



**Politecnico  
di Torino**

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Studio numerico per il controllo della separazione  
del flusso in ugelli troncati ideali

Relatore:

**Prof. Emanuele Martelli**

Candidata:

**Maddalena Festa**

Anno Accademico 2024/2025



## Abstract

Il seguente lavoro di tesi si concentra sull'analisi fluidodinamica di un ugello troncato ideale, con l'obiettivo di controllare la separazione del flusso mediante l'iniezione di un getto secondario trasversale.

Nel primo stadio di un lanciatore a propellenti liquidi, la separazione del flusso all'interno degli ugelli rappresenta un fenomeno critico in quanto lo sviluppo di gradienti di pressione sfavorevoli può causare carichi laterali pericolosi e una riduzione delle prestazioni propulsive.

Attraverso simulazioni CFD, è stato studiato il comportamento del punto di separazione e la sua evoluzione al variare della configurazione dell'ugello. Per migliorare l'efficacia del getto secondario nel trattenere la separazione, è stata incrementata la portata modificando la sezione d'ingresso del getto secondario. La configurazione ottimizzata è stata successivamente testata fissando l'NPR del getto secondario e variando progressivamente l'NPR del getto principale.

Infine, è stato sviluppato un diagramma comparativo per identificare i range di NPR del getto principale in cui il getto secondario riesce efficacemente a contenere la separazione del flusso.

I risultati ottenuti offrono spunti per strategie di controllo attivo della separazione negli ugelli troncati, con potenziali applicazioni nel settore della propulsione spaziale.



# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	1
1.1	Introduzione all'ugello . . . . .	2
1.2	Ugello TIC . . . . .	3
1.3	Separazione del flusso . . . . .	4
1.4	Insorgenza di carichi laterali causati alla separazione del flusso . . .	7
<b>2</b>	<b>Caso in esame: Ugello TIC</b>	8
2.1	Geometria e Mesh dell'Ugello . . . . .	8
2.2	Condizioni al contorno . . . . .	11
2.3	Risultati con modelli di turbolenza . . . . .	13
2.4	Scelta della mesh per il campo interno all'ugello . . . . .	15
<b>3</b>	<b>Inserimento campo esterno</b>	16
3.1	Geometria e Mesh . . . . .	16
3.2	Condizioni al contorno . . . . .	18
3.3	Scelta della mesh per il campo esterno . . . . .	21
3.3.1	Conclusioni: scelta definitiva della mesh . . . . .	23
3.4	Modello di Turbolenza . . . . .	24
3.4.1	Conclusioni: scelta del modello di turbolenza . . . . .	25
3.5	Analisi del punto di separazione . . . . .	26
3.6	Output grafico dei risultati . . . . .	27
3.6.1	Campo di Mach . . . . .	27
3.6.2	Campo di viscosità turbolenta . . . . .	29
3.6.3	Campo del gradiente di densità . . . . .	31
3.7	Risultati punto di separazione . . . . .	34
<b>4</b>	<b>Inserimento dell'iniezione secondaria</b>	41
4.1	Geometria e mesh del getto secondario . . . . .	41
4.2	Risultati: confronto tra configurazioni con e senza getto secondario	45
4.3	Analisi con getto secondario adattato . . . . .	49
4.3.1	Getto secondario in condizioni adattate: $NPR_2 = 1.89$ . . .	49

4.3.2	Pressione statica a parete . . . . .	54
4.3.3	Velocità assiale . . . . .	57
4.3.4	Numero di mach assiale . . . . .	59
4.4	Analisi con variazione dell'NPR getto secondario . . . . .	64
4.4.1	Getto principale NPR=20 . . . . .	64
4.4.2	Getto principale NPR=25.25 . . . . .	66
4.4.3	Getto principale NPR=30 . . . . .	68
4.4.4	Getto principale NPR=35 . . . . .	70
4.4.5	Getto principale NPR=40 . . . . .	72
4.5	Variazione della sezione del getto secondario . . . . .	74
4.6	Primo modello con flusso secondario con NPR2=2.5 . . . . .	75
4.6.1	NPR=20 . . . . .	75
4.6.2	NPR=25.25 . . . . .	76
4.6.3	NPR=30 . . . . .	78
4.6.4	NPR=35 . . . . .	79
4.6.5	NPR=40 . . . . .	81
4.7	Secondo modello di flusso secondario con NPR2=3 . . . . .	83
4.7.1	NPR=20 . . . . .	83
4.7.2	NPR=25.25 . . . . .	84
4.7.3	NPR=30 . . . . .	86
4.7.4	NPR=35 . . . . .	87
4.7.5	NPR=40 . . . . .	89
4.8	Confronto globale . . . . .	91
<b>5</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>93</b>
<b>6</b>	<b>Appendice: Modello Numerico</b>	<b>94</b>
6.1	Introduzione . . . . .	94
6.2	Equazioni di governo: Navier-Stokes . . . . .	94
6.3	Turbolenza . . . . .	95
6.4	Reynolds Average Navier-Stokes (RANS) . . . . .	96
6.5	Modelli di Turbolenza . . . . .	97
	<b>Bibliografia</b>	<b>100</b>



# List of Figures

1.1	Ugello schematizzato [2]	2
1.2	Ugello TIC utilizzato in questa tesi	4
1.3	Rappresentazione del fenomeno FSS [8]	6
1.4	Rappresentazione del fenomeno RSS [8]	6
2.1	Geometria ugello	8
2.2	Mesh ugello	9
2.3	Zoom Mesh	9
2.4		10
2.5		11
2.6	Campo di Mach	13
2.7	Strato limite	13
2.8	Campo di pressione	14
2.9	SST k-w	14
2.10	Spalart-Allmaras	14
2.11	Confronto mesh pressione a parete	15
3.1	Geometria ugello con campo esterno	16
3.2	Mesh campo esterno	17
3.3	Zoom mesh	17
3.4		18
3.5		18
3.6		19
3.7		19
3.8		20
3.9		20
3.10		21
3.11		22
3.12		22
3.13		23
3.14	Confronto modelli di turbolenza: posizione del disco di Mach	24
3.15	Confronto modelli di turbolenza:punto di separazione	25

3.16	Analisi del punto di separazione . . . . .	26
3.17	Modello SST k-w . . . . .	27
3.18	Modello k-w con effetto compressibilità . . . . .	27
3.19	Modello Standard k- $\epsilon$ . . . . .	28
3.20	Modello Standard k- $\epsilon$ con effetto compressibilità . . . . .	28
3.21	Modello Spalart Allmaras . . . . .	29
3.22	Modello SST k-w . . . . .	29
3.23	Modello SST k-w con effetto compressibilità . . . . .	30
3.24	Modello Standard k- $\epsilon$ . . . . .	30
3.25	Modello Standard k- $\epsilon$ con effetto compressibilità . . . . .	30
3.26	Modello Spalart Allmaras . . . . .	31
3.27	Modello SST k-w . . . . .	31
3.28	Modello SST k-w con effetto compressibilità . . . . .	32
3.29	Modello Standard k- $\epsilon$ . . . . .	32
3.30	Modello SST k-w con effetto compressibilità . . . . .	32
3.31	Modello Spalart Allmaras . . . . .	33
3.32	NPR=10 . . . . .	34
3.33	NPR=15 . . . . .	35
3.34	NPR=20 . . . . .	35
3.35	NPR=25.25 . . . . .	36
3.36	NPR=30 . . . . .	36
3.37	NPR=35 . . . . .	37
3.38	NPR=40 . . . . .	37
3.39	Confronto del numero di Mach assiale . . . . .	38
3.40	Confronto delle velocità assiale lungo l'asse di simmetria . . . . .	38
3.41	Spostamento del punto di separazione al crescere dell'NPR . . . . .	39
3.42	Andamento degli sforzi di taglio a parete al variare degli NPR . . . . .	39
3.43	Gradiente di pressione NPR=40 . . . . .	40
4.1	Geometria getto secondario . . . . .	41
4.2	Geometria dell'intero dominio di calcolo . . . . .	42
4.3	Mesh ugello . . . . .	42
4.4	Mesh ugello . . . . .	43
4.5	Mesh canale secondario . . . . .	43
4.6	Mesh canale secondario . . . . .	43
4.7	Mesh dell'intero dominio di calcolo . . . . .	44
4.8	Effetto dell'iniezione secondaria sulla Pressione Statica lungo la parete dell'ugello . . . . .	46
4.9	Effetto dell'iniezione secondaria sul numero di Mach lungo l'asse di simmetria . . . . .	46

4.10	Effetto dell'iniezione secondaria sulla velocità assiale lungo l'asse di simmetria . . . . .	47
4.11	Campo di Mach con getto secondario . . . . .	48
4.12	Campo di velocità assiale con getto secondario . . . . .	48
4.13	Contour del Numero di Mach con getto secondario per NPR=20 . . . . .	49
4.14	Contour del Numero di Mach con getto secondario per NPR=25.25 . . . . .	50
4.15	Contour del Numero di Mach con getto secondario per NPR=30 . . . . .	50
4.16	Contour del Numero di Mach con getto secondario per NPR=35 . . . . .	51
4.17	Contour del Numero di Mach con getto secondario per NPR=40 . . . . .	51
4.18	Campo di velocità assiale con getto secondario per NPR=20 . . . . .	51
4.19	Campo di velocità assiale con getto secondario per NPR=25.25 . . . . .	52
4.20	Campo di velocità assiale con getto secondario per NPR=30 . . . . .	52
4.21	Campo di velocità assiale con getto secondario per NPR=35 . . . . .	53
4.22	Campo di velocità assiale con getto secondario per NPR=40 . . . . .	53
4.23	Pressione a parete NPR=20, NPR2=1.89 . . . . .	54
4.24	Pressione a parete NPR=25, NPR2=1.89 . . . . .	55
4.25	Pressione a parete NPR=30, NPR2=1.89 . . . . .	55
4.26	Pressione a parete NPR=35, NPR2=1.89 . . . . .	56
4.27	Pressione a parete NPR=40, NPR2=1.89 . . . . .	56
4.28	Velocità assiale NPR=20, NPR2=1.89 . . . . .	57
4.29	Velocità assiale NPR=25, NPR2=1.89 . . . . .	57
4.30	Velocità assiale NPR=30, NPR2=1.89 . . . . .	58
4.31	Velocità assiale NPR=35, NPR2=1.89 . . . . .	58
4.32	Velocità assiale NPR=40, NPR2=1.89 . . . . .	59
4.33	Numero di mach assiale NPR=20, NPR2=1.89 . . . . .	59
4.34	Numero di mach assiale NPR=25, NPR2=1.89 . . . . .	60
4.35	Numero di mach assiale NPR=30, NPR2=1.89 . . . . .	60
4.36	Numero di mach assiale NPR=35, NPR2=1.89 . . . . .	61
4.37	Numero di mach assiale NPR=40, NPR2=1.89 . . . . .	61
4.38	Confronto della pressione a parete con vari NPR, NPR2=1.89 . . . . .	62
4.39	Confronto del mach assiale con vari NPR, NPR2=1.89 . . . . .	62
4.40	Confronto della velocità assiale con vari NPR, NPR2=1.89 . . . . .	63
4.41	Grafico pressure wall al variare NPR2 . . . . .	64
4.42	no getto secondario . . . . .	64
4.43	NPR2=1.89 . . . . .	64
4.44	NPR2=2 . . . . .	65
4.45	NPR2=2.2 . . . . .	65
4.46	NPR2=2.5 . . . . .	65
4.47	NPR2=3 . . . . .	65
4.48	Grafico pressure wall al variare NPR2 . . . . .	66
4.49	no getto secondario . . . . .	66

4.50 NPR2=1.89 . . . . .	66
4.51 NPR2=2 . . . . .	67
4.52 NPR2=2.2 . . . . .	67
4.53 NPR2=2.5 . . . . .	67
4.54 NPR2=3 . . . . .	67
4.55 Grafico pressure wall al variare NPR2 . . . . .	68
4.56 no getto secondario . . . . .	68
4.57 NPR2=1.89 . . . . .	68
4.58 NPR2=2 . . . . .	69
4.59 NPR2=2.2 . . . . .	69
4.60 NPR2=2.5 . . . . .	69
4.61 NPR2=3 . . . . .	69
4.62 Grafico pressure wall al variare NPR2 . . . . .	70
4.63 no getto secondario . . . . .	70
4.64 NPR2=1.89 . . . . .	70
4.65 NPR2=2 . . . . .	71
4.66 NPR2=2.2 . . . . .	71
4.67 NPR2=2.5 . . . . .	71
4.68 NPR2=3 . . . . .	71
4.69 Grafico pressure wall al variare NPR2 . . . . .	72
4.70 no getto secondario . . . . .	72
4.71 NPR2=1.89 . . . . .	72
4.72 NPR2=2 . . . . .	73
4.73 NPR2=2.2 . . . . .	73
4.74 NPR2=2.5 . . . . .	73
4.75 NPR2=3 . . . . .	73
4.76 Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per NPR2=2.5 . . . . .	75
4.77 Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per NPR2=2.5 . . . . .	75
4.78 Andamento campo di Mach con d1=0.1m per NPR2=2.5 . . . . .	75
4.79 Andamento campo di Mach con d2=0.1095m per NPR2=2.5 . . . . .	75
4.80 Andamento della Velocità Assiale con d1=0.1m NPR2=2.5 . . . . .	76
4.81 Andamento della Velocità Assiale con d2=0.1095m per NPR2=2.5 . . . . .	76
4.82 Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per NPR2=2.5 . . . . .	76
4.83 Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per NPR2=2.5 . . . . .	76
4.84 Andamento campo di Mach con d1=0.1m per NPR2=2.5 . . . . .	77
4.85 Andamento campo di Mach con d2=0.1095m per NPR2=2.5 . . . . .	77
4.86 Andamento della Velocità Assiale con d1=0.1m NPR2=2.5 . . . . .	77

4.87	Andamento della Velocità Assiale con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ .	77
4.88	Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	78
4.89	Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	78
4.90	Andamento campo di Mach con $d_1=0.1\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	78
4.91	Andamento campo di Mach con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	78
4.92	Andamento della Velocità Assiale con $d_1=0.1\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	79
4.93	Andamento della Velocità Assiale con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	79
4.94	Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	79
4.95	Andamento dello sforzo di taglio con variazione di diametro per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	79
4.96	Andamento campo di Mach con $d_1=0.1\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	80
4.97	Andamento campo di Mach con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	80
4.98	Andamento della Velocità Assiale con $d_1=0.1\text{m}$ $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	80
4.99	Andamento della Velocità Assiale con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	80
4.100	Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	81
4.101	Andamento dello sforzo assiale con variazione del diametro per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	81
4.102	Andamento campo di Mach con $d_1=0.1\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	81
4.103	Andamento campo di Mach con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	81
4.104	Andamento della Velocità Assiale con $d_1=0.1\text{m}$ $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	82
4.105	Andamento della Velocità Assiale con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=2.5$ . . . . .	82
4.106	Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	83
4.107	Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	83
4.108	Andamento campo di Mach con $d_1=0.1\text{m}$ per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	83
4.109	Andamento campo di Mach con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	83
4.110	Andamento della Velocità Assiale con $d_1=0.1\text{m}$ $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	84
4.111	Andamento della Velocità Assiale con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	84
4.112	Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	84
4.113	Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	84
4.114	Andamento campo di Mach con $d_1=0.1\text{m}$ per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	85
4.115	Andamento campo di Mach con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	85
4.116	Andamento della Velocità Assiale con $d_1=0.1\text{m}$ per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	85
4.117	Andamento della Velocità Assiale con $d_2=0.1095\text{m}$ per $\text{NPR}_2=3$ . . . . .	85

4.118	Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per NPR2=3 . . . . .	86
4.119	Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per NPR2=3 . . . . .	86
4.120	Andamento campo di Mach con d1=0.1m per NPR2=3 . . . . .	86
4.121	Andamento campo di Mach con d2=0.1095m per NPR2=3 . . . . .	86
4.122	Andamento della Velocità Assiale con d1=0.1m per NPR2=3 . . . . .	87
4.123	Andamento della Velocità Assiale con d2=0.1095m per NPR2=3 . . . . .	87
4.124	Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per NPR2=3 . . . . .	87
4.125	Andamento dello sforzo di taglio con variazione di diametro per NPR2=3 . . . . .	87
4.126	Andamento campo di Mach con d1=0.1m per NPR2=2.5 . . . . .	88
4.127	Andamento campo di Mach con d2=0.1095m per NPR2=2.5 . . . . .	88
4.128	Andamento della Velocità Assiale con d1=0.1m per NPR2=3 . . . . .	88
4.129	Andamento della Velocità Assiale con d2=0.1095m per NPR2=3 . . . . .	88
4.130	Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per NPR2=3 . . . . .	89
4.131	Andamento dello sforzo assiale con variazione del diametro per NPR2=3 . . . . .	89
4.132	Andamento campo di Mach con d1=0.1m per NPR2=3 . . . . .	89
4.133	Andamento campo di Mach con d2=0.1095m per NPR2=3 . . . . .	89
4.134	Andamento della Velocità Assiale con d1=0.1m per NPR2=3 . . . . .	90
4.135	Andamento della Velocità Assiale con d2=0.1095m per NPR2=3 . . . . .	90
4.136	Capacità di trattenimento del flusso al variare dell'NPR del getto secondario . . . . .	91
4.137	Ingrandimento sulla regione di separazione per evidenziare l'effetto del getto secondario . . . . .	92
6.1	Modelli di Turbolenza [17] . . . . .	98

# List of Tables

3.1	.....	26
-----	-------	----

# Chapter 1

## Introduzione

Negli ultimi decenni, l'industria aerospaziale ha visto una crescente spinta verso l'ottimizzazione delle prestazioni dei motori a razzo, con particolare attenzione al design degli ugelli di espansione. L'efficienza di un ugello è fortemente influenzata dalla sua geometria, in particolare dalla forma del contorno e dal rapporto d'area, parametri chiave che determinano il corretto adattamento del flusso ai diversi regimi di funzionamento. Tuttavia, quando il motore opera in condizioni non ottimali, ad esempio a pressioni di camera inferiori a quelle di progetto, si possono verificare fenomeni di separazione del flusso, con effetti indesiderati sulle prestazioni e sulla stabilità del sistema propulsivo [1].

La separazione del flusso avviene quando il gradiente di pressione lungo l'ugello diventa sufficientemente elevato da provocare il distacco dello strato limite dalla parete, dando origine a regioni di ricircolazione e a distribuzioni di pressione asimmetriche. Questo fenomeno è particolarmente problematico negli ugelli a elevato rapporto di espansione, sempre più utilizzati nei moderni lanciatori per massimizzare la spinta specifica. La separazione del flusso non solo riduce l'efficienza propulsiva, ma è anche responsabile della generazione di carichi laterali (side-loads), ovvero forze asimmetriche che possono compromettere la stabilità strutturale e dinamica del motore, specialmente nelle fasi critiche del volo.

Per affrontare questa problematica, sono stati esplorati diversi approcci volti a controllare la separazione del flusso all'interno dell'ugello. Un primo tentativo consiste nell'adattare la geometria dell'ugello alle variazioni di pressione ambientale e di camera, ma le soluzioni meccaniche proposte finora risultano spesso complesse e penalizzanti in termini di peso. Un'alternativa più promettente è rappresentata dai dispositivi di controllo della separazione del flusso (Flow Separation Control Devices, FSCD), che consentono di mitigare gli effetti della separazione attraverso soluzioni attive, come l'iniezione di gas o l'uso di attuatori al plasma, oppure passive, come gli ugelli a doppia campana o quelli ventilati.

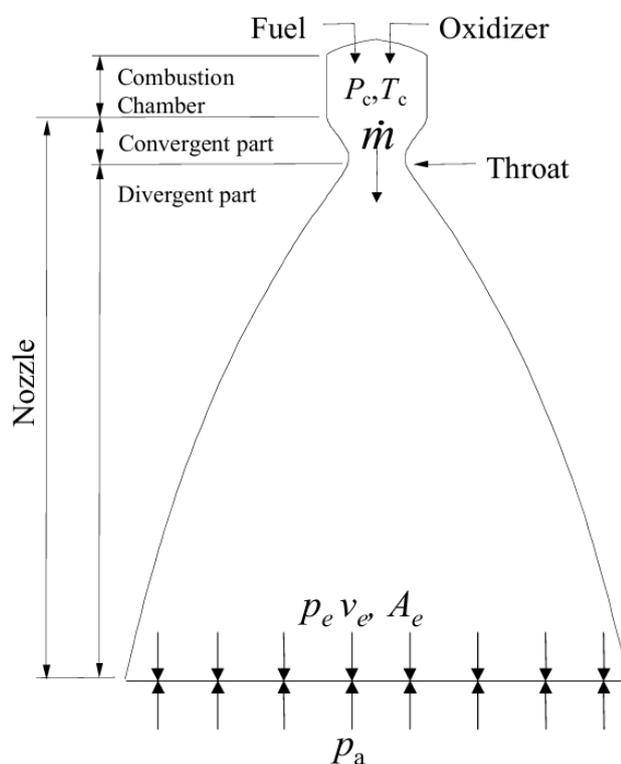
Il presente lavoro di tesi si propone di studiare il comportamento della separazione

del flusso in un ugello troncato ideale (truncated ideal contour nozzle), con particolare attenzione alle tecniche di controllo per ridurre l'insorgenza di carichi laterali e migliorare l'efficienza propulsiva.

## 1.1 Introduzione all'ugello

Nel contesto della propulsione spaziale, il sistema fondamentale è l'endoreattore, il quale immagazzina il propellente e lo espelle a velocità estremamente elevate attraverso l'ugello, generando così una forza propulsiva. Questa forza, nota come spinta, può essere espressa dalla relazione  $F = mc$ , dove  $c$  rappresenta la velocità efficace di scarico del propellente.

Il ruolo dell'ugello è quello di accelerare i gas di scarico, conferendo loro la velocità e la direzione ottimali per massimizzare le prestazioni del motore.



**Figure 1.1:** Ugello schematizzato [2]

L'ugello è un componente essenziale del razzo e si estende oltre la camera di combustione. Quest'ultima è il luogo in cui i propellenti vengono iniettati, mescolati e bruciati, e deve avere una lunghezza sufficiente a garantire che la combustione sia completata prima che i gas vengano accelerati dall'ugello. La transizione tra

la camera e l'ugello avviene in corrispondenza della gola, ovvero il punto in cui il diametro si restringe.

L'ugello è composto da due sezioni principali: una parte convergente e una parte divergente. Nella prima, il flusso subsonico ( $M < 1$ ) viene accelerato fino alla gola, dove il numero di Mach raggiunge l'unità. Oltre questo punto, nella sezione divergente, il flusso viene ulteriormente accelerato fino a raggiungere velocità supersoniche ( $M > 1$ ). In questa fase, le equazioni di Eulero assumono una forma iperbolica, il che implica che il comportamento del flusso è determinato esclusivamente dalle condizioni a monte.

L'efficacia dell'ugello nel determinare la velocità di uscita dei gas dipende dal rapporto di espansione  $\epsilon$ , definito come il rapporto tra l'area di uscita  $A_e$  e l'area della gola  $A_t$ . Questo parametro è cruciale nella progettazione dell'ugello, poiché influenza direttamente le prestazioni complessive del motore a razzo [3].

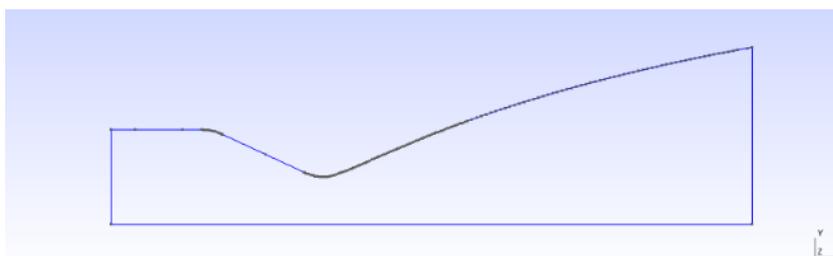
## 1.2 Ugello TIC

La progettazione di un ugello spaziale è fortemente influenzata dai metodi di fabbricazione e dai limiti strutturali imposti sulle sue dimensioni principali, oltre che da requisiti tecnici come il raffreddamento. Un'analisi approfondita di questi aspetti richiede competenze trasversali in diversi ambiti dell'ingegneria.

