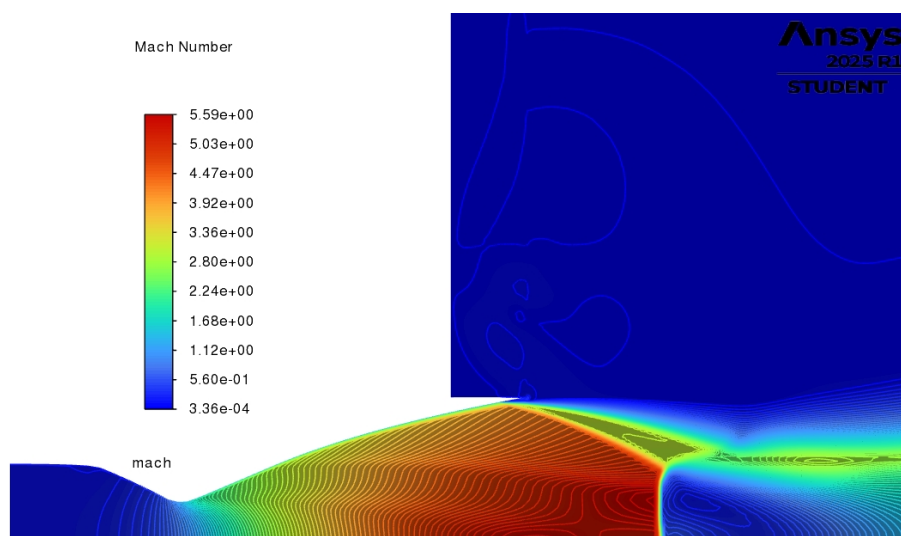


Figure 3.9: Mach a NPR=40

Il campo di velocità assiale mostra la distribuzione della componente principale della velocità lungo l'asse del getto, evidenziando le regioni ad alta energia cinetica e le zone di decelerazione del flusso.

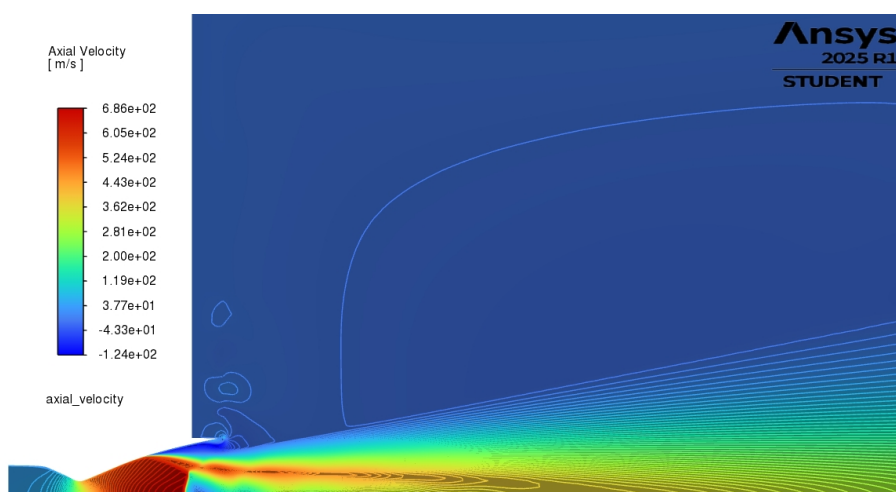


Figure 3.10: Velocità Assiale a NPR=15

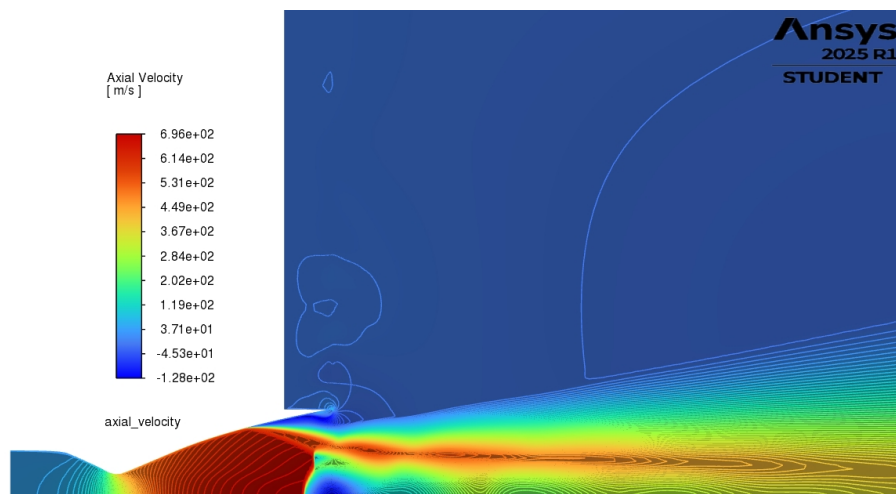


Figure 3.11: Velocità Assiale a NPR=20

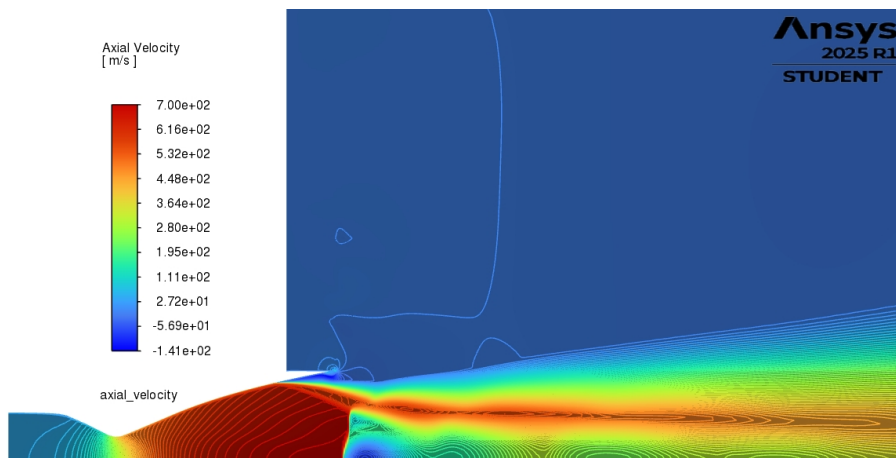


Figure 3.12: Velocità Assiale a NPR=25

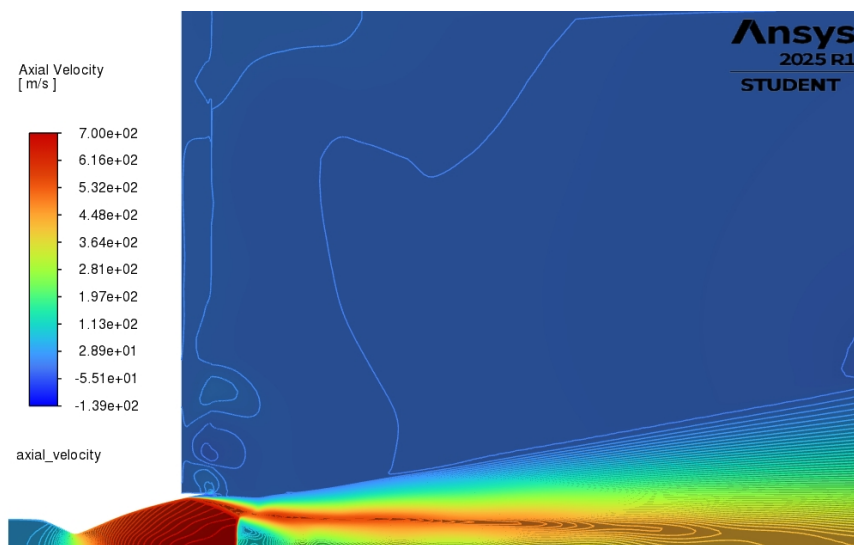


Figure 3.13: Velocità Assiale a NPR=30

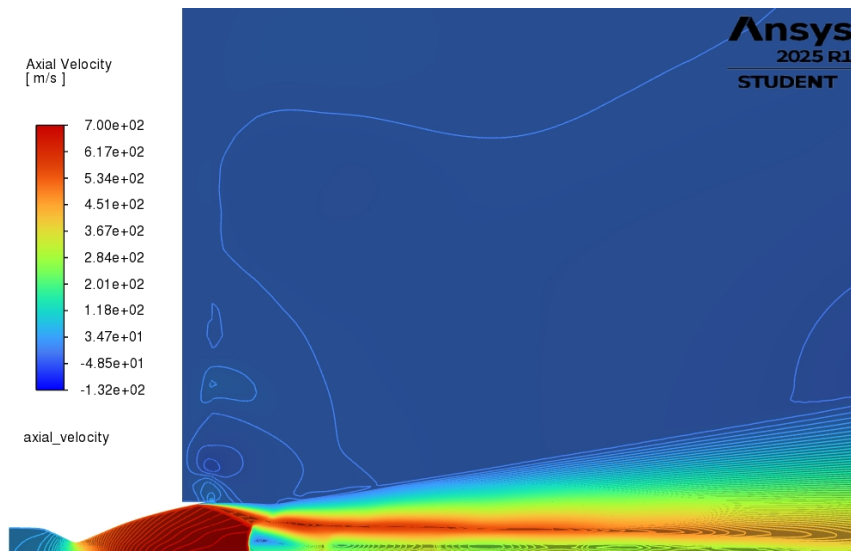


Figure 3.14: Velocità Assiale a NPR=35

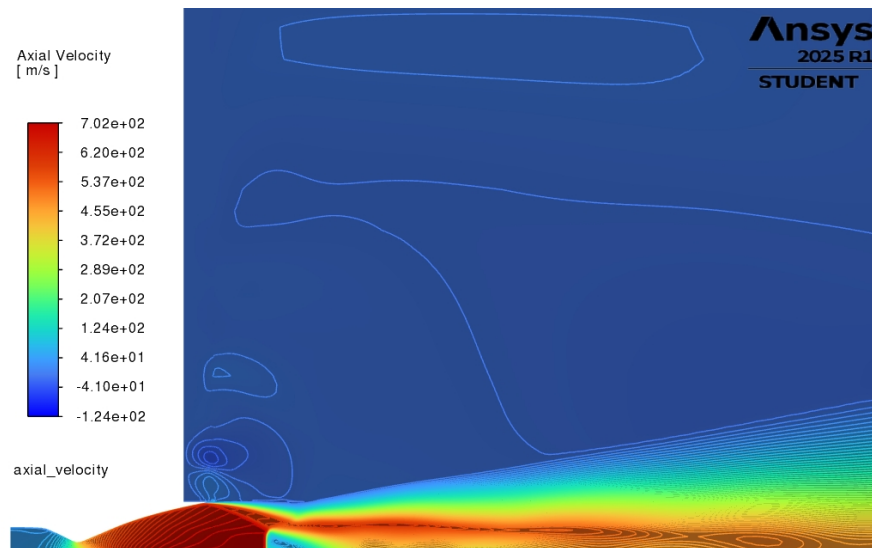


Figure 3.15: Velocità Assiale a NPR=40

3.3.2 Campo di viscosità turbolenta

Consente di mettere in evidenza l'influenza della turbolenza sulla distribuzione della quantità di moto. Le zone caratterizzate da un'elevata viscosità turbolenta corrispondono a regioni dove il flusso manifesta intense fluttuazioni turbolente. Questo fenomeno è particolarmente visibile a monte della separazione e in prossimità del disco di Mach, dove può svilupparsi anche un'area di ricircolo. Inoltre, nella scia si osservano valori elevati di viscosità turbolenta, legati alla progressiva frammentazione dei vortici in strutture di dimensioni sempre minori.

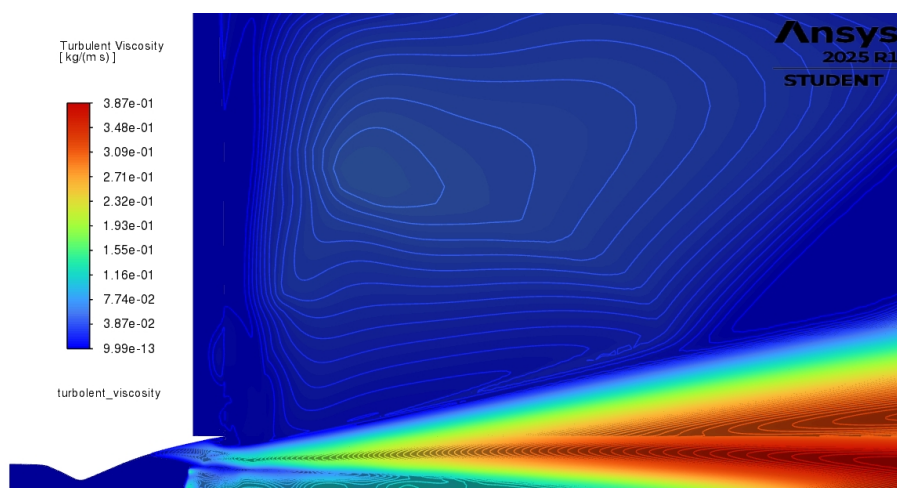


Figure 3.16: Viscosità Turbolenta a NPR=15

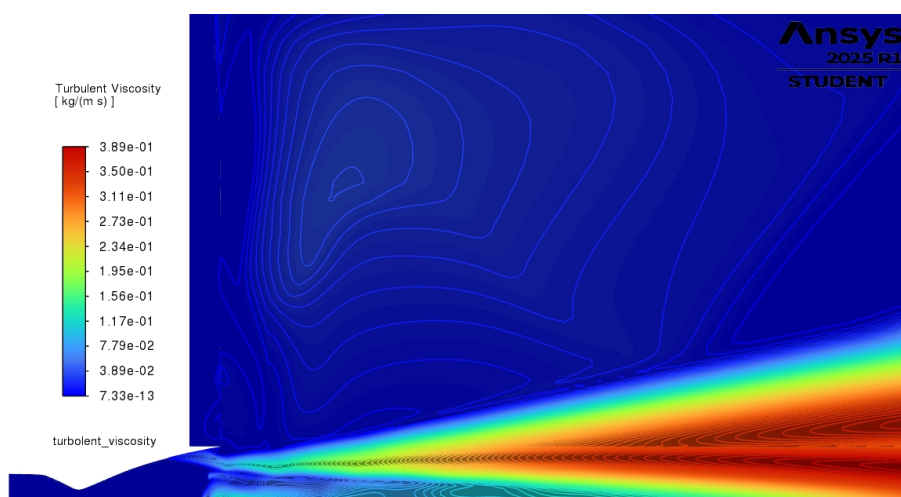


Figure 3.17: Viscosità Turbolenta a NPR=20

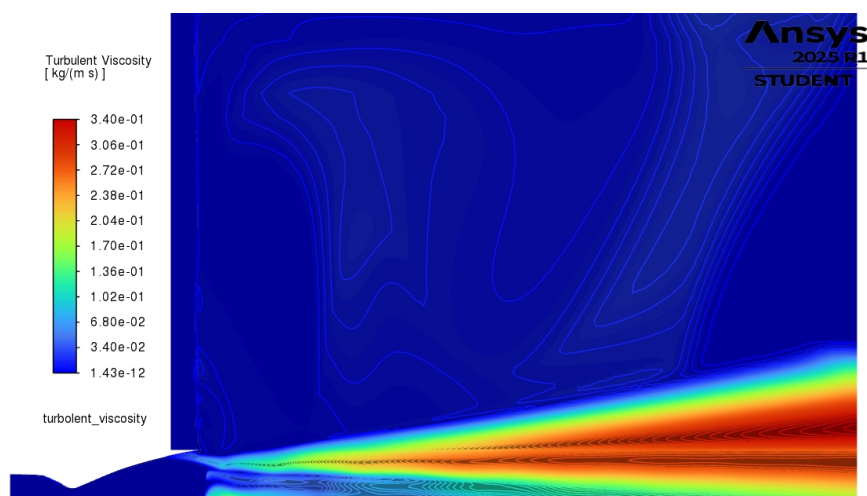


Figure 3.18: Viscosità Turbolenta a NPR=25

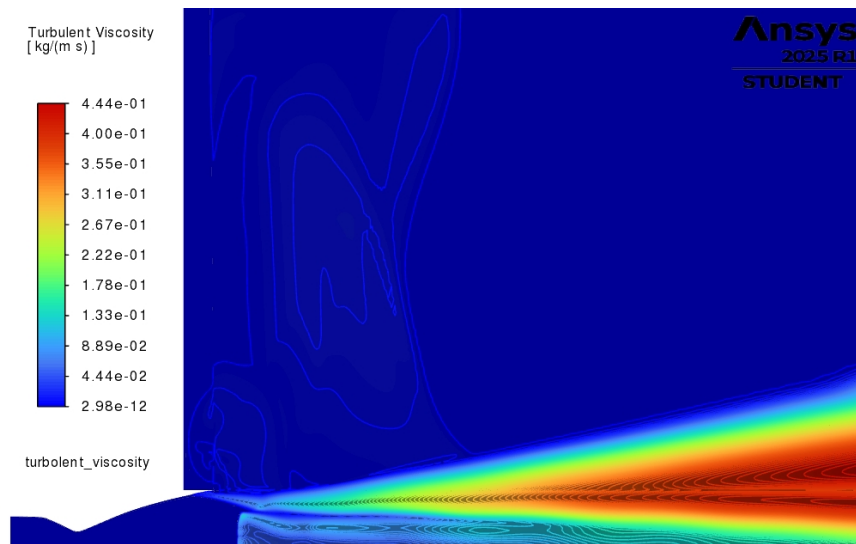


Figure 3.19: Viscosità Turbolenta a NPR=30

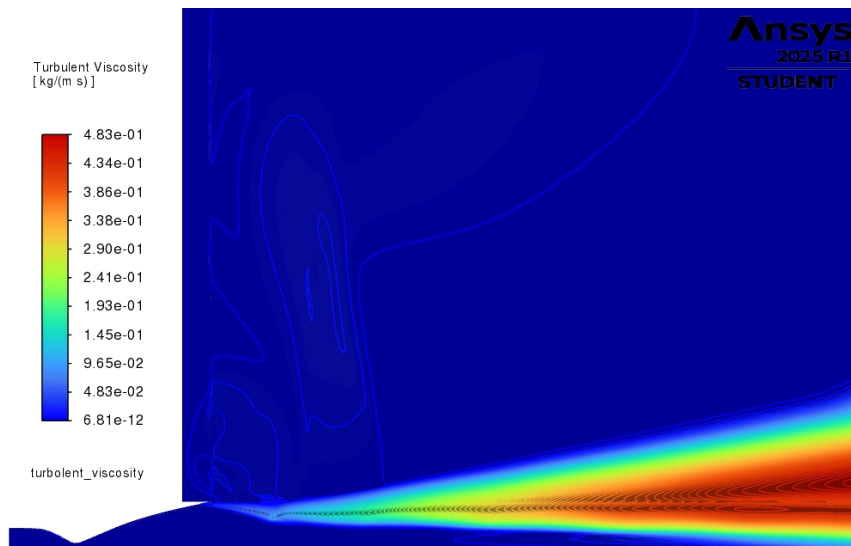


Figure 3.20: Viscosità Turbolenta a NPR=35

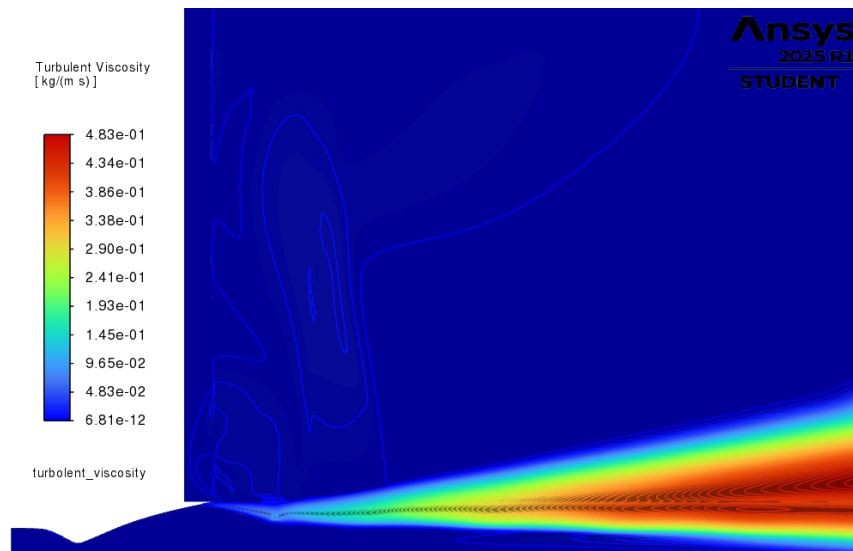


Figure 3.21: Viscosità Turbolenta a NPR=40

3.4 Risultati punto di separazione del flusso

In questa sezione vengono presentati i risultati dei test condotti a diversi valori di NPR, utilizzando il modello di turbolenza SST $k\omega$.

Spostamento del disco di Mach

Dall'analisi dei contours del numero di Mach ai diversi valori di NPR, insieme agli andamenti della velocità assiale mostrati nella sezione precedente, mostra come il picco di pressione, situato in corrispondenza del disco di Mach, si sposta progressivamente verso valle al crescere dell'NPR.

Successivamente, il flusso accelera di nuovo a valle dell'urto e del disco di Mach, tornando a valori supersonici.

Qui di seguito, viene riportato l'andamento della pressione e della velocità assiale per visualizzare meglio questo spostamento.

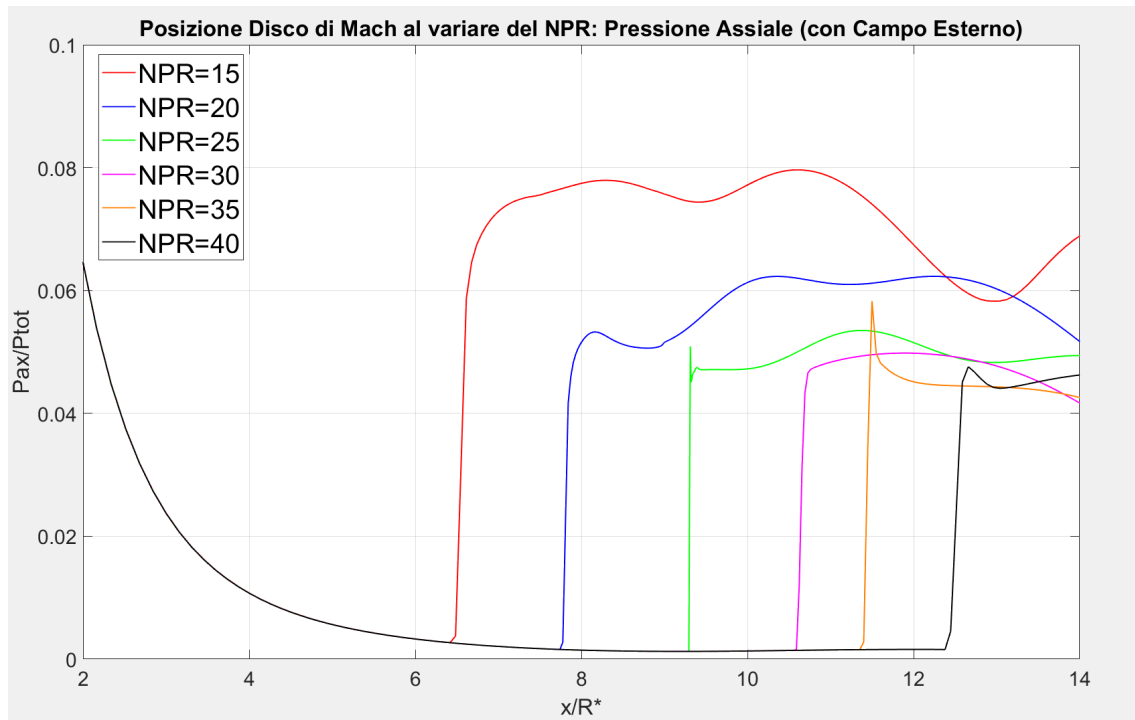


Figure 3.22: Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Pressione Assiale

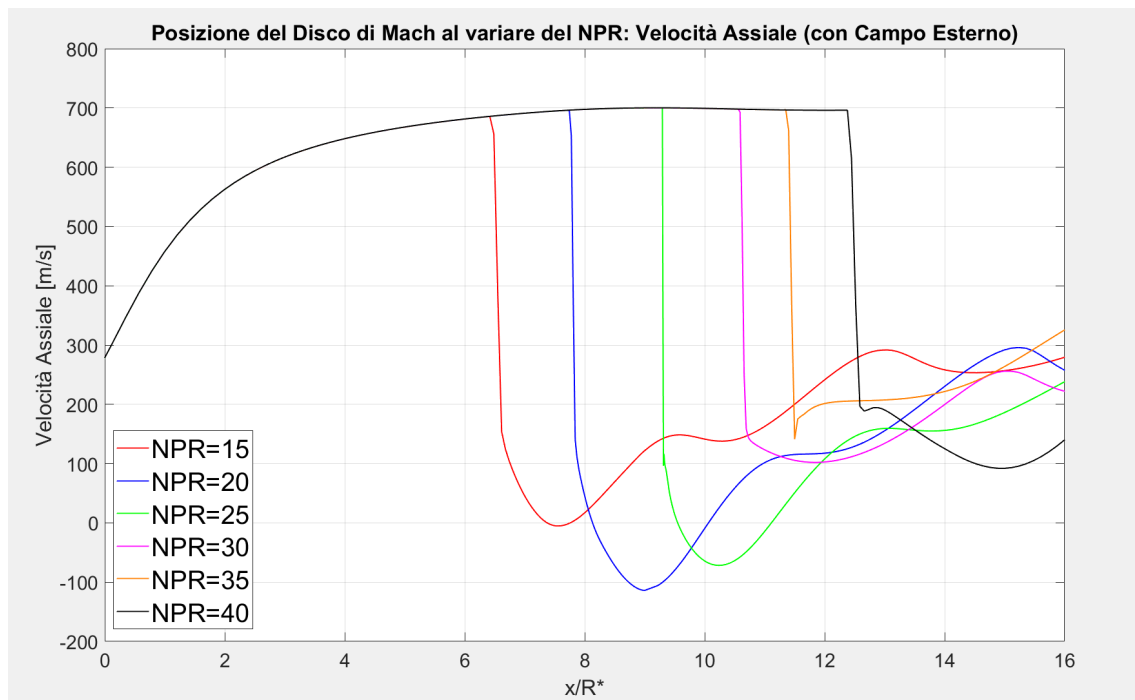


Figure 3.23: Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Velocità Assiale

Spostamento del punto di separazione

Viene ora presentato un grafico che illustra lo spostamento del punto di separazione nei diversi casi testati.

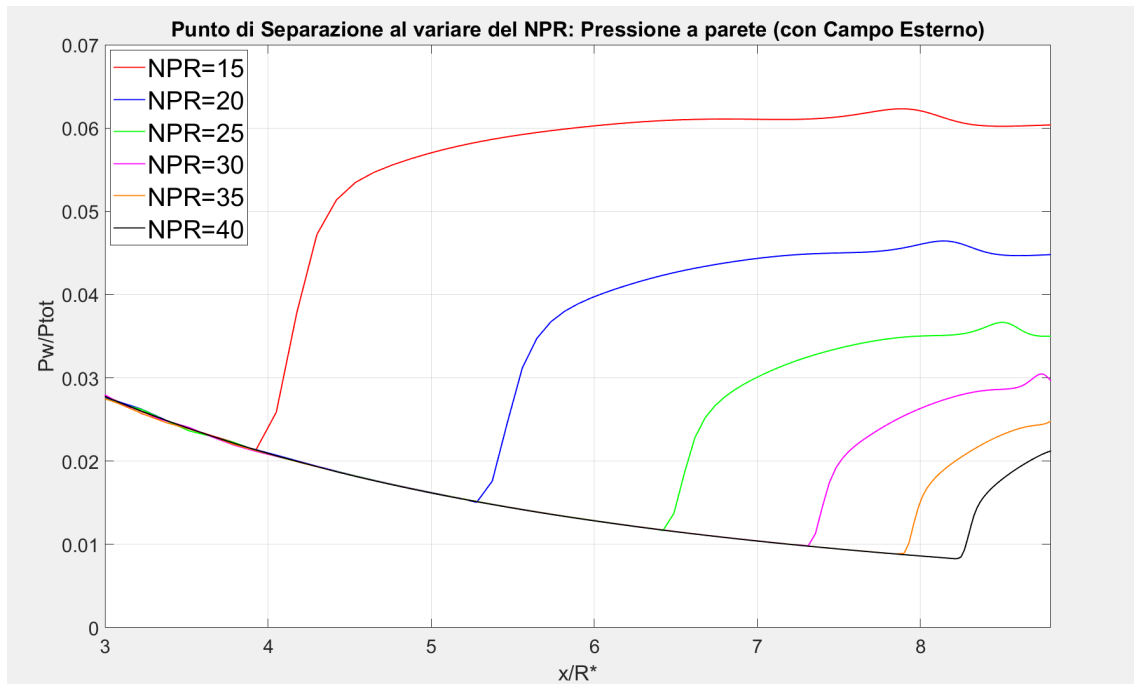


Figure 3.24: Posizione del punto di separazione al variare del NPR: Pressione a parete

Infine, viene riportato l'andamento dello sforzo di taglio al variare del NPR.