Uno degli obiettivi fondamentali nel processo di progettazione è la riduzione del peso dell'ugello. Un incremento della massa comporta numerose criticità: oltre a rendere più complessa la produzione e la gestione del componente, influisce negativamente sui carichi e sulla potenza necessaria per il controllo e lo spostamento del motore, determinando un aumento del peso complessivo del sistema propulsivo e della sua richiesta energetica.

In un contesto ideale, il miglior ugello da adottare sarebbe quello in grado di garantire un flusso uniforme e completamente attaccato, ossia un ugello ideale. Tuttavia, la sua implementazione pratica risulta irrealizzabile a causa di diverse limitazioni tecniche, tra cui la lunghezza eccessiva che ne impedisce l'integrazione nei sistemi di propulsione reali.

Per ovviare a queste problematiche, nei motori a razzo si utilizzano ugelli TIC (Truncated Ideal Contour) [4], ossia ugelli convergenti-divergenti progettati per operare in condizioni di sovraespansione.



**Figure 1.2:** Ugello TIC utilizzato in questa tesi

In questa configurazione, il flusso subisce fenomeni di separazione all'interno della sezione divergente, che vengono studiati e modellati attraverso simulazioni numeriche basate su modelli di turbolenza RANS.

In particolare si è verificata l'influenza del modello di turbolenza utilizzato nella previsione della separazione e si sono confrontati i risultati ottenuti con i dati sperimentali disponibili in letteratura.

### 1.3 Separazione del flusso

Il campo di moto attorno a un corpo può essere suddiviso in due regioni principali. La prima, situata in prossimità della superficie, è nota come strato limite ed è caratterizzata dalla predominanza degli effetti viscosi, quali gli sforzi d'attrito e la dissipazione di energia. La seconda, detta regione indisturbata, si trova al di fuori dello strato limite ed è generalmente trattata come priva di attrito [5].

All'interno dello strato limite, il flusso è soggetto alla condizione di aderenza (no-slip condition), il che implica che la velocità del fluido sulla superficie del corpo deve coincidere esattamente con quella del corpo stesso. Tuttavia, la pressione statica si mantiene pressoché costante  $p(y) = P_w = costante$  sia all'interno dello strato limite che nella corrente esterna.

Quando il gradiente di pressione lungo la parete è favorevole o nullo, il flusso rimane attaccato alla superficie. Al contrario, se la pressione a parete aumenta nella direzione del flusso (gradiente di pressione avverso), l'energia cinetica delle particelle fluide viene convertita in energia potenziale, determinando una progressiva decelerazione del flusso. Se questa decelerazione è sufficientemente intensa, il fluido può invertire la propria direzione di moto in prossimità della parete, causando la separazione dello strato limite. In questa condizione, si forma una regione di ricircolo vicino alla parete, e lo sforzo d'attrito nel punto di separazione si annulla:

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

Il fenomeno della separazione nasce quando domina lo sforzo d'attrito e si ha un gradiente di pressione avverso a parete lungo il corpo  $\frac{\partial p}{\partial x} > 0$ : se una di queste due condizioni manca, allora non è detto che ci sia separazione.

Per gli ugelli è fondamentale valutare il parametro  $n = p_e/p_a$  che rappresenta il parametro di condizione di flusso:

- $n > 1$ , l'ugello si dice sottoespanso,
- $n = 1$ , l'ugello si dice adattato,
- $n < 1$ , l'ugello si dice sovraespanso.

Quando  $0.4 < n < 0.8$  nascono dei fasci di compressione a parete nel punto di separazione, che originano un urto obliquo: lo strato limite viscoso non è in grado di sostenere il gradiente avverso impostogli dal flusso inviscido e lo strato limite si separa dalla parete.

Si possono osservare brevemente due modelli di separazione [6]:

1. *free shock separation*, nella quale il flusso sovraespanso si separa completamente dalla parete quando il rapporto tra la pressione a parete e quella ambiente supera una determinata soglia critica. L'andamento della pressione lungo la parete è principalmente influenzato dalle interazioni tra lo strato limite e le onde d'urto, fenomeno caratteristico di qualsiasi separazione di flusso supersonico;
2. *restricted shock separation*, nella quale a valle del punto di separazione, la pressione mostrava un andamento irregolare raggiungendo valori superiori a quelli dell'ambiente. Questo fenomeno è causato dal riattacco del flusso separato alla parete dell'ugello, che genera una sequenza di urti riflessi e ventagli di espansione lungo la superficie. Oltre il punto di riattacco nella Regione di Separazione del Sovraespanso (RSS), il flusso supersonico continua a propagarsi all'interno dell'ugello, inducendo onde d'urto che determinano i picchi di pressione sopra la pressione ambiente. Con l'aumento del rapporto di pressione della camera, la zona di ricircolo viene progressivamente spinta verso l'uscita dell'ugello, fino a raggiungerla completamente, permettendo alla zona di ricircolo di aprirsi direttamente verso l'ambiente esterno [7].

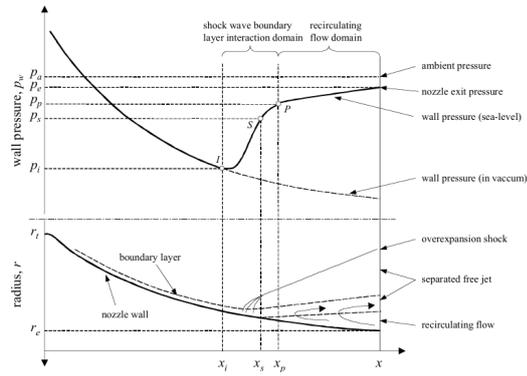


Figure 1.3: Rappresentazione del fenomeno FSS [8]

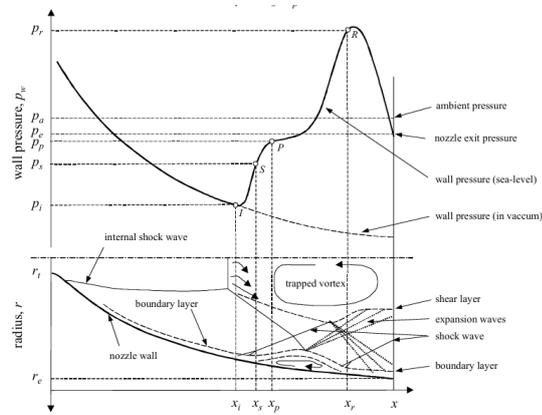


Figure 1.4: Rappresentazione del fenomeno RSS [8]

## 1.4 Insorgenza di carichi laterali causati alla separazione del flusso

Negli ugelli caratterizzati dalla presenza di un'onda d'urto obliqua, che porta alla formazione di un cap shock pattern, la transizione tra due distinti modelli di separazione può generare due picchi di carico laterale. Tali carichi laterali sono stati osservati sia in ugelli per razzi in scala ridotta sia in ugelli a grande scala, specialmente durante fasi transitorie come l'avvio e lo spegnimento, così come nel funzionamento stazionario, quando il flusso all'interno dell'ugello è separato [9].

Questi carichi indesiderati insorgono in condizioni in cui la pressione in camera risulta inferiore rispetto alla pressione di progetto, influenzando negativamente la stabilità del motore. Le forze laterali che si sviluppano agiscono in direzione perpendicolare alla spinta principale e rappresentano una sfida critica nella progettazione di nuovi motori a razzo. L'intensità di tali forze dipende fortemente dal gradiente di pressione a parete immediatamente prima della separazione: per valori elevati del rapporto di pressione  $p_c/p_a$  il carico laterale si riduce progressivamente fino a diventare trascurabile in un ugello completamente adattato [5].

Oltre a compromettere la sicurezza strutturale dell'ugello, questi carichi laterali influenzano il sistema di controllo del vettore di spinta, riducendo la vita utile dei componenti critici. In letteratura sono state identificate diverse cause alla base della distribuzione asimmetrica della pressione, di natura sia aerodinamica che meccanico-strutturale.

In particolare, Ostlund individua tre cause principali [1]:

1. fluttuazioni di pressione nella zona di separazione e di ricircolo;
2. la transizione dal modello di separazione FSS al modello RSS;
3. accoppiamento aeroelastico che va ad amplificare carichi laterali esistenti fino a valori critici in caso di instabilità.

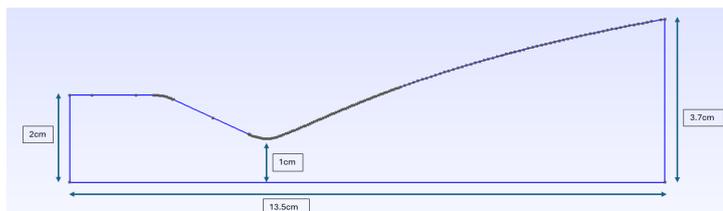
## Chapter 2

# Caso in esame: Ugello TIC

Questo paragrafo introduce l'analisi numerica condotta nell'ambito di questo lavoro di tesi. L'ugello considerato è un ugello TIC, una geometria ampiamente utilizzata nei test in scala ridotta per studiare la posizione del punto di separazione e del disco di Mach.

### 2.1 Geometria e Mesh dell'Ugello

Per costruire la geometria di un ugello TIC (Truncated Ideal Contour), si sono sfruttate le coordinate dei punti fornite dal paper in un file testo `'geometria.ugello'`, che sarà implementato nel software GMSH per la creazione del file `'step'`, utile per l'implementazione in ANSYS FLUENT.



**Figure 2.1:** Geometria ugello

Per quanto riguarda la **Mesh**, l'analisi è stata condotta suddividendo il dominio di calcolo in due regioni: il campo interno e il campo esterno all'ugello. Il *campo interno* è stato discretizzato con un'elevata densità di celle in prossimità della parete solida, poiché in presenza di flussi turbolenti si prevede la formazione dello strato limite. La dimensione delle celle adiacenti alla parete è stata scelta in modo da catturare adeguatamente il sottostrato viscoso, rispettando i vincoli imposti dal

parametro  $y^+$  per i modelli turbolenti completamente risolti. Questo risultato è stato ottenuto attraverso successivi raffinamenti della griglia di calcolo.

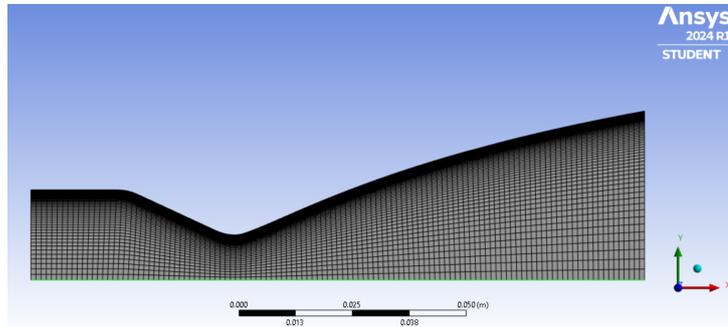


Figure 2.2: Mesh ugello

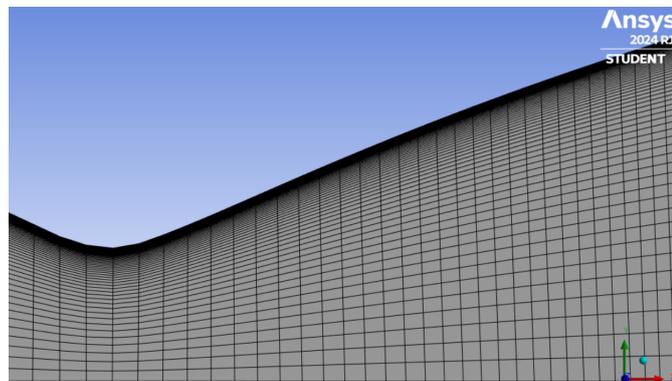


Figure 2.3: Zoom Mesh

## Modelli di viscosità

Inserendo nelle proprietà del fluido la possibilità di una viscosità variabile, è possibile descrivere con maggiore precisione lo strato limite a parete utilizzando la formula di Sutherland:

$$\mu = S \frac{T^{3/2}}{\chi + T} \quad (2.1)$$

Si riportano i risultati ottenuti utilizzando due modelli di turbolenza diversi.

### Modello SST k-w

Analizzando il grafico relativo al tratto divergente dell'ugello (considerando la regione a partire da  $x=0$  m), si osserva che il valore di  $y^+ < 5$ . Questo indica che l'infittimento della griglia è sufficientemente fine da permettere una risoluzione quasi completa dello strato limite.

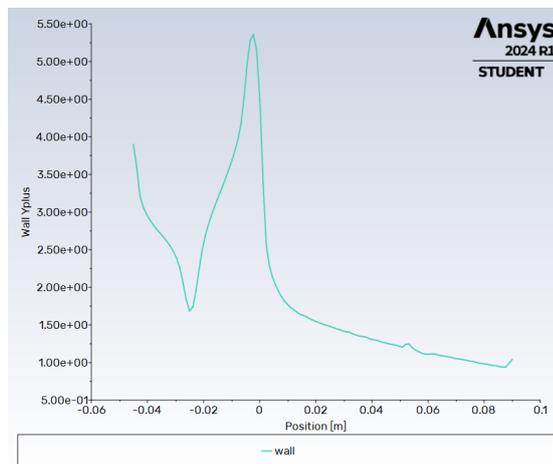


Figure 2.4

### Modello Spalart-Allmaras

Analogamente a quanto detto per il modello SST k-w, anche in questo caso analizzando il grafico per il tratto divergente si nota che  $y^+ < 5$  e si può concludere che anche in questo caso lo strato limite sia completamente risolto e si abbia, di conseguenza, almeno una cella all'interno del sottostrato viscoso.

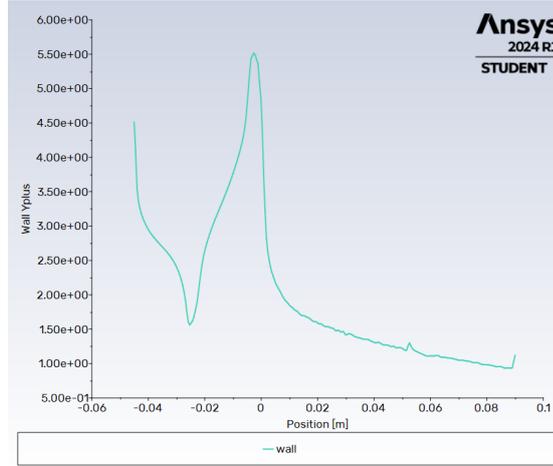


Figure 2.5

## 2.2 Condizioni al contorno

L'ugello in esame è stato progettato per avere il convergente subsonico, la gola sonica e il divergente supersonico. Per poter andare a studiare opportunamente il problema, si sono andate a definire le condizioni al contorno considerando:

- 2 condizioni in ingresso:  $p^\circ$ ,  $T^\circ$ ;
- 1 condizione in uscita:  $P_e$

Il valore di  $NPR = \frac{p^\circ}{p_a}$  e di  $T^\circ$  presi come riferimento sono stati estrapolati dal paper [8]. Si farà riferimento a tali valori anche per futuri calcoli sullo spostamento del punto di separazione. Si introduce la seguente notazione per calcolare il valore del Mach in ingresso e in uscita:

- i: grandezza in ingresso
- t: grandezza in gola
- e: grandezza in uscita

Andando ad introdurre la conservazione della portata in ingresso con quella in gola, caratterizzata da velocità sonica, è possibile ricavare il valore del Mach in ingresso. Segue il procedimento matematico:

$$\frac{A_{in}}{\sqrt{RT_{in}^\circ}} \frac{\sqrt{\gamma} M_{in}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} = \frac{p_t^\circ A_t}{\sqrt{RT_t^\circ}} \frac{\sqrt{\gamma} M_t}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (2.2)$$

Tenendo conto della conservazione delle grandezze totali e sapendo che  $M_t = 1$ , si ottiene la seguente relazione:

$$\frac{A_{in}}{A_t} = \frac{f(M_t = 1)}{f(M_{in})} \quad (2.3)$$

Questa relazione consente di determinare il valore del numero di Mach in ingresso, a partire dal rapporto delle aree definito dalla geometria, e lo stesso procedimento è stato effettuato per ricavare anche il valore del Mach in uscita.

Avendo inoltre considerato un

$$NPR = \frac{p^\circ}{p_{amb}} = 25.25, \quad (2.4)$$

si sono utilizzati i seguenti valori:

- $M_{in}=0.1465$ ,
- $M_e=4.3052$ ,
- $p^\circ=2.5$  MPa,
- $T^\circ= 283$ K.
- $p_{amb}=99010$ Pa.

Conoscendo il valore della  $p^\circ$  e del Mach in ingresso, tramite l'isentropica si può calcolare la pressione statica in ingresso:

$$\frac{p_{statica}}{p^\circ} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma+1}} \quad (2.5)$$

Mentre sempre con il valore della pressione totale e del Mach in uscita, si può determinare il valore della pressione in uscita  $p_e$ .

## 2.3 Risultati con modelli di turbolenza

La figura mostra i risultati relativi al campo di Mach e alla pressione statica, con particolare attenzione allo strato limite, per i tre infittimenti della mesh. Si presentano i risultati ottenuti con il modello di turbolenza SST k-w, in quanto i risultati forniti dal modello di turbolenza SA sono risultati pressoché identici.

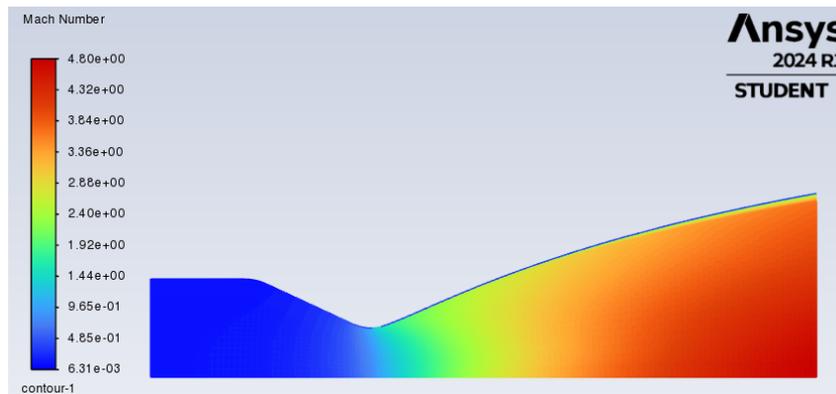


Figure 2.6: Campo di Mach

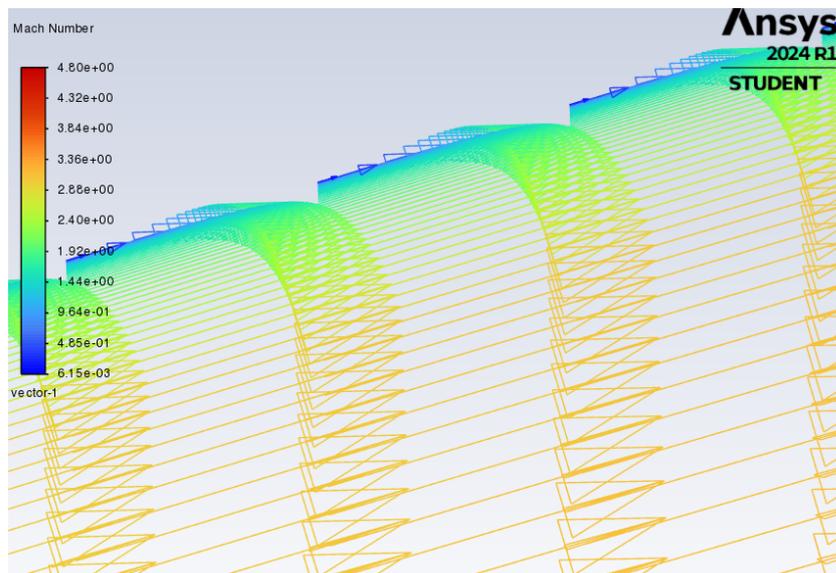


Figure 2.7: Strato limite

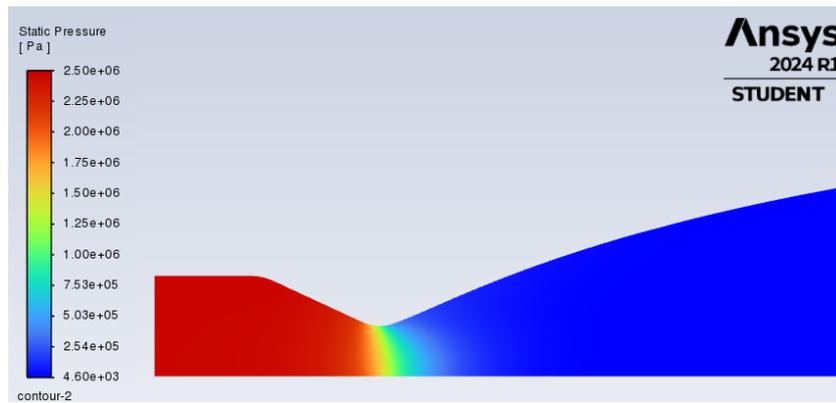


Figure 2.8: Campo di pressione

Viene riportato il grafico della pressione statica a parete secondo i due modelli di turbolenza: si può notare come entrambi i grafici abbiano un andamento pressoché identico.

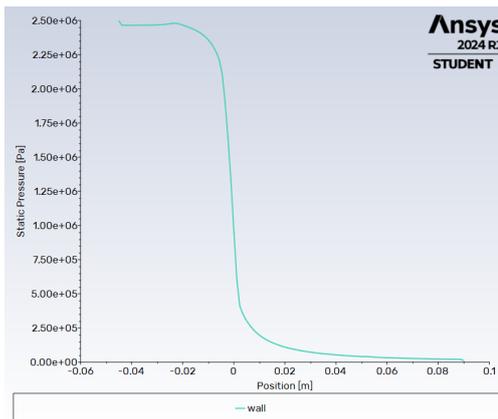


Figure 2.9: SST k-w

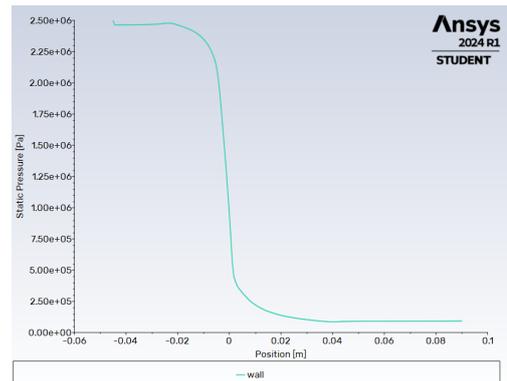


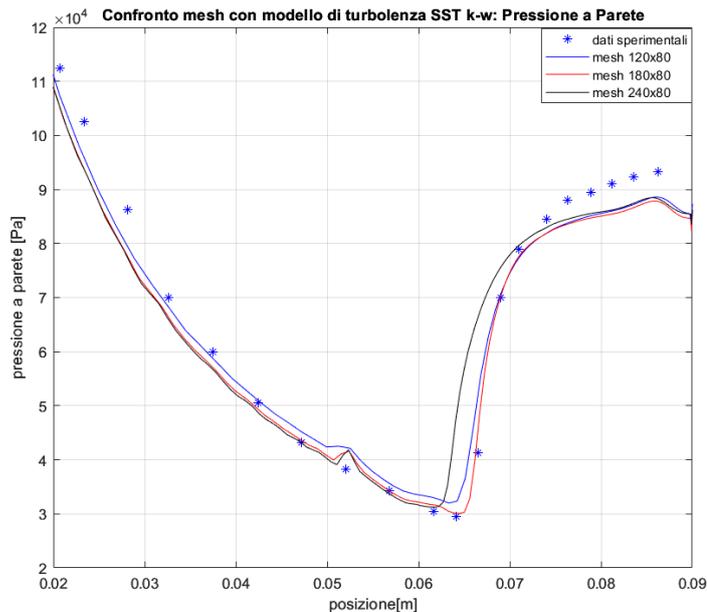
Figure 2.10: Spalart-Allmaras

## 2.4 Scelta della mesh per il campo interno all'ugello

Sono state condotte diverse simulazioni utilizzando tre diverse risoluzioni della mesh con l'obiettivo di trovare la giusta combinazione di risoluzione del dominio di calcolo tale per cui si possano rappresentare precisamente le fluttuazioni del campo di moto.