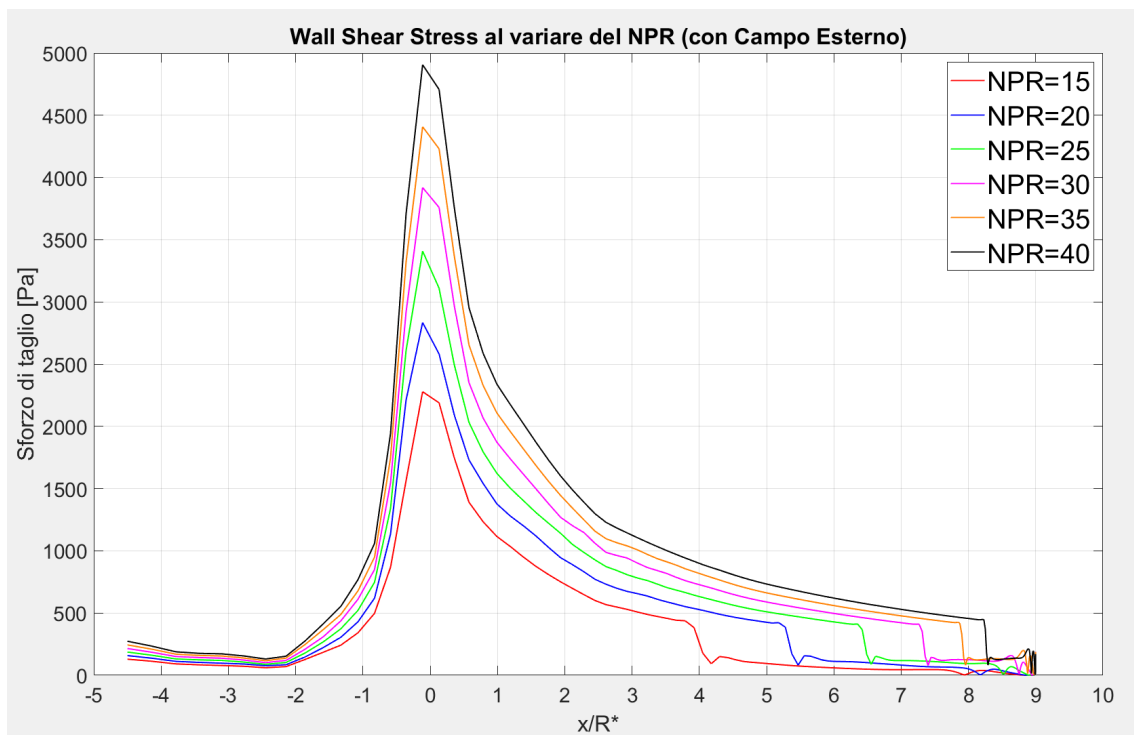


Figure 3.25: Sforzo di taglio al variare del NPR

Si può osservare come, all'aumentare del NPR, il punto di separazione si sposta verso l'uscita dell'ugello.

Chapter 4

Inserimento Guide Tube

In questo lavoro di tesi viene modificata la geometria del campo esterno mediante l'inserimento di un Guide Tube. Variando la geometria del tubo, si intende analizzare l'influenza della sua presenza sul comportamento del flusso.

4.1 Introduzione al Guide Tube

I guide tube sono condotti utilizzati sia nei banchi prova sia sulle rampe di lancio per convogliare in modo controllato i gas di scarico caldi generati dai motori a razzo.

Si tratta tipicamente di strutture cilindriche o coniche, talvolta dotate di superfici perforate o pannelli dissipativi, progettate per incanalare il getto supersonico durante le fasi di accensione, funzionamento transitorio e spegnimento del motore.

La loro funzione primaria è garantire la sicurezza operativa, dirigendo i getti lontano dalle infrastrutture sensibili e dal personale, riducendo al contempo gli effetti potenzialmente dannosi delle elevate temperature, delle onde di pressione e delle intense sollecitazioni acustiche generate dal plume del razzo.

Oltre al ruolo protettivo e di gestione del flusso, studi sperimentali recenti hanno evidenziato che i guide tube possono influenzare significativamente le caratteristiche del getto stesso. In particolare, la presenza di un condotto a valle dell'ugello modifica le condizioni di back-pressure percepite dal nozzle e può quindi alterare la separazione del flusso all'interno dell'ugello. Allo stesso modo, l'interazione tra getto e condotto può innescare o amplificare specifiche instabilità acustiche. Parametri geometrici quali il rapporto tra il diametro di uscita dell'ugello e quello di ingresso del tubo, la lunghezza del condotto e, soprattutto, la distanza tra ugello e guide tube si sono rivelati determinanti nell'intensità dell'accoppiamento aerodinamico e acustico.

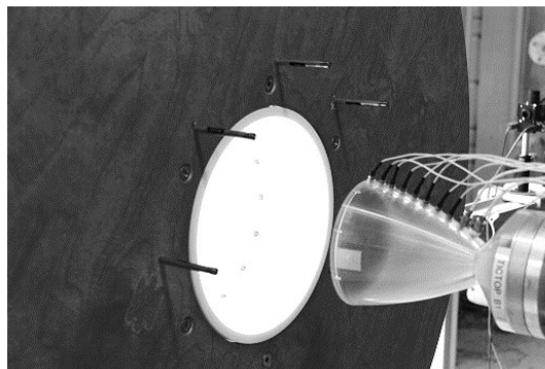


Figure 4.1: GUide Tube con piastra circolare [8]

4.2 Guide Tube a $R_{GT} = R_{ugello}$

Come punto di partenza, ci si è ispirati all'impostazione geometrica presentata nell'articolo "*The Impact of Guide Tubes on Flow Separation in Rocket Nozzles*". Sebbene tale lavoro non analizzi specificamente il caso in cui il raggio del Guide Tube (GT) coincida con il raggio di uscita dell'ugello, si è scelto di partire da questa configurazione semplificata per valutarne l'influenza sul flusso.

La distanza tra l'estremità dell'ugello e l'inizio del GT è stata assunta pari a $5/7$ del diametro dell'ugello, prendendo come riferimento il valore adottato nell'articolo. Tale distanza è stata mantenuta costante in tutte le simulazioni successive.

4.2.1 Geometria del Guide Tube

Per questo primo caso di studio è stata adottata la geometria riportata in Figura 4.2, nella quale il raggio del Guide Tube coincide con quello dell'ugello.

La lunghezza del GT è stata assunta pari al raggio della sezione di uscita dell'ugello e mantenuta invariata in tutte le configurazioni analizzate.

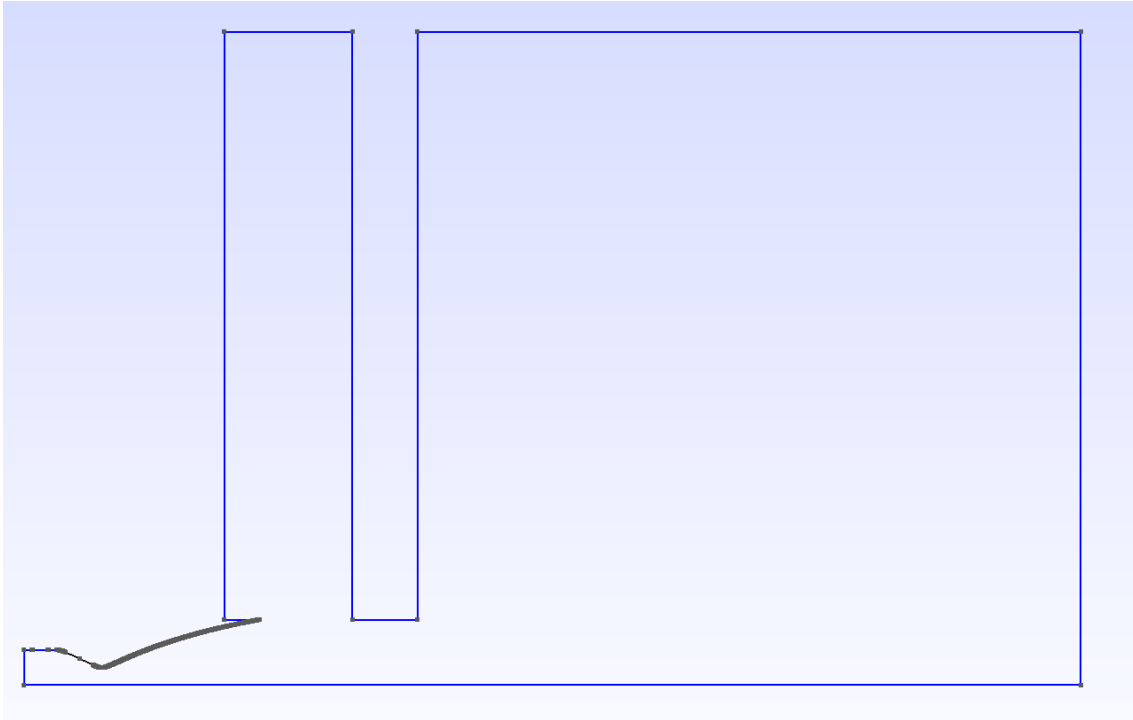


Figure 4.2: Geometria del Guide Tube con $R_{GT} = R_U$

4.2.2 Mesh del Guide Tube

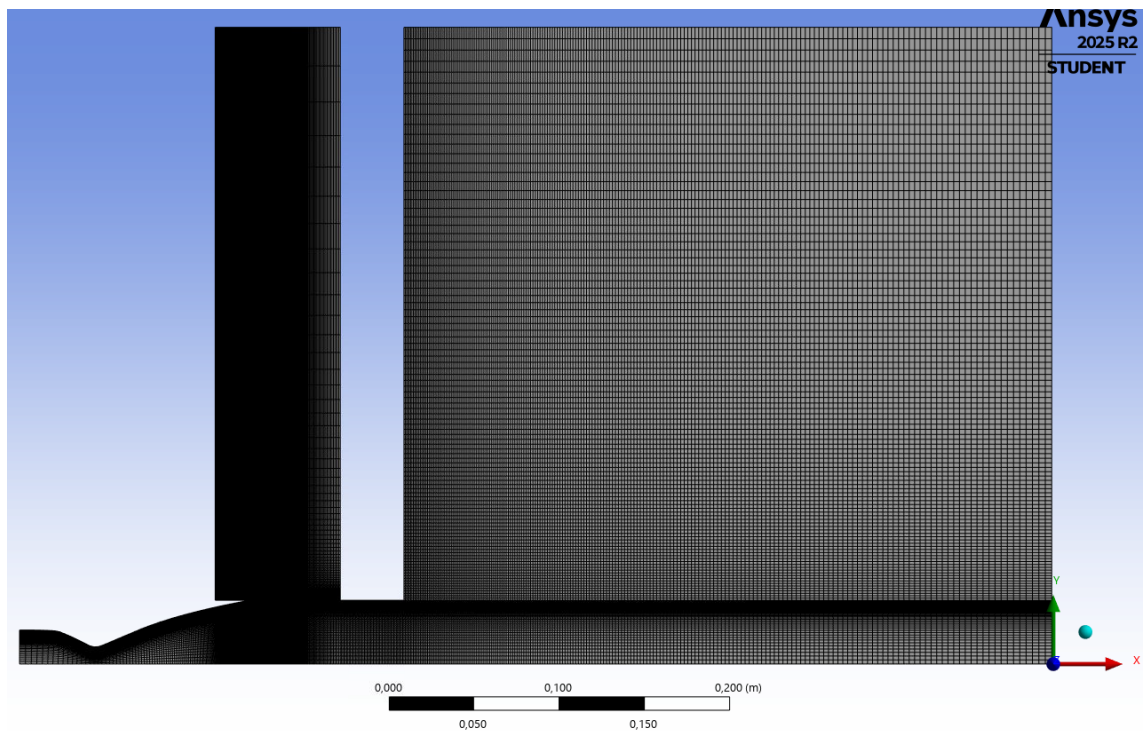


Figure 4.3: Mesh del Guide Tube con $R_{GT} = R_U$

In Figura 4.4 viene mostrato un'ingrandimento della zona in prossimità dell'uscita dell'ugello, nella quale è possibile osservare l'infittimento delle celle verso la parete dell'ugello e della sezione d'uscita. Tale raffinamento locale è stato introdotto per catturare meglio i gradienti di velocità e i fenomeni turbolenti che si sviluppano in queste regioni.

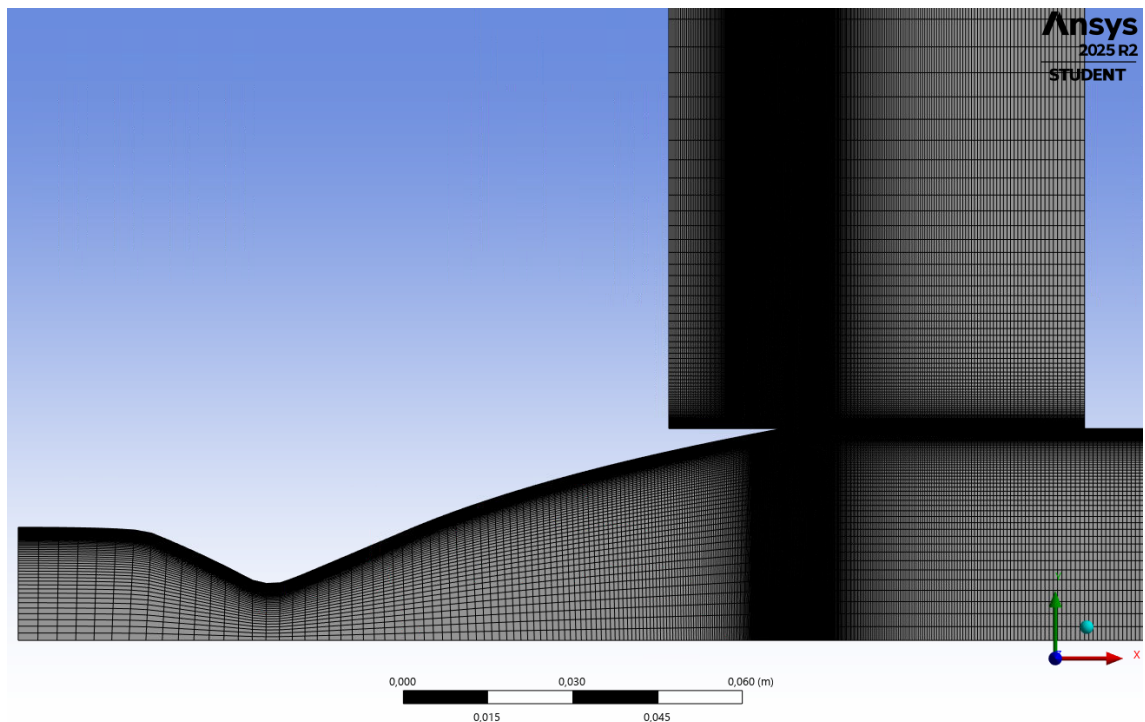


Figure 4.4: dettaglio della mesh del Guide Tube con $R_{GT} = R_U$

4.2.3 Visualizzazione grafica dei risultati

L'analisi si concentra sullo studio dello spostamento del punto di separazione per i seguenti valori di NPR:

- NPR = 15
- NPR = 20
- NPR = 25
- NPR = 30
- NPR = 35
- NPR = 40

I campi di moto riportati saranno visualizzati con una scala colori, in cui il blu e il rosso rappresentano rispettivamente i valori minimo e massimo del campo.

Campo di Mach

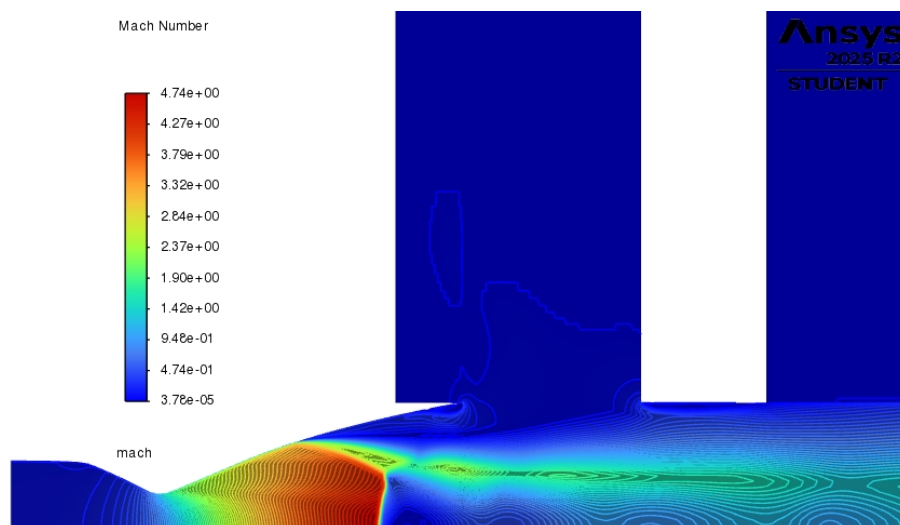


Figure 4.5: Mach a NPR=15

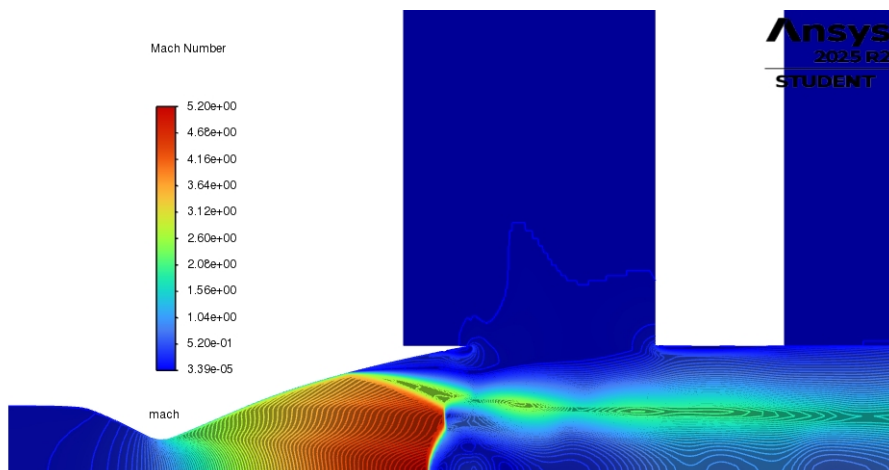


Figure 4.6: Mach a NPR=20

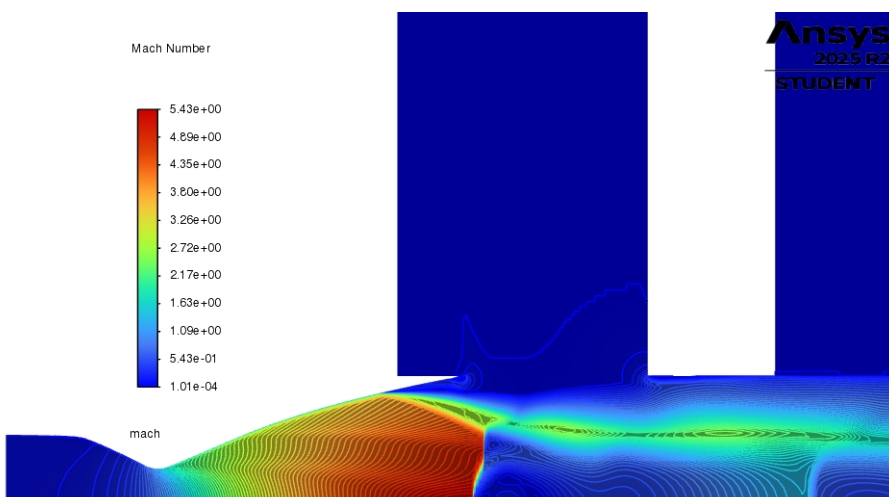


Figure 4.7: Mach a NPR=25

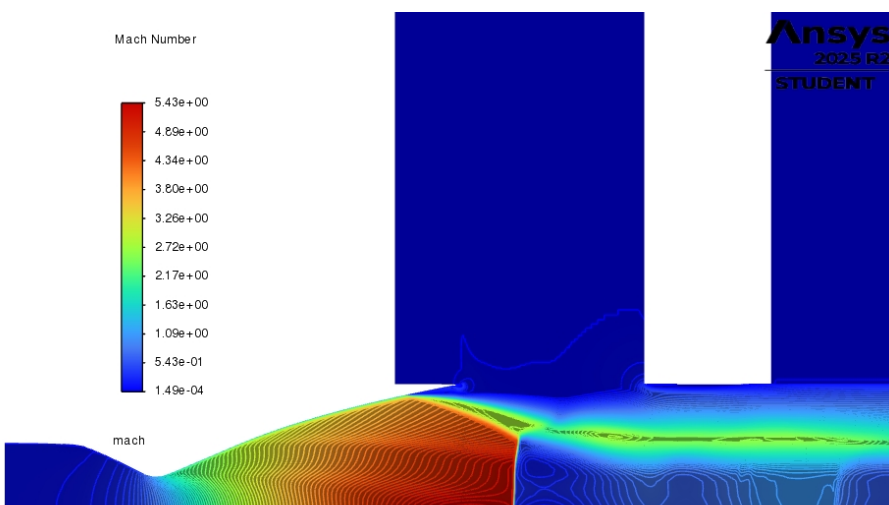


Figure 4.8: Mach a NPR=30

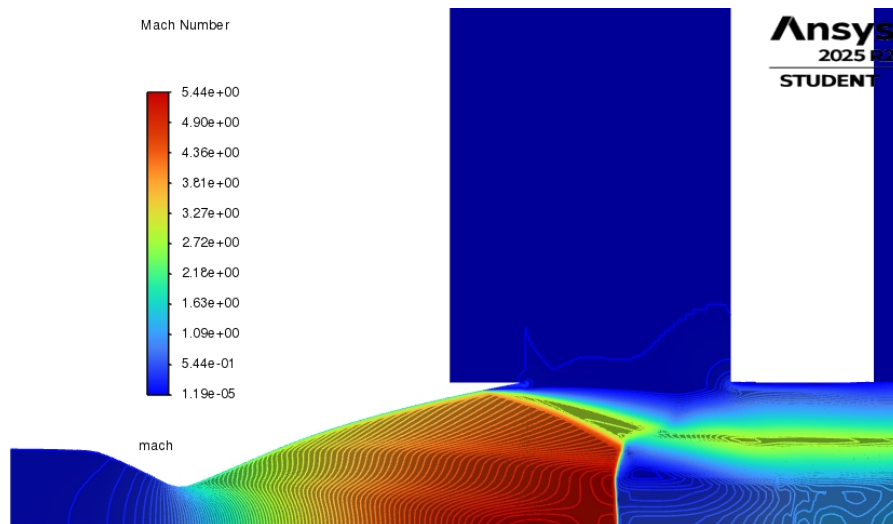


Figure 4.9: Mach a NPR=35

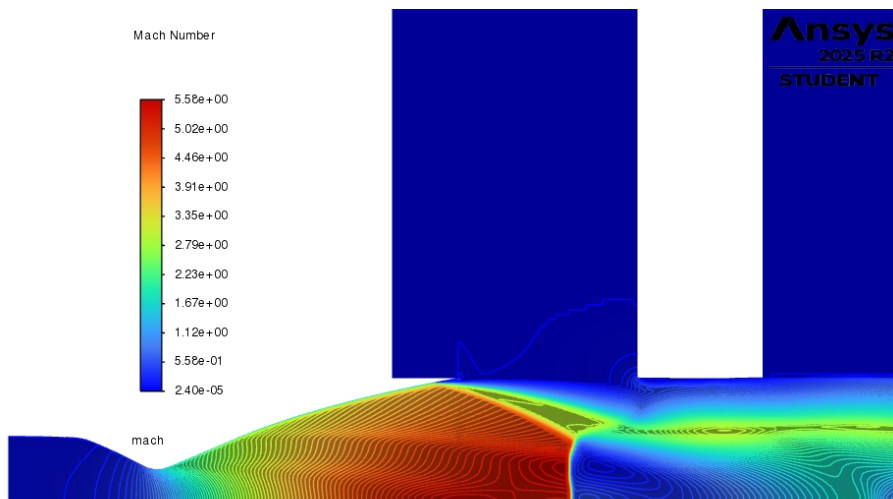


Figure 4.10: Mach a NPR=40

Campo di Velocità Assiale

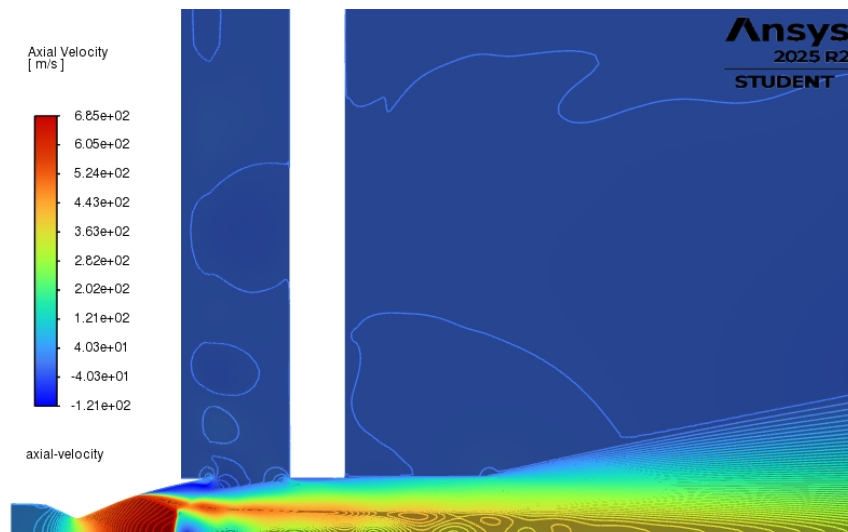


Figure 4.11: Velocità Assiale a NPR=15

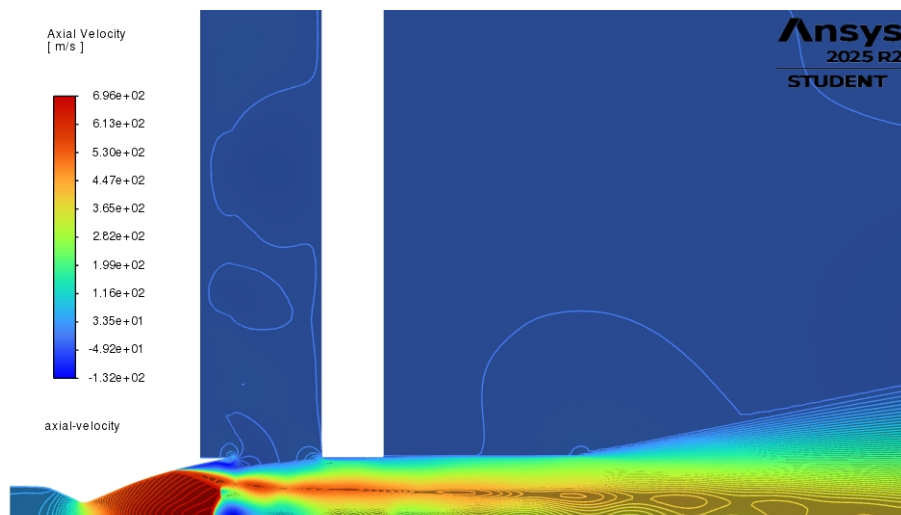


Figure 4.12: Velocità Assiale a NPR=20

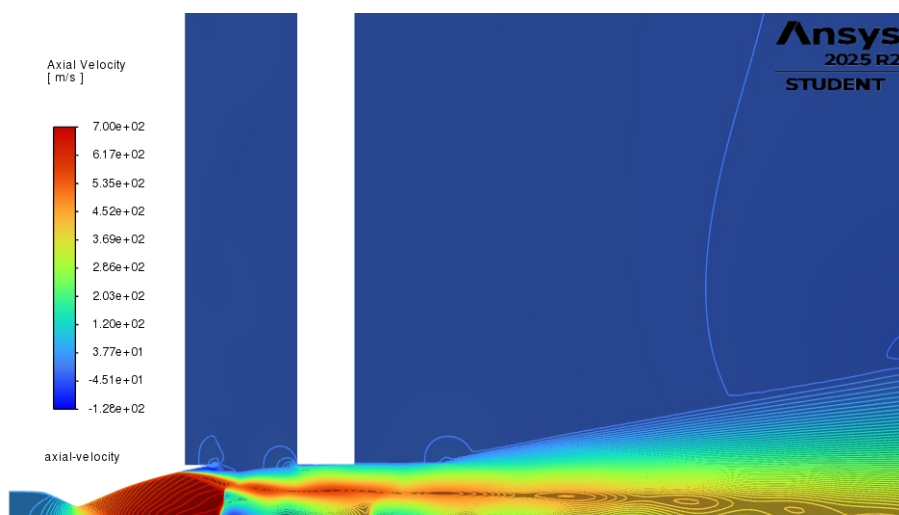


Figure 4.13: Velocità Assiale a NPR=25

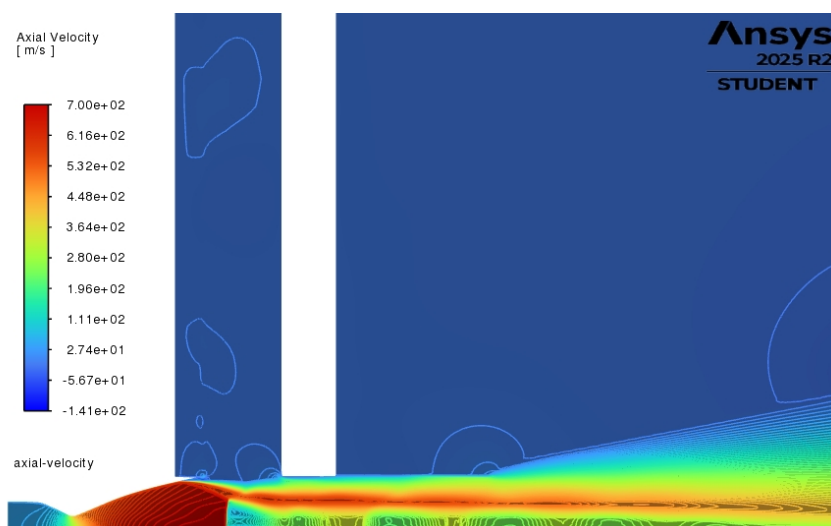


Figure 4.14: Velocità Assiale a NPR=30

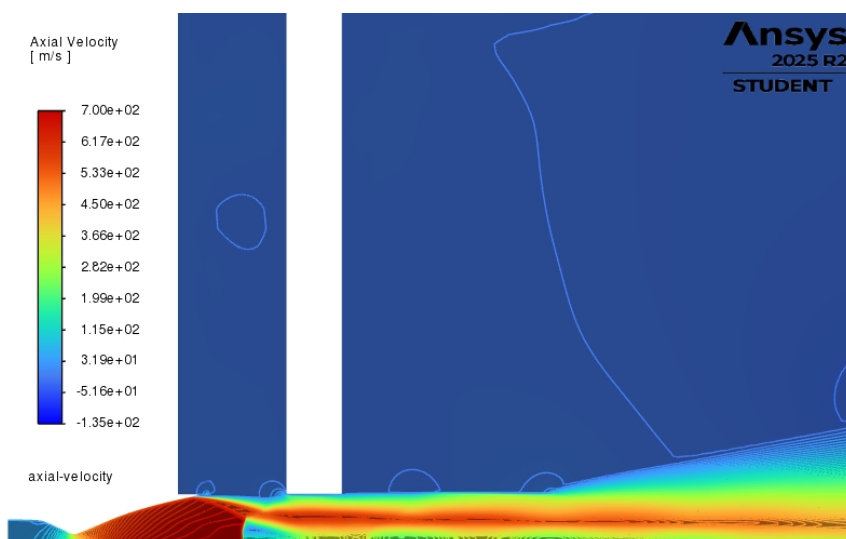


Figure 4.15: Velocità Assiale a NPR=35

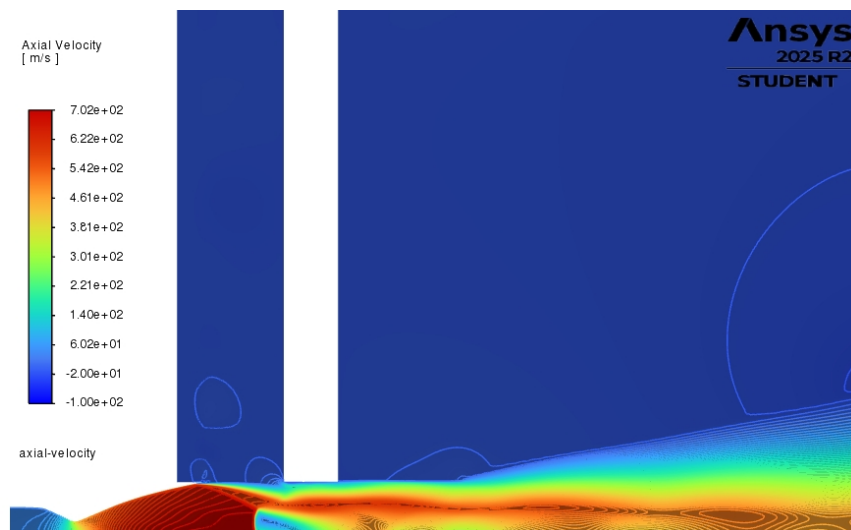


Figure 4.16: Velocità Assiale a NPR=40

Campo di Viscosità Turbolenta

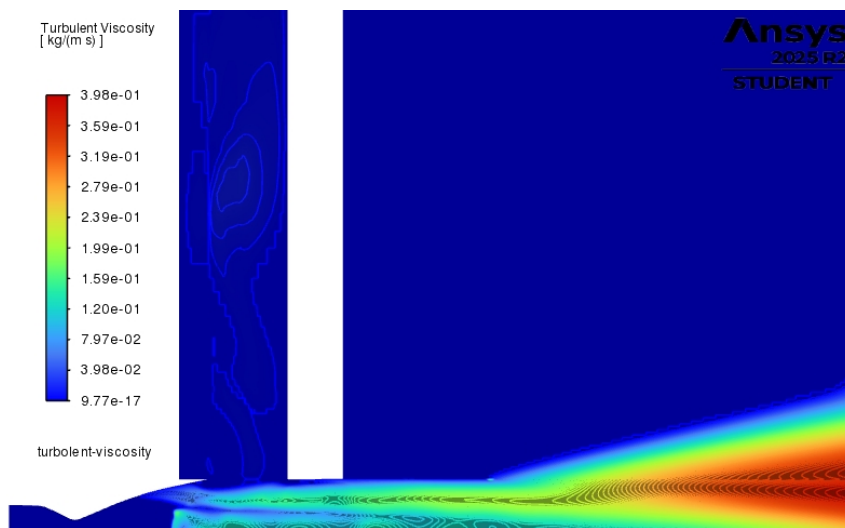


Figure 4.17: Viscosità Turbolenta a NPR=15

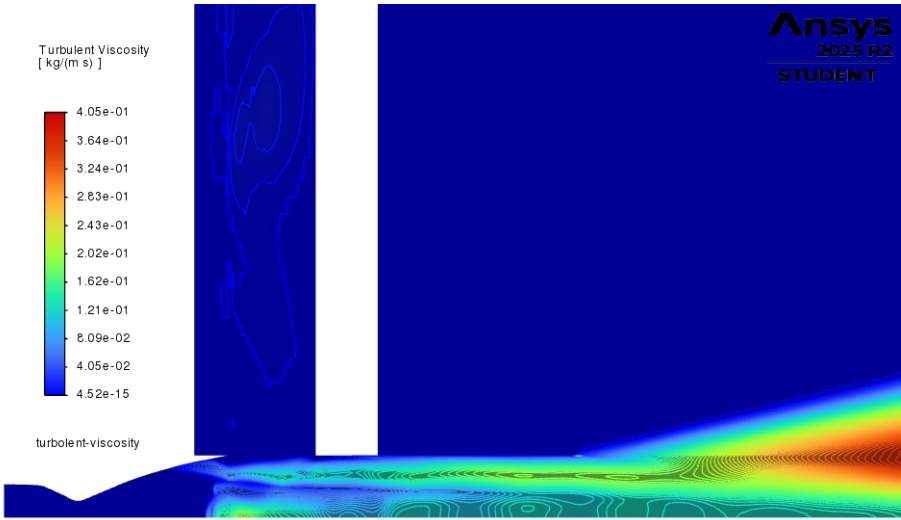


Figure 4.18: Viscosità Turbolenta a NPR=20

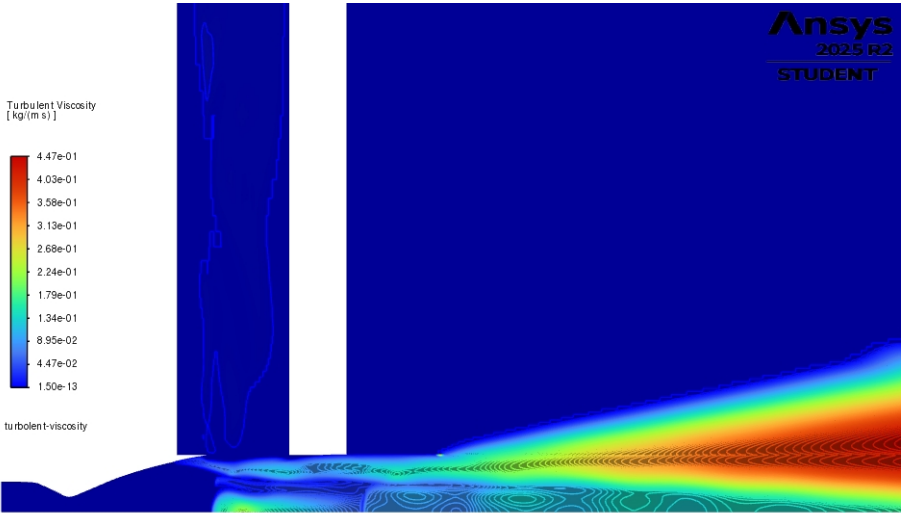


Figure 4.19: Viscosità Turbolenta a NPR=25

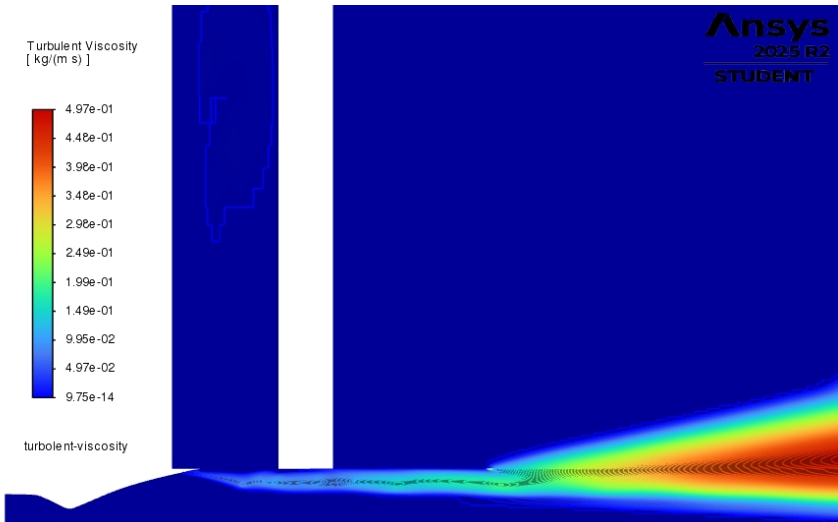


Figure 4.20: Viscosità Turbolenta a NPR=30

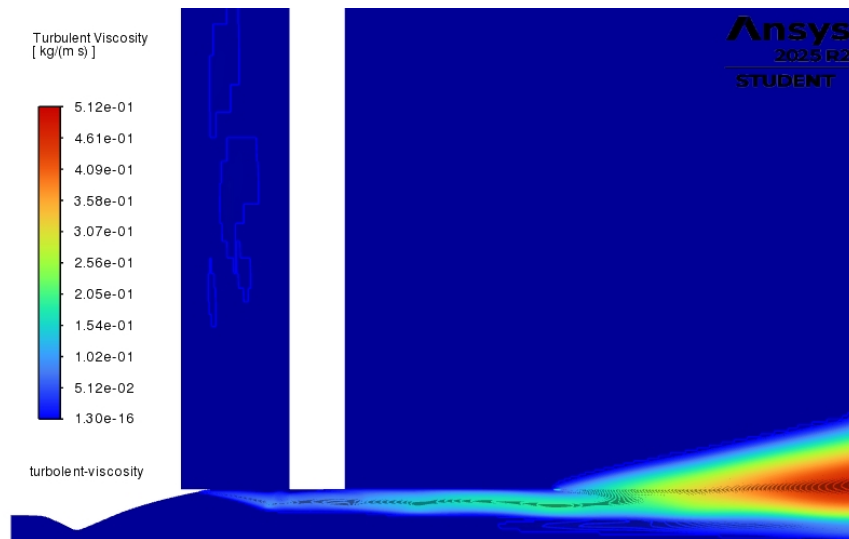


Figure 4.21: Viscosità Turbolenta a NPR=35

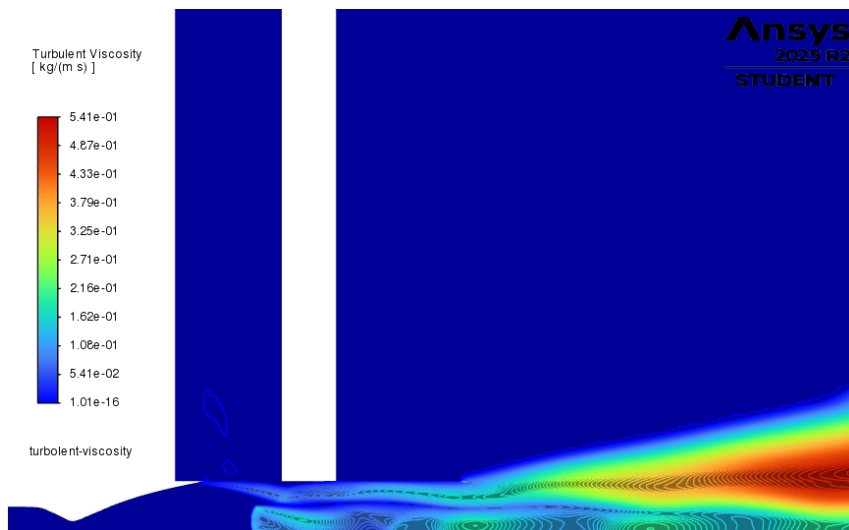


Figure 4.22: Viscosità Turbolenta a NPR=40

4.2.4 Risultati sul punto di separazione del flusso

Spostamento del disco di Mach

Nei grafici seguenti sono mostrati l'andamento della pressione assiale e quello della velocità assiale in funzione della coordinata assiale adimensionale rispetto al raggio di gola x/R^* .

Conoscere la posizione del disco di Mach è importante perchè influenza la separazione del flusso, le prestazioni dell'ugello e le sollecitazioni strutturali.

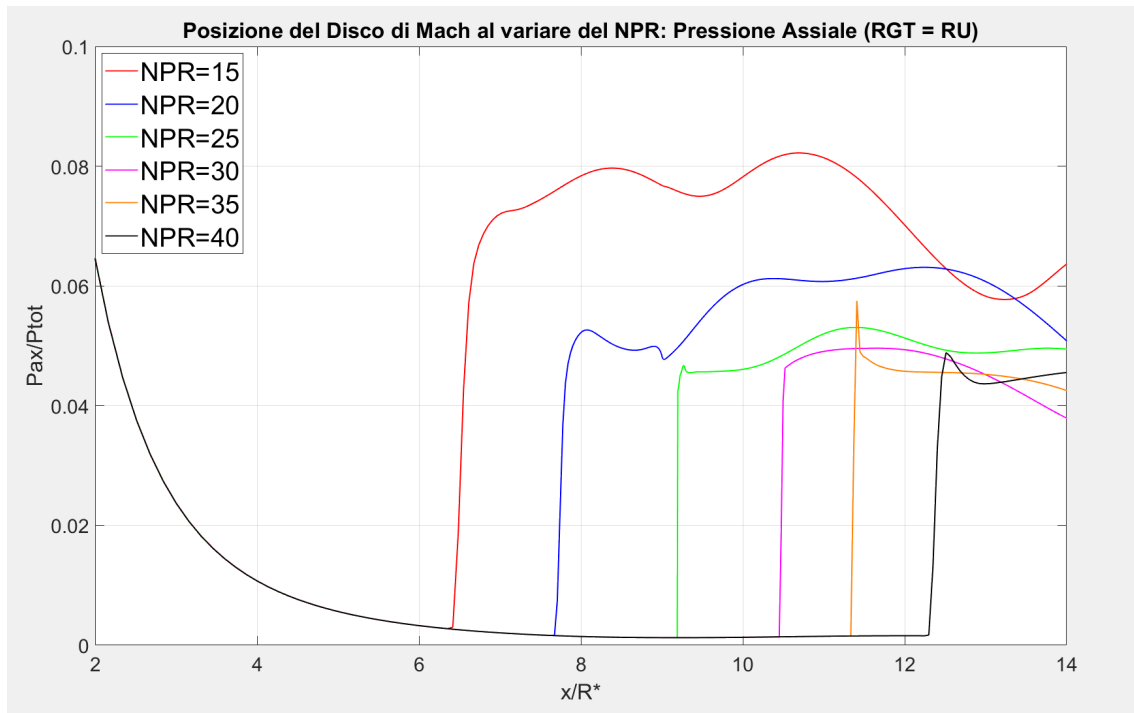


Figure 4.23: Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Pressione Assiale

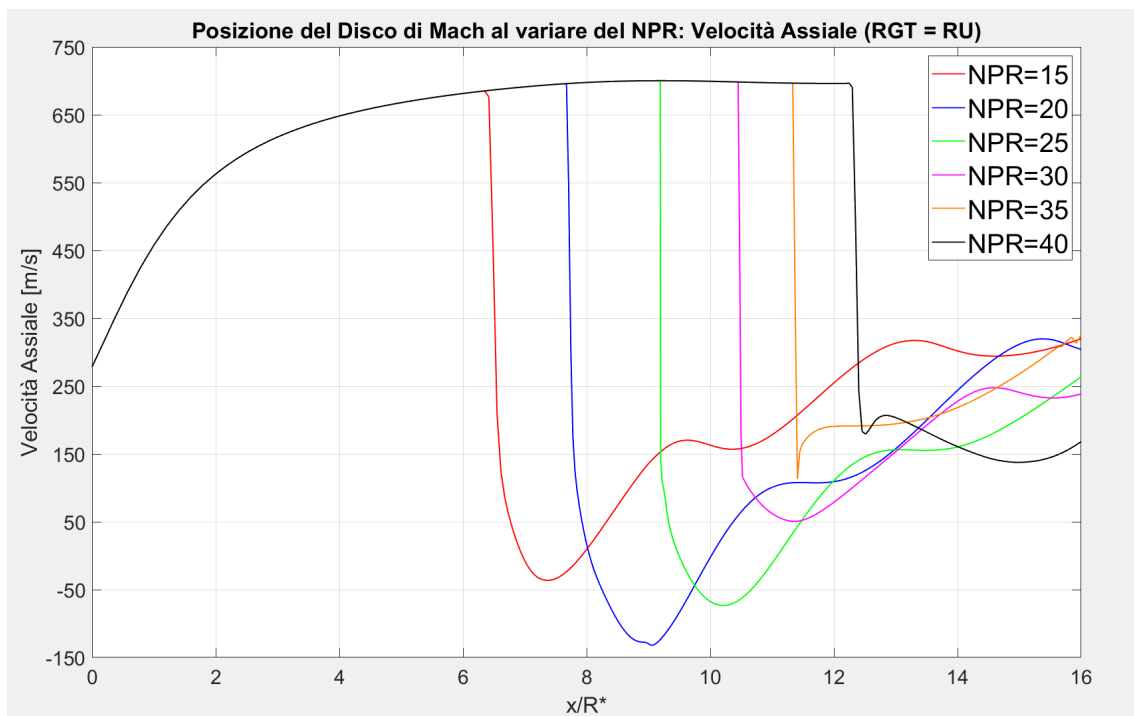


Figure 4.24: Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Velocità Assiale

Si osserva che, con l'aumentare del NPR, il salto di pressione associato al disco di Mach si sposta progressivamente verso valle.

Spostamento del punto di separazione

I grafici seguenti illustrano l'evoluzione della pressione a parete e dello sforzo di taglio al variare della coordinata assiale adimensionata rispetto al raggio di gola x/R^* .

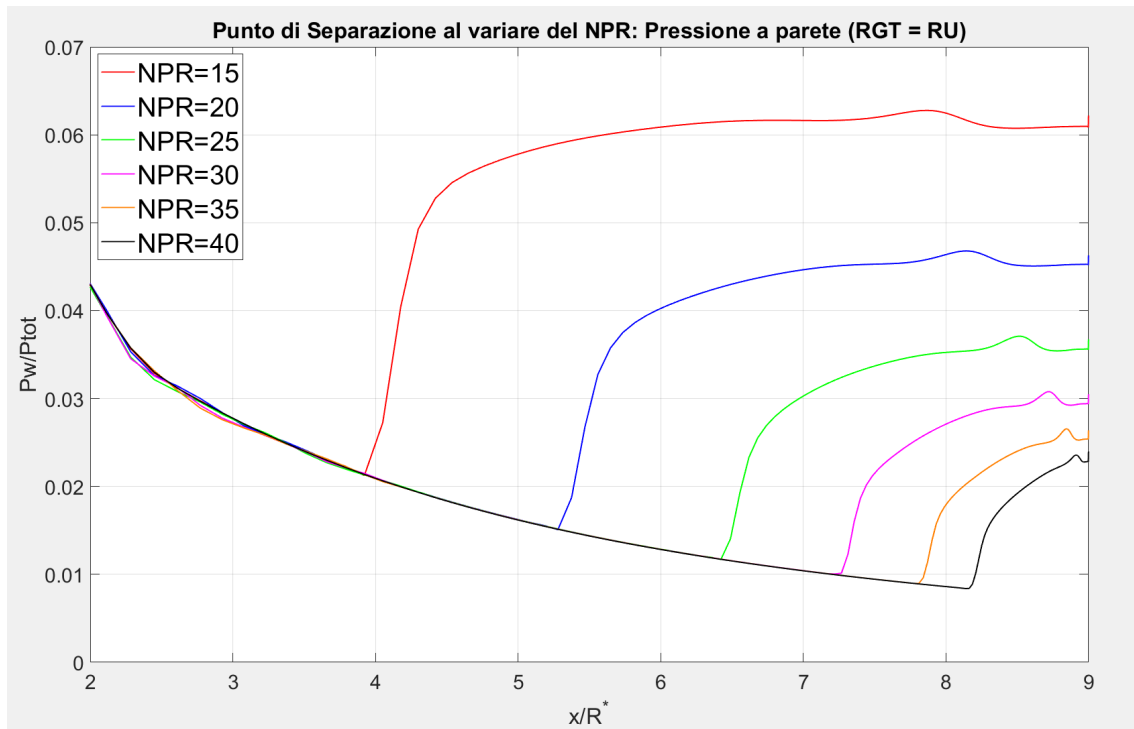


Figure 4.25: Posizione del punto di separazione al variare del NPR: Pressione a parete

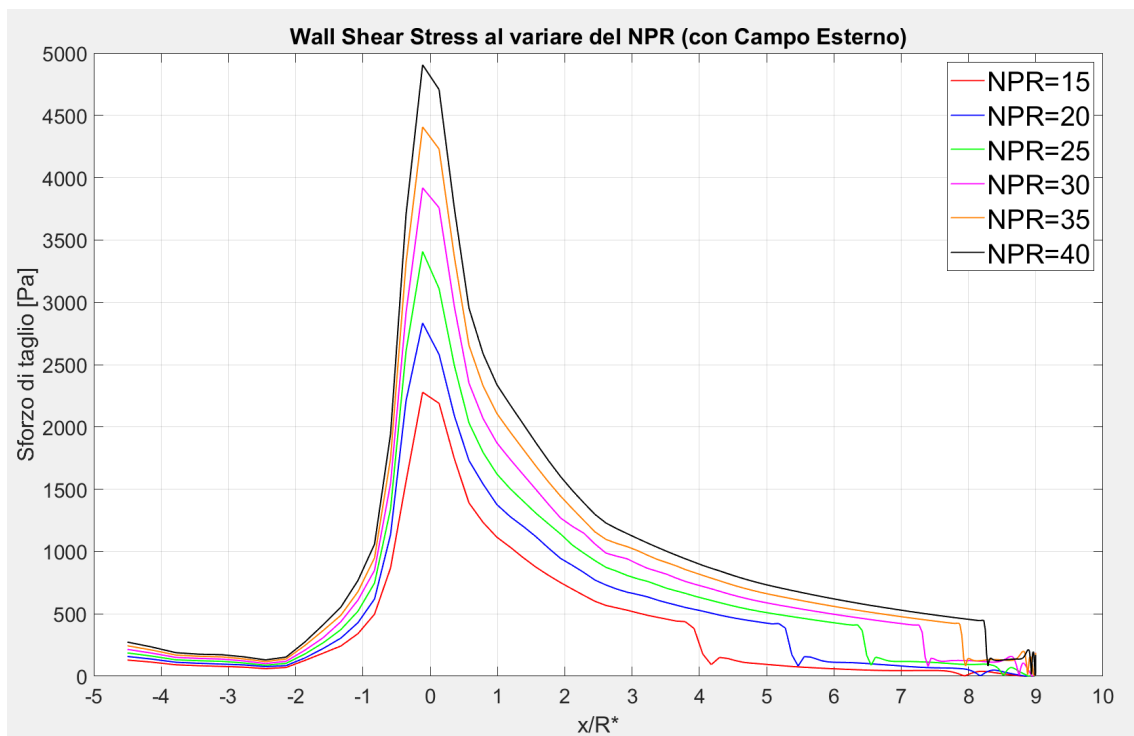


Figure 4.26: Sforzo di taglio al variare del NPR

Analogamente a quanto osservato nel caso analizzato nel capitolo precedente sul campo esterno, all'aumentare del NPR il punto di separazione tende a spostarsi progressivamente verso la sezione di uscita dell'ugello.

4.3 Guide Tube a $R_{GT} = 0.75R_{ugello}$

Come successivo caso di studio preso in considerazione in questo elaborato di tesi, si è deciso di ridurre leggermente la sezione del Guide Tube per valutare come questa nuova configurazione ristretta potesse influenzare sul comportando del flusso.

Nello specifico, è stato scelto il raggio del GT pari a 0,75 volte il raggio di uscita dell'ugello.

4.3.1 Geometria del Guide Tube

La geometria ottenuta per questo caso in esame è mostrata nella figura seguente.

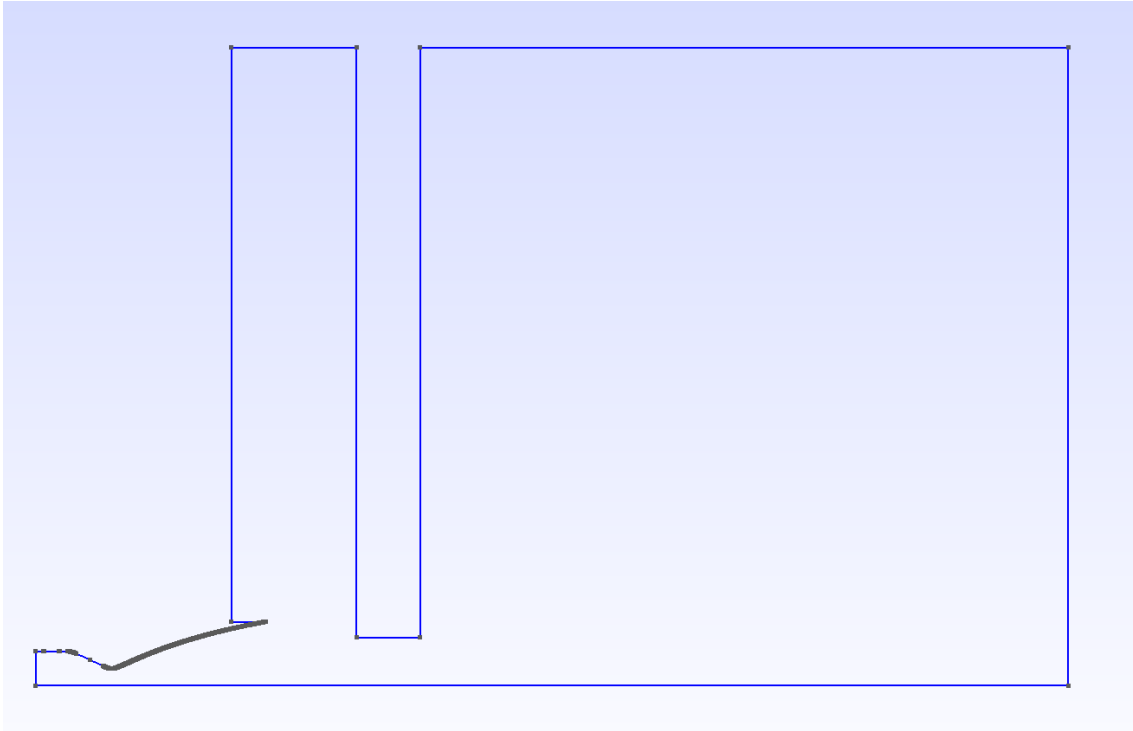


Figure 4.27: Geometria del Guide Tube con $R_{GT} = 0.75R_U$

4.3.2 Mesh del Guide Tube

La generazione della mesh è stata effettuata seguendo lo stesso approccio adottato per il caso precedente.