- 120x80;
- 180x80;
- 240x80;

Si sono effettuate le simulazioni utilizzando il modello di turbolenza SST  $k-\omega$  e si è graficato l'andamento della pressione a parete per le tre diverse risoluzioni della mesh in confronto ai dati sperimentali forniti dal paper 'Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows'[10].



**Figure 2.11:** Confronto mesh pressione a parete

Dalla figura si osserva che i profili di pressione a parete relativi alle tre diverse mesh presentano differenze trascurabili. Per questo motivo, è stata scelta la mesh 180x80 per le analisi successive, poiché consente di ridurre il costo computazionale senza compromettere la qualità dei risultati ottenuti.

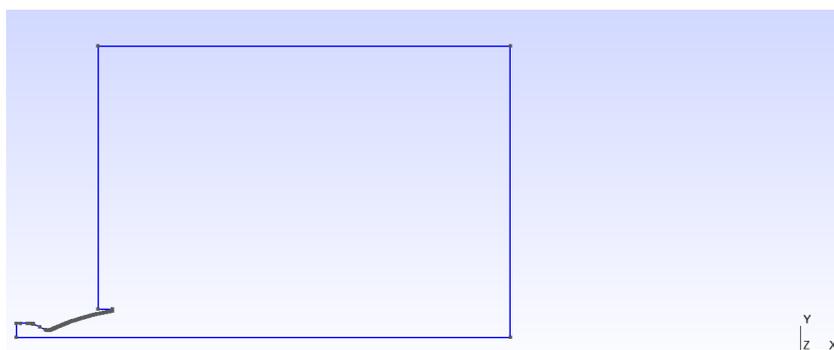
## Chapter 3

# Inserimento campo esterno

### 3.1 Geometria e Mesh

Dopo aver condotto un primo studio preliminare sul singolo ugello, si procede con l'ampliamento del dominio includendo il campo esterno. In questo modo, il flusso in uscita avrà la possibilità di svilupparsi nell'ambiente circostante, permettendo un'analisi più completa delle sue caratteristiche aerodinamiche. Il campo esterno ha la seguente geometria:

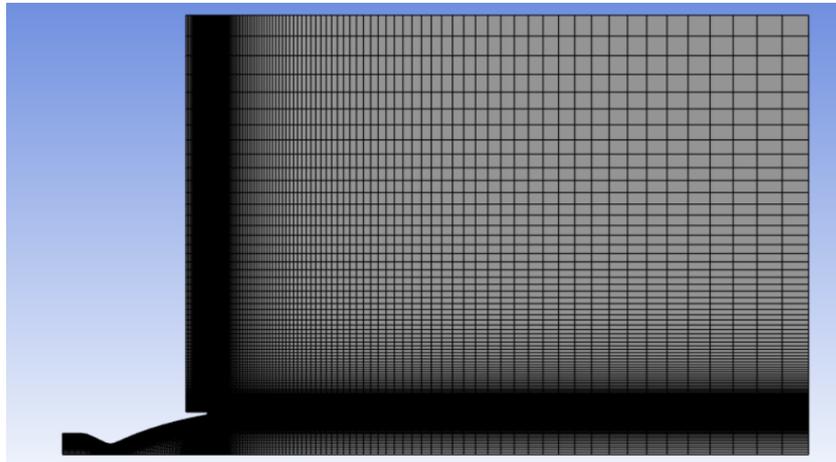
1.  $x_{campoesterno} = 15r_e$ ;
2.  $y_{campoesterno} = 15r_e$



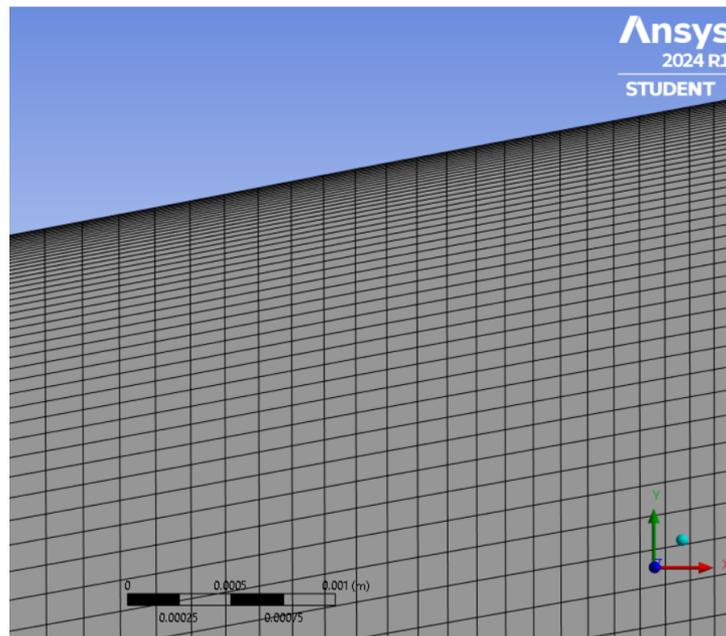
**Figure 3.1:** Geometria ugello con campo esterno

La **mesh** del *campo esterno* è progettata con un NPR=25.25 e con un significativo infittimento nelle vicinanze della sezione d'uscita dell'ugello e lungo l'area che si estende dal bordo di fuga dell'ugello fino all'estremità del dominio. Questa configurazione consente di ottenere una mesh adeguata anche per le simulazioni che

richiedono un'analisi viscosa. Per raggiungere questo obiettivo, è stata scelta una tipologia di infittimento che prevede elementi più densi vicino alle pareti. Inoltre, è stato definito il Bias Factor, ovvero il rapporto tra la lunghezza dell'elemento più piccolo e quella dell'elemento più grande.



**Figure 3.2:** Mesh campo esterno



**Figure 3.3:** Zoom mesh

## 3.2 Condizioni al contorno

Le condizioni al contorno selezionate per questa analisi sono le seguenti:

- inlet
- outlet
- farfield
- wall
- symmetry



Figure 3.4

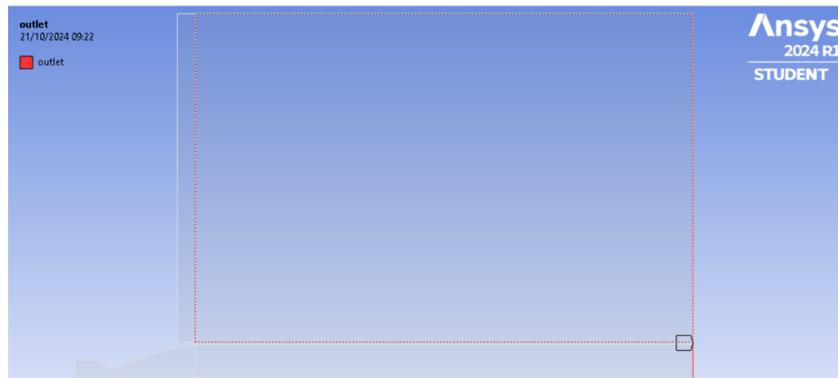


Figure 3.5

## Inserimento campo esterno

---

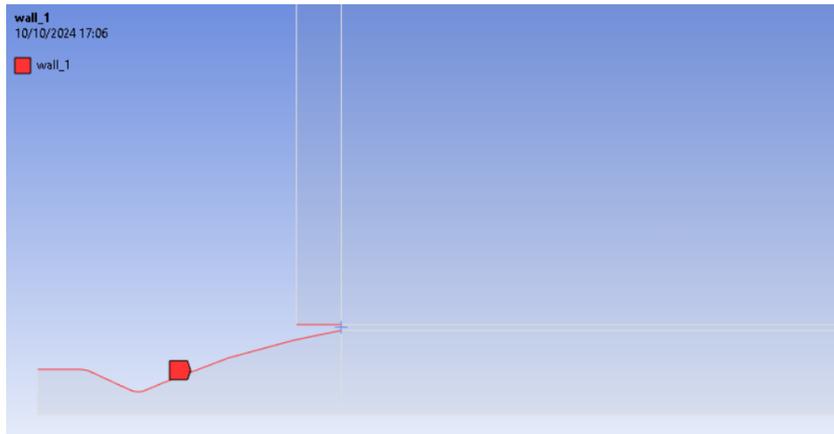


Figure 3.6

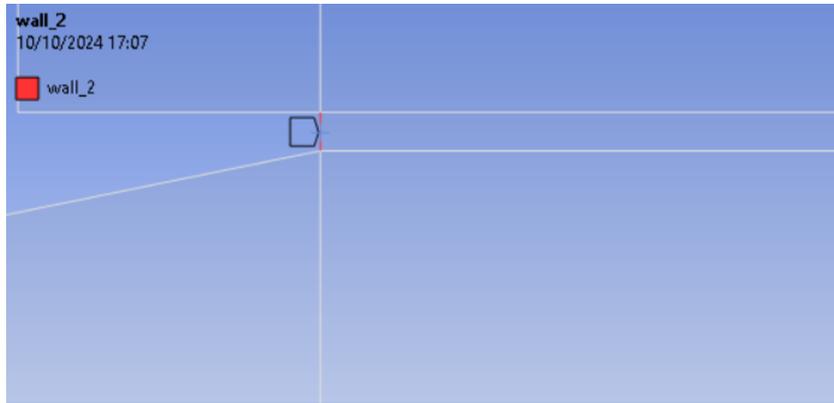


Figure 3.7

Come si può notare dalle immagini riportate sotto, è stata inserita una prima condizione al contorno 'Wall 1' che fa riferimento alla parete dell'ugello principale e secondario, mentre il 'Wall 2' per il momento sarà considerato come parete solida.



**Figure 3.8**



**Figure 3.9**

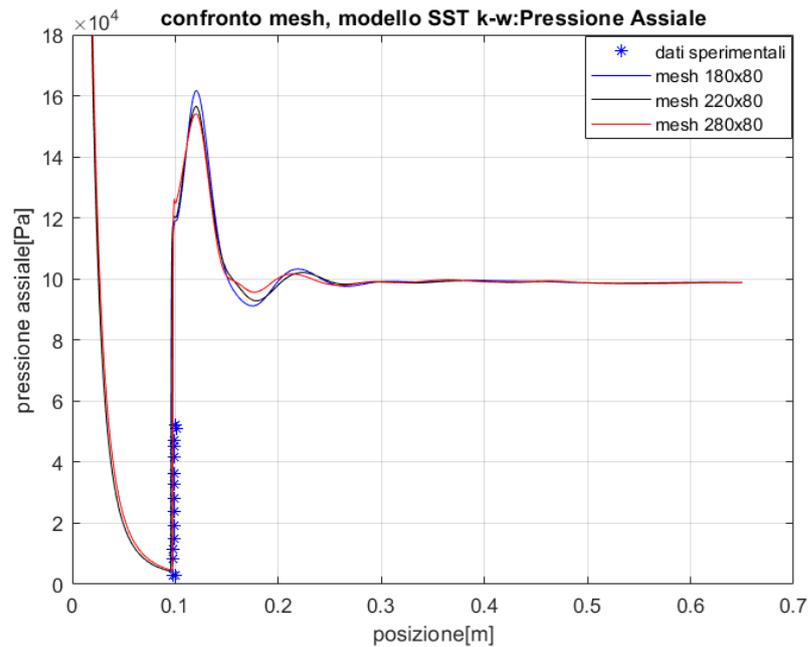
### 3.3 Scelta della mesh per il campo esterno

Anche in questo caso sono state condotte diverse simulazioni utilizzando tre diverse risoluzioni della mesh per scegliere quella adatta, ponendo le basi per le simulazioni future:

- 180x80;
- 220x80;
- 280x80;

In seguito, vengono riportati i risultati ottenuti dalle simulazioni utilizzando il modello di turbolenza SST  $k - w$  in termini di:

- pressione statica lungo l'asse di simmetria (figura 4.4);
- numero di Mach lungo l'asse di simmetria (figura 6.3);
- velocità lungo l'asse di simmetria (figura 6.2).



**Figure 3.10**

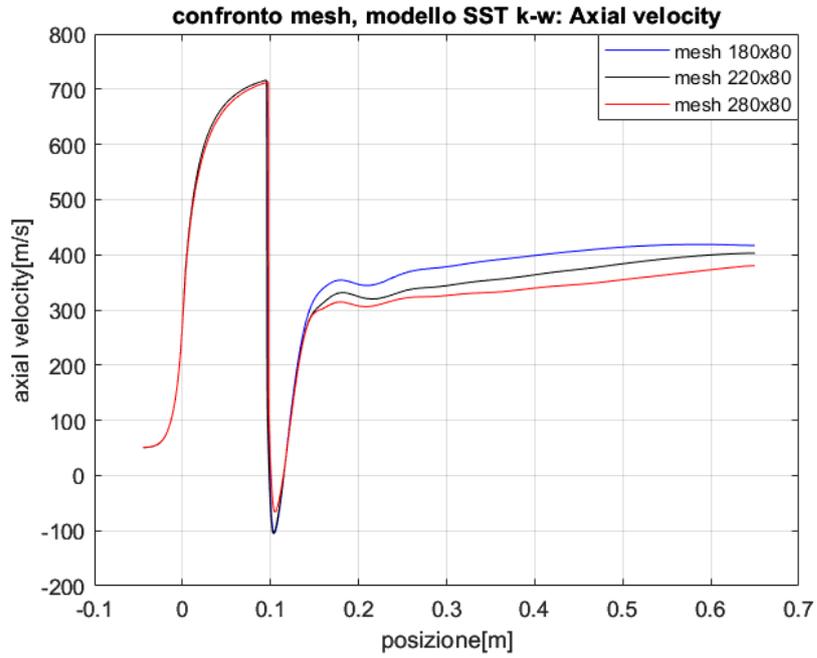


Figure 3.11

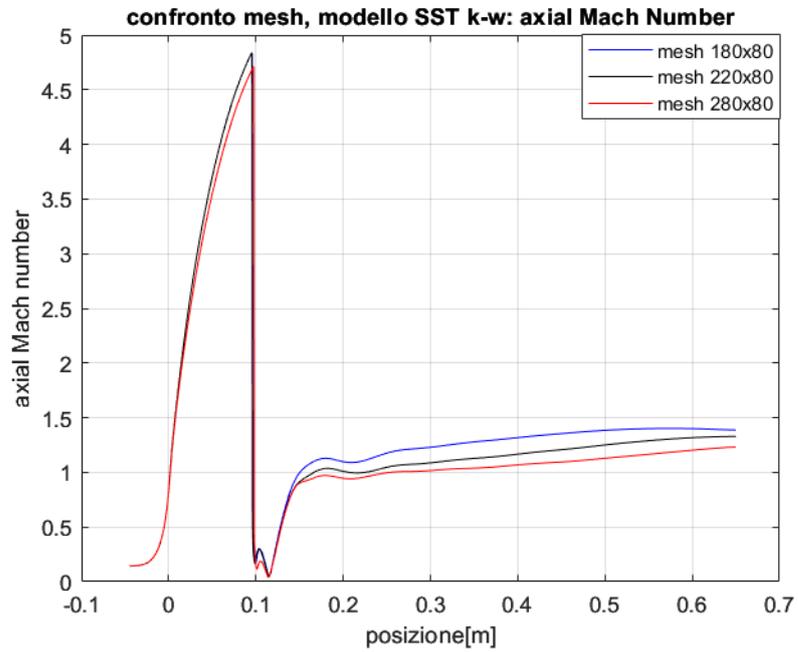


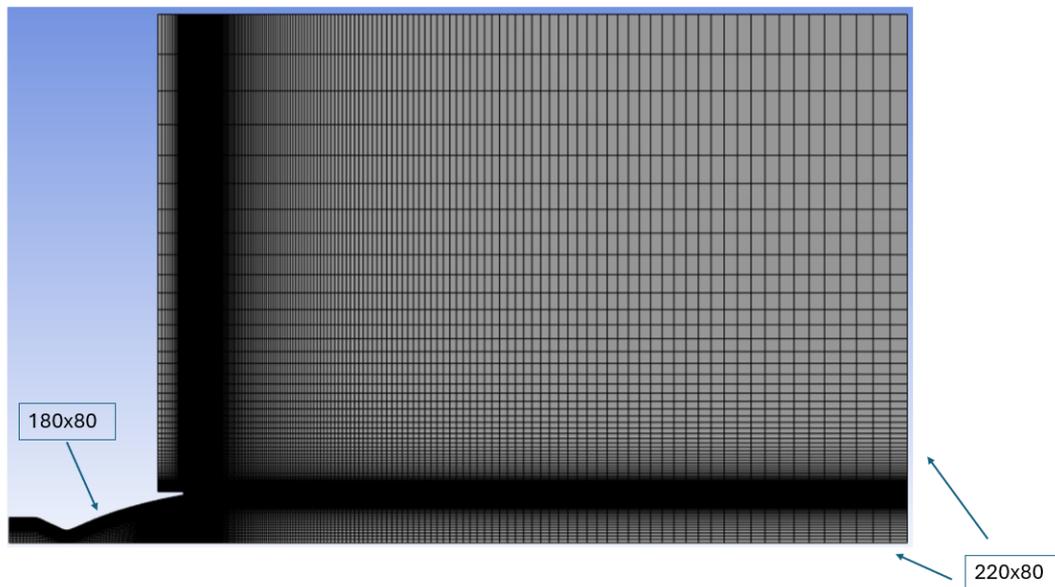
Figure 3.12

Alla luce delle analisi condotte, è evidente che la mesh 280x80 riesca a catturare in modo più preciso le oscillazioni del campo di moto. Inoltre, poiché durante le simulazioni è stato deciso di infittire principalmente la sezione di uscita dell'ugello, si osserva che la posizione del disco di Mach è rimasta sostanzialmente invariata. Andando a fare un trade-off tra risoluzione più fedele del campo di moto e costo computazionale, si è deciso di utilizzare la mesh 220x80.

### **3.3.1 Conclusioni: scelta definitiva della mesh**

Concludendo le analisi effettuate nei paragrafi 4.2 e 3.4, si può definire la mesh del dominio di calcolo:

- *Mesh Campo Esterno:* 220x80
- *Mesh Ugello Interno:* 180x80

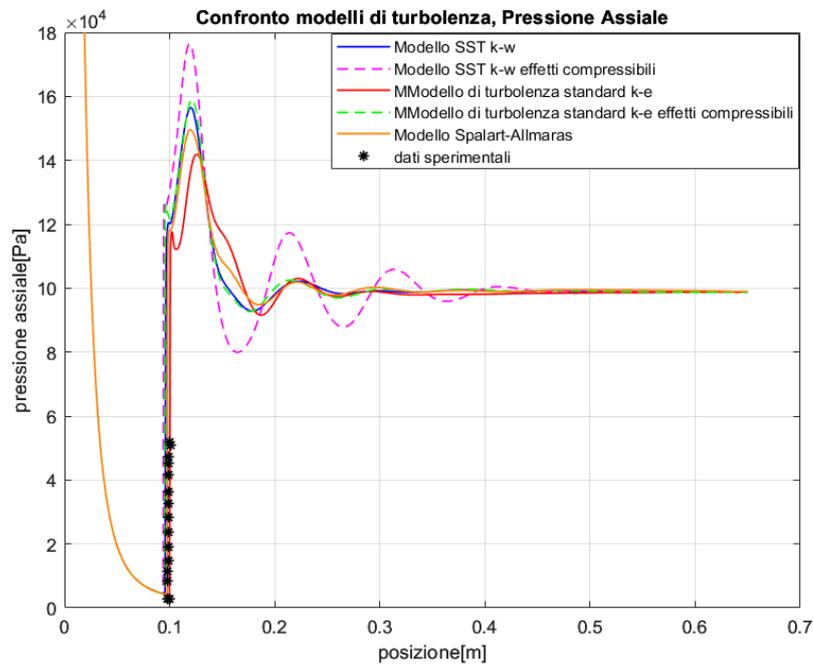


**Figure 3.13**

### 3.4 Modello di Turbolenza

Si procede presentando un confronto tra diversi modelli di turbolenza, finalizzato alla scelta del modello che rappresenta con maggiore fedeltà i dati sperimentali ricavati dal paper 'Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows' [8].

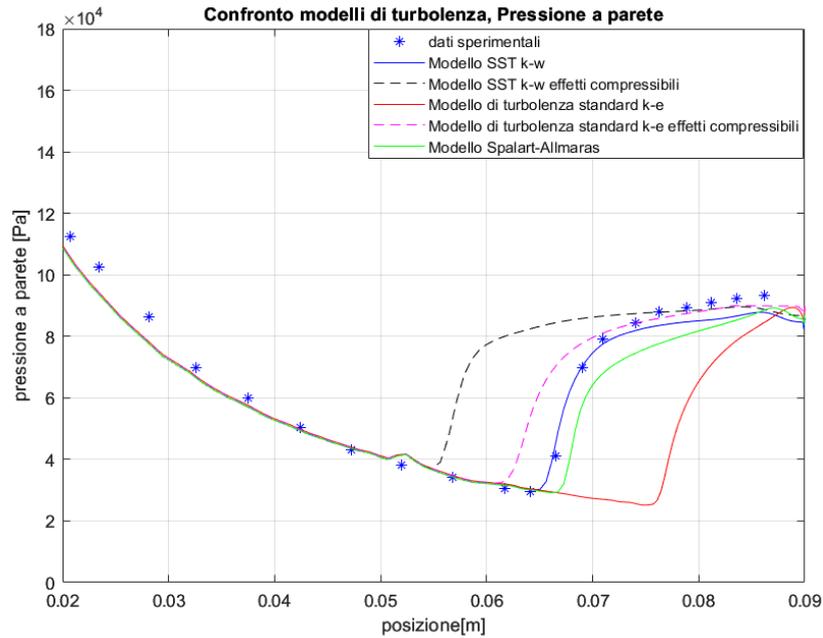
Lo studio è stato condotto con la mesh precedentemente fissata e mantenendo costanti le condizioni al contorno.



**Figure 3.14:** Confronto modelli di turbolenza: posizione del disco di Mach

Dal grafico in Figura 4.14 è evidente che:

- Tutti i modelli di turbolenza implementati determinano con precisione la posizione del disco di Mach;
- I modelli SST  $k-w$  con e senza effetti di compressibilità mostrano fluttuazioni di pressione assiale più intense nella regione a monte del disco di Mach.



**Figure 3.15:** Confronto modelli di turbolenza:punto di separazione

Dal grafico in Figura 4.15 si può dedurre che:

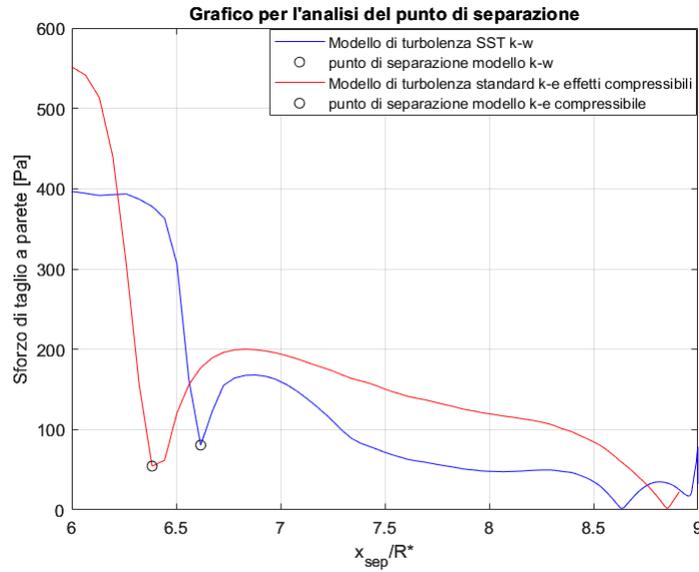
- Il metodo SST  $k - w$  compressibile prevede un punto di separazione più a monte rispetto ai dati sperimentali;
- I metodi Standard  $k - \epsilon$  compressibili e SST  $k - w$  riproducono fedelmente i dati sperimentali, con il metodo SST  $k - w$  che mostra minor scostamento;
- I metodi Spalart Allmaras e Standard  $k - \epsilon$  mostrano la separazione del flusso in una posizione più a valle rispetto a quella osservata sperimentalmente.

### 3.4.1 Conclusioni: scelta del modello di turbolenza

Analizzando le considerazioni fatte relative allo studio sul punto di separazione e sulla posizione del disco di Mach, si può concludere che il modello migliore per lo studio del problema fluidodinamico in esame risulta essere il **Modello SST  $k - w$** .

### 3.5 Analisi del punto di separazione

Per determinare il modello di turbolenza più adatto per le analisi successive, si è innanzitutto cercato il punto di separazione. Sono stati selezionati i modelli di turbolenza che, dal confronto del grafico della pressione assiale (figura 4.15), presentano un andamento molto simile ai dati sperimentali. Perciò, si è scelto di considerare il modello di turbolenza SST  $k - w$  e il modello standard  $k - \epsilon$  compressibile. Successivamente, è stato tracciato lo sforzo di taglio a parete per entrambi i modelli, evidenziando il punto di separazione come il punto in cui il grafico mostra un'inversione dell'andamento.



**Figure 3.16:** Analisi del punto di separazione

Confrontando le posizioni del punto di separazione con i dati sperimentali riportati nel paper precedentemente citato, emerge che il modello SST  $k - w$  è quello che riproduce i risultati più vicini a quelli sperimentali e presenta un andamento della pressione a parete simile. Per questo motivo, si è deciso di adottare questo modello per le simulazioni successive.

	Punto di separazione $x_{sep}/R^*$	Offset
Valore sperimentale	6.60	0%
$k - w$ SST	6.44	-2.4%
k- $\epsilon$ con compressibilità	6.38	-3.3%

**Table 3.1**

## 3.6 Output grafico dei risultati

Per ogni modello di turbolenza si vanno a graficare i seguenti campi utilizzando una scala colori dal blu al rosso:

### 3.6.1 Campo di Mach

Il campo di Mach permette di osservare con chiarezza il disco di Mach, la separazione dello strato limite e la formazione del punto triplo. La transizione da un alto valore del numero di Mach a uno inferiore all'interno di un'area ristretta indica la presenza di un'onda d'urto.

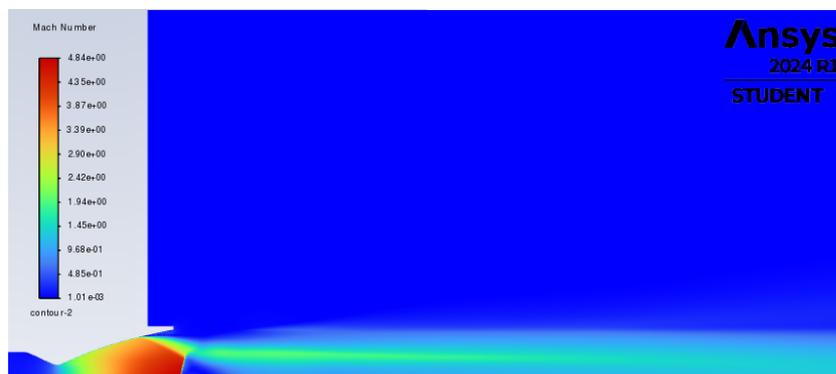


Figure 3.17: Modello SST k-w

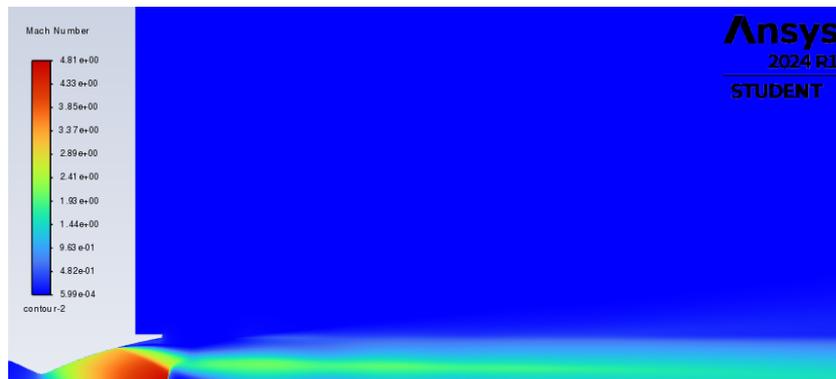


Figure 3.18: Modello k-w con effetto compressibilità



Figure 3.19: Modello Standard  $k-\epsilon$

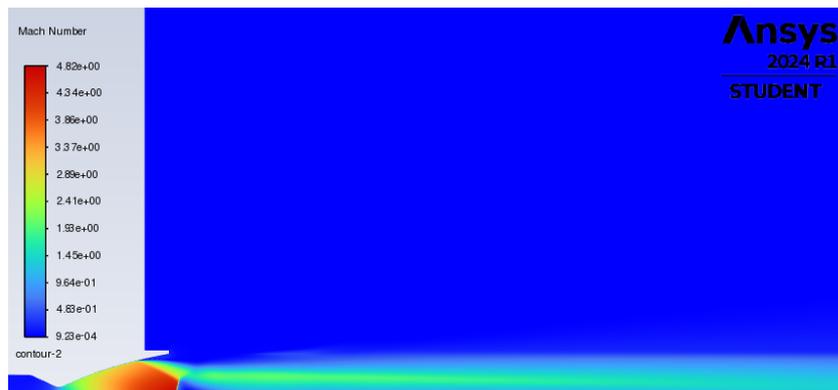


Figure 3.20: Modello Standard  $k-\epsilon$  con effetto compressibilità

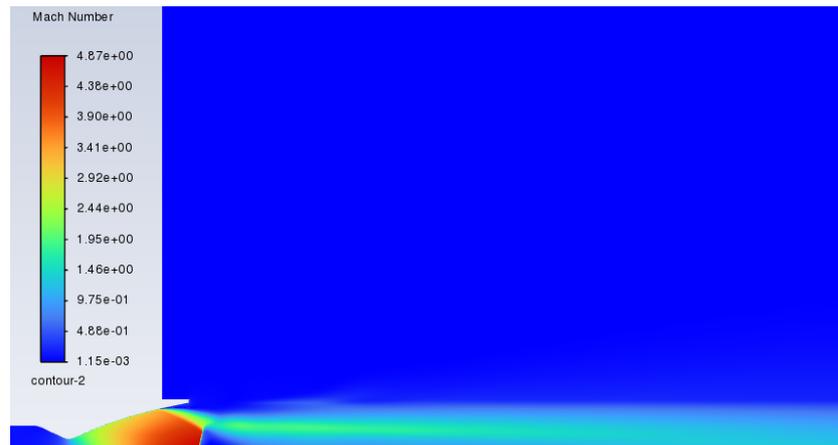


Figure 3.21: Modello Spalart Allmaras

### 3.6.2 Campo di viscosità turbolenta

Il Campo di viscosità turbolenta è utile per comprendere e analizzare la distribuzione della quantità di moto e la dissipazione energetica nelle zone dove sono presenti forti fluttuazioni turbolente. Nel caso in analisi, la viscosità turbolenta risulta fondamentale per identificare le zone di separazione del flusso e ricircolo, andando ad evidenziare le regioni a monte e a valle del punto di separazione del flusso, in quanto si verifica un aumento della turbolenza. Inoltre, la turbolenza influenza la forza e la struttura delle onde d'urto, in quanto le zone a viscosità turbolenta elevata possono fornire indizi sulla resistenza o attenuazione delle onde d'urto.

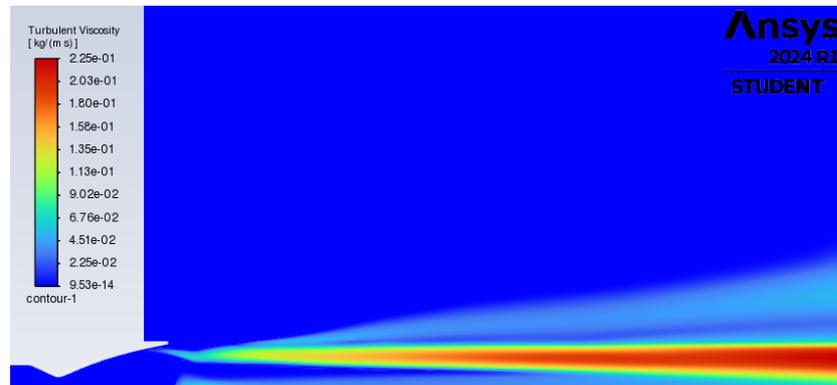


Figure 3.22: Modello SST k-w

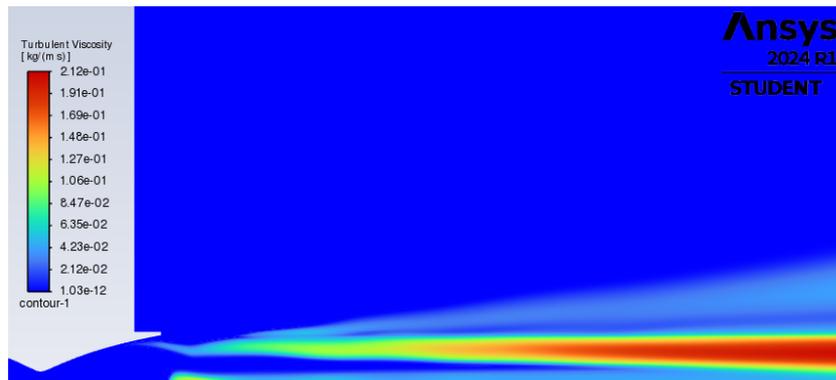


Figure 3.23: Modello SST  $k$ - $\omega$  con effetto compressibilità

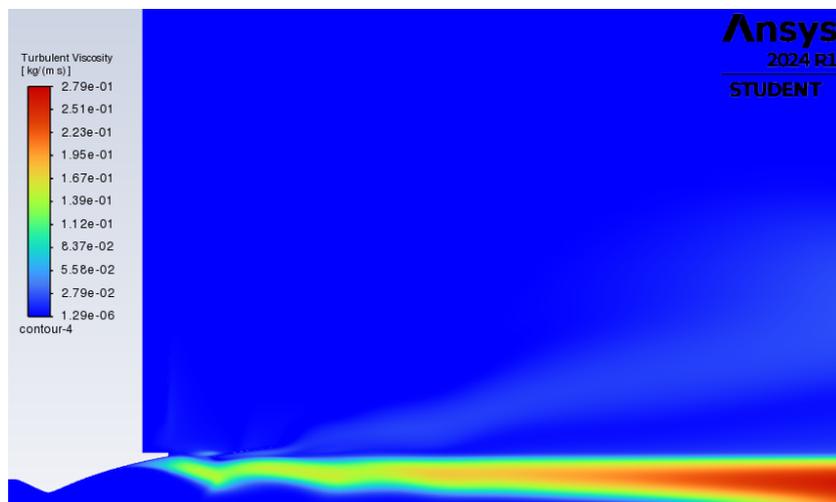


Figure 3.24: Modello Standard  $k$ - $\epsilon$

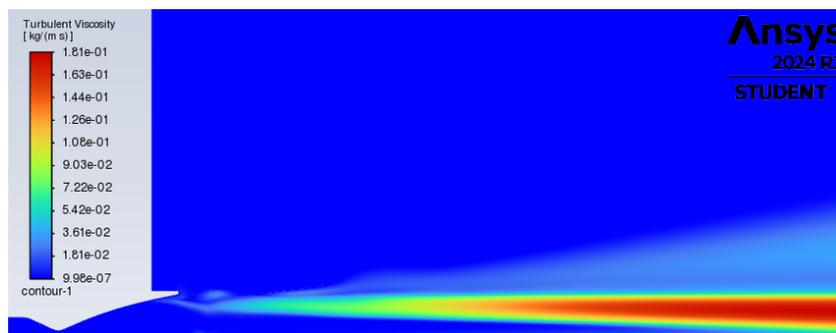


Figure 3.25: Modello Standard  $k$ - $\epsilon$  con effetto compressibilità

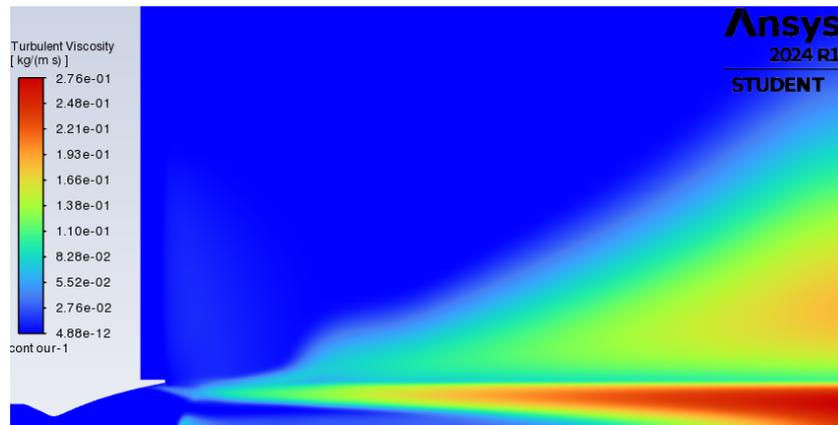


Figure 3.26: Modello Spalart Allmaras

### 3.6.3 Campo del gradiente di densità

Il campo del gradiente di densità, in analogia con il campo del gradiente di pressione, evidenzia il disco di Mach, l'urto obliquo e l'urto riflesso, facilitando così l'identificazione del punto triplo. Inoltre, per rappresentare il gradiente di densità, si può utilizzare una scala di grigi che richiama la tecnica Schlieren frequentemente adottata nei test sperimentali: questa tecnica è un metodo ottico che permette di evidenziare le variazioni di densità nel fluido tramite la deviazione della luce, la quale si verifica quando attraversa aree con differenti indici di rifrazione.

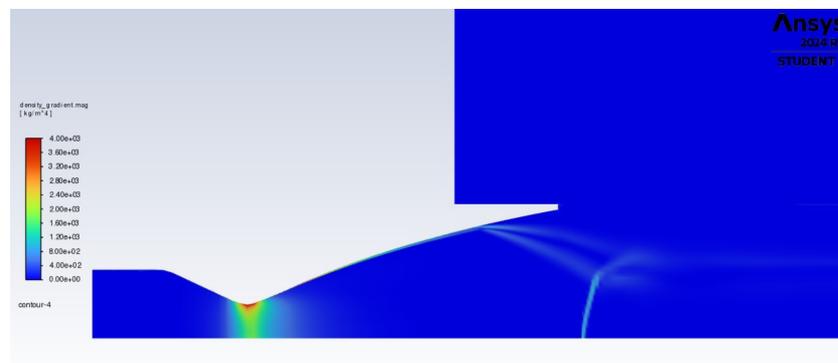


Figure 3.27: Modello SST k-w

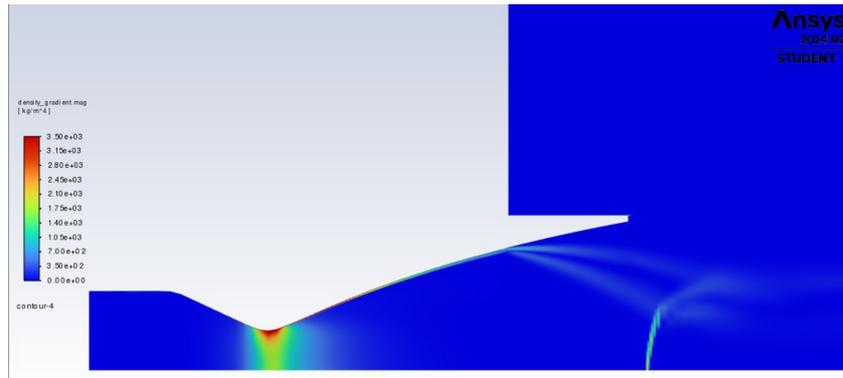


Figure 3.28: Modello SST k-w con effetto compressibilità

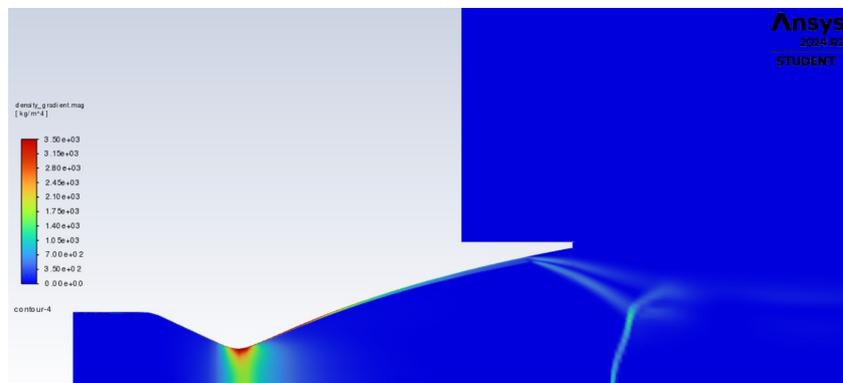


Figure 3.29: Modello Standard k- $\epsilon$

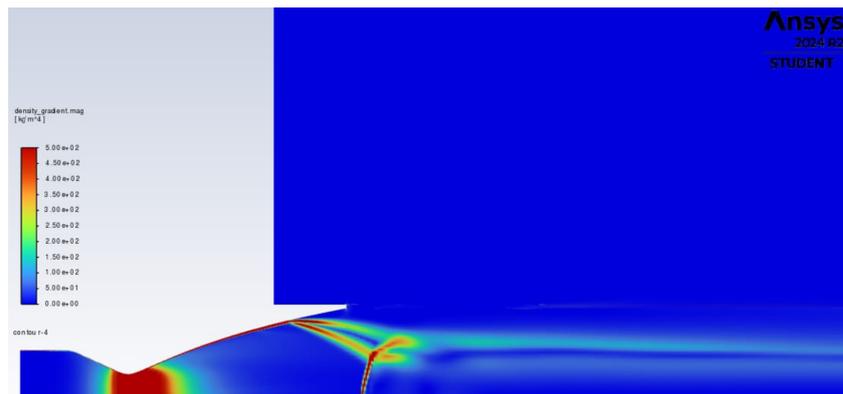
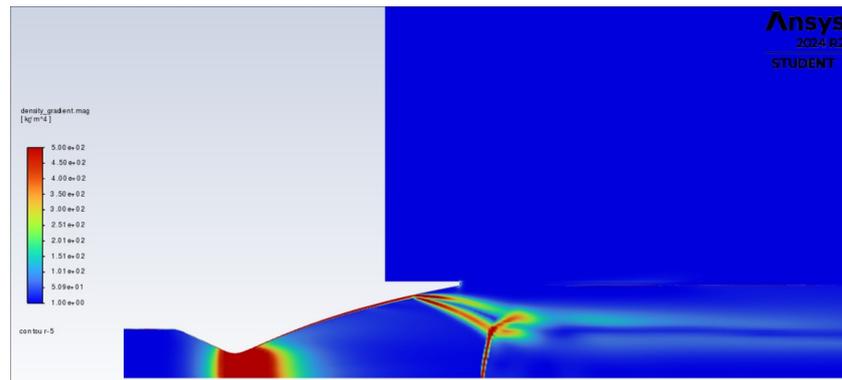


Figure 3.30: Modello SST k-w con effetto compressibilità



**Figure 3.31:** Modello Spalart Allmaras

### 3.7 Risultati punto di separazione

In questa sezione vengono presentati i risultati dei test condotti per diversi valori di Nozzle Pressure Ratio (NPR)

$$NPR = \frac{p^\circ}{p_{amb}} \quad (3.1)$$

, al fine di analizzare lo spostamento del punto di separazione all'aumentare di tale parametro. Tutti gli esperimenti sono stati eseguiti mantenendo costante la pressione ambiente  $P_a = 99010 Pa$  e determinando la pressione totale e la pressione statica a monte attraverso la seguente espressione:

$$p_{statica} = \frac{p^\circ}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (3.2)$$

Fissato il modello di turbolenza SST  $k - w$  con le analisi effettuate in precedenza, si procede con lo studio del punto di separazione proponendo le visualizzazioni del campo di Mach al variare dell'NPR:

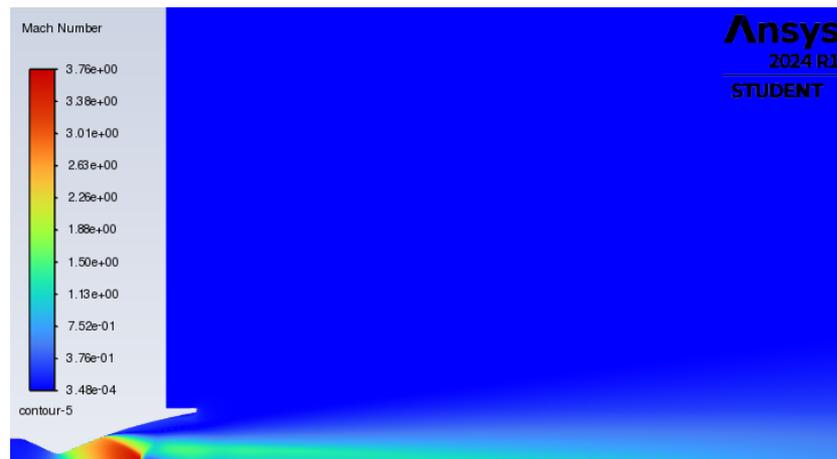


Figure 3.32: NPR=10

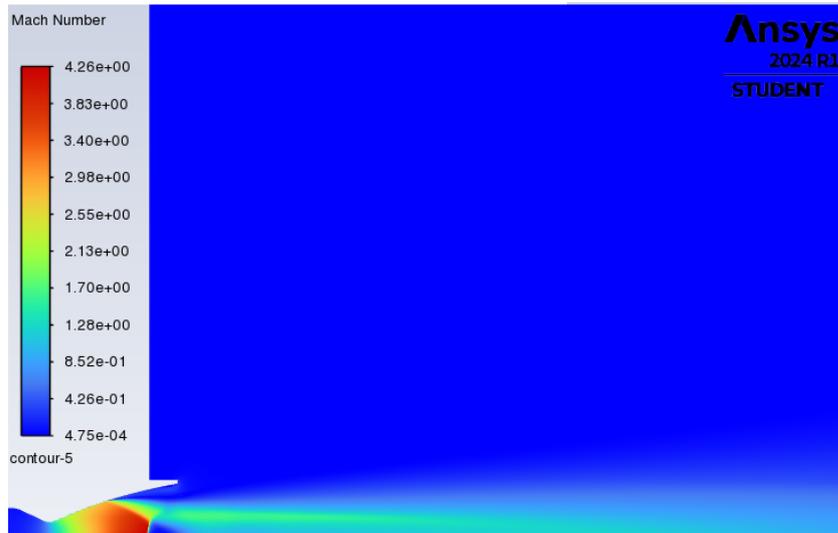


Figure 3.33: NPR=15

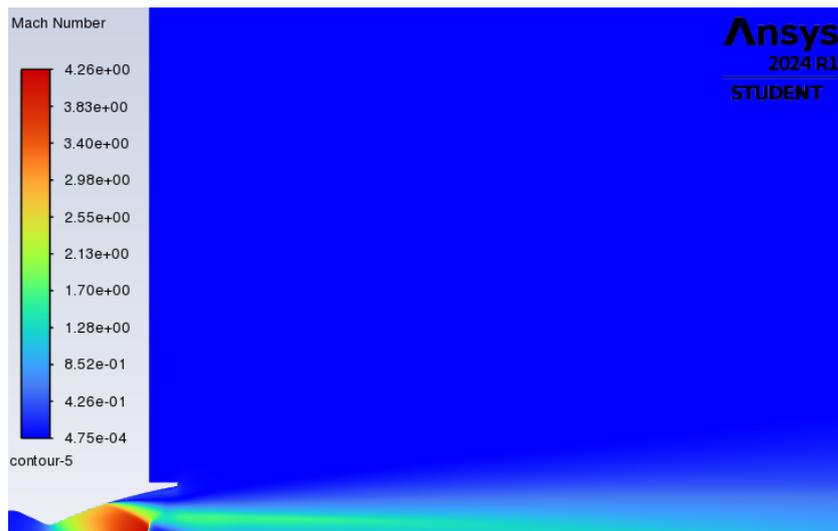


Figure 3.34: NPR=20

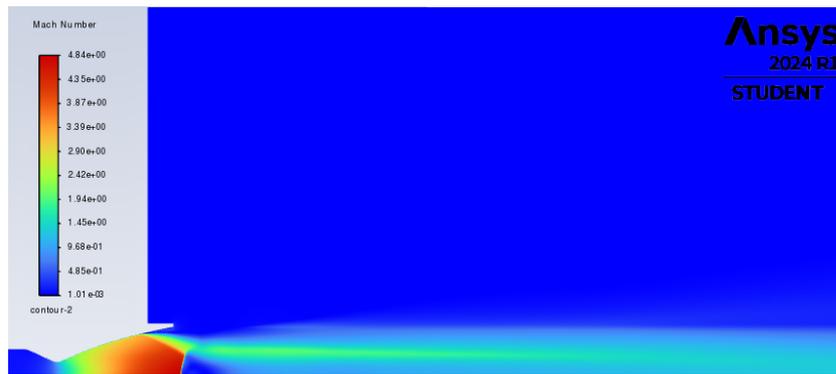


Figure 3.35: NPR=25.25

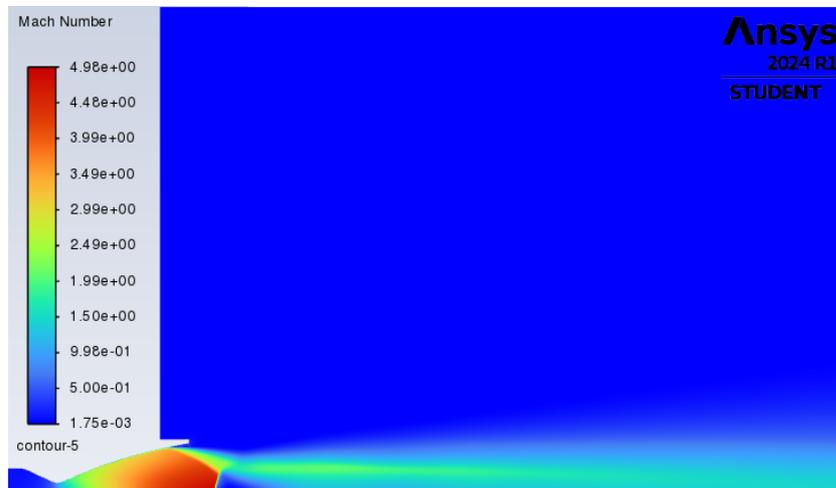


Figure 3.36: NPR=30

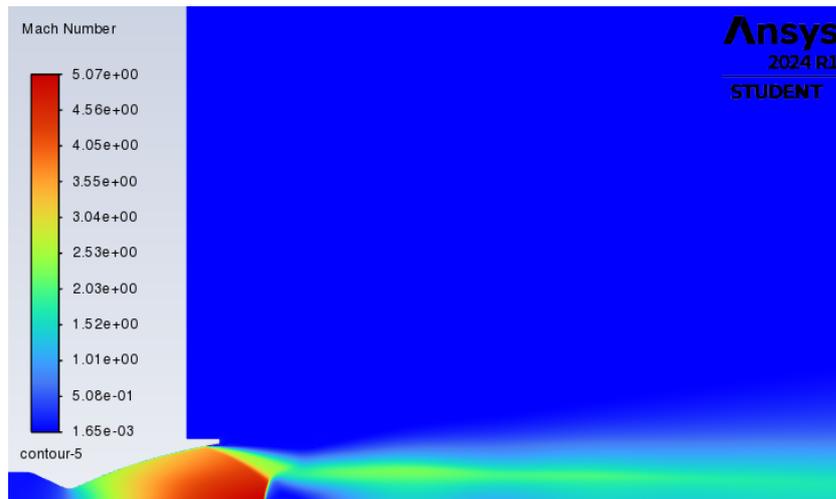


Figure 3.37: NPR=35

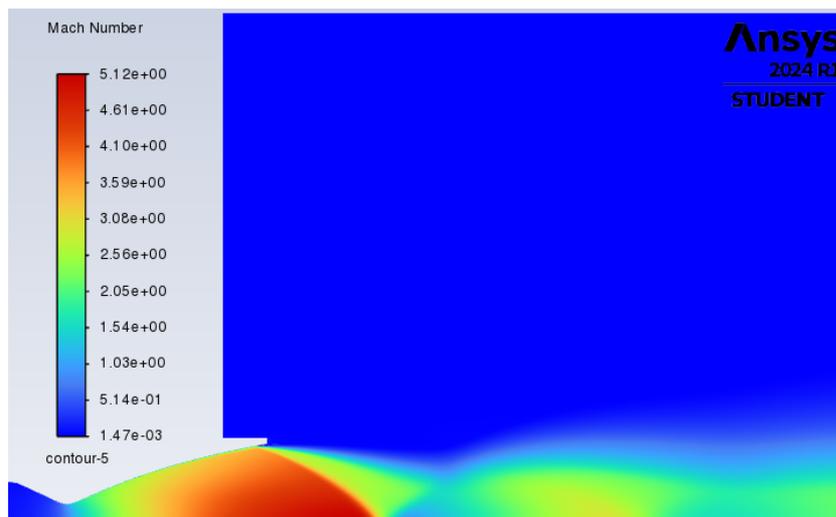
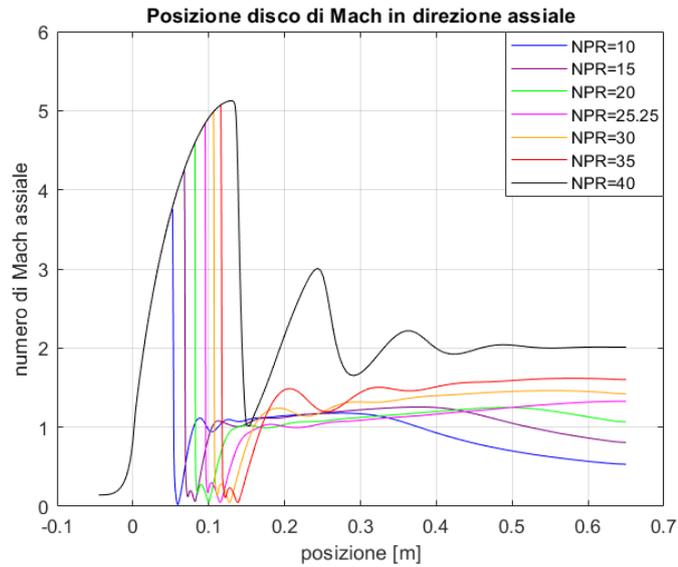
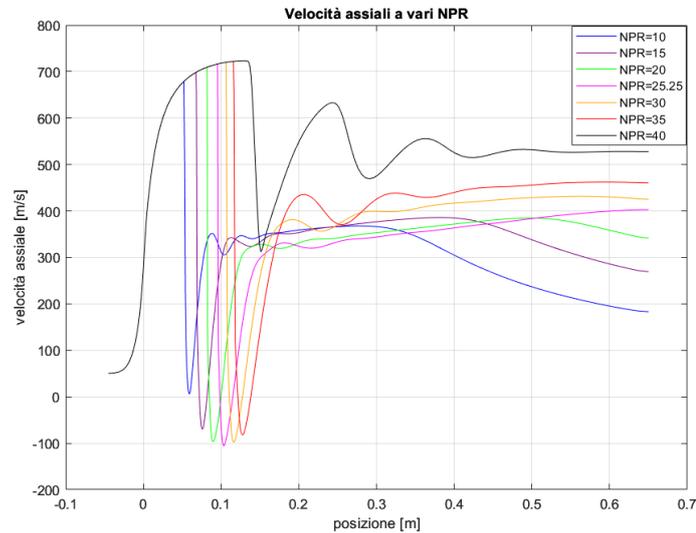


Figure 3.38: NPR=40

Analizzando i contour del numero di Mach ai vari NPR mostrati in precedenza e osservando gli andamenti della velocità assiale e del numero di Mach assiale in funzione dei diversi NPR, si nota che il picco di pressione, che si verifica in prossimità del disco di Mach, si sposta progressivamente verso valle con l'aumentare dell'NPR. Inoltre, il flusso a valle dell'urto e del disco di Mach accelera nuovamente, raggiungendo valori supersonici.



**Figure 3.39:** Confronto del numero di Mach assiale



**Figure 3.40:** Confronto delle velocità assiale lungo l'asse di simmetria

Per evidenziare come il punto di separazione si sposti progressivamente verso l'uscita dell'ugello con l'aumentare dell'NPR, è stato riportato il grafico della pressione a parete e dello sforzo di taglio a parete per diversi valori di NPR.

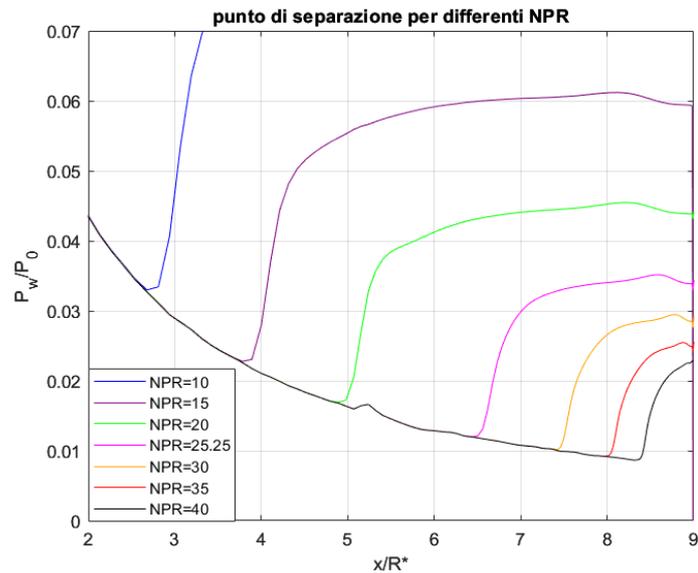


Figure 3.41: Spostamento del punto di separazione al crescere dell'NPR

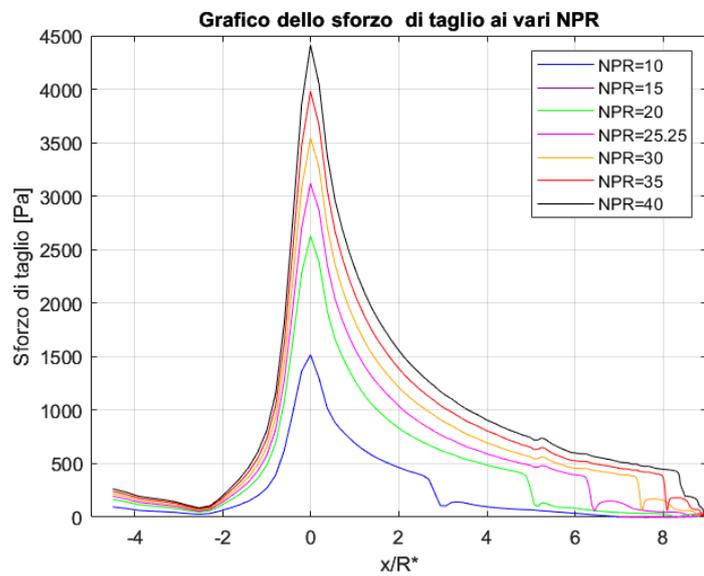
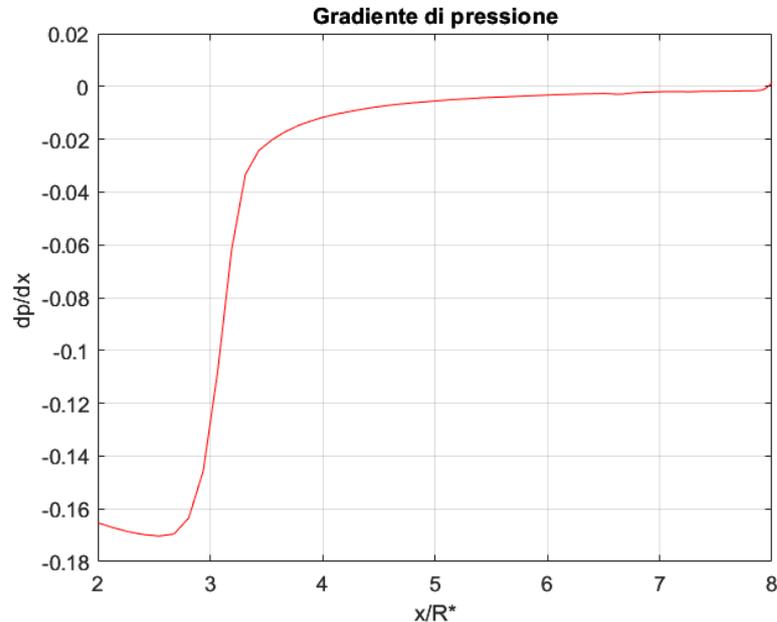


Figure 3.42: Andamento degli sforzi di taglio a parete al variare degli NPR

Si è deciso di diagrammare anche il gradiente di pressione per NPR=40 con lo scopo di monitorare lo sviluppo dei carichi laterali.



**Figure 3.43:** Gradiente di pressione NPR=40

Per identificare gli NPR che portano allo sviluppo di carichi laterali critici, si analizza la curva del gradiente di pressione per NPR=40; questo permette di individuare il range di posizione critico in cui si verifica un significativo sviluppo di carichi laterali.

Osservando il grafico, si nota che il gradiente di pressione presenta un tratto marcatamente negativo, seguito da un andamento che tende a stabilizzarsi. In questa zona critica, confrontando il grafico della pressione a parete e individuando i punti di separazione per ciascun NPR, emerge che i punti di separazione per NPR=15 e NPR=20 rientrano in questo intervallo.

Per approfondire, si introduce un getto secondario nell'ugello principale, configurato con un NPR=20, posizionandolo a valle del punto di separazione corrispondente a NPR=20. Questo getto secondario è adattato per condizioni soniche, al fine di studiare come influisca sul comportamento del punto di separazione e sulla mitigazione dei carichi laterali.

## Chapter 4

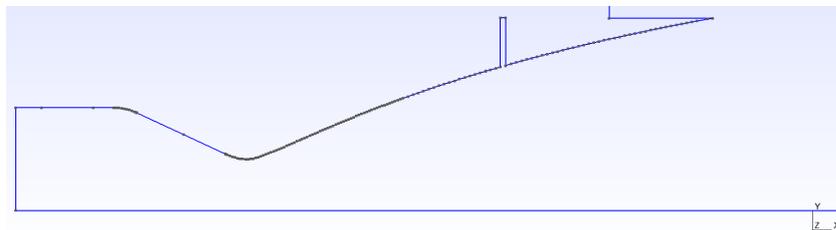
# Inserimento dell'iniezione secondaria

Nel seguente lavoro di tesi è stato deciso di modificare la geometria dell'ugello aggiungendo un canale secondario per l'iniezione di una portata minore, con l'obiettivo di analizzare come la presenza del getto secondario influenzi il comportamento del flusso principale.

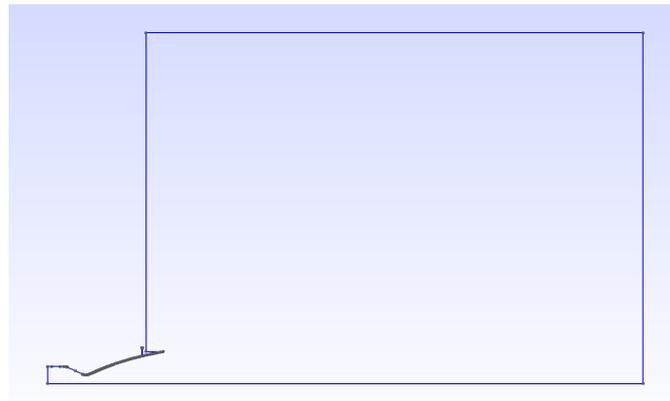
### 4.1 Geometria e mesh del getto secondario

Il canale secondario aggiunto è disposto radialmente e posizionato a valle del punto di separazione dell' $NPR=20$  con la seguente geometria:

1.  $x_{canalesecondario} = 65mm$ ;
2. lunghezza=raggio di gola dell'ugello=10mm;
3. larghezza=1 mm.

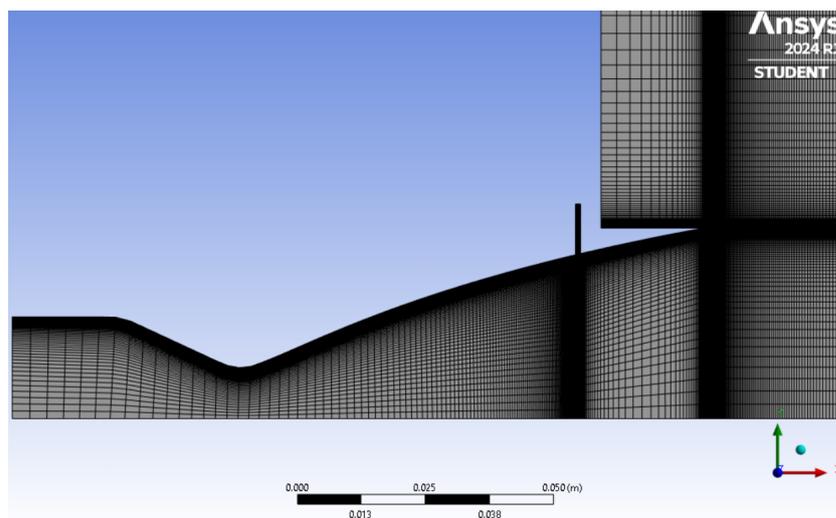


**Figure 4.1:** Geometria getto secondario

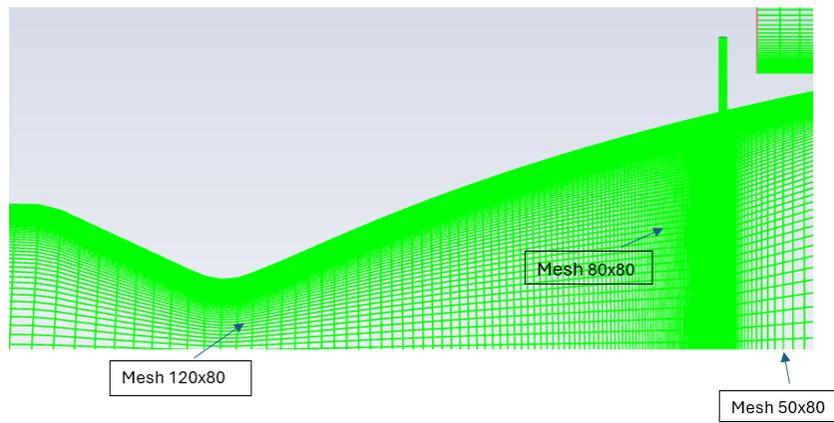


**Figure 4.2:** Geometria dell'intero dominio di calcolo

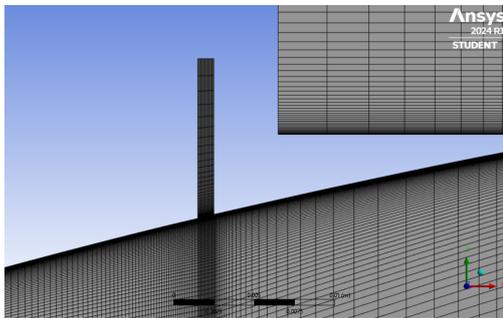
Per quanto riguarda la mesh, si è deciso di infittire la zona in prossimità dell'iniezione secondaria, lasciando invariata la distribuzione di celle lungo l'asse y e rispetto al caso senza getto secondario e per il campo esterno.



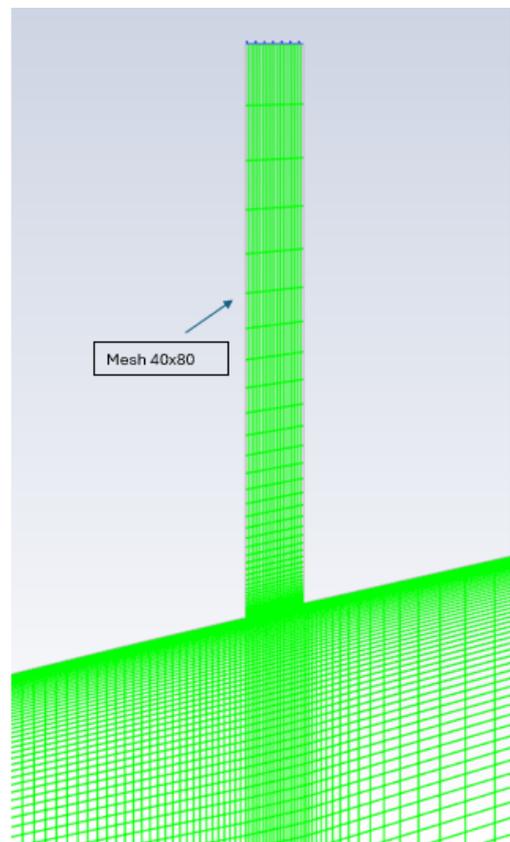
**Figure 4.3:** Mesh ugello



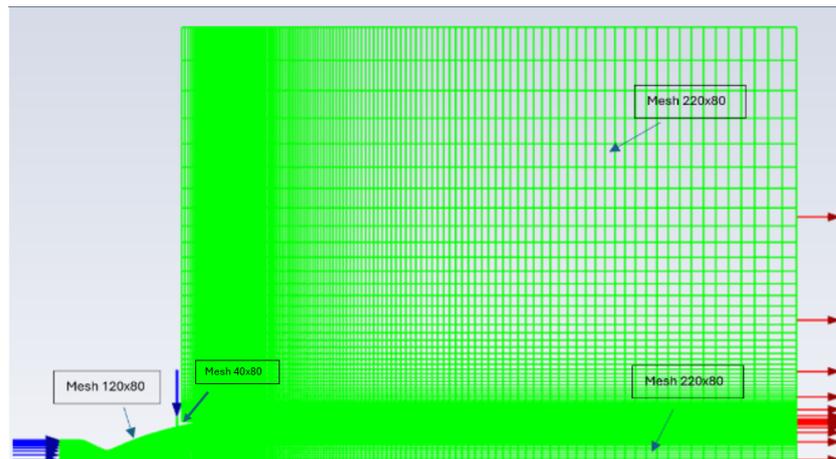
**Figure 4.4:** Mesh ugello



**Figure 4.5:** Mesh canale secondario



**Figure 4.6:** Mesh canale secondario



**Figure 4.7:** Mesh dell'intero dominio di calcolo

Per avere una migliore distribuzione delle celle in corrispondenza dell'intersezione tra flusso principale e flusso secondario, si è scelta la seguente configurazione definitiva della mesh:

- campo interno dell'ugello 120x80
- campo esterno 220x80
- sezione secondaria 40x80

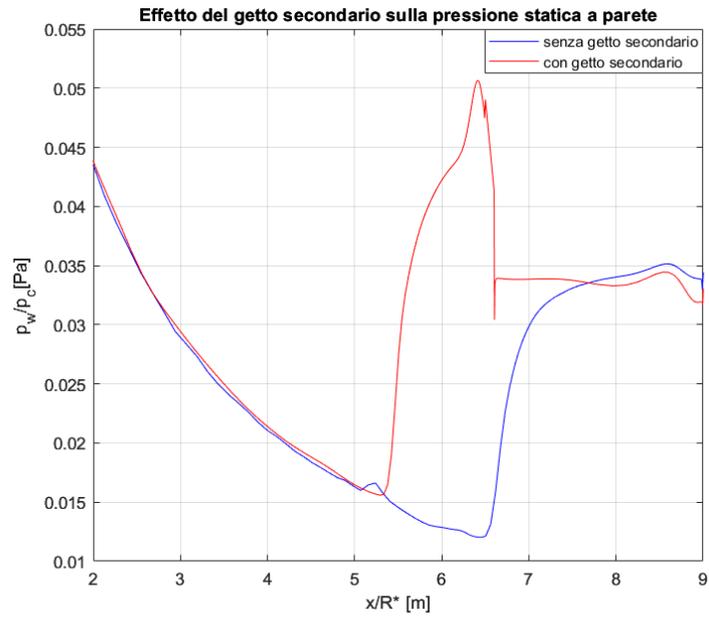
## 4.2 Risultati: confronto tra configurazioni con e senza getto secondario

I risultati relativi alla modifica dell'ugello a causa dell'inserimento del getto secondario, mantenendo i valori dell'ugello principale gli stessi delle simulazioni precedenti, sono stati ottenuti adottando le seguenti ipotesi:

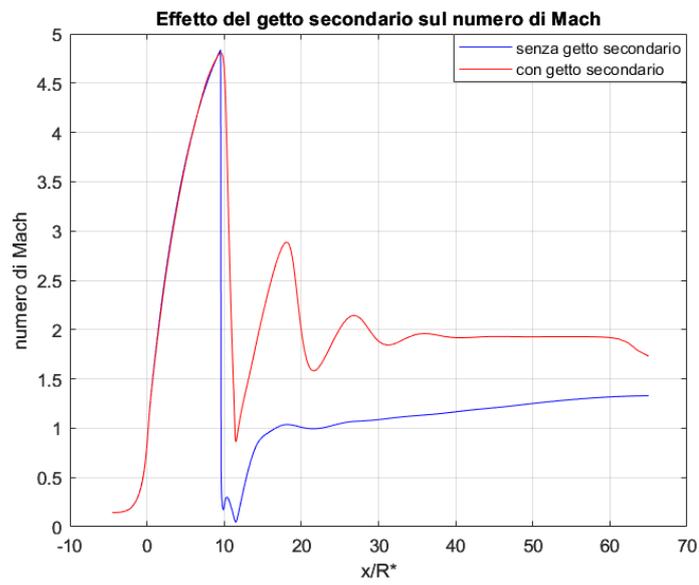
- Pressione ambiente  $P_a = 99010\text{Pa}$ ;
- Iniezione secondaria sonica,  $M = 1$ ;
- $NPR_2$  getto secondario = 2.5 e  $NPR = 25.25$  per getto principale;
- $p_2^o = NPR_2 \cdot P_a = 247525\text{Pa}$ ;
- $T = 300\text{K}$ .