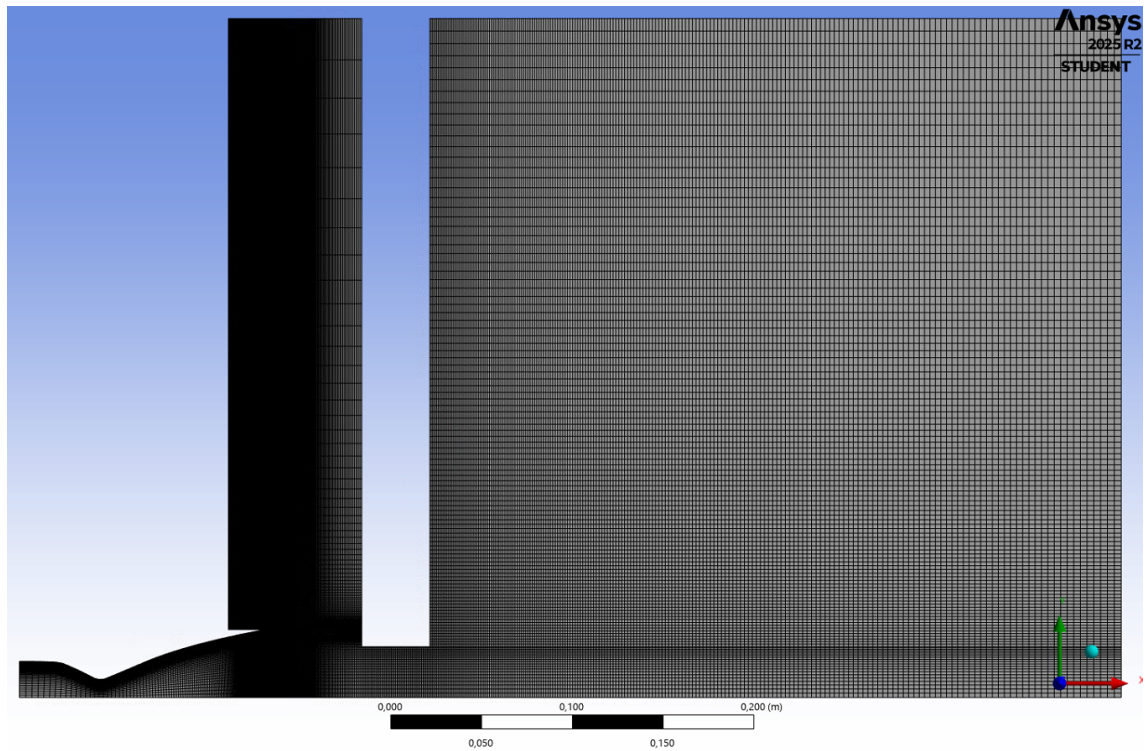


Figure 4.28: Mesh del Guide Tube con $R_{GT} = 0.75R_U$

In particolare, è stato modificato il Bias Factor nella regione vicino alla parete del Guide Tube, in modo da ottenere un infittimento delle celle coerente con la sezione d'uscita dell'ugello.

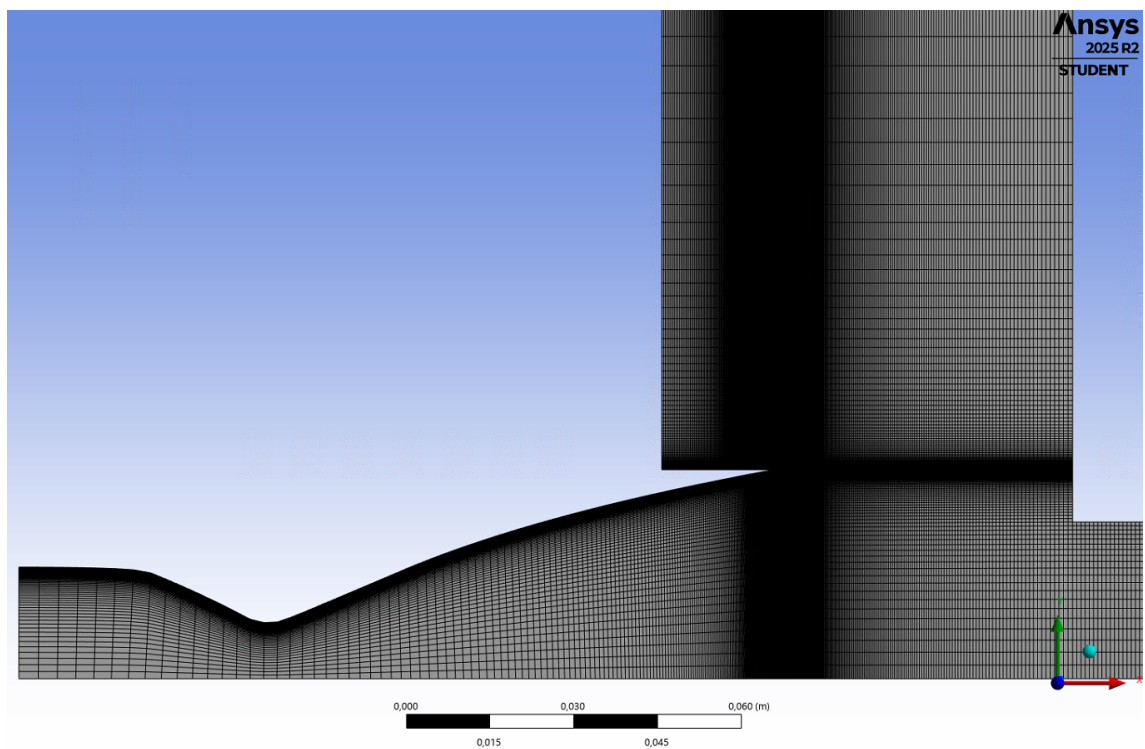


Figure 4.29: Ingrandimento dettaglio della mesh del Guide Tube con $R_{GT} = 0.75R_U$

4.3.3 Visualizzazione grafica dei risultati

L'analisi si concentra sullo studio per i seguenti valori di NPR considerati:

- NPR = 15
- NPR = 20
- NPR = 25
- NPR = 30
- NPR = 35
- NPR = 40

I campi di moto e le linne di campo riportati saranno visualizzati con una scala a colori, in cui il blu e il rosso rappresentano rispettivamente i valori minimo e massimo del campo.