Sono mostrati i confronti per NPR fissato tra la configurazione senza getto secondario e quella con getto secondario, utili per dimostrare l'efficacia dell'iniezione secondaria sui seguenti parametri prestazionali:

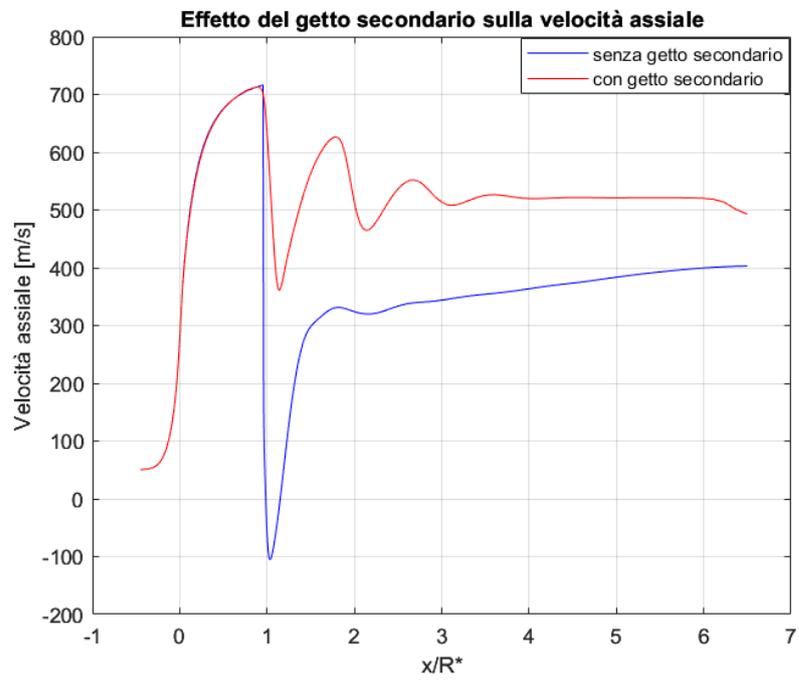
- Pressione statica lungo la parete dell'ugello;
- Velocità assiale lungo l'asse di simmetria;
- Numero di mach lungo l'asse di simmetria.



**Figure 4.8:** Effetto dell'iniezione secondaria sulla Pressione Statica lungo la parete dell'ugello

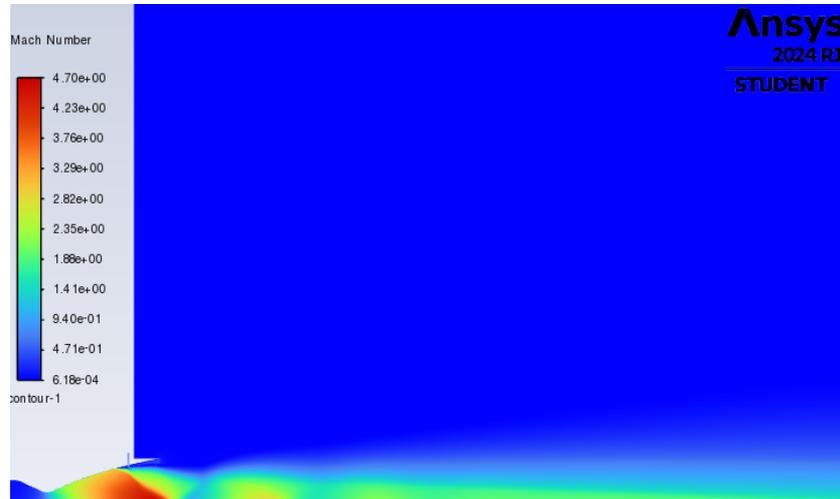


**Figure 4.9:** Effetto dell'iniezione secondaria sul numero di Mach lungo l'asse di simmetria

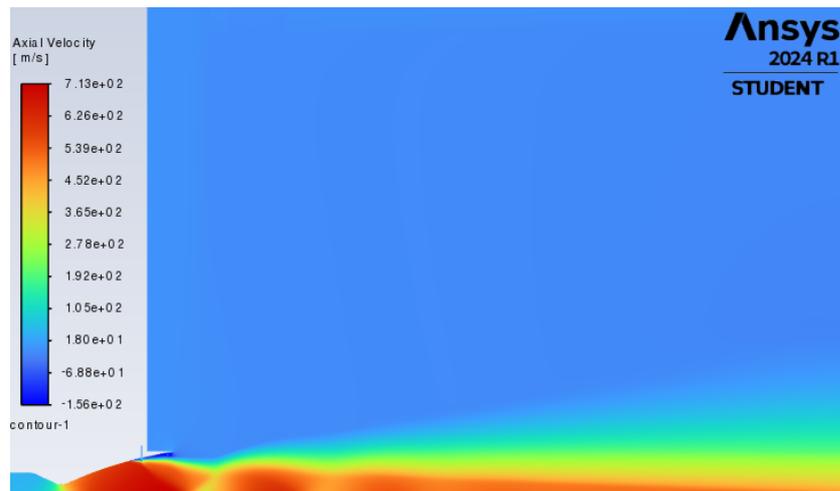


**Figure 4.10:** Effetto dell'iniezione secondaria sulla velocità assiale lungo l'asse di simmetria

Inoltre si mostrano i grafici del contour del numero di Mach e della velocità assiale e un confronto con la configurazione senza getto secondario.



**Figure 4.11:** Campo di Mach con getto secondario



**Figure 4.12:** Campo di velocità assiale con getto secondario

## 4.3 Analisi con getto secondario adattato

Poiché il getto secondario è direttamente collegato all'ambiente esterno, senza alcuna compressione o espansione artificiale, si considera la pressione statica a monte pari alla pressione ambiente = 99010 Pa.

Supponendo anche che l'ugello sia adattato in condizioni soniche, si possono definire le seguenti grandezze:

- ugello adattato: pressione di uscita getto secondario= pressione ambiente;
- condizioni soniche:  $M=1$ ;
- $p_{monte}^{\circ} = p_a * (1 + \frac{\gamma-1}{2} * M^2)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ ;
- $NPR = \frac{p_{monte}^{\circ}}{p_a} = 1.87$

Si presentano i risultati ottenuti fissando l' $NPR_2$ , determinato in base alla condizione di adattamento dell'ugello secondario, e variando l' $NPR$  del getto principale. L'analisi è stata condotta partendo da un valore di  $NPR=20$  per il getto principale, considerato critico in relazione ai carichi laterali significativi individuati in precedenza e posizionando il getto secondario a valle del punto di separazione per  $NPR=20$ .

### 4.3.1 Getto secondario in condizioni adattate: $NPR_2 = 1.89$

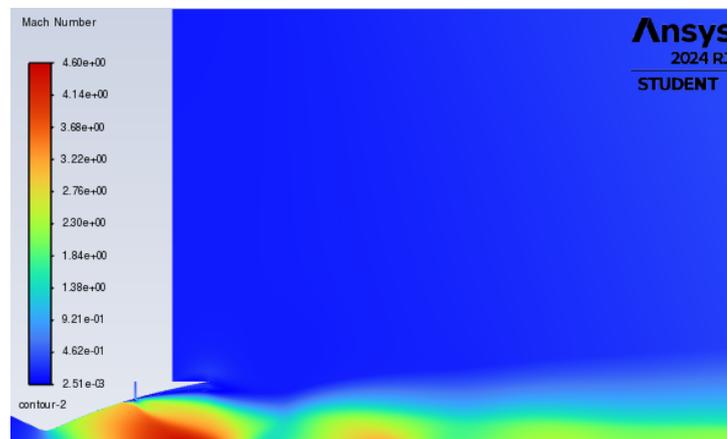
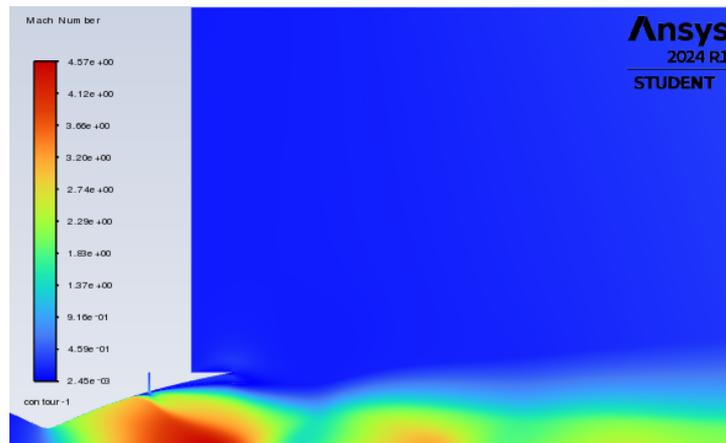
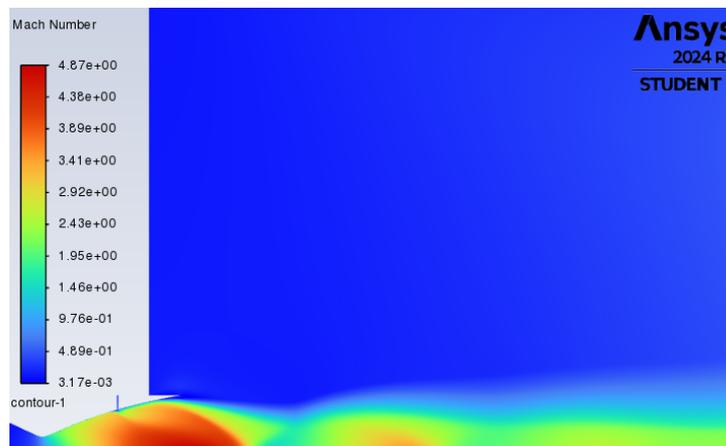


Figure 4.13: Contour del Numero di Mach con getto secondario per  $NPR=20$



**Figure 4.14:** Contour del Numero di Mach con getto secondario per NPR=25.25



**Figure 4.15:** Contour del Numero di Mach con getto secondario per NPR=30

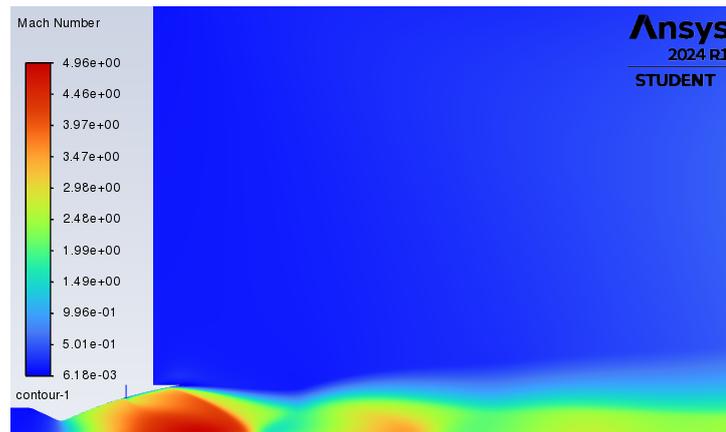


Figure 4.16: Contour del Numero di Mach con getto secondario per NPR=35

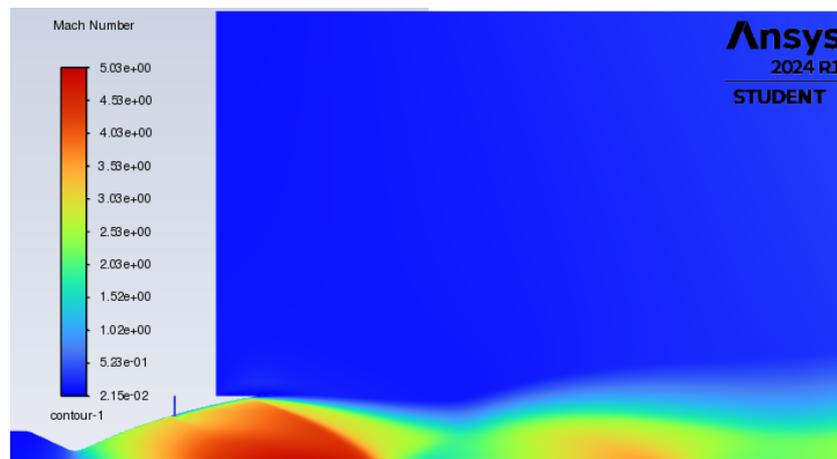


Figure 4.17: Contour del Numero di Mach con getto secondario per NPR=40

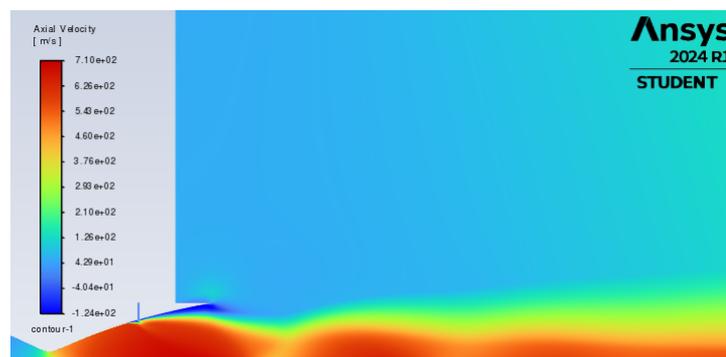
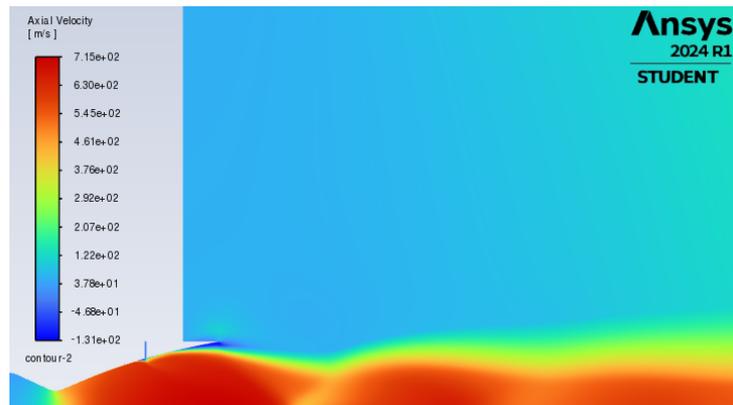
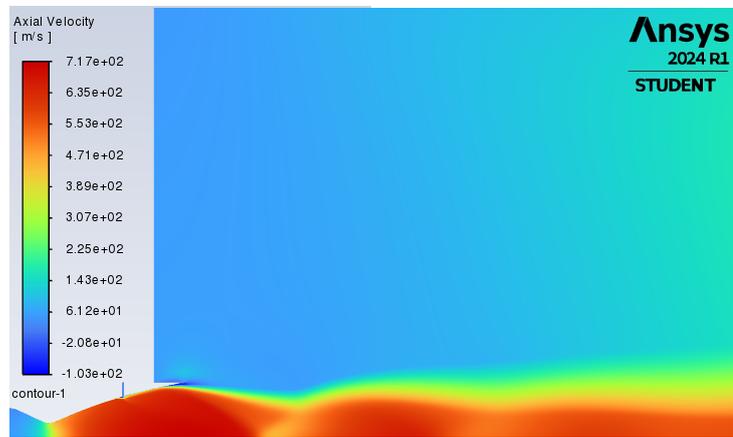


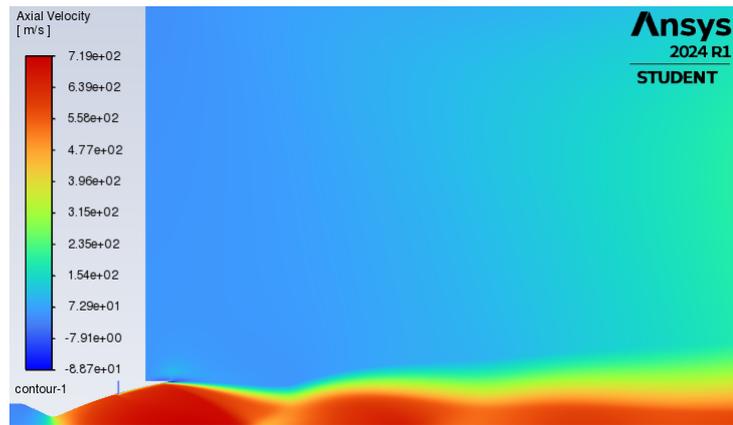
Figure 4.18: Campo di velocità assiale con getto secondario per NPR=20



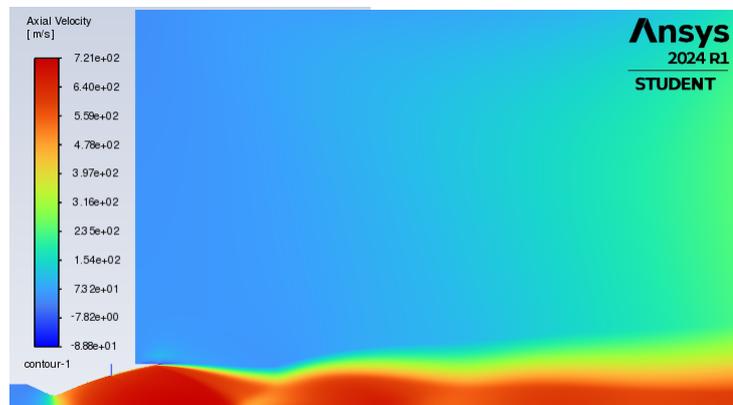
**Figure 4.19:** Campo di velocità assiale con getto secondario per NPR=25.25



**Figure 4.20:** Campo di velocità assiale con getto secondario per NPR=30



**Figure 4.21:** Campo di velocità assiale con getto secondario per  $NPR=35$

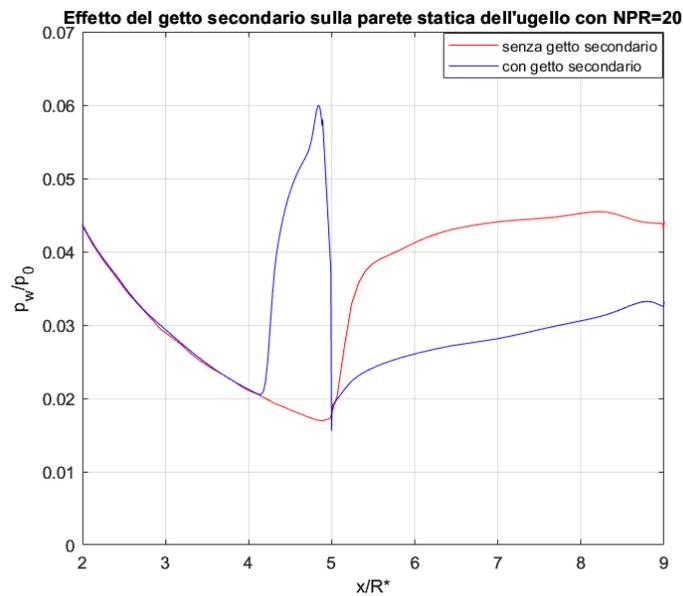


**Figure 4.22:** Campo di velocità assiale con getto secondario per  $NPR=40$

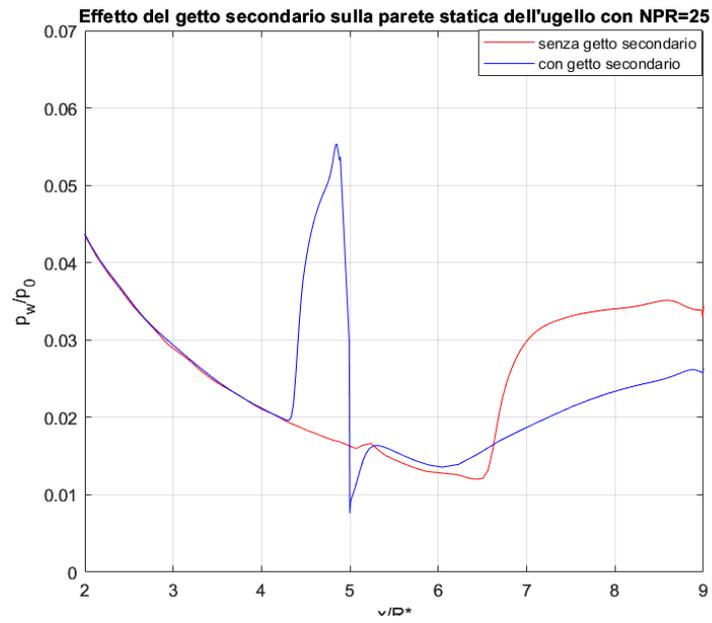
Nei grafici seguenti sono mostrati i confronti per ogni NPR tra la configurazione senza getto e quella con iniezione secondaria, utili per dimostrare l'efficacia dell'iniezione secondaria sui seguenti parametri prestazionali:

- Pressione Statica a parete
- Velocità assiale
- Numero di Mach assiale

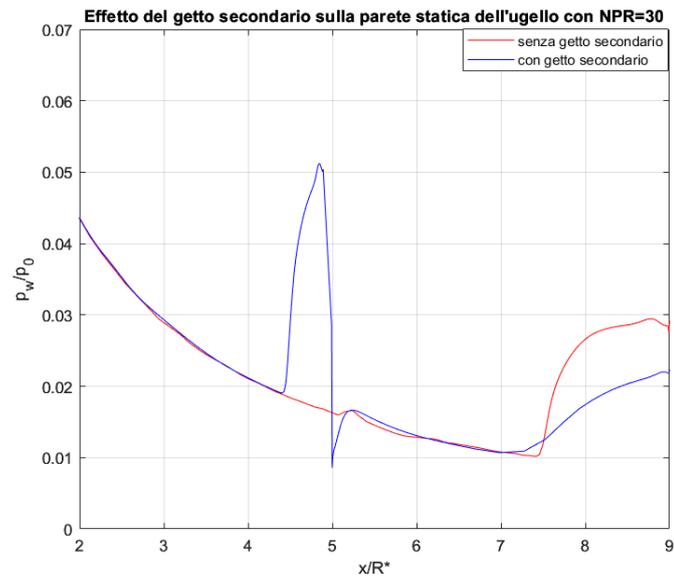
### 4.3.2 Pressione statica a parete



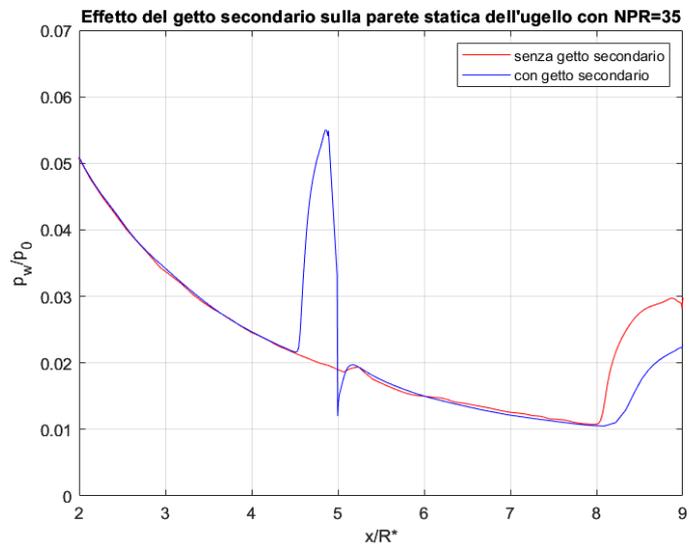
**Figure 4.23:** Pressione a parete NPR=20, NPR2=1.89



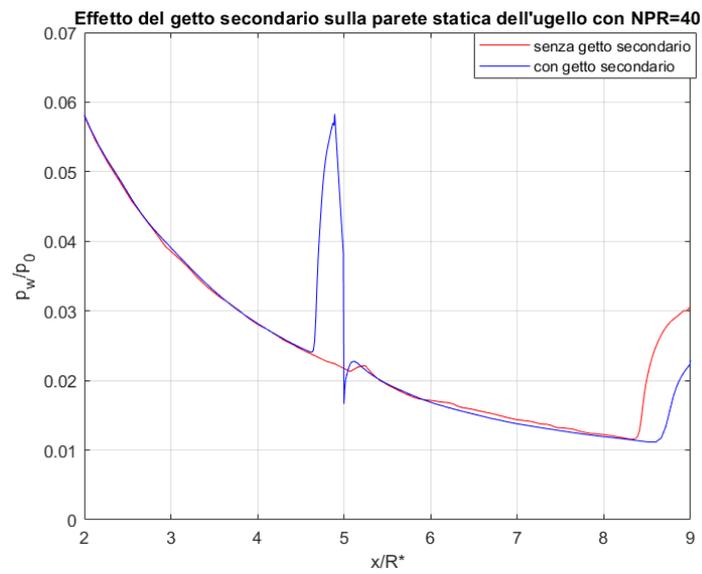
**Figure 4.24:** Pressione a parete NPR=25, NPR2=1.89



**Figure 4.25:** Pressione a parete NPR=30, NPR2=1.89



**Figure 4.26:** Pressione a parete NPR=35, NPR2=1.89



**Figure 4.27:** Pressione a parete NPR=40, NPR2=1.89

### 4.3.3 Velocità assiale

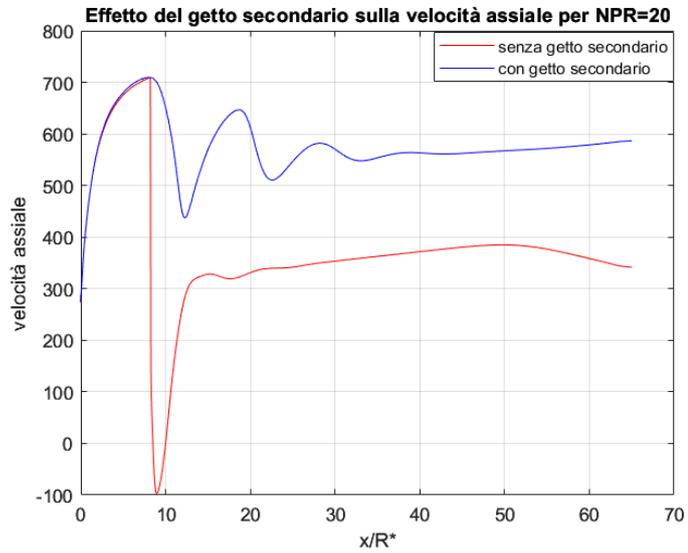


Figure 4.28: Velocità assiale NPR=20, NPR2=1.89

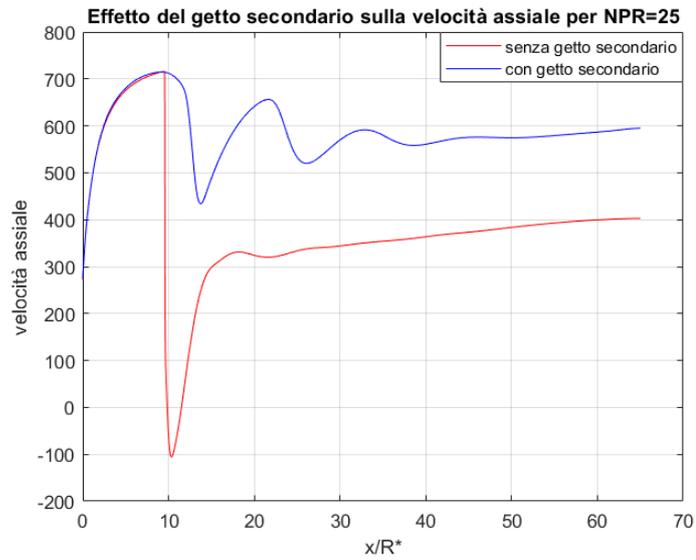
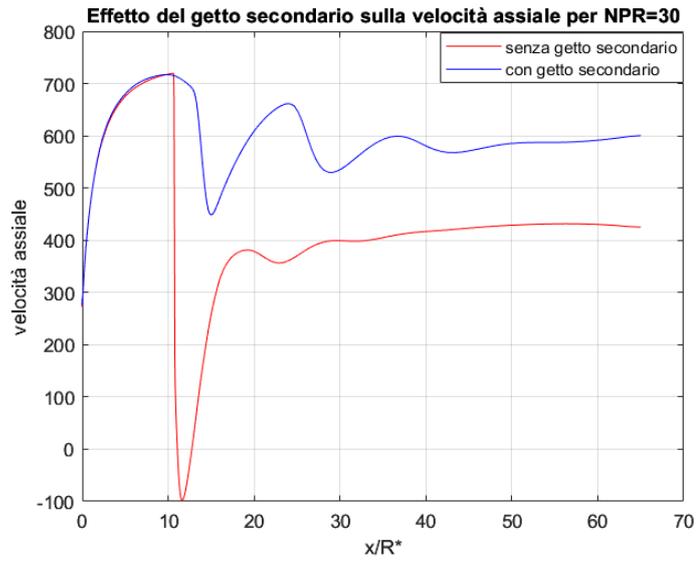
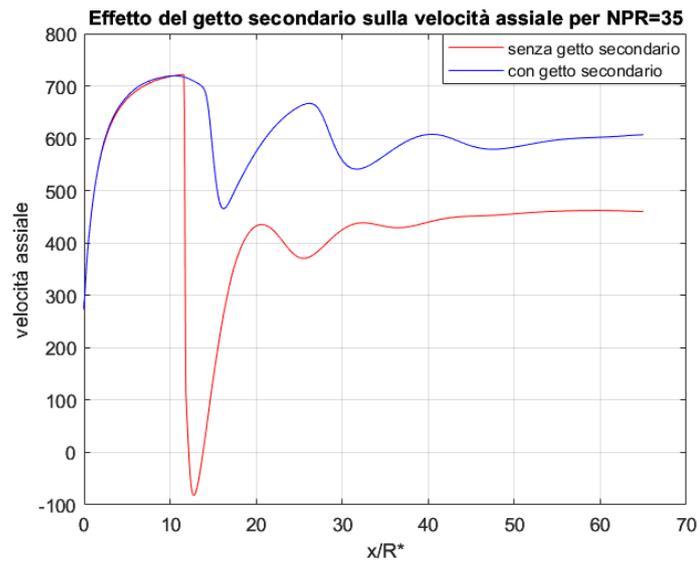


Figure 4.29: Velocità assiale NPR=25, NPR2=1.89



**Figure 4.30:** Velocità assiale NPR=30, NPR2=1.89



**Figure 4.31:** Velocità assiale NPR=35, NPR2=1.89

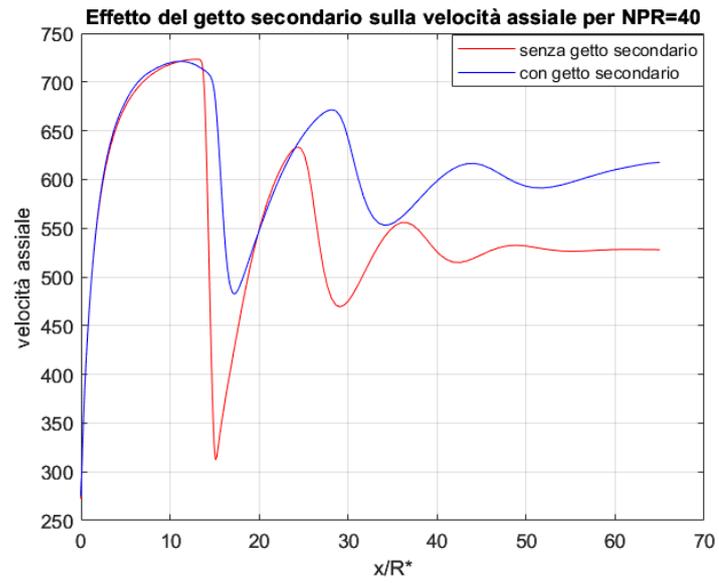


Figure 4.32: Velocità assiale NPR=40, NPR2=1.89

#### 4.3.4 Numero di mach assiale

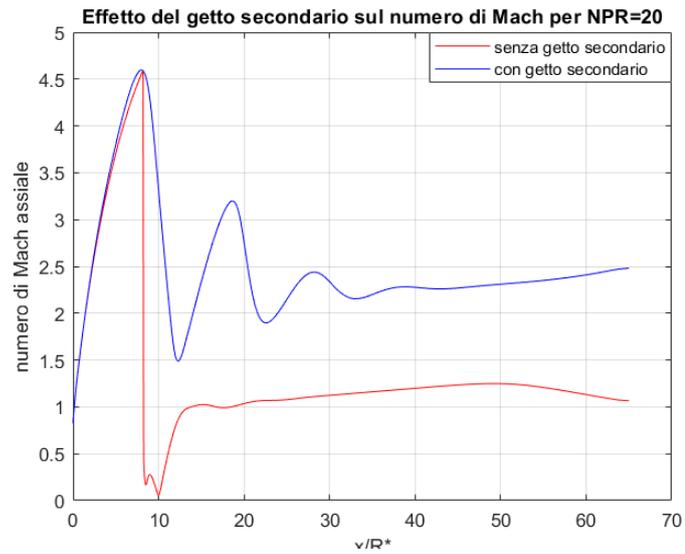


Figure 4.33: Numero di mach assiale NPR=20, NPR2=1.89

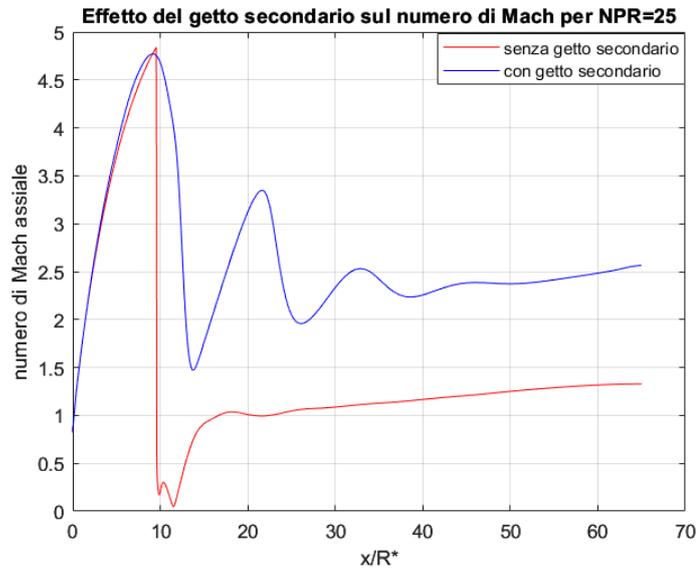


Figure 4.34: Numero di mach assiale NPR=25, NPR2=1.89

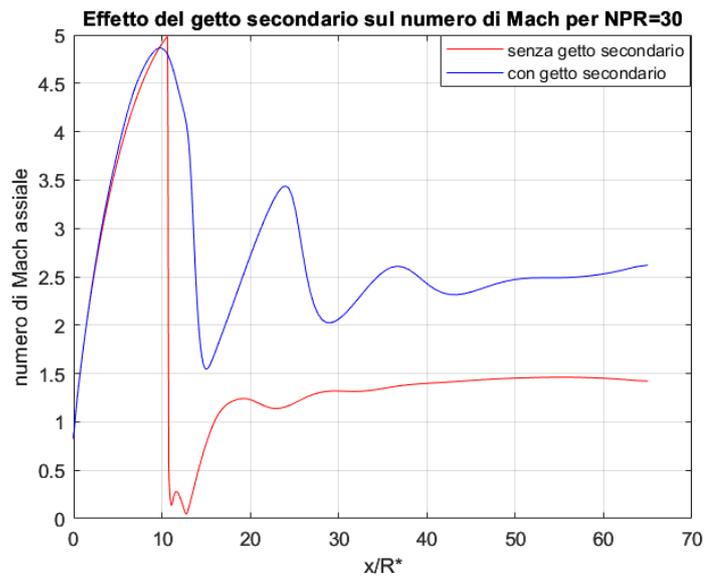
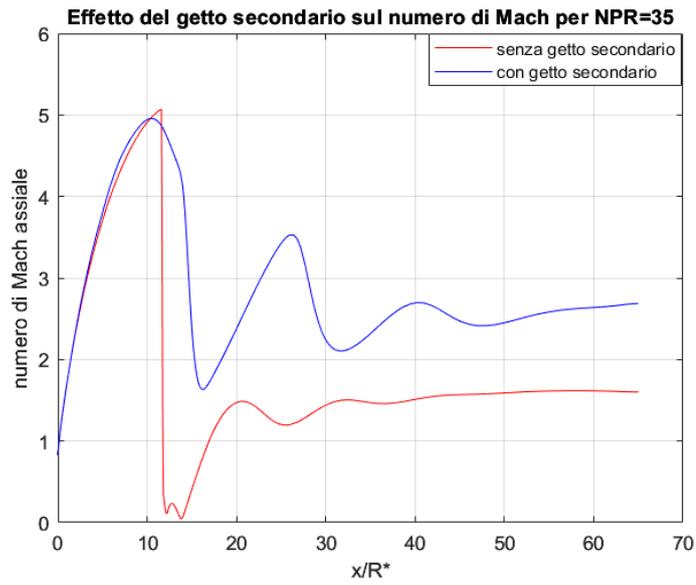
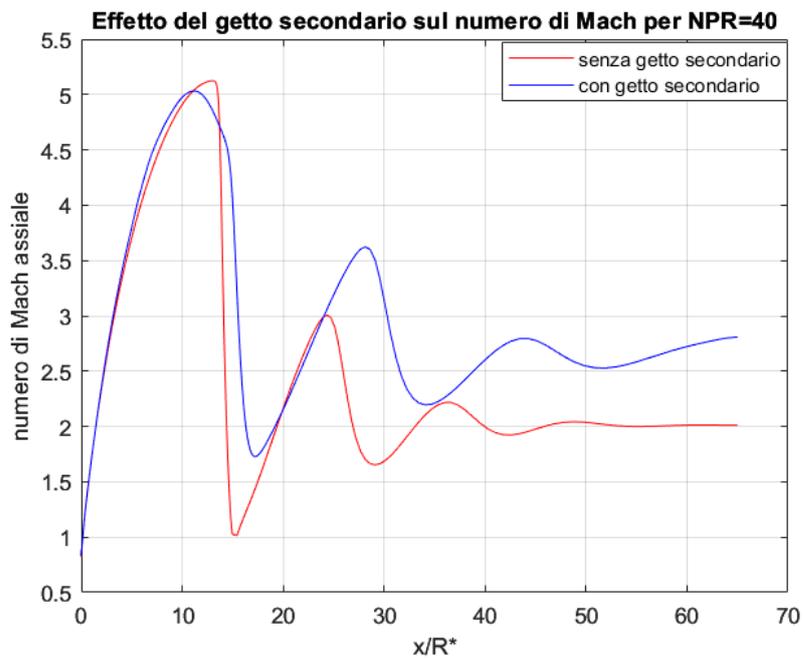


Figure 4.35: Numero di mach assiale NPR=30, NPR2=1.89

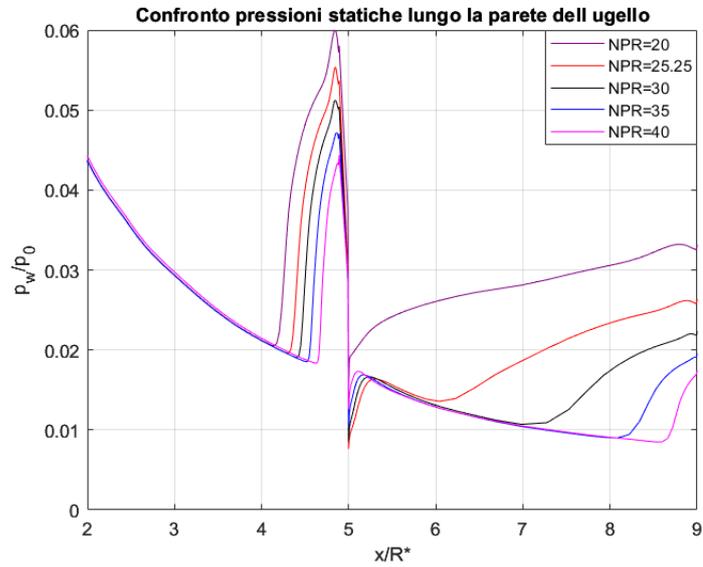


**Figure 4.36:** Numero di mach assiale NPR=35, NPR2=1.89

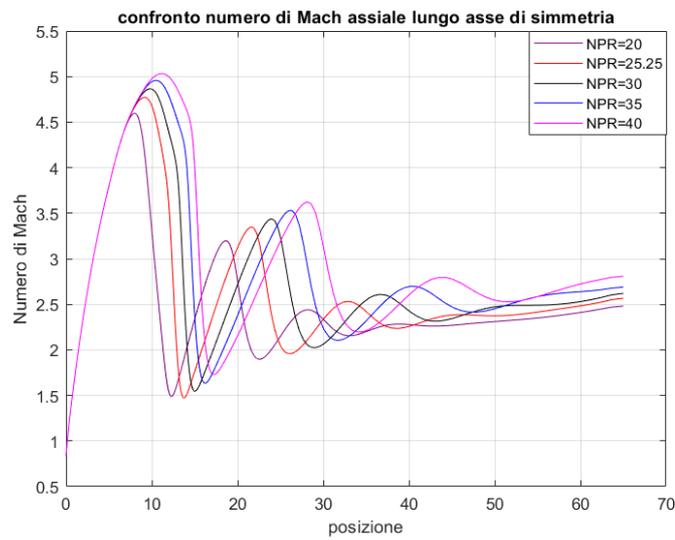


**Figure 4.37:** Numero di mach assiale NPR=40, NPR2=1.89

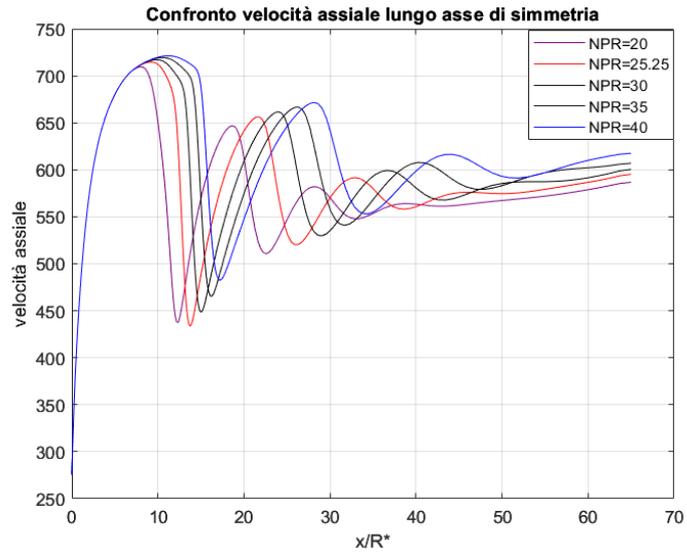
A questo punto sono stati tracciati tutti i grafici degli andamenti della pressione a parete in funzione dell'NPR.



**Figure 4.38:** Confronto della pressione a parete con vari NPR, NPR2=1.89



**Figure 4.39:** Confronto del mach assiale con vari NPR, NPR2=1.89



**Figure 4.40:** Confronto della velocità assiale con vari NPR, NPR2=1.89

Si osserva che il getto secondario adattato risulta debole, poiché il flusso, dopo la separazione, tende a riattaccarsi alla parete con l'aumentare dell'NPR del flusso principale. Di conseguenza, l'esperimento non risulta efficace.

## 4.4 Analisi con variazione dell'NPR getto secondario

A questo punto si procede con l'analisi ma, in questo caso, si è fissato l'NPR del getto principale e si sono variati gli NPR del getto secondario.