Campo di Mach

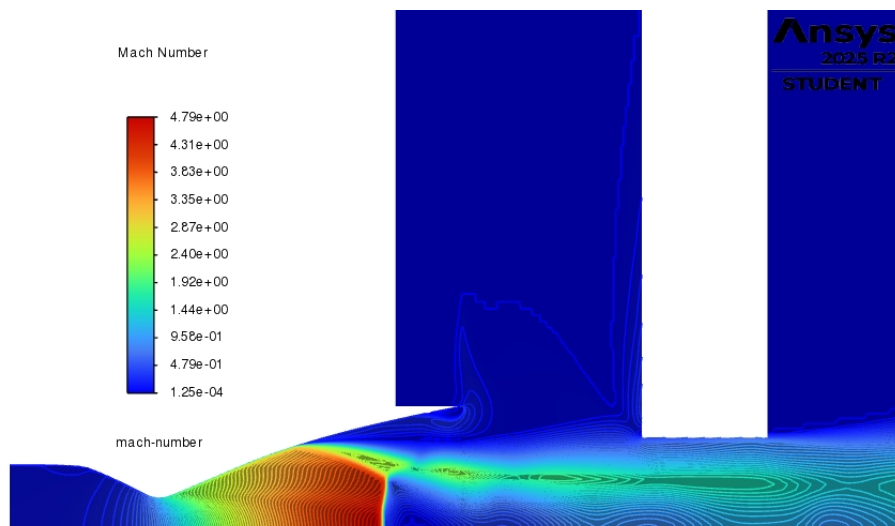


Figure 4.30: Mach a NPR=15

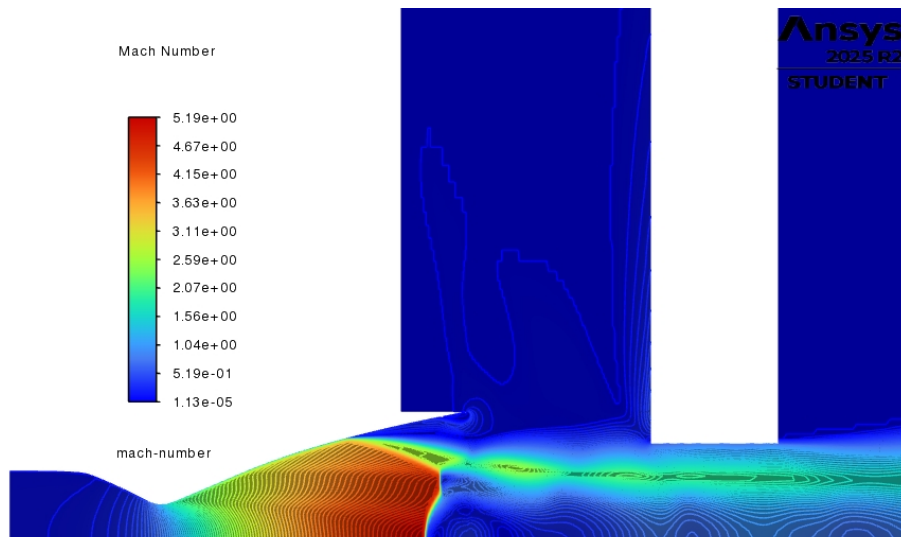


Figure 4.31: Mach a NPR=20

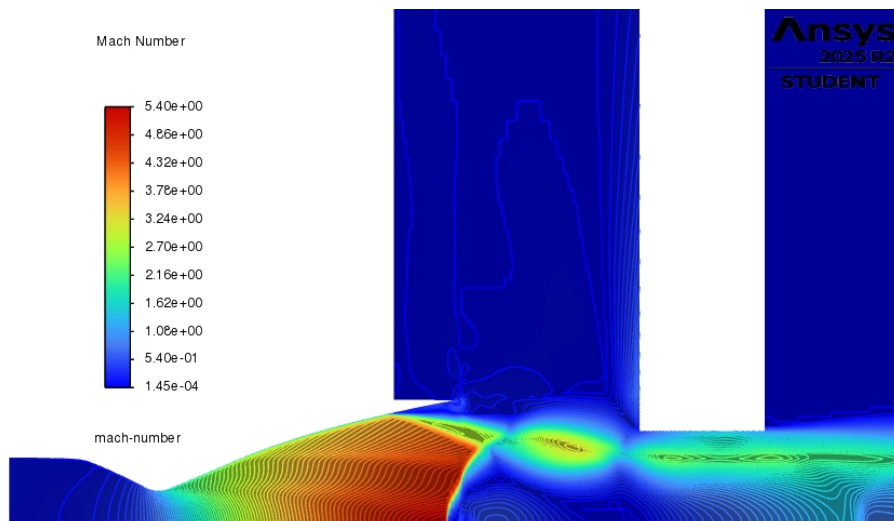


Figure 4.32: Mach a NPR=25

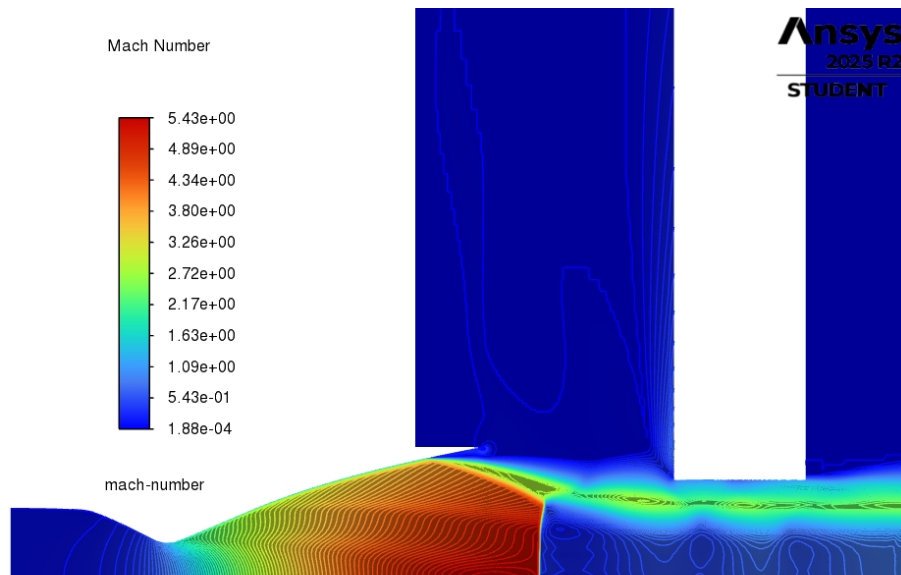


Figure 4.33: Mach a NPR=30

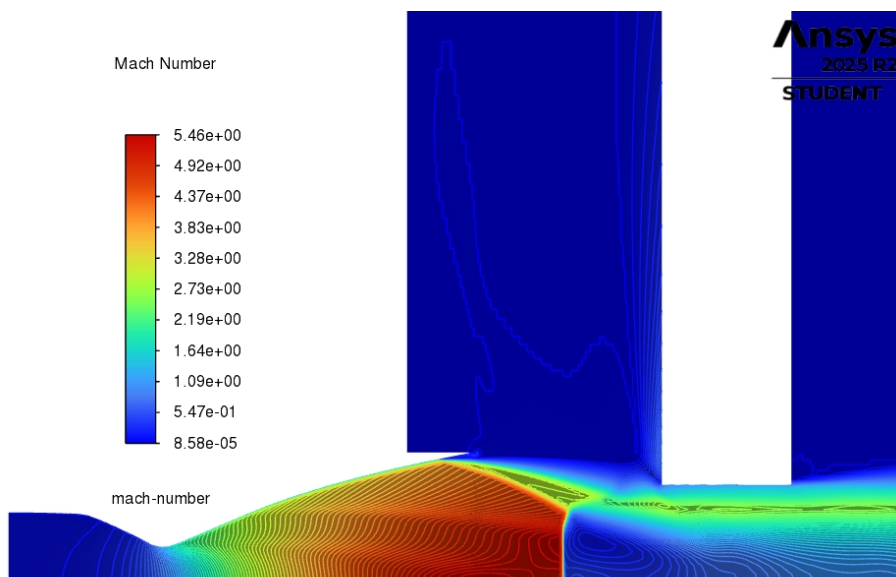


Figure 4.34: Mach a NPR=35

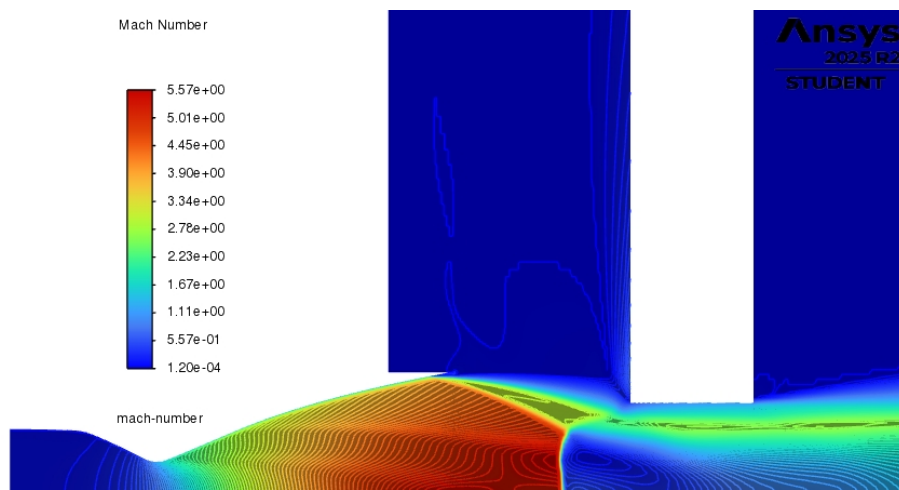


Figure 4.35: Mach a NPR=40

Campo di Velocità Assiale

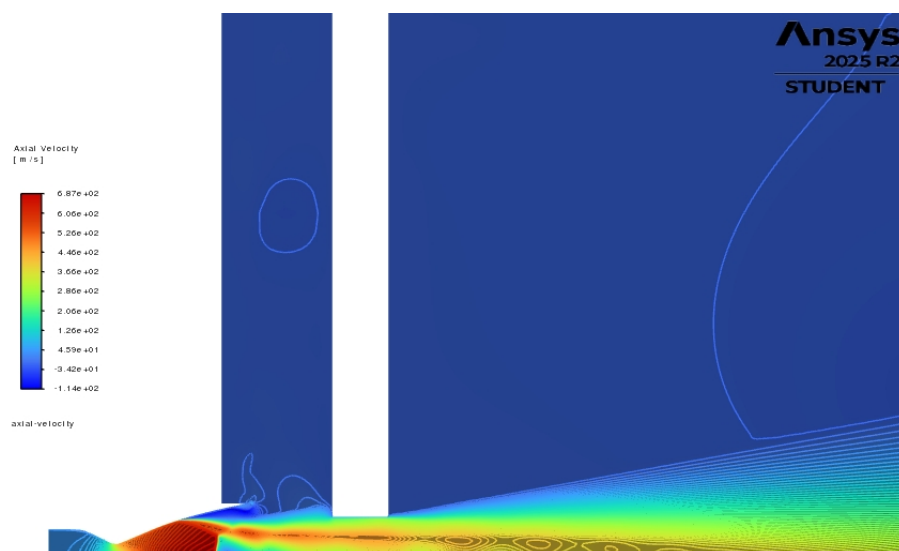


Figure 4.36: Velocità Assiale a NPR=15

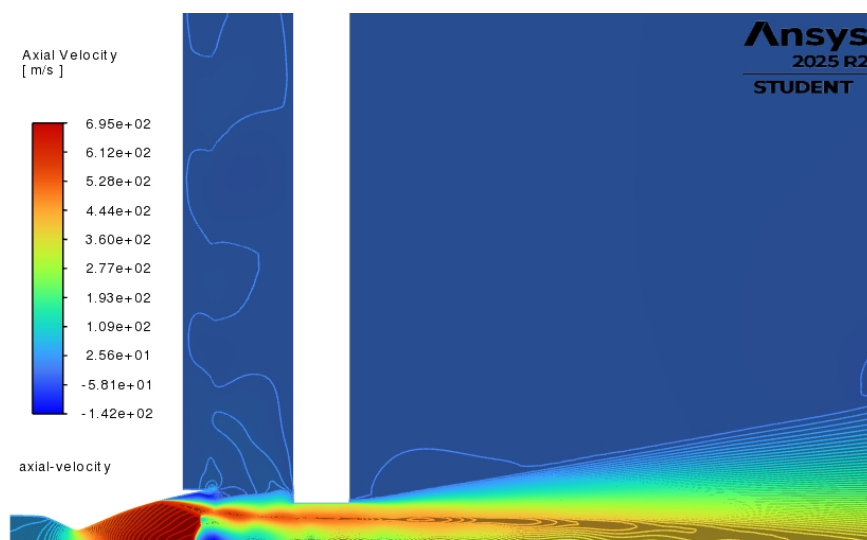


Figure 4.37: Velocità Assiale a NPR=20

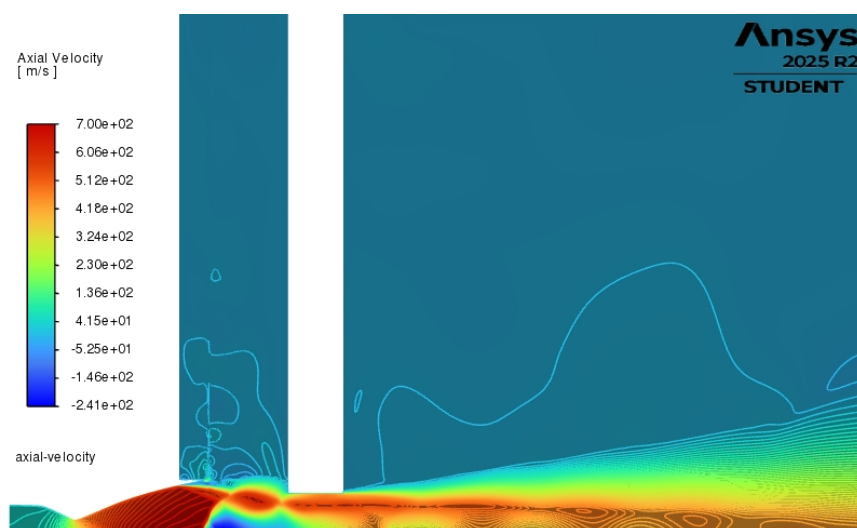


Figure 4.38: Velocità Assiale a NPR=25

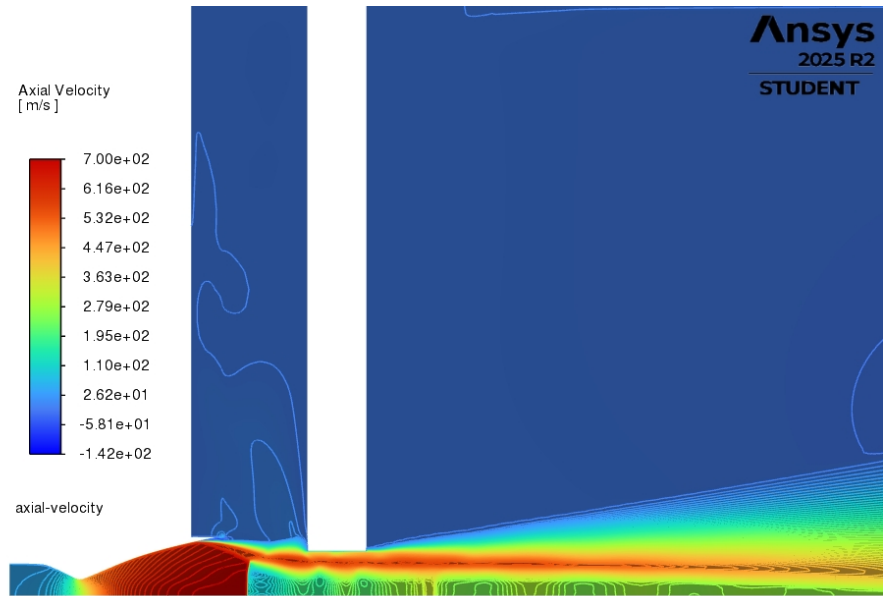


Figure 4.39: Velocità Assiale a NPR=30

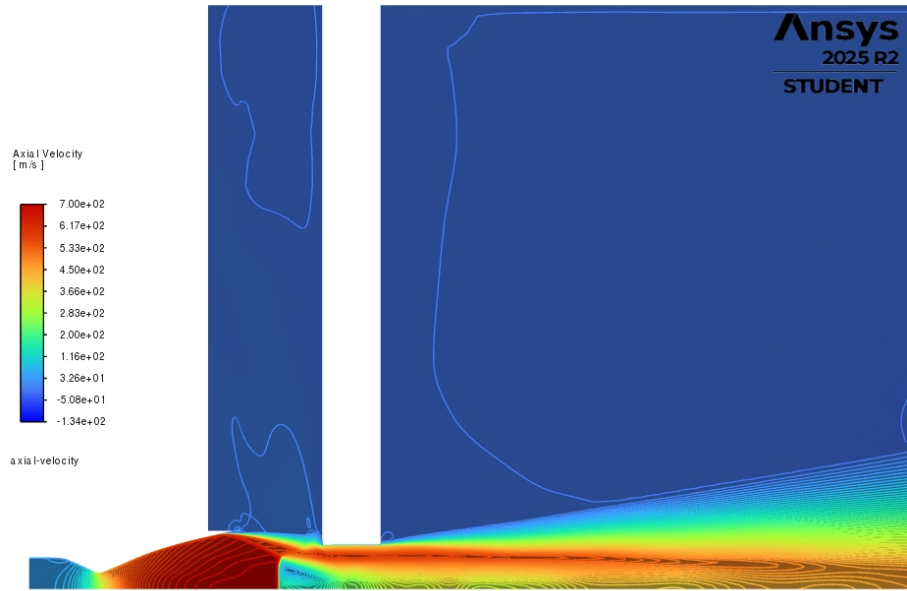


Figure 4.40: Velocità Assiale a NPR=35

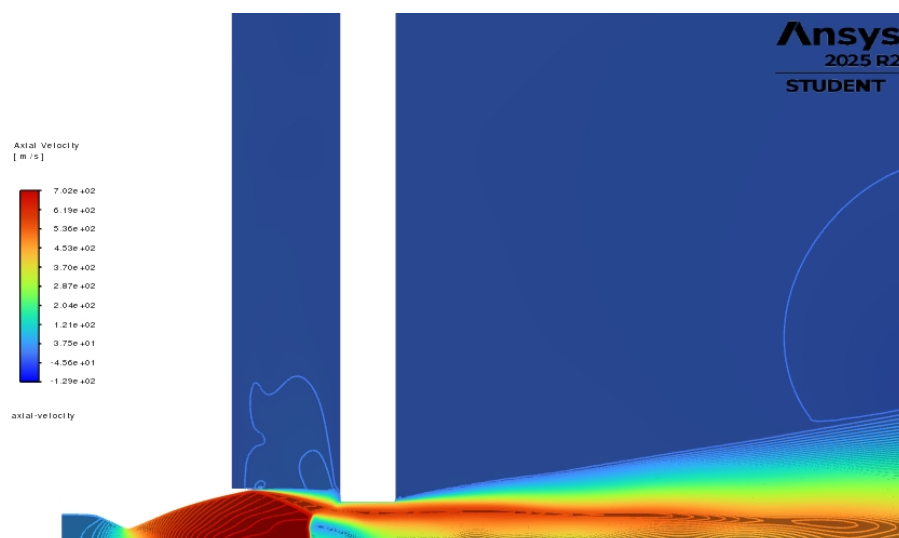


Figure 4.41: Velocità Assiale a NPR=40

Campo di Viscosità Turbolenta

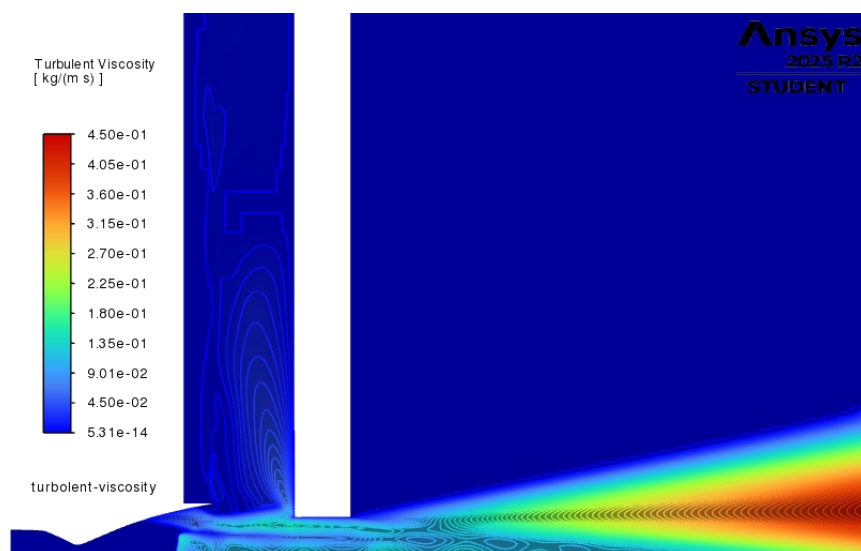


Figure 4.42: Viscosità Turbolenta a NPR=15

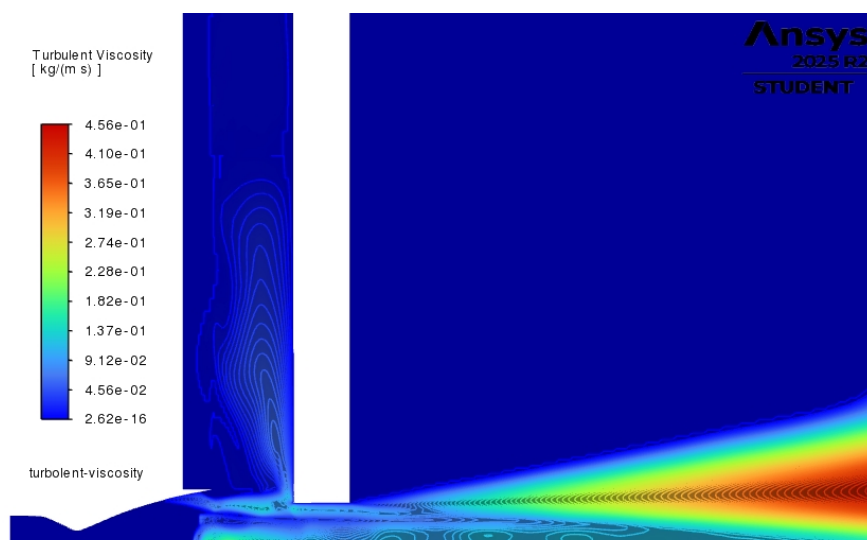


Figure 4.43: Viscosità Turbolenta a NPR=20

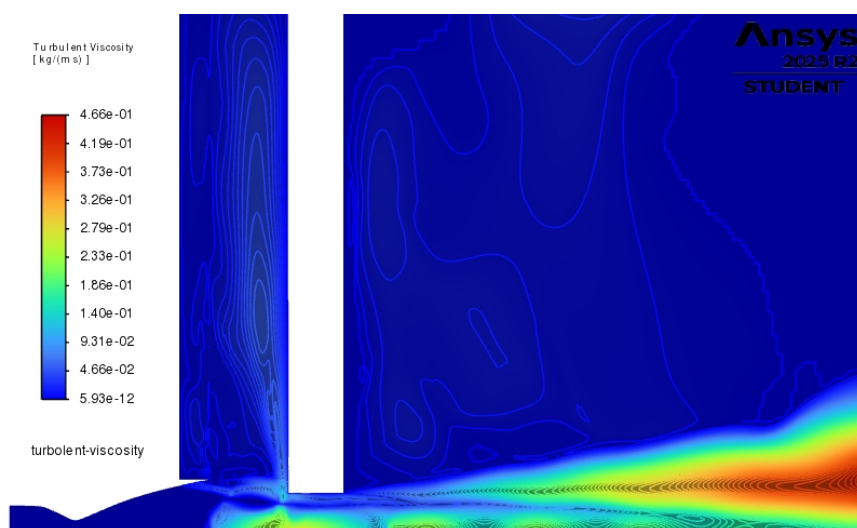


Figure 4.44: Viscosità Turbolenta a NPR=25

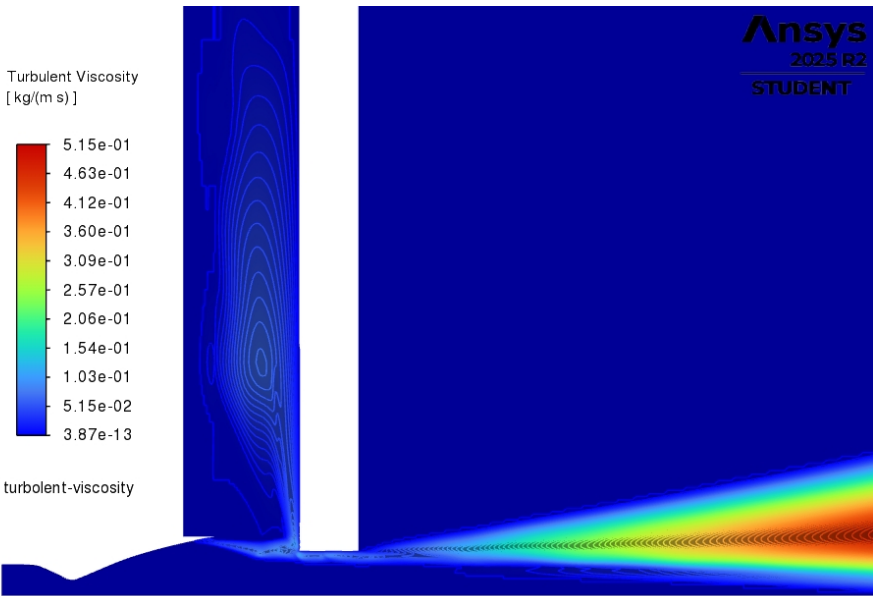


Figure 4.45: Viscosità Turbolenta a NPR=30

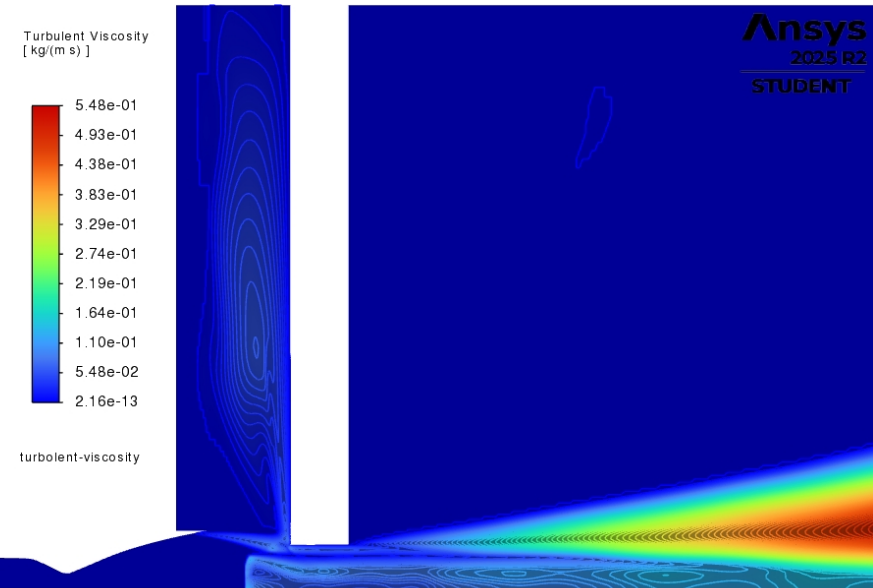


Figure 4.46: Viscosità Turbolenta a NPR=35

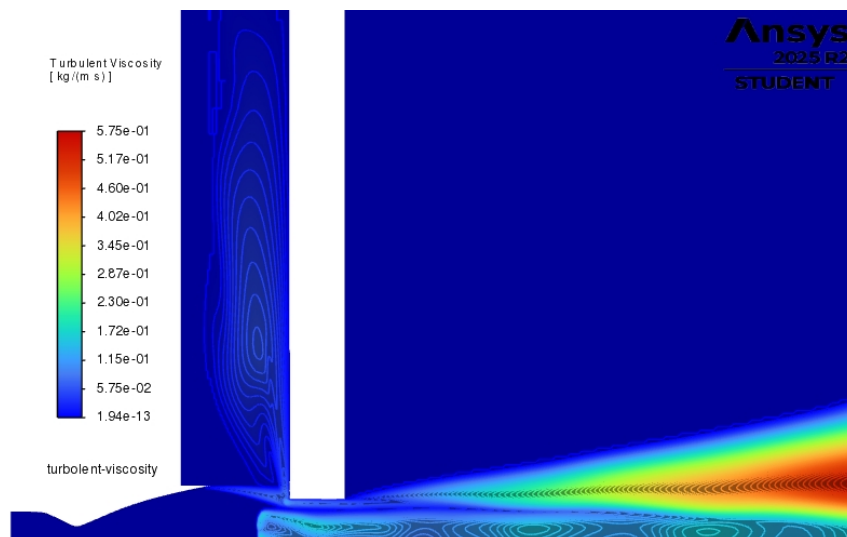


Figure 4.47: Viscosità Turbolenta a NPR=40

Dall'osservazione dei vari contours di numero di Mach, Velocità assiale e Viscosità Turbolenta, si osserva un comportamento non atteso per il caso a $\text{NPR} = 25$. In particolare, il Guide Tube agisce in modo simile a un flame deflector: il flusso si frammenta, con una parte che segue il condotto e un'altra che viene riflessa lungo la parete. Tuttavia, per valori di NPR più elevati, l'energia del getto è sufficiente a mantenere il flusso incanalato, e ritorna a comportarsi in modo simile ai casi a NPR più bassi. Analisi più approfondite sono riportate qui di seguito.

4.3.4 Risultati sul punto di separazione del flusso

Spostamento del disco di Mach

Nei grafici seguenti sono mostrati l'andamento della pressione assiale e quello della velocità assiale in funzione della coordinata assiale adimensionale rispetto al raggio di gola x/R^* .

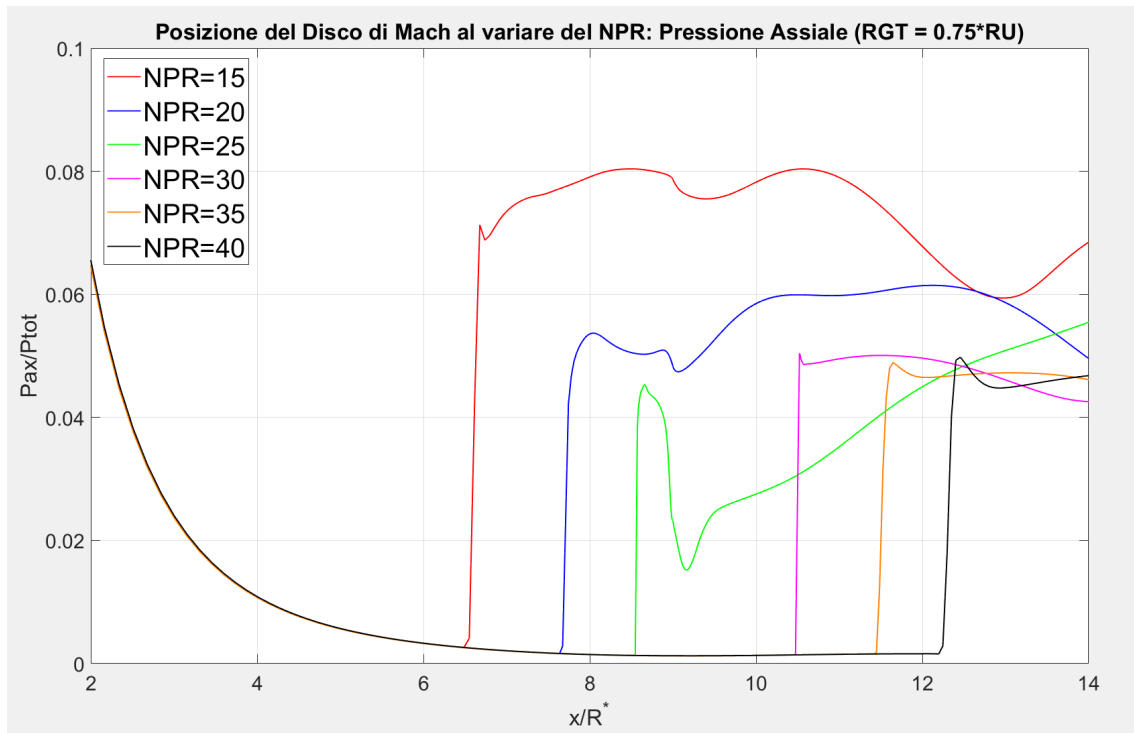


Figure 4.48: Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Pressione Assiale

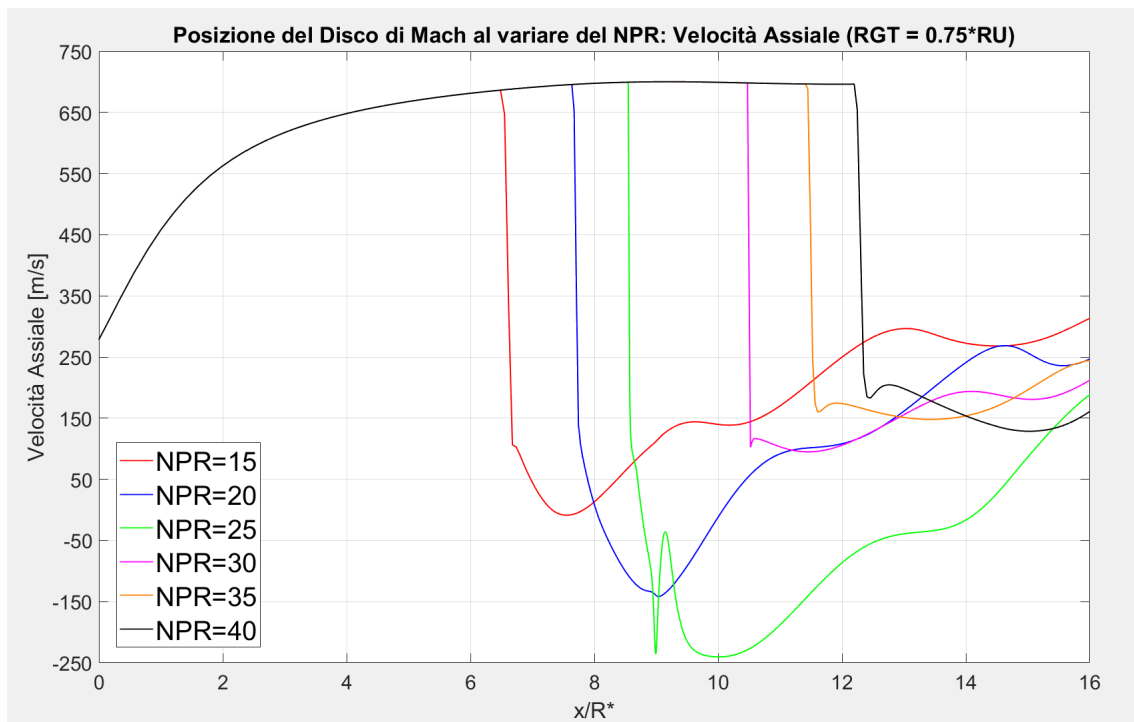


Figure 4.49: Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Velocità Assiale

Spostamento del punto di separazione

I grafici seguenti illustrano l'evoluzione della pressione a parete e dello sforzo di taglio al variare della coordinata assiale adimensionata rispetto al raggio di gola x/R^* .

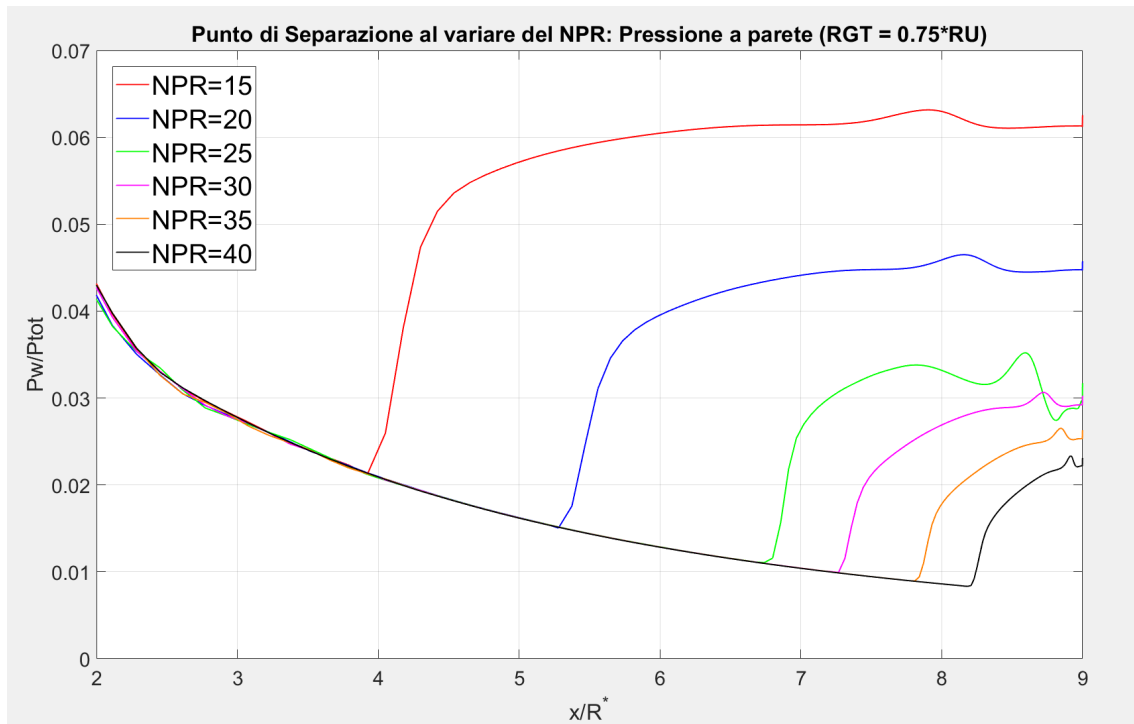


Figure 4.50: Posizione del punto di separazione al variare del NPR: Pressione a parete

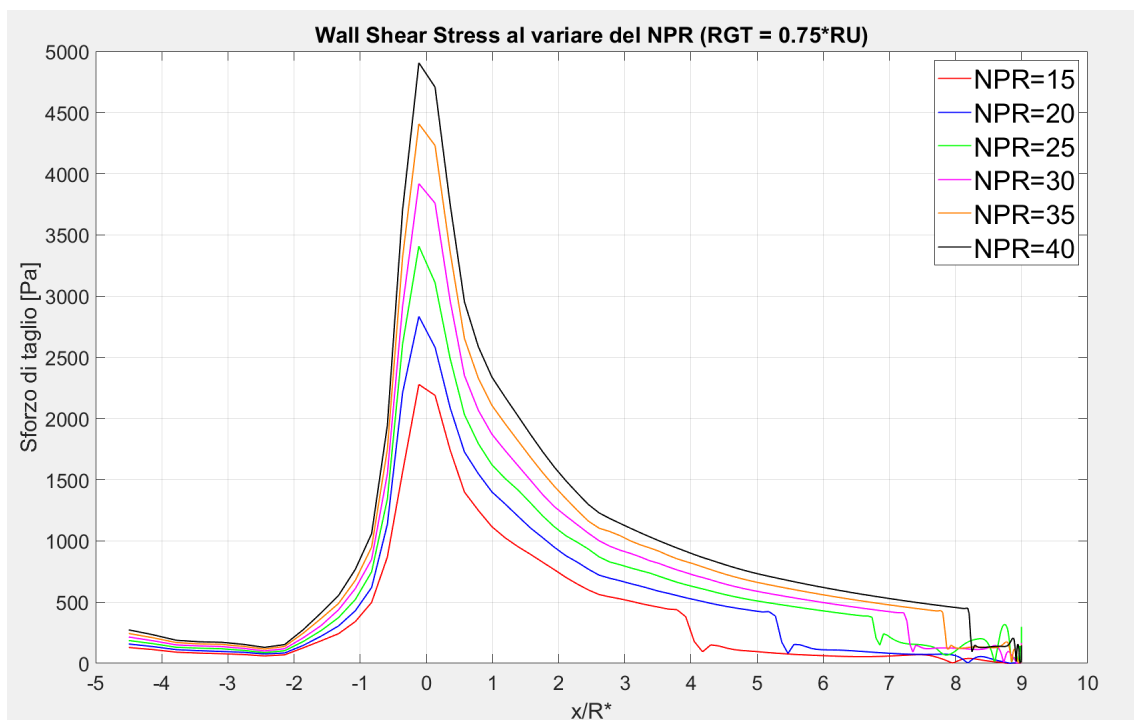


Figure 4.51: Sforzo di taglio al variare del NPR

Lo spostamento del punto di separazione aumenta all'aumentare del NPR, come osservato nei casi precedenti.

Di particolare interesse, come detto in precedenza, è il caso a $\text{NPR} = 25$, in cui il comportamento del Guide Tube risulta analogo a quello di un flame deflector. In questa configurazione, il punto di separazione mostra uno spostamento più a valle rispetto all'uscita dell'ugello, risultando più distante rispetto alle configurazioni precedentemente analizzate allo stesso NPR.

Questo spostamento a valle è vantaggioso in quanto riduce le turbolenze e le perdite di pressione vicino all'uscita, contribuendo a diminuire i side loads e migliorando l'efficienza e la stabilità complessiva del getto.

4.4 Guide Tube a $R_{GT} = 0.5R_{ugello}$

Come ultimo caso preso in considerazione, si è deciso di analizzare una configurazione del Guide Tube ulteriormente ristretta, con raggio pari a metà del raggio della sezione di uscita dell'ugello.

4.4.1 Geometria del Guide Tube

La figura seguente mostra la geometria del Guide Tube per questa configurazione più estrema, con raggio pari a metà della sezione di uscita dell'ugello.

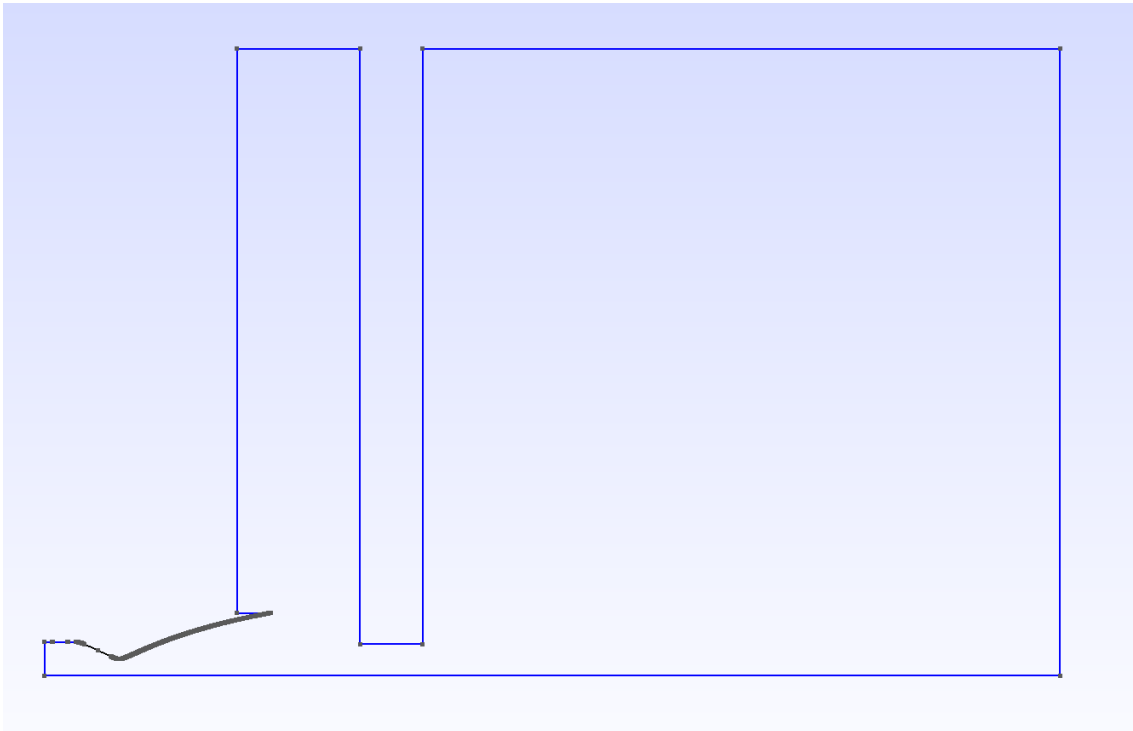
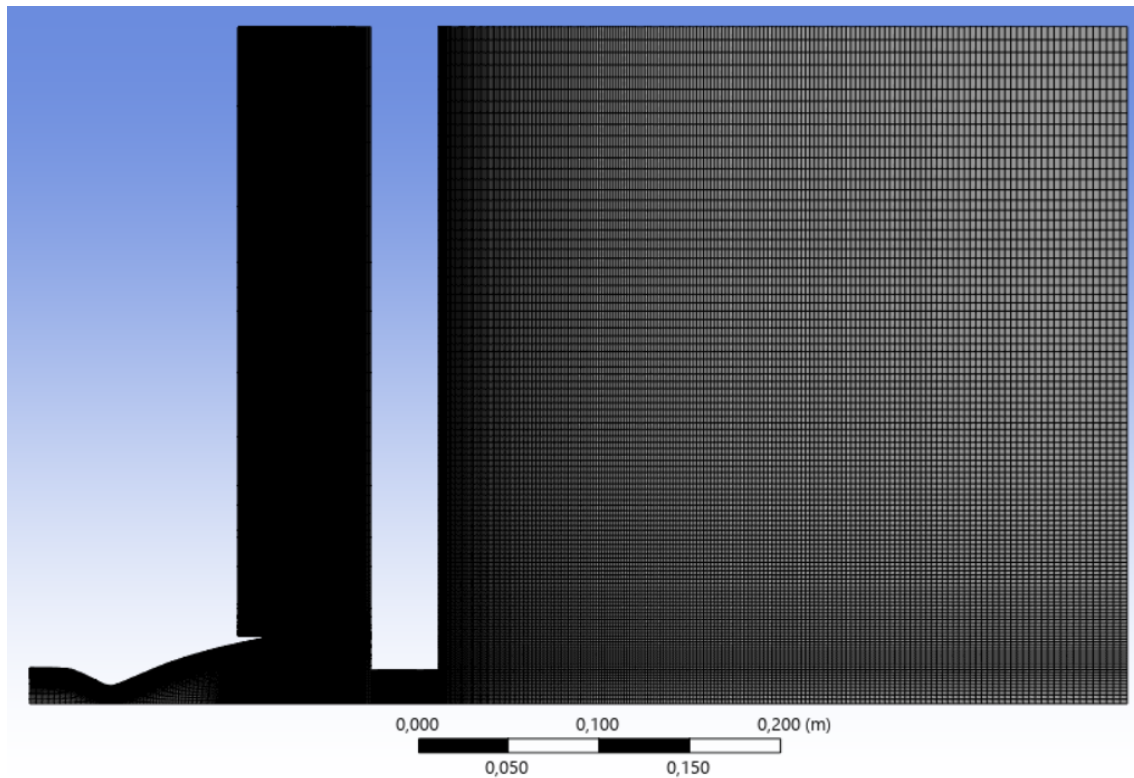


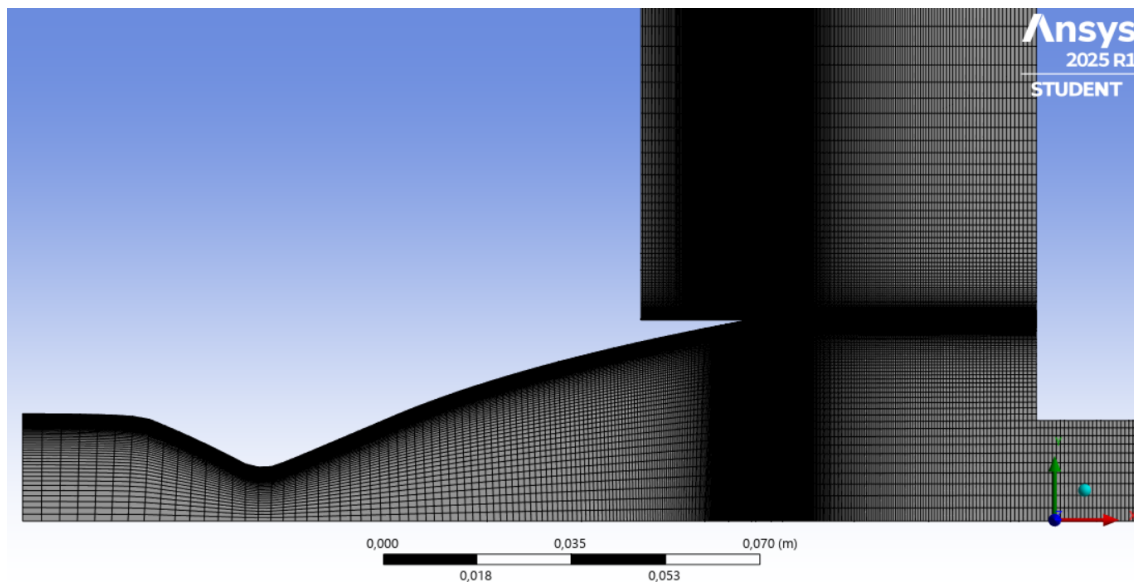
Figure 4.52: Geometria del Guide Tube con $R_{GT} = 0.5R_U$

4.4.2 Mesh del Guide Tube

La realizzazione della griglia computazionale è stata svolta analogamente ai casi precedentemente studiati.

Figure 4.53: Mesh del Guide Tube con $R_{GT} = 0.5R_U$

Anche per questa configurazione, è stato applicato un specifico valore di Bias Factor in prossimità della parete del Guide Tube, al fine di ottenere un infittimento coerente con la mesh dell'ugello.

Figure 4.54: Dettaglio della mesh del Guide Tube con $R_{GT} = 0.5R_U$

4.4.3 Visualizzazione grafica dei risultati

L'analisi si concentra sullo studio dello spostamento del punto di separazione per i seguenti valori di NPR:

- NPR = 15
- NPR = 20
- NPR = 25
- NPR = 30
- NPR = 35
- NPR = 40

I campi di moto riportati saranno visualizzati con una scala colori, in cui il blu e il rosso rappresentano rispettivamente i valori minimo e massimo del campo.