### 4.4.1 Getto principale NPR=20

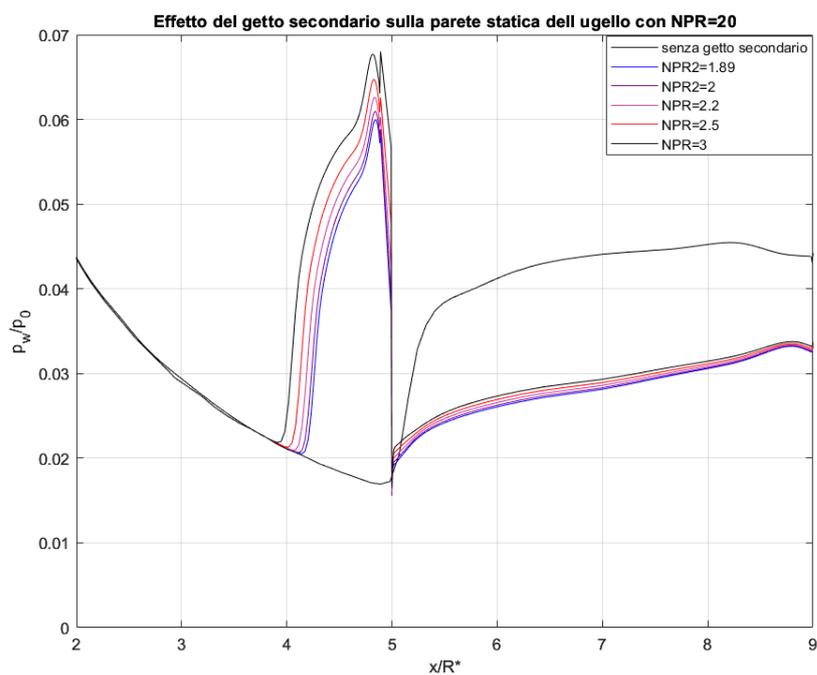


Figure 4.41: Grafico pressure wall al variare NPR2

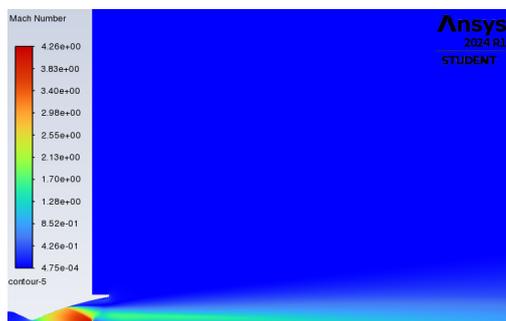


Figure 4.42: no getto secondario

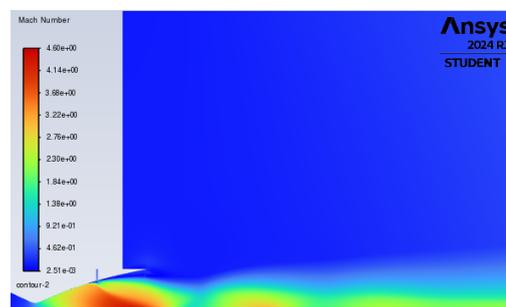


Figure 4.43: NPR2=1.89

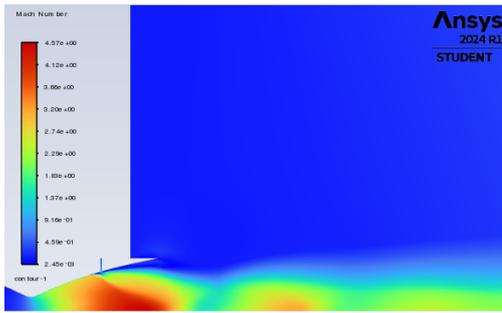


Figure 4.44: NPR2=2

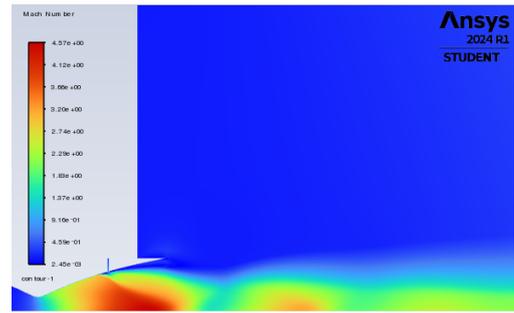


Figure 4.45: NPR2=2.2

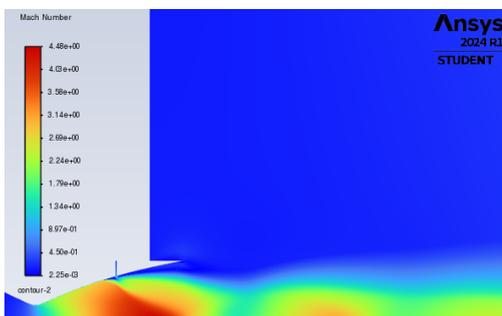


Figure 4.46: NPR2=2.5

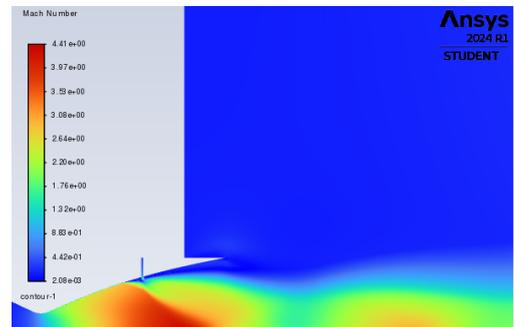


Figure 4.47: NPR2=3

#### 4.4.2 Getto principale NPR=25.25

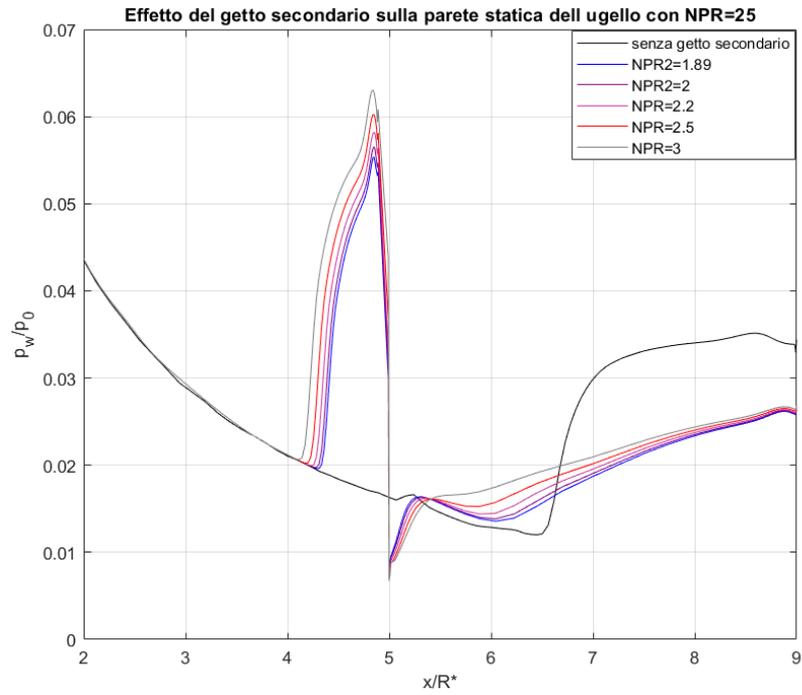


Figure 4.48: Grafico pressure wall al variare NPR2

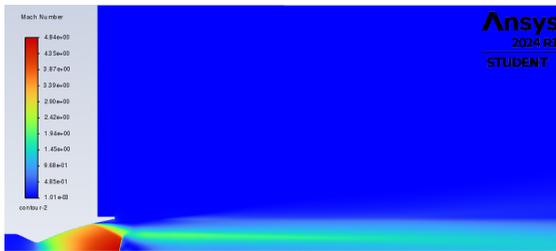


Figure 4.49: no getto secondario

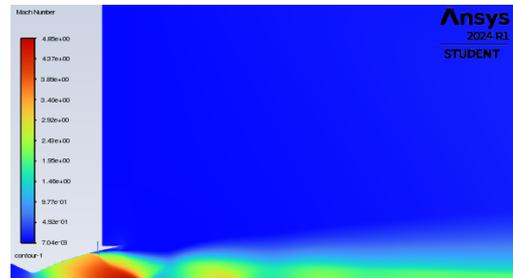


Figure 4.50: NPR2=1.89

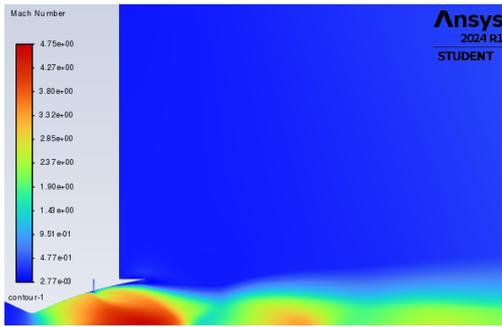


Figure 4.51: NPR2=2

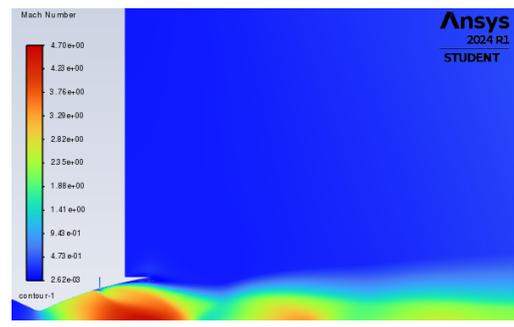


Figure 4.52: NPR2=2.2

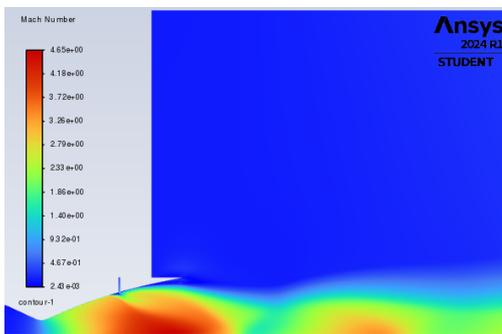


Figure 4.53: NPR2=2.5

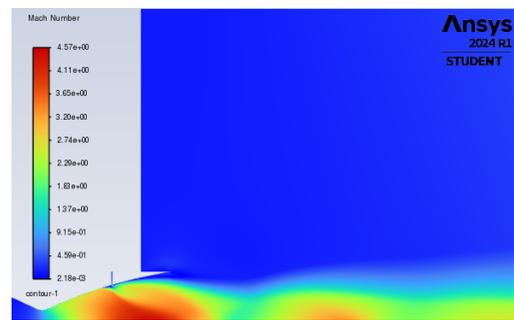


Figure 4.54: NPR2=3

### 4.4.3 Getto principale NPR=30

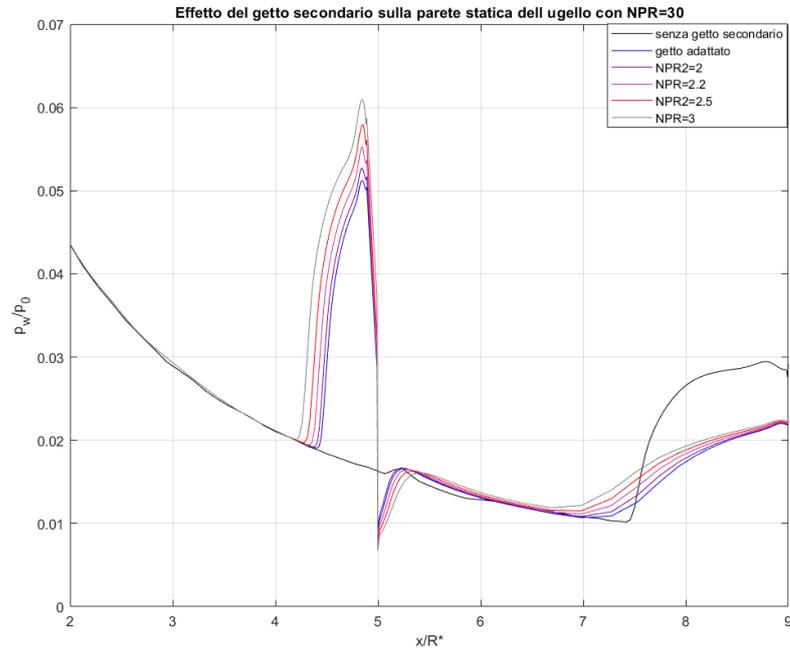


Figure 4.55: Grafico pressure wall al variare NPR2

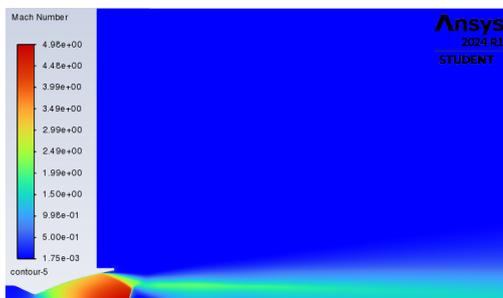


Figure 4.56: no getto secondario

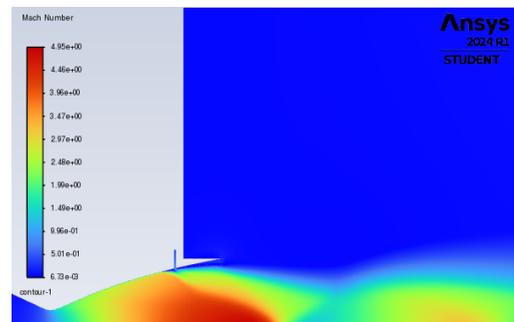


Figure 4.57: NPR2=1.89

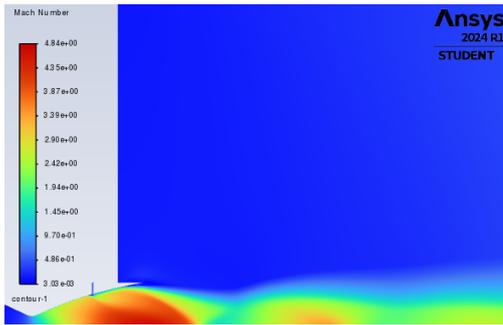


Figure 4.58: NPR2=2

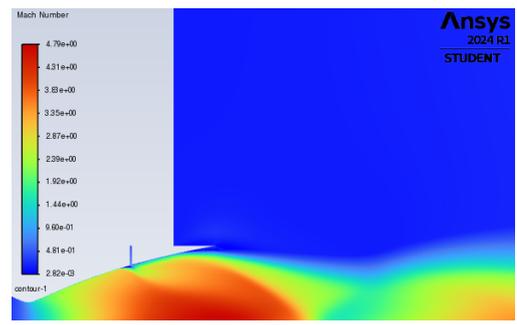


Figure 4.59: NPR2=2.2

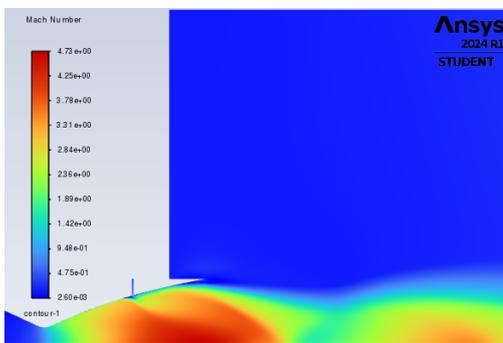


Figure 4.60: NPR2=2.5

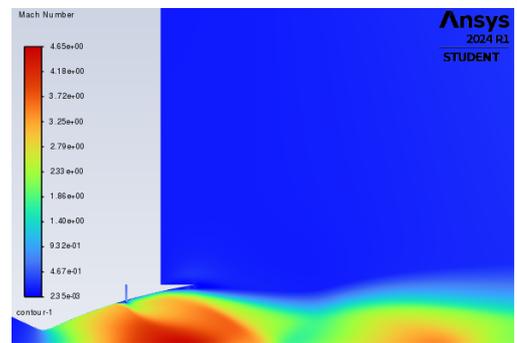


Figure 4.61: NPR2=3

#### 4.4.4 Getto principale NPR=35

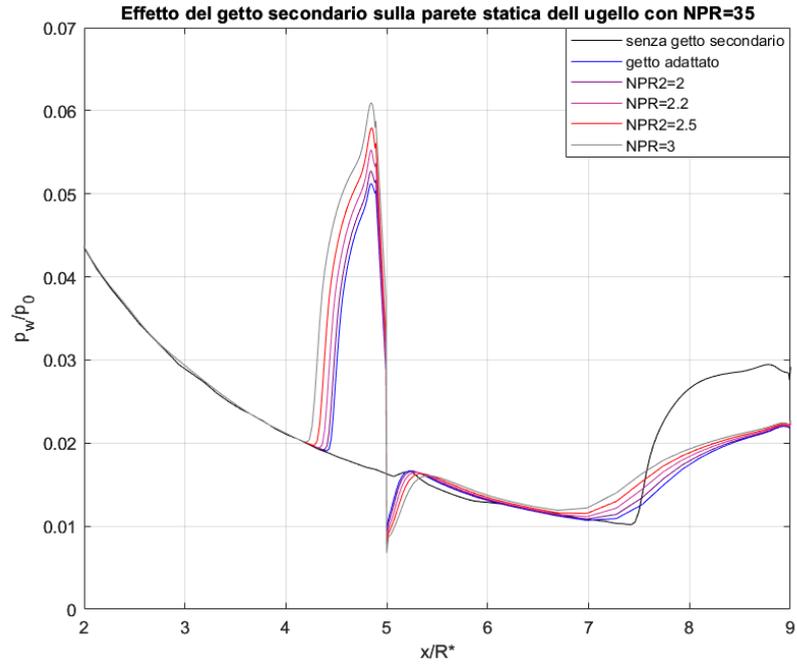


Figure 4.62: Grafico pressure wall al variare NPR2

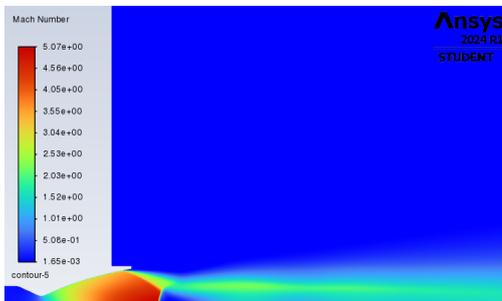


Figure 4.63: no getto secondario

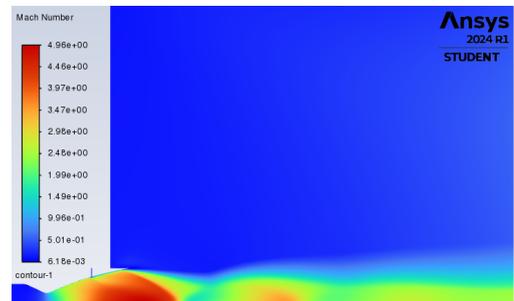


Figure 4.64: NPR2=1.89

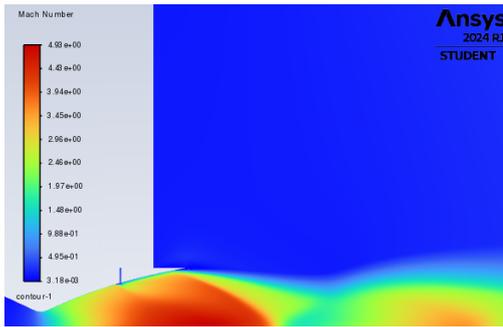


Figure 4.65: NPR2=2

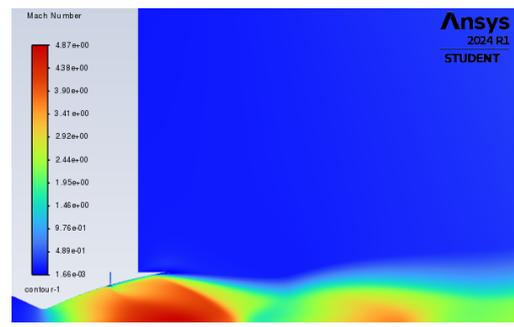


Figure 4.66: NPR2=2.2

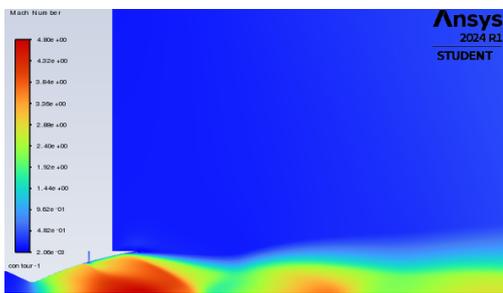


Figure 4.67: NPR2=2.5

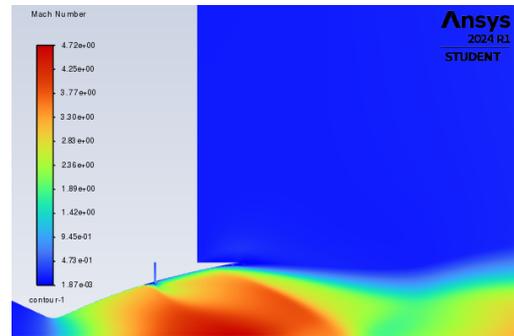


Figure 4.68: NPR2=3

### 4.4.5 Getto principale NPR=40

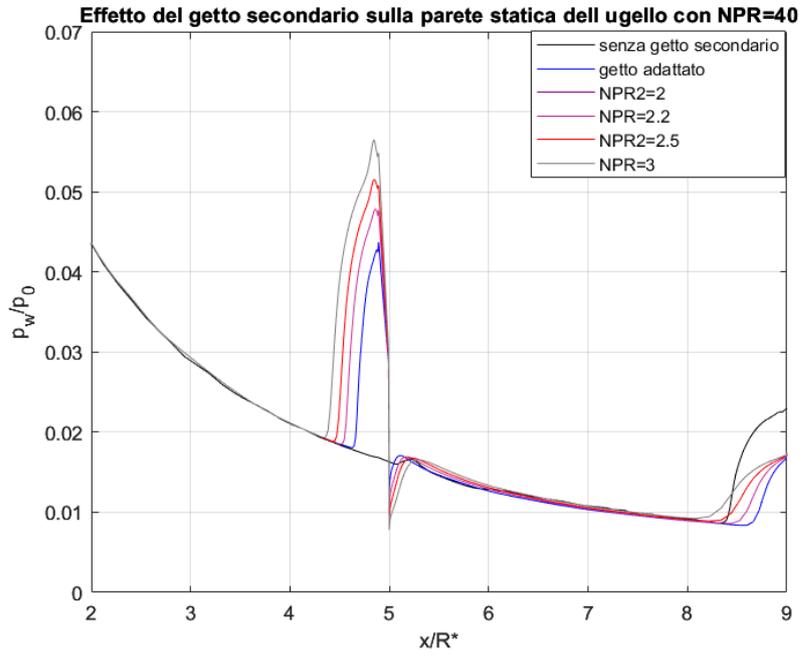


Figure 4.69: Grafico pressure wall al variare NPR2

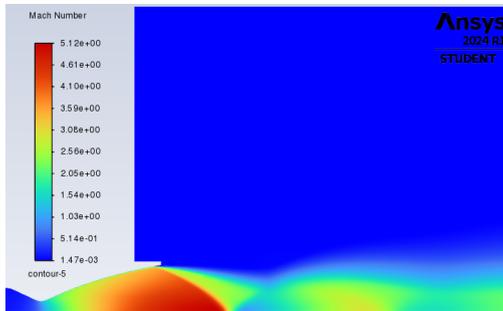


Figure 4.70: no getto secondario

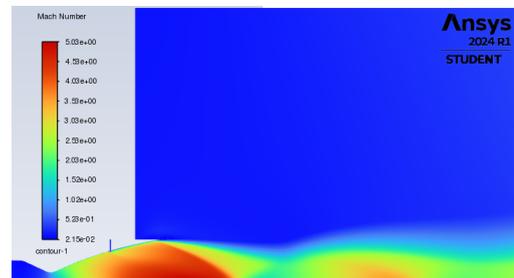


Figure 4.71: NPR2=1.89

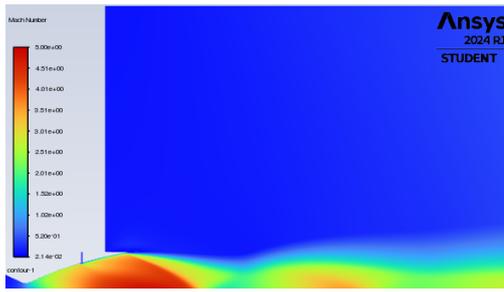


Figure 4.72: NPR2=2

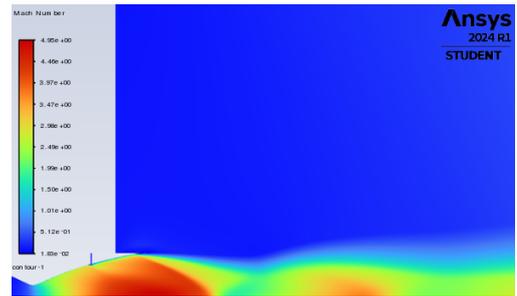


Figure 4.73: NPR2=2.2

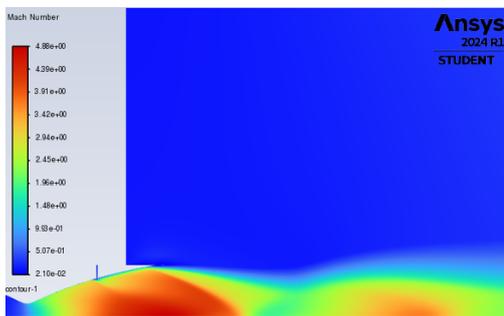