Campo di Mach

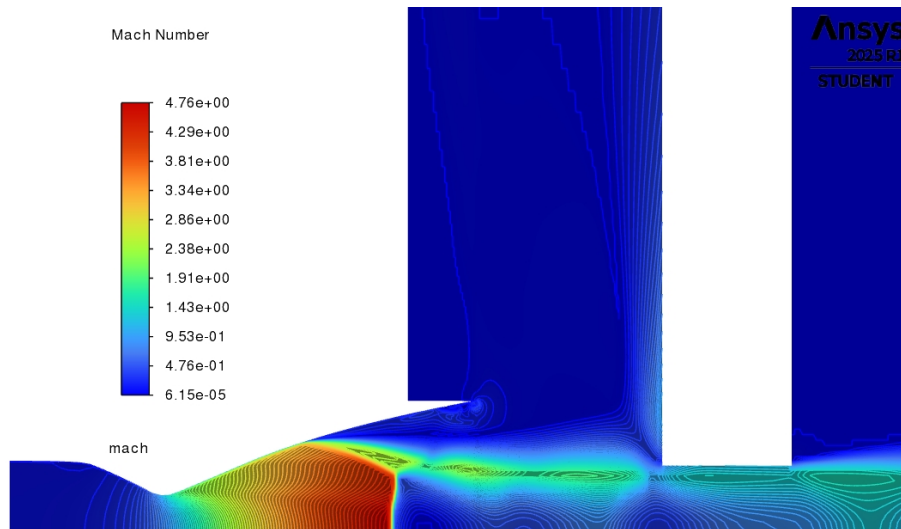


Figure 4.55: Mach a NPR=15

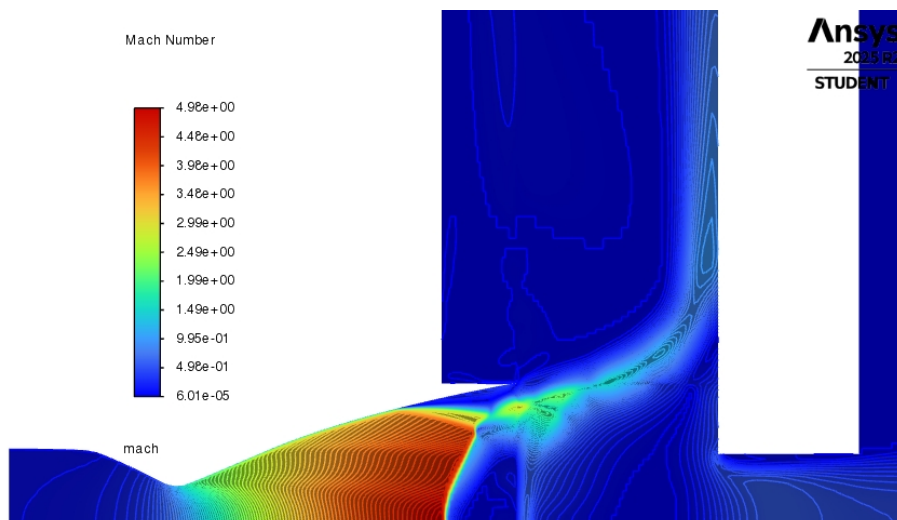


Figure 4.56: Mach a NPR=20

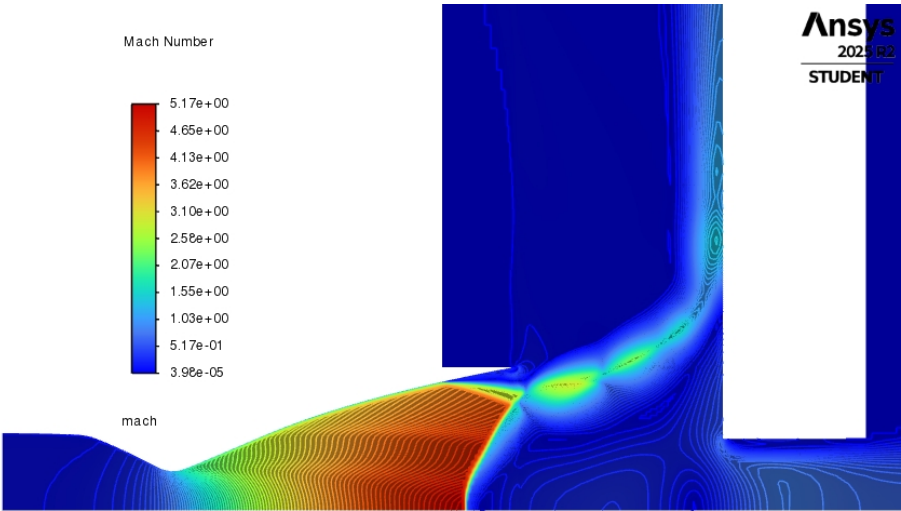


Figure 4.57: Mach a NPR=25

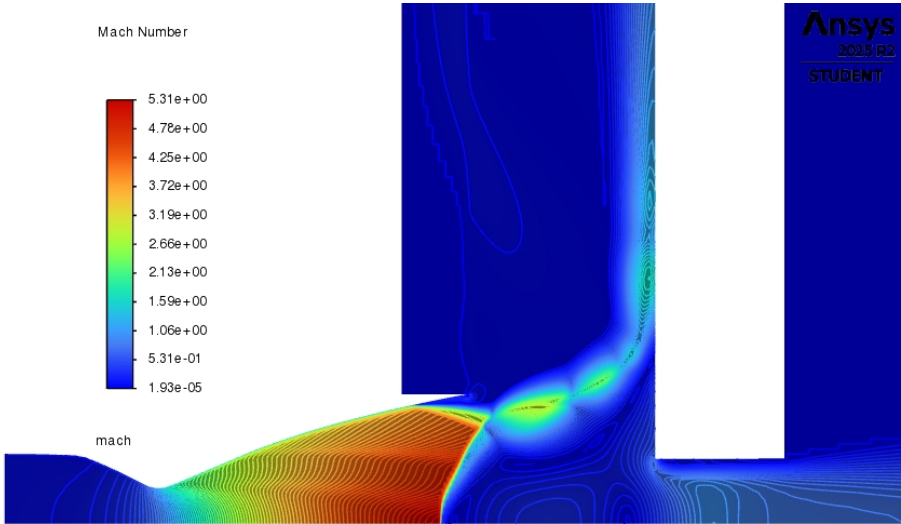


Figure 4.58: Mach a NPR=30

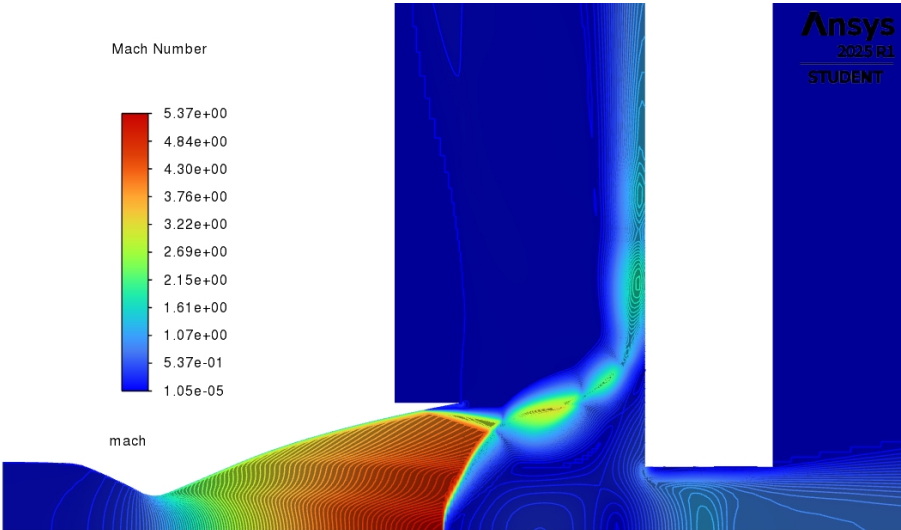


Figure 4.59: Mach a NPR=35

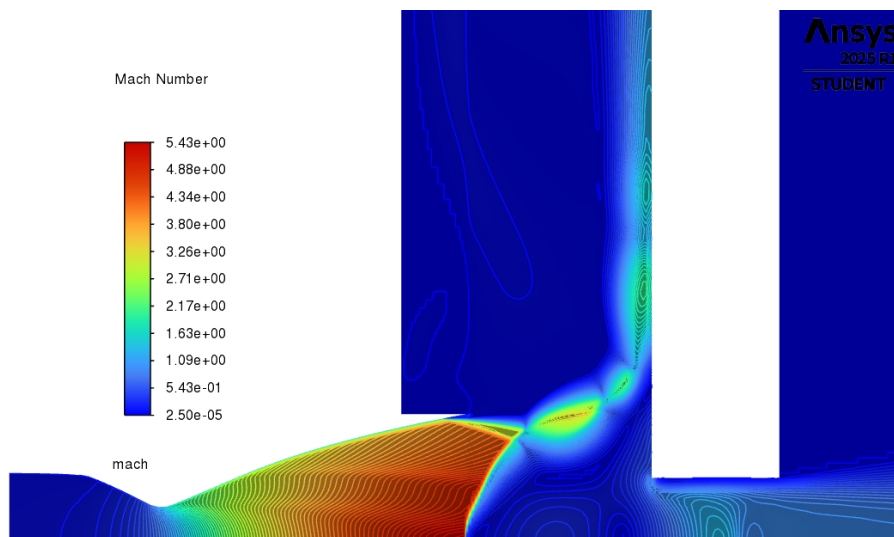


Figure 4.60: Mach a NPR=40

Campo di Velocità Assiale

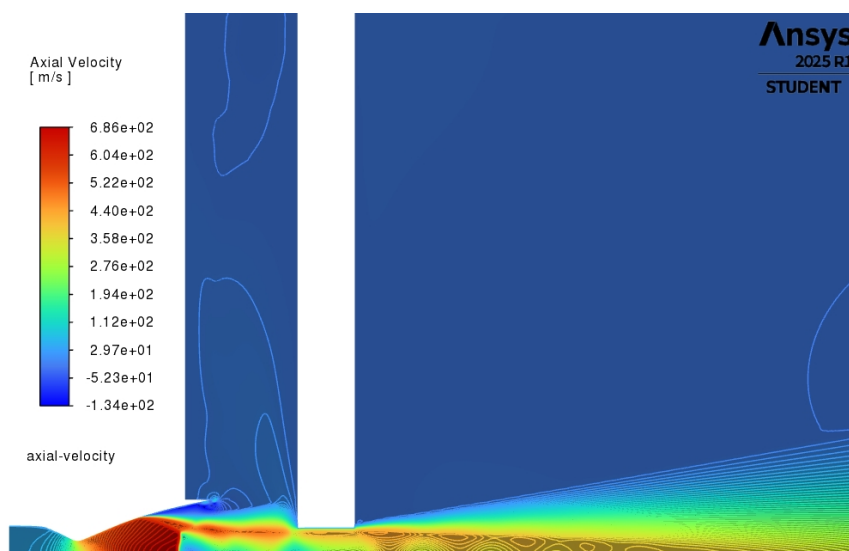


Figure 4.61: Velocità Assiale a NPR=15

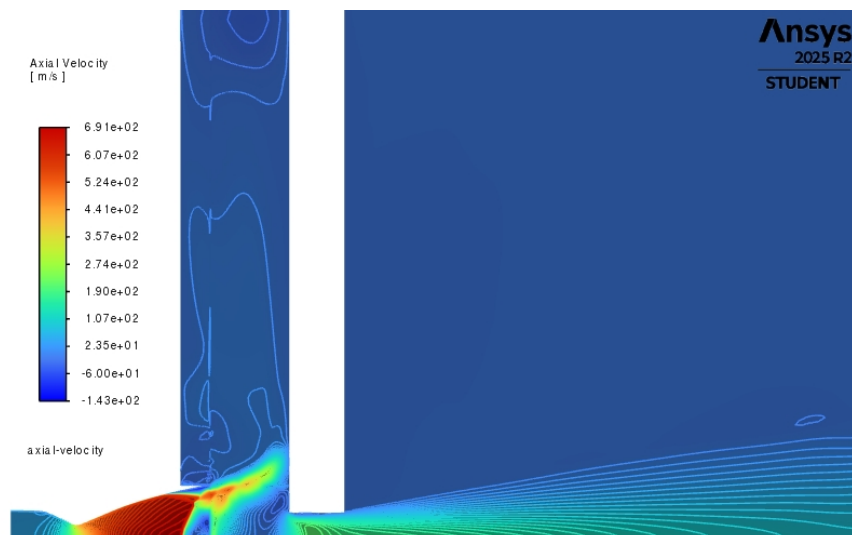


Figure 4.62: Velocità Assiale a NPR=20

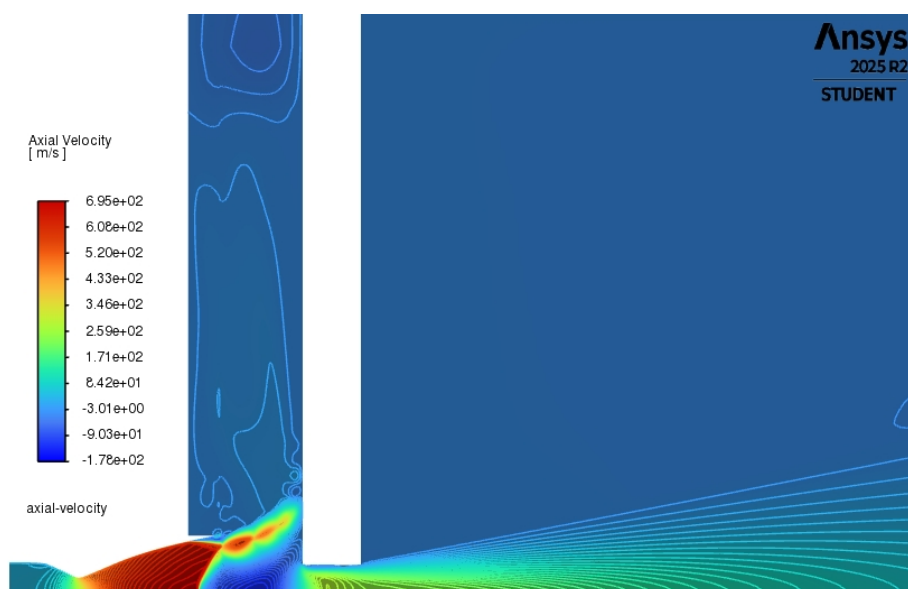


Figure 4.63: Velocità Assiale a NPR=25

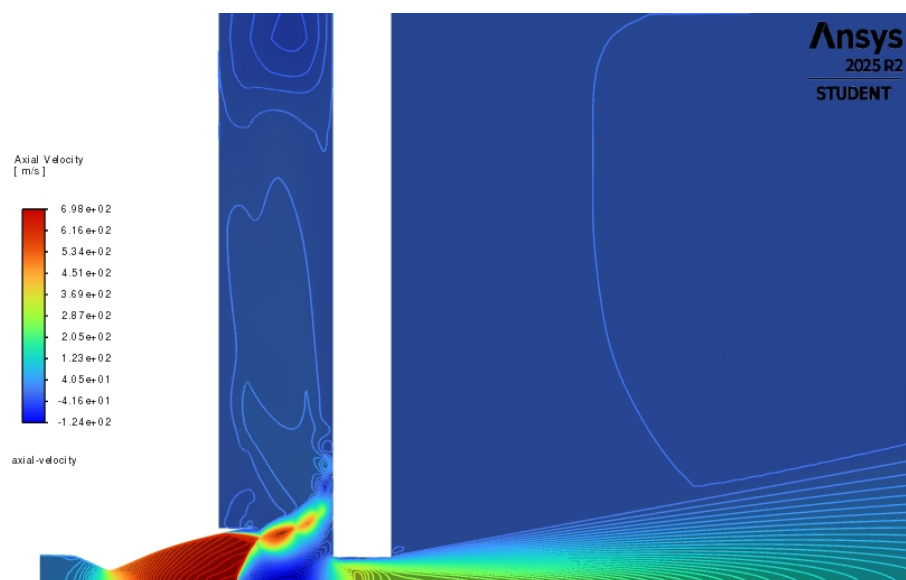


Figure 4.64: Velocità Assiale a NPR=30

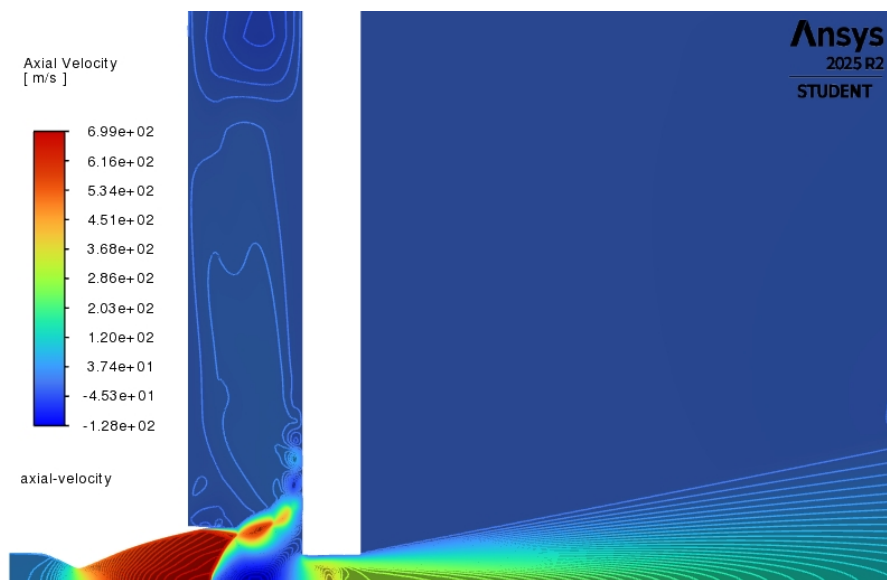


Figure 4.65: Velocità Assiale a NPR=35

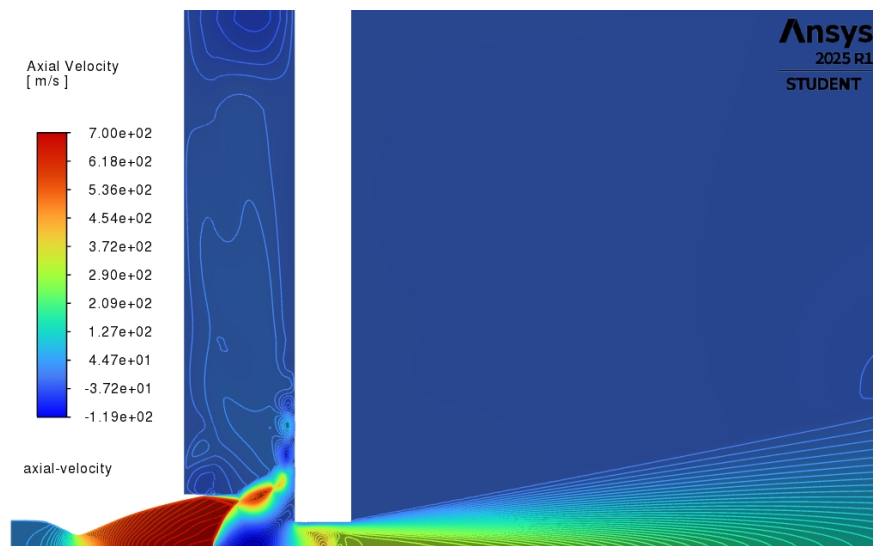


Figure 4.66: Velocità Assiale a NPR=40

Campo di Viscosità Turbolenta

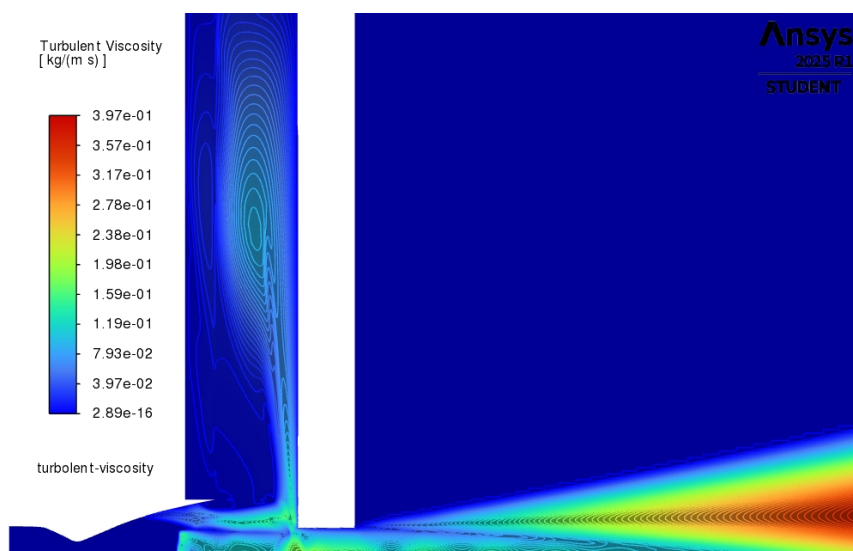


Figure 4.67: Viscosità Turbolenta a NPR=15

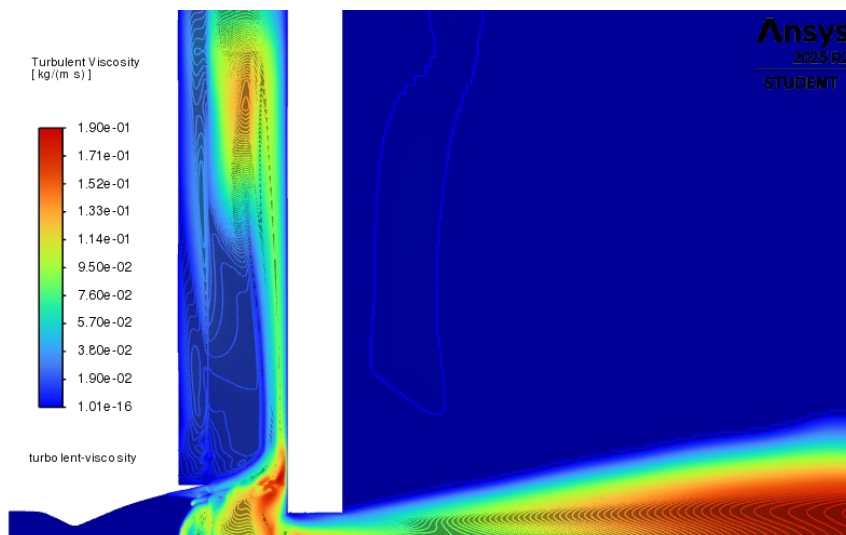


Figure 4.68: Viscosità Turbolenta a NPR=20

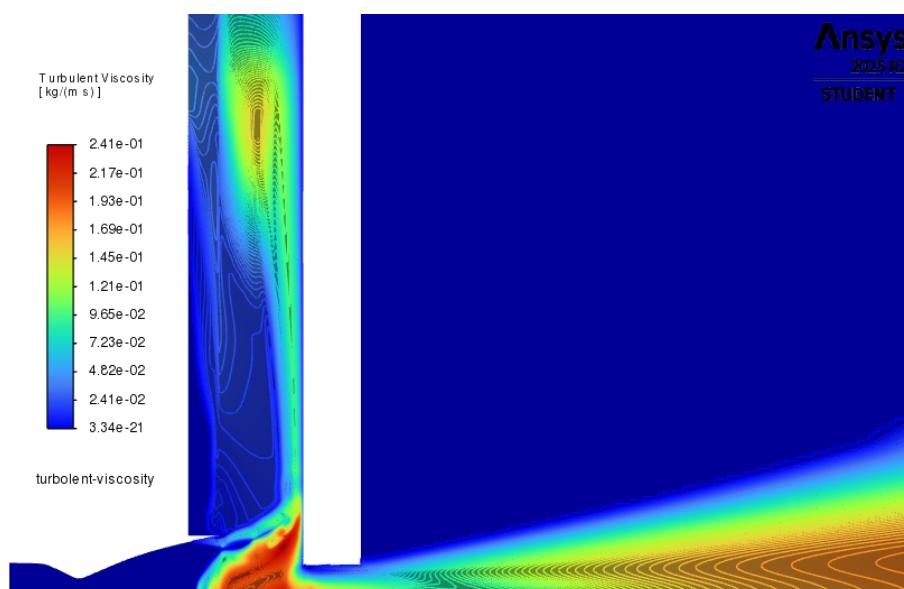


Figure 4.69: Viscosità Turbolenta a NPR=25

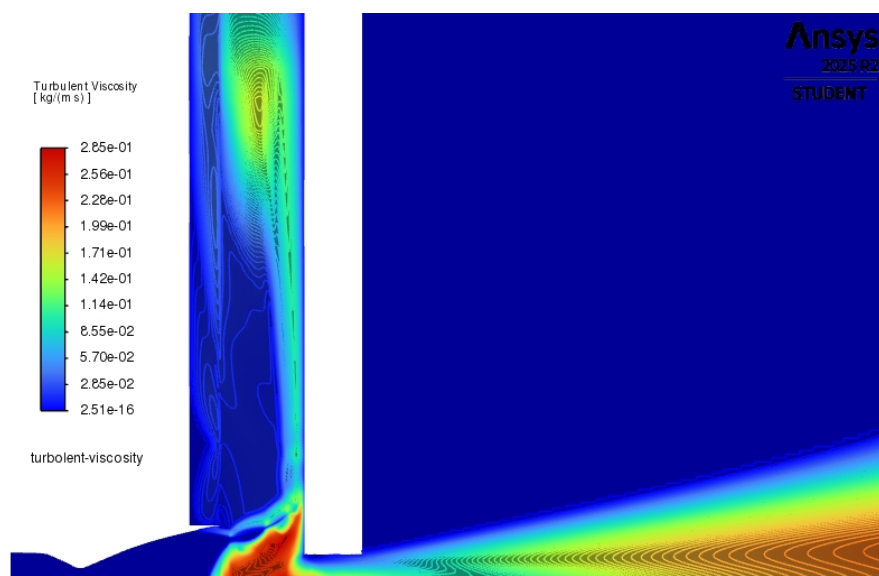


Figure 4.70: Viscosità Turbolenta a NPR=30

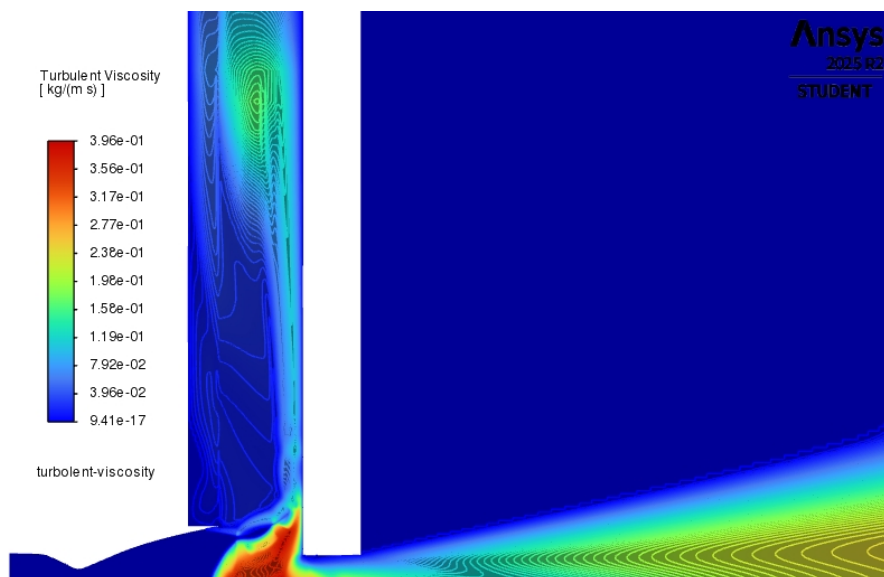


Figure 4.71: Viscosità Turbolenta a NPR=35

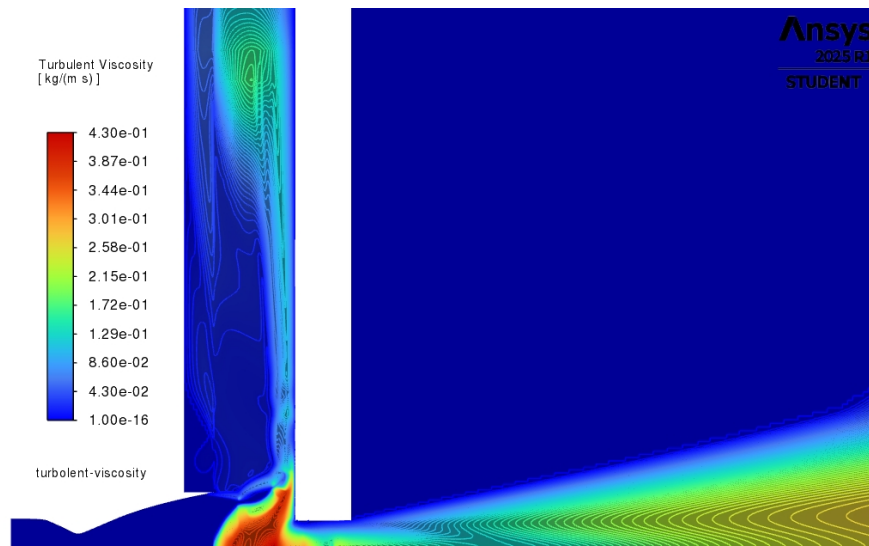


Figure 4.72: Viscosità Turbolenta a NPR=40

4.4.4 Risultati sul punto di separazione del flusso

Spostamento del disco di Mach

Nei grafici seguenti sono mostrati l'andamento della pressione assiale e quello della velocità assiale in funzione della coordinata assiale adimensionale rispetto al raggio di gola x/R^* .

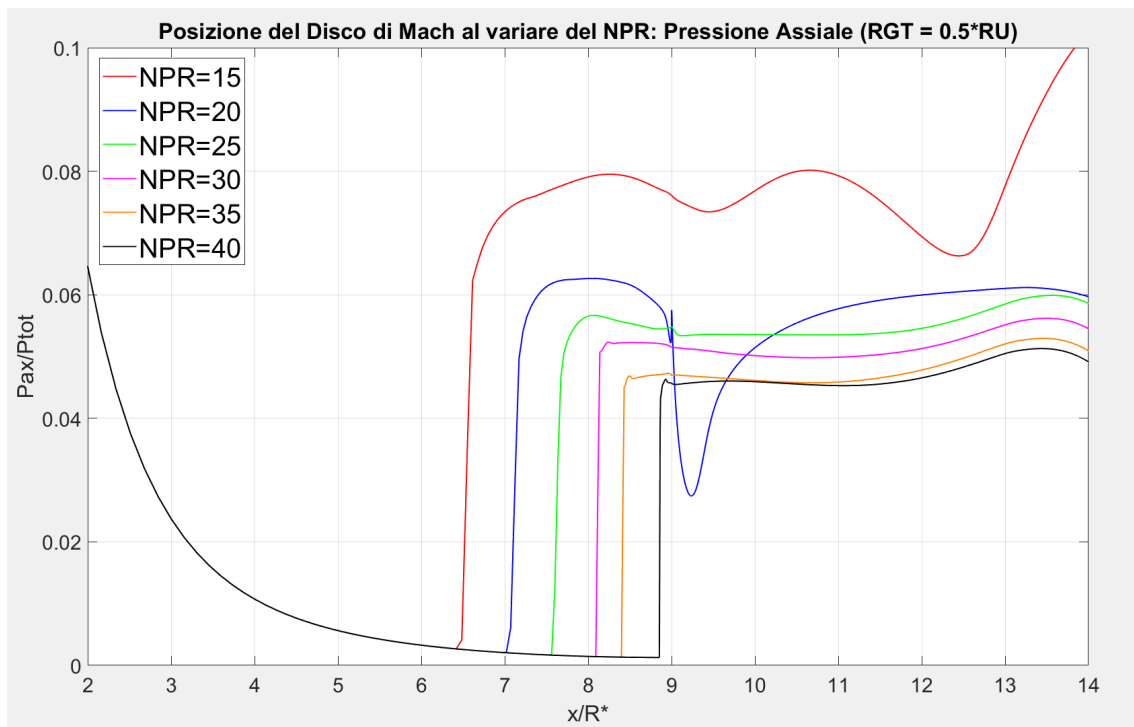


Figure 4.73: Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Pressione Assiale

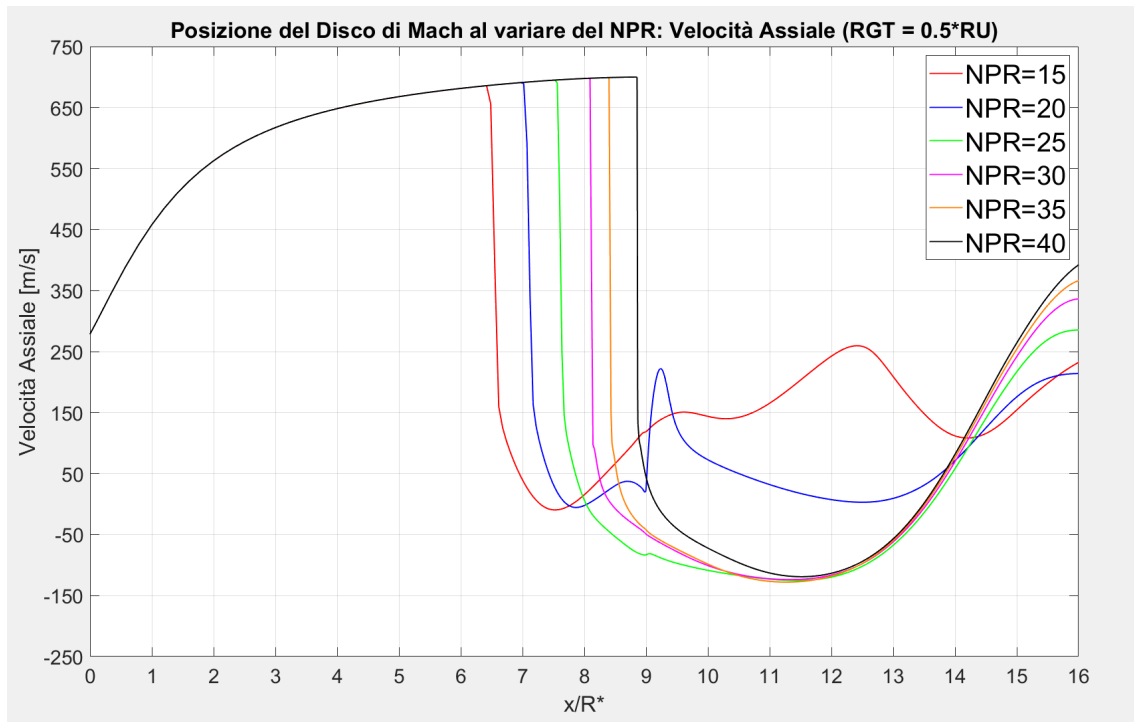


Figure 4.74: Posizione del Disco di Mach al variare del NPR: Velocità Assiale

Spostamento del punto di separazione

I grafici seguenti illustrano l'evoluzione della pressione a parete e dello sforzo di taglio al variare della coordinata assiale adimensionata rispetto al raggio di gola x/R^* .

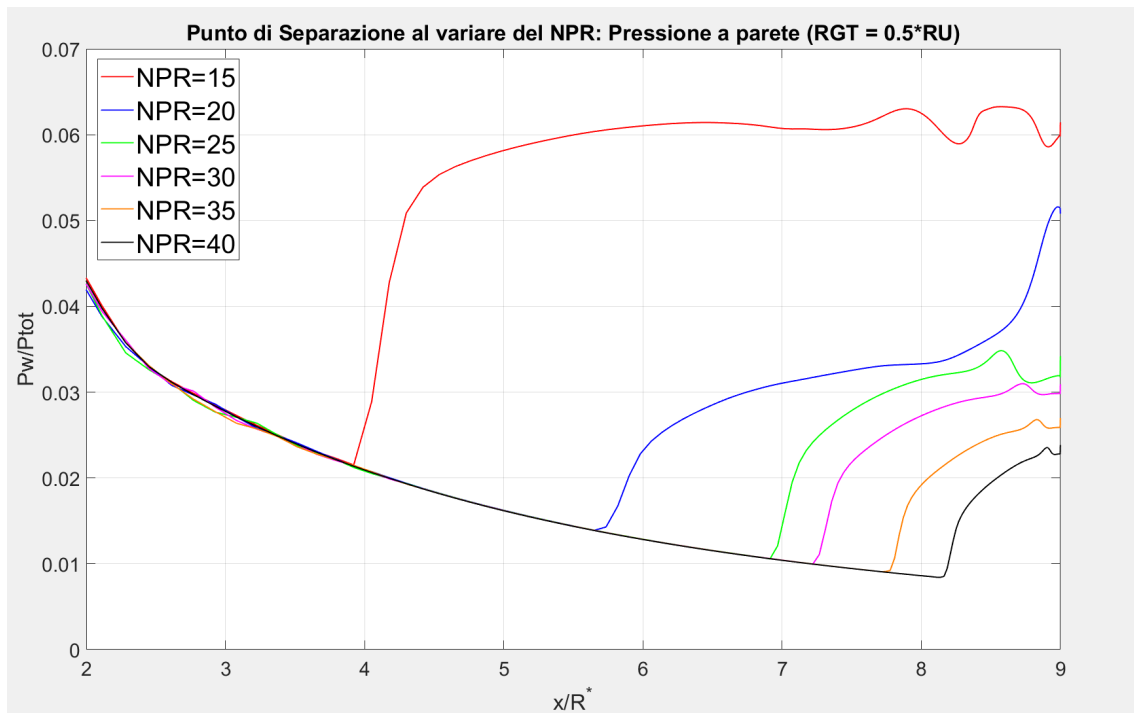


Figure 4.75: Posizione del punto di separazione al variare del NPR: Pressione a parete

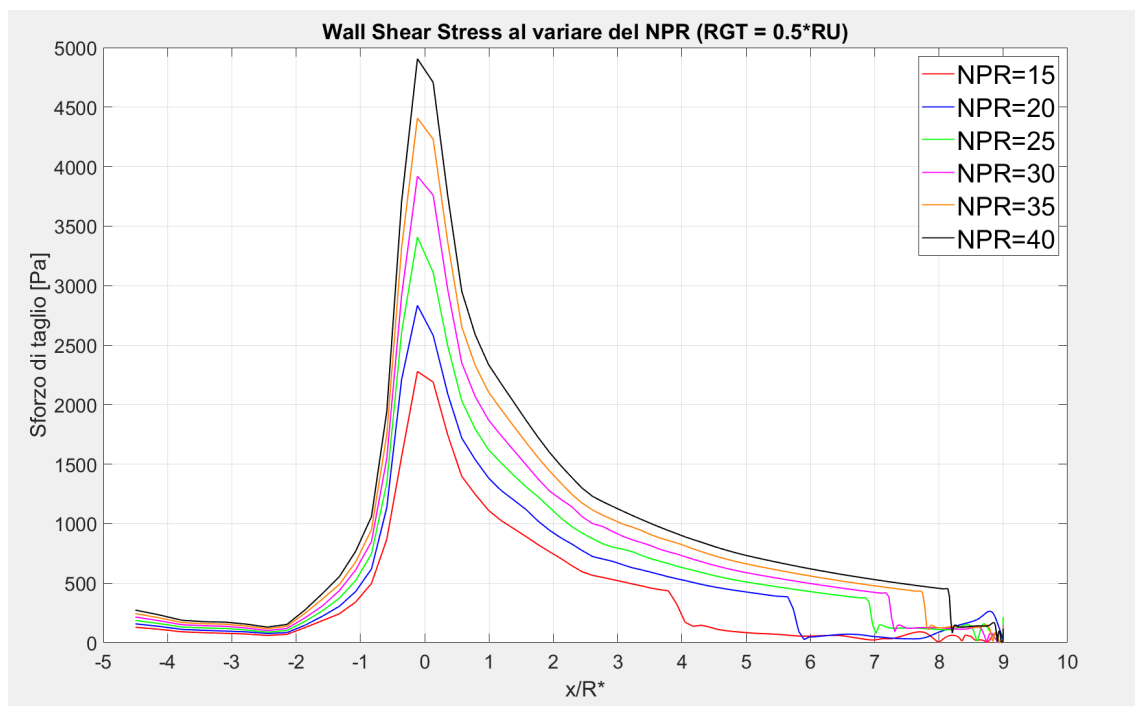


Figure 4.76: Sforzo di taglio al variare del NPR

Chapter 5

Confronto e discussione dei risultati

In questo capitolo vengono presenti i risultati di tutti casi test presi in considerazione e messi a confronto con l'obiettivo di valutare l'efficienza del Guide Tube sia in termini di spostamento del punto di separazione del flusso, sia per quanto riguarda la variazione della posizione del disco di Mach.

5.1 Spostamento del disco di Mach

Nei grafici seguenti sono mostrati l'andamento della velocità assiale in funzione della coordinata assiale adimensionata rispetto al raggio di gola x/R^* .

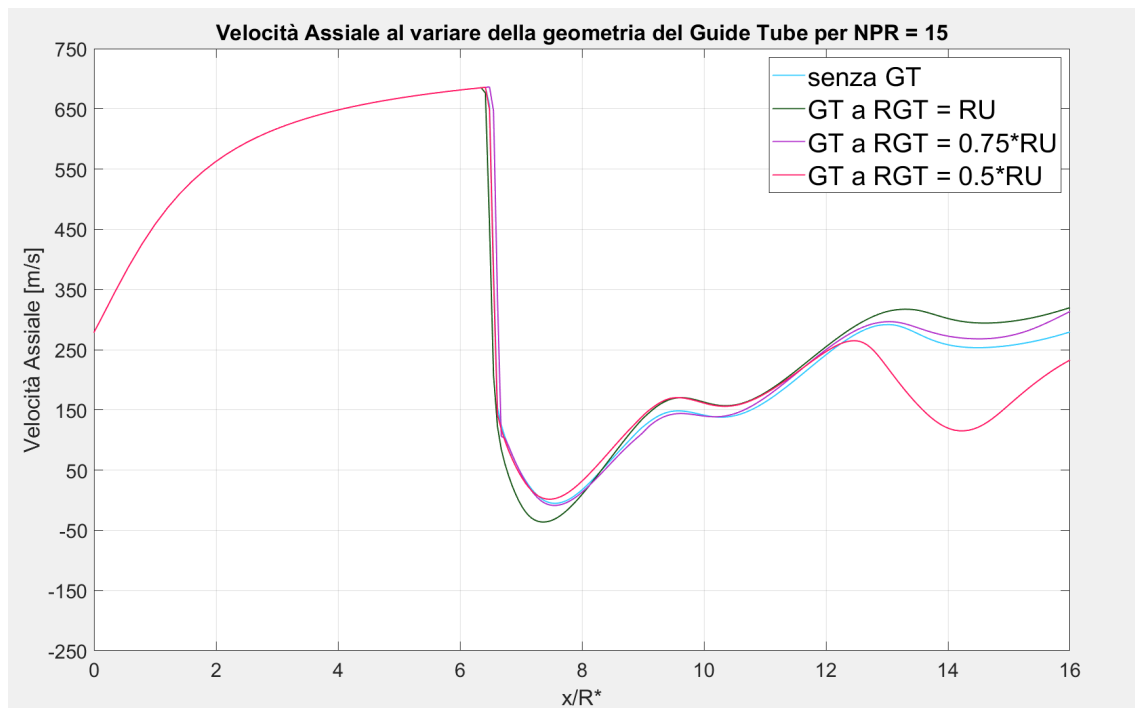


Figure 5.1: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 15: Velocità Assiale

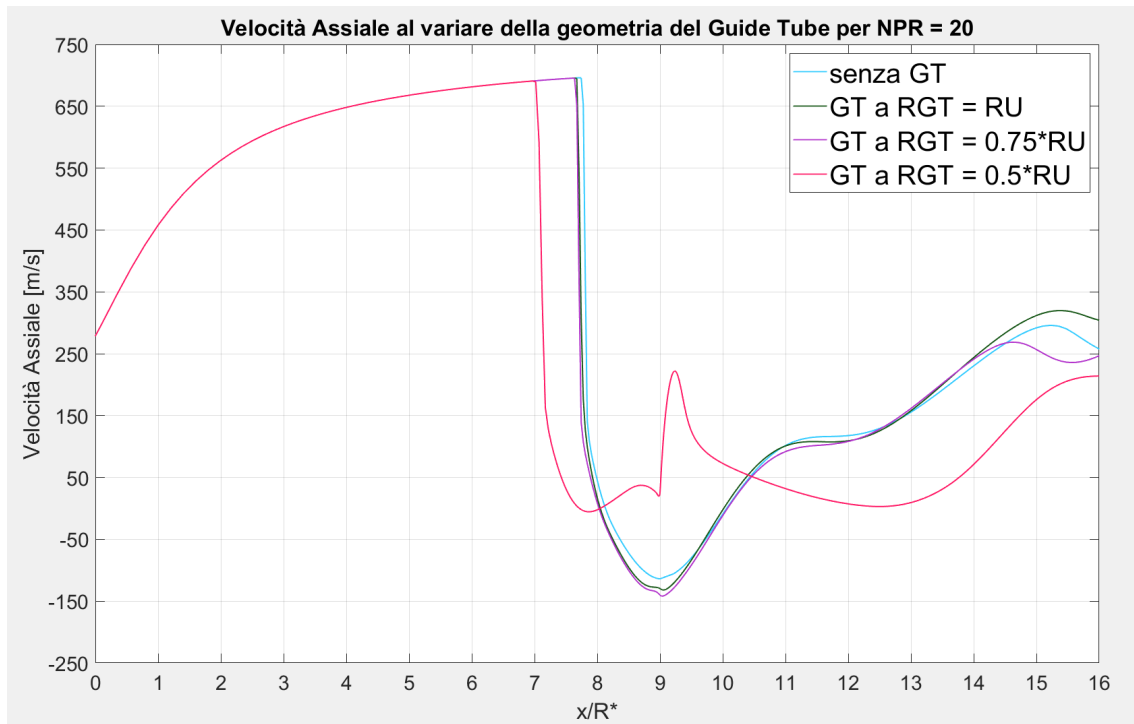


Figure 5.2: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 20: Velocità Assiale

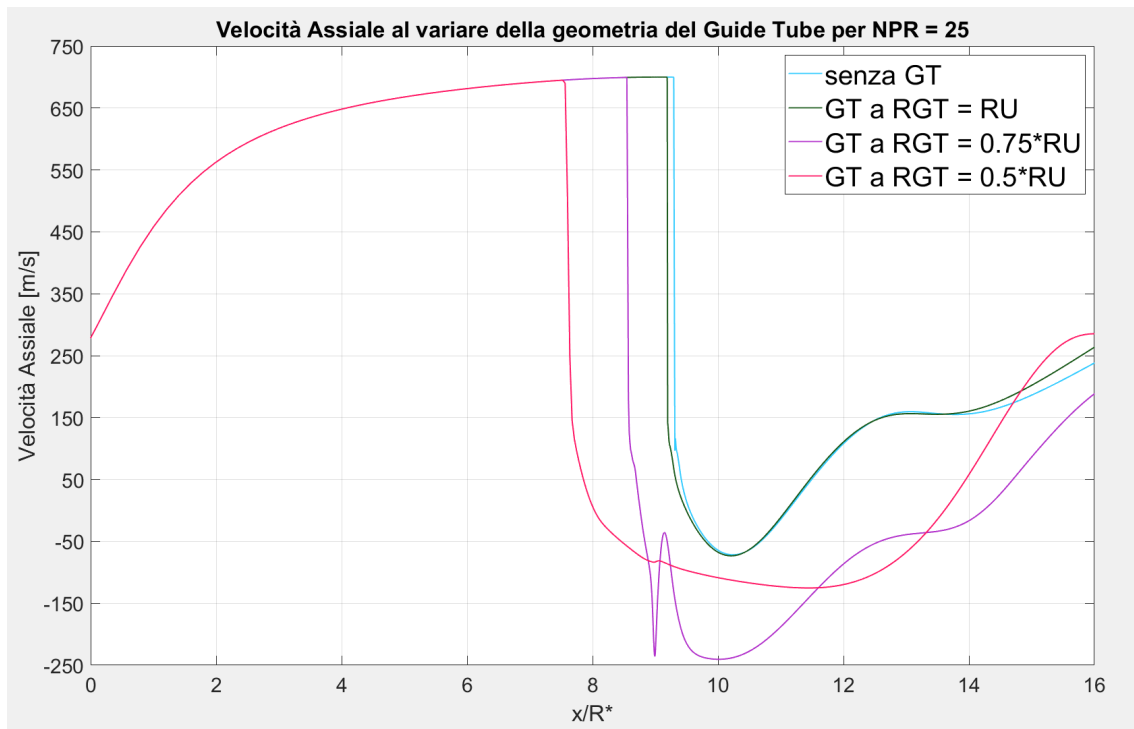


Figure 5.3: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 25: Velocità Assiale

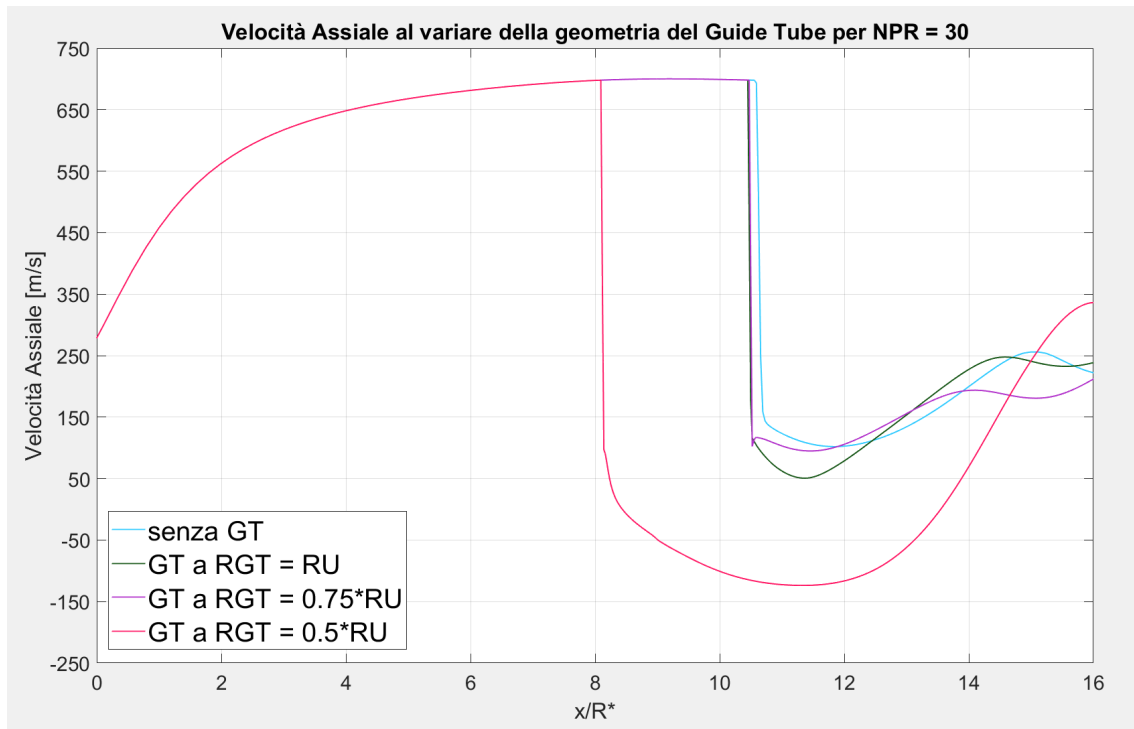


Figure 5.4: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 30: Velocità Assiale

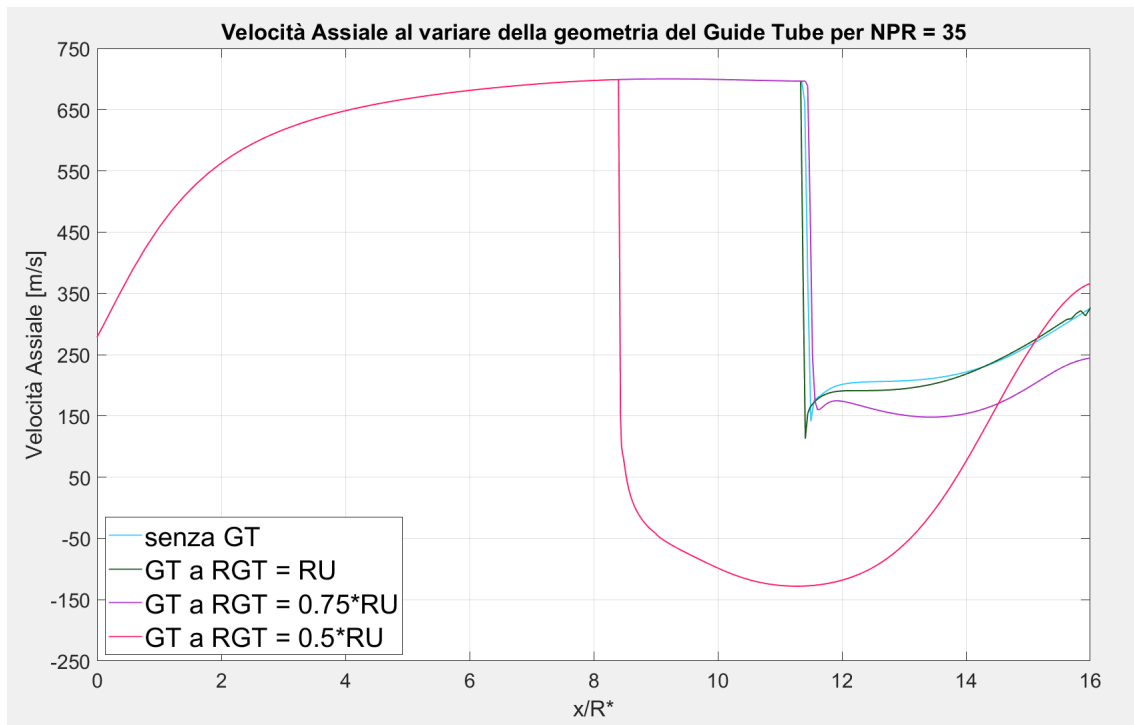


Figure 5.5: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 35: Velocità Assiale

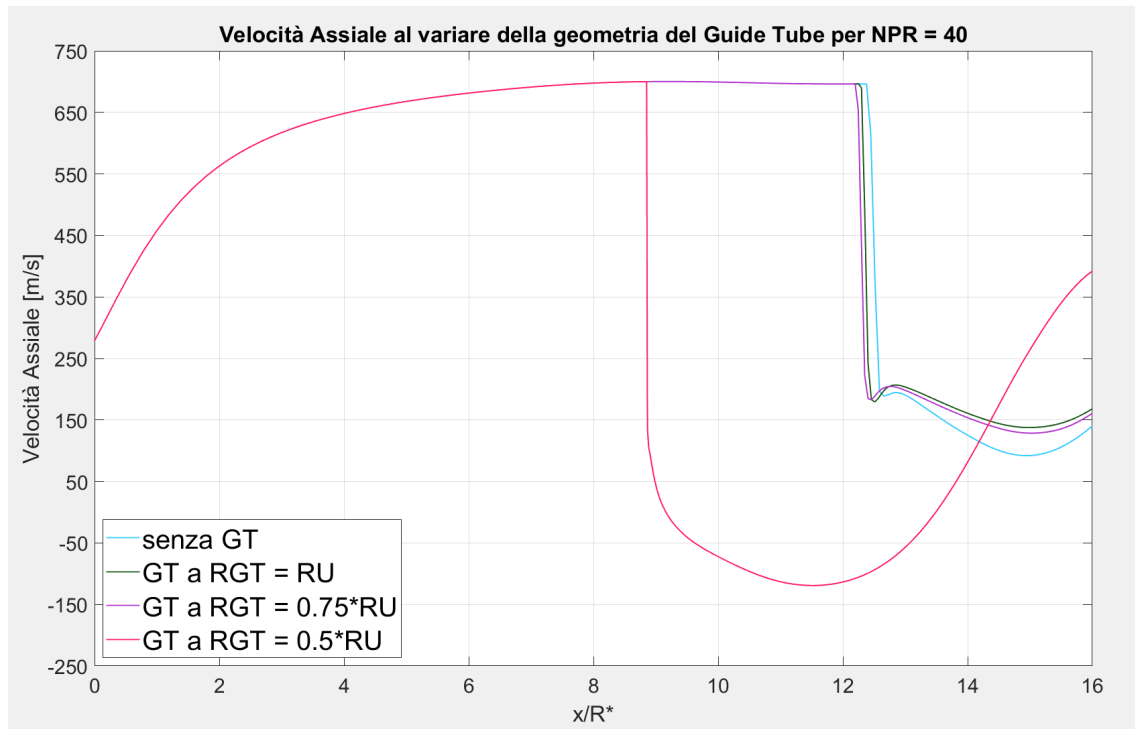


Figure 5.6: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 40: Velocità Assiale

La configurazione con Guide Tube avente raggio pari a $0.75R_U$ mostra un leggero spostamento a monte del disco di Mach solo per il caso NPR = 25. Questo comportamento suggerisce che il guide tube possa esercitare un effetto analogo a quello di un flame deflector, deviando parzialmente la struttura del getto.

La configurazione con guide tube di raggio pari alla metà del raggio di uscita dell'ugello presenta invece un comportamento più marcato: per valori di NPR maggiori o uguali a 20 si osserva uno spostamento sistematico a monte della formazione del disco di Mach, indicando un'influenza più significativa e persistente sulla struttura del flusso.

Al contrario, la configurazione di Guide Tube con raggio pari al raggio di uscita dell'ugello non evidenzia differenze apprezzabili rispetto al caso senza GT.

5.2 Spostamento del punto di separazione

I grafici seguenti illustrano andamento della pressione a parete al variare della coordinata assiale adimensionata rispetto al raggio di gola x/R^* .

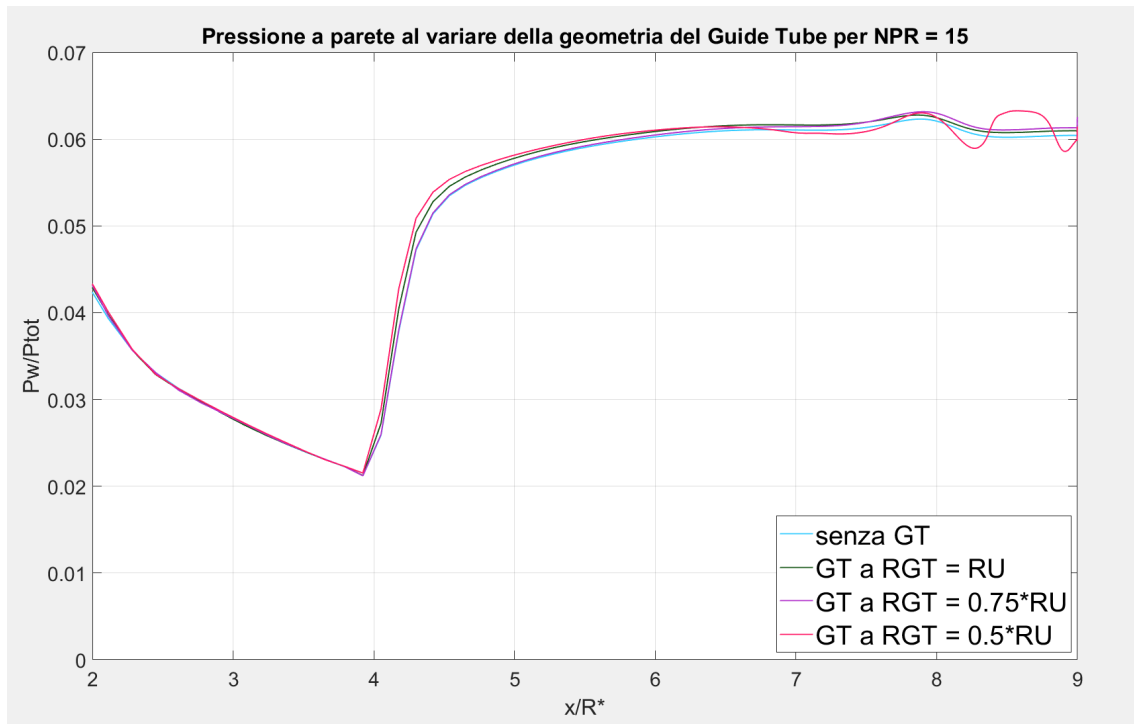


Figure 5.7: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 15: Wall Pressure

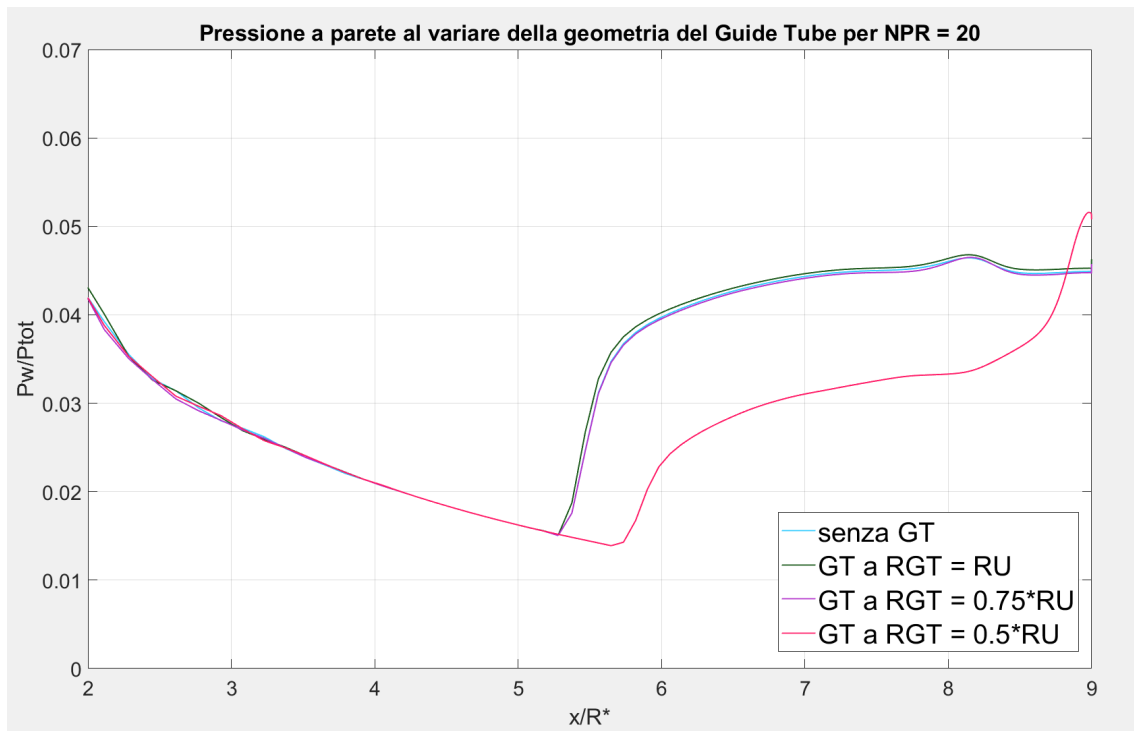


Figure 5.8: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 20: Wall Pressure

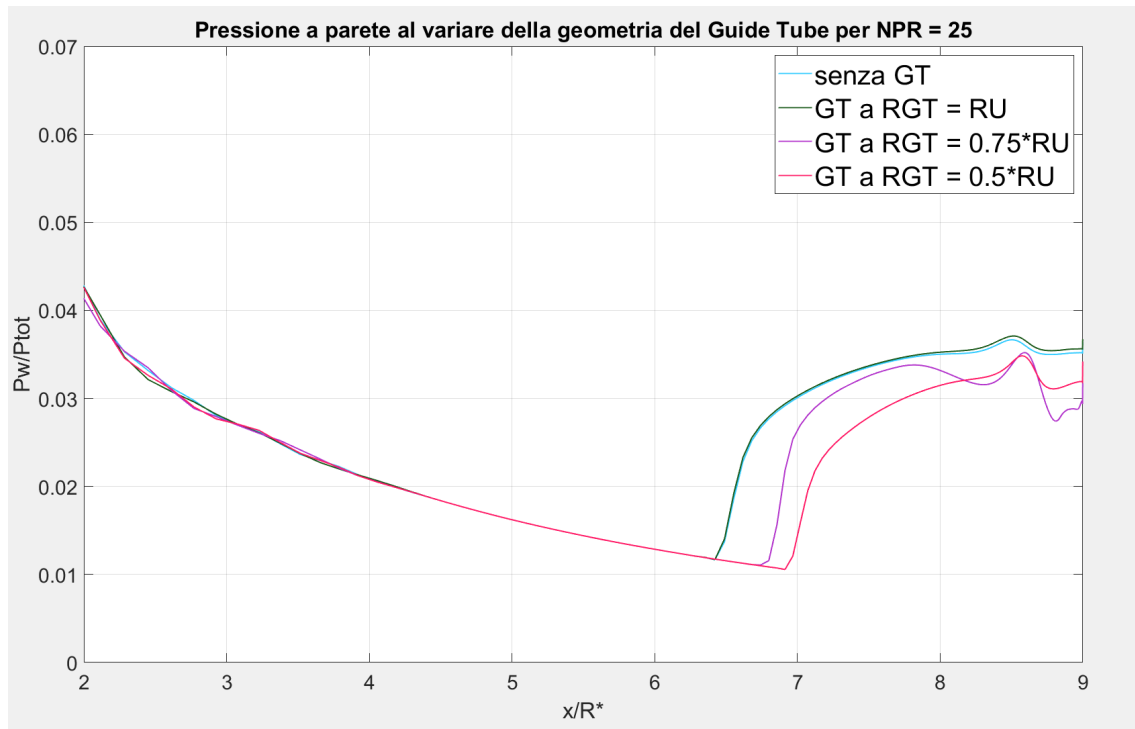


Figure 5.9: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 25: Wall Pressure

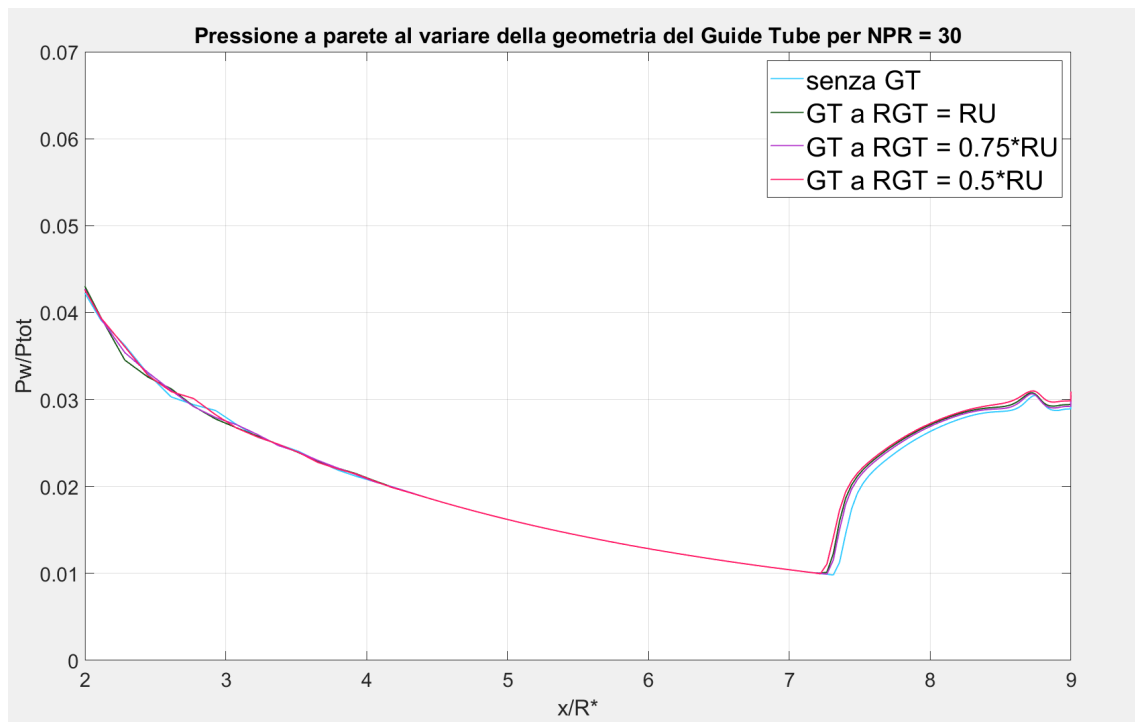


Figure 5.10: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 30: Wall Pressure

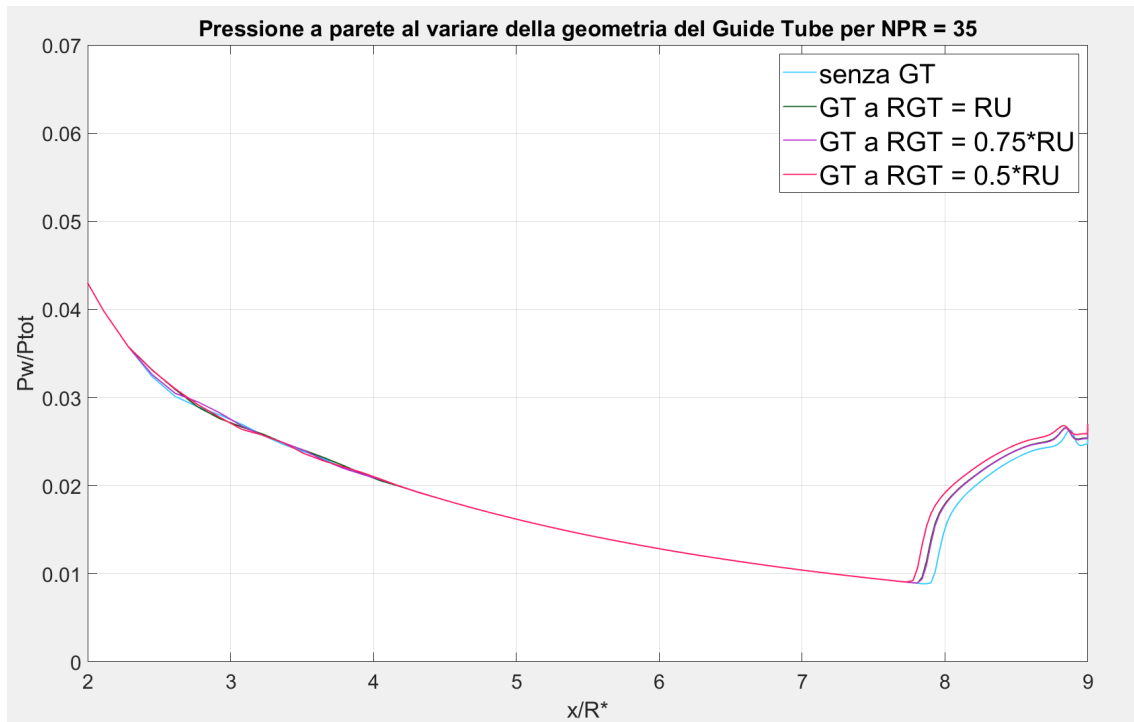


Figure 5.11: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 35: Wall Pressure

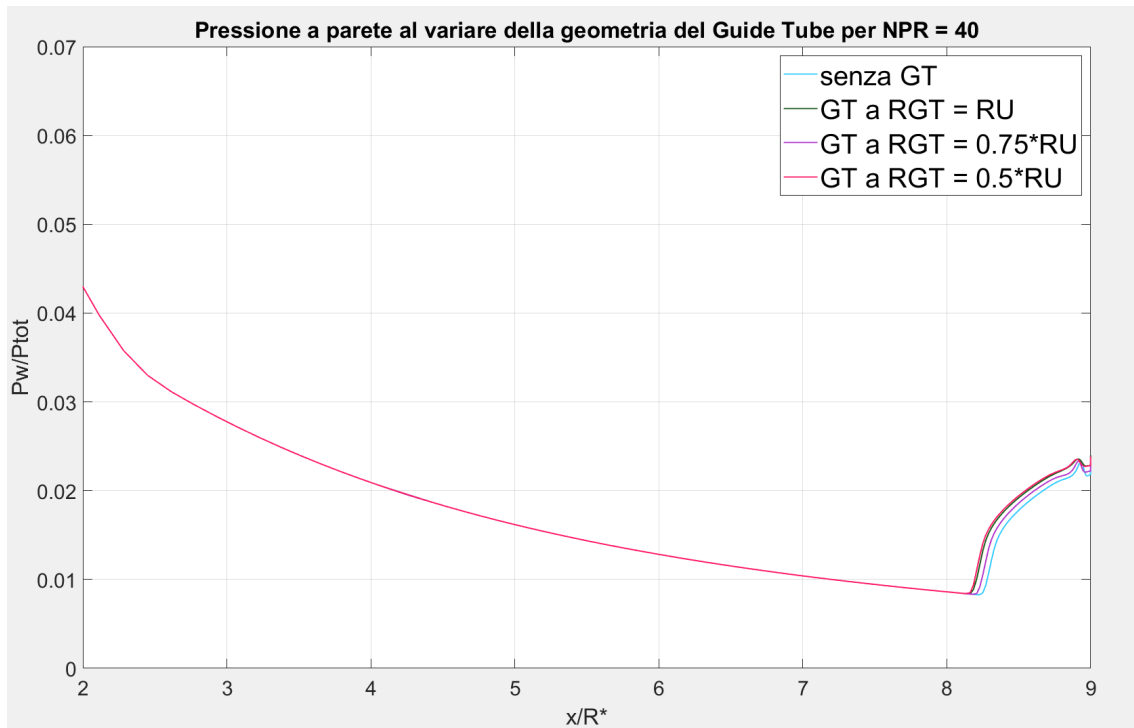


Figure 5.12: Impatto Guide Tube al variare della Geometria per NPR = 40: Wall Pressure

5.3 Confronto x_{sep}

Per determinare il punto di separazione dello strato limite, si è andato ad analizzare e tracciare il grafico dello sforzo di taglio in funzione della posizione adimensionalizzata per il raggio in gola (x/R^*).

La coordinata de punto di separazione è stato identificato come la posizione in cui lo sforzo di taglio mostra un'inversione dell'andamento, evidenziata dal minimo locale del grafico.



Figure 5.13: Metodo di individuazione del punto di separazione

Confrontando la posizione del punto di separazione per tutte le configurazioni esaminate e per i diversi valori di NPR, si ottiene lo spostamento riportato nella Figura seguente:

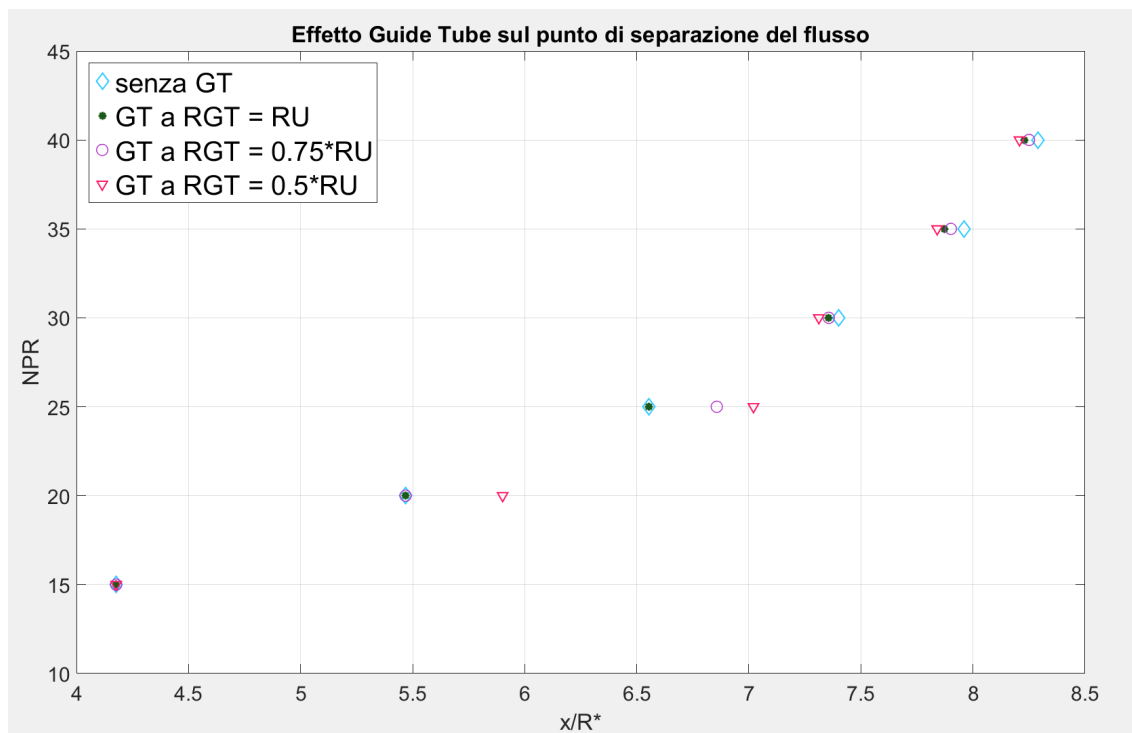


Figure 5.14: Spostamento del punto di separazione al variare della configurazione del GT

Dalla figura si può notare come la presenza di un Guide Tube e facendo variare la sua sezione, abbia un comportamento non lineare.

Vengono riportati le coordinate dei punti nella tabella:

NPR	Senza Guide Tube	Guide Tube $R_{GT} = R_U$	Guide Tube $R_{GT} = 0.75R_U$	Guide Tube $R_{GT} = 0.5R_U$
15	0.0417708 m	0.0417708 m	0.0417708 m	0.0417708 m
20	0.0546838 m	0.0546838 m	0.0546838 m	0.0590137 m
25	0.0655423 m	0.0655423 m	0.0685682 m	0.0702054 m
30	0.0739992 m	0.0735667 m	0.0735667 m	0.0731229 m
35	0.0795915 m	0.0787116 m	0.0790125 m	0.0784027 m
40	0.0829023 m	0.0822905 m	0.0824997 m	0.0820757 m

In particolare, si osserva:

- il caso NPR=15 non si evidenziano effetti rilevanti. La presenza del guide tube (GT) non produce variazioni apprezzabili nella posizione del punto di separazione.
- il caso NPR=20 emerge il risultato più significativo. Solo la configurazione con GT avente una sezione pari a metà della sezione di uscita dell'ugello mostra un effetto rilevante, con una posticipazione della posizione assiale di separazione di circa il 7.92% rispetto al caso senza GT.
- il caso NPR=25 si osserva uno spostamento del punto di separazione pari a circa 4.62% per la configurazione con GT a $0.75 * R_U$ e di circa 7.11% per la configurazione GT a $0.5R_U$ sempre rispetto al caso assenza del GT.
- Per i casi NPR=30, 35, 40 il trend diventa negativo. Al diminuire della sezione del GT, si riscontra un leggerissimo anticipo della separazione (max circa -0.99%), con uno spostamento più a monte del punto di separazione.

In conclusione, per ottenere effetti positivi in termini di posticipazione della separazione, risulta più conveniente operare con valori di NPR compresi tra 20 e 25 con la configurazione Guide Tube con raggio pari a $0.5R_U$.

Chapter 6

Conclusione

Nel presente lavoro di tesi, sono state eseguite numerose simulazioni, tramite l'utilizzo del software Ansys Fluent e la successiva rielaborazione dei dati con Matlab, con l'obiettivo di studiare il comportando del flusso in presenza di un Guide Tube e verificare il suo impatto sul punto di separazione del flusso e della posizione del disco di Mach.

Infatti, la presenza di un condotto a valle dell'ugello modifica le condizioni di back-pressure percepite dal nozzle e può quindi alterare la separazione del flusso all'interno dell'ugello.

Seguendo un approccio di tipo bottom-up, si è partiti a studiare inizialmente come il flusso si espande in caso di ugello libero al variare del NPR.

Da questa prima analisi si è dedotto come all'aumentare del rapporto di pressione il punto di separazione si sposti sempre più a valle, verso l'uscita dell'ugello. Analogamente, si è ottenuto lo stesso andamento sullo spostamento assiale del disco di Mach: all'aumentare del NPR si sposta sempre più a valle anche oltre l'uscita dell'ugello.

Ponendosi nell'ottica di voler evitare ingenti carichi laterali (side-loads) che potrebbero compromettere l'integrità strutturale dell'ugello, la condizione ottimale, per cui la separazione è posta approssimativamente all'uscita, è verificata da alti valori del NPR ottenuti al termine del transitorio di accensione.

Successivamente, è stato introdotto il guide tube, mantenuto a distanza fissa dall'ugello per tutte le simulazioni.

Si è inizialmente analizzato il caso in cui la sezione del guide tube coincide con il raggio di uscita dell'ugello, per poi ridurre progressivamente la sezione, a 0.75 del raggio uscita dell'ugello e infine, come ultimo test, a metà raggio uscita dell'ugello.

L'analisi di questi diversi casi ha portato a un risultato interessante:

- NPR bassi (15)

Non si sono osservati risultati rilevanti. La presenza del Guide Tube, nelle diverse configurazioni presi in esame, non altera in maniera percepibile sulla componente della velocità assiale e sulla pressione a parete. Il getto è troppo debole per generare variazioni apprezzabili.

- NPR intermedi (tra 20 e 25)

Questo intervallo di rapporto di pressione rappresenta il caso di maggiore interesse, poiché si osservano variazioni percepibili sia nell'anticipazione della formazione dell'onda d'urto (disco di Mach) sia nella posticipazione della separazione del flusso. Per $NPR = 20$, la configurazione del Guide Tube con sezione pari alla metà dell'ugello determina uno spostamento della separazione più a valle di circa 7.92% rispetto al flusso libero, accompagnato da un'anticipazione del disco di Mach (l'onda d'urto si forma prima).

Invece, per $\text{NPR}=25$, entrambe le configurazioni (raggio pari a $0.75R_u$ e raggio pari a metà del raggio d'uscita dell'ugello) mostrano anticipazione del disco di Mach, più marcata per la sezione ridotta a metà dell'ugello. Lo spostamento più a valle del punto di separazione, presente in entrambe le geometrie, è più significativa per GT con raggio pari a metà dell'ugello (7.11%) rispetto al caso di flusso libero, e di 4.62% per la configurazione $0.75R_u$.

In pratica, parte del getto entra nel condotto principale, mentre una frazione viene deviata lungo le pareti del Guide Tube. Questo comportamento ha un effetto simile a un flame deflector, nel senso che il flusso viene distribuito in modo più uniforme, riducendo picchi locali di pressione e oscillazioni, e rendendo il getto complessivamente più stabile e controllabile

- NPR alti (tra 30 e 40)

L'effetto del Guide Tube sulla separazione del flusso è minimo o leggermente negativo (massimo 1% più a monte rispetto al flusso libero). Tuttavia, la formazione del disco di Mach avviene approssimativamente verso la sezione d'uscita dell'ugello, mentre nel caso di flusso libero si forma all'esterno dell'ugello. Questo anticipo è negativo, si generano forti gradienti di pressione e turbolenze locali, riducendo quasi completamente l'influenza del Guide Tube. A differenza dei casi a NPR intermedi, dove la formazione dell'onda d'urto vicino all'uscita dell'ugello può essere sfruttata per posticipare la separazione, nei casi ad alti NPR questo fenomeno diventa un limite, perché il flusso è già dominato dall'onda d'urto e il Guide Tube non riesce più a controllarlo efficacemente.

Anche in questo intervallo di NPR una parte del flusso viene deviata radialmente lungo le pareti del condotto, mostrando un comportamento simile a un flame deflector. Tuttavia, l'intensità delle onde d'urto e della turbolenza non permette di ottenere benefici significativi, e il Guide Tube non riesce più a controllare efficacemente il getto come avviene per i valori intermedi di NPR.

Si può concludere, di conseguenza, che la configurazione di Guide Tube con sezione pari alla metà dell'ugello presenta i maggiori vantaggi in termini di posticipazione del punto di separazione, soprattutto per NPR intermedi, migliorando il controllo del getto e influenzando positivamente la posizione del disco di Mach.

Dando uno sguardo ai limiti e possibili sviluppo futuri, si potrebbe pensare di far variare la distanza tra l'ugello e Guide Tube per valutarne l'influenza sullo spostamento del punto di separazione. Approfondire lo studio di materiali differenti per ugello e Guide Tube permetterebbe di considerare gli effetti termici e strutturali, aprendo la strada a soluzioni ottimizzate. Inoltre, un'analisi spettrale più approfondita delle frequenze e delle instabilità presenti nel flusso rappresenterebbe un ulteriore complemento ai risultati numerici ottenuti.

Infine, sarebbe interessante poter riprodurre il test su scala reale in modo da consentire un confronto e validazione diretta dei dati sperimentali con le simulazioni eseguite in questo lavoro di tesi.

Bibliography

- [1] J. Östlund, *Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads*. PhD thesis, Royal Institute of Technology, Sweden, 2002.
- [2] A. Ferrero, D. Pastrone, and F. Masseni, *Corso di “Endoreattori”*. Politecnico di Torino, 2021/22.
- [3] Hexagon, *Studio numerico di flussi separati in ugelli propulsivi*, 2022.
- [4] D. M. M. A. M. B. Joseph H. Ruf, “Details of side load test data and analysis for a truncated ideal contour nozzle and a parabolic contour nozzle,” 2010.
- [5] D. Saile, A. Henckels, and A. Gülhan, “Design of the tic-nozzle and definition of the instrumentation,” *Journal of Propulsion and Power*, 2009.
- [6] Leap, *What y+ should I use?*, 2025.
- [7] M. H. et al, “A wall function approach in lattice boltzmann method: algorithm and validation using turbulent channel flow,” *Fluid Dynamics Research*, 2021.
- [8] R. Stark, C. Rieping, and T. Esch, “The impact of guide tubes on flow separation in rocket nozzles,” *Journal of Propulsion and Power*, 2023.
- [9] R. Stark and G. Hagemann, “Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows,” *Journal of Propulsion and Power*, 2007.
- [10] A. Inc., *ANSYS FLUENT User Guide*, 2025.
- [11] A. Inc., *ANSYS FLUENT Theory Guide*, 2024.
- [12] edX, “A hands-on introduction to engineering simulations,” 2023.
- [13] R. Stark, C. Wick, S. General, C. Möller, T. Aichner, M. Köglmeier, and M. Frey, “Experimental study of the acoustic interaction of a subscale rocket nozzle exhaust jet and different guide tubes,” *AIAA Journal*, 2010.
- [14] M. Varè and C. Bogey, “Flow and acoustic fields of rocket jets impinging on a perforated plate,” *Journal of Sound and Vibration*, 2020.
- [15] L. Iannacone, “Analisi numerica del controllo della separazione di flusso in ugelli sovraespansi,” Master’s thesis, Politecnico di Torino, 2023/2024.
- [16] S. Vellecco, “Numerical analysis of the unsteadiness of a supersonic jet impinging on a flat plate,” Master’s thesis, Università degli Studi della Campania, 2019/2020.
- [17] M. Obialero, “Computational study on the instability of supersonic jet impingement on a flat surface,” Master’s thesis, 2024/2025.

- [18] L. Boccaletto, “Solving the flow separation issue: a new nozzle concept,” *Journal of Propulsion and Power*, 2018.
- [19] E. Martelli and L. Casalino, *Corso di “Endoreattori Avanzati”*. Politecnico di Torino, 2023/24.
- [20] R. H. Stark and C. Génin, “Experimental study on rocket nozzle side load reduction,” *Journal of Propulsion and Power*, 2012.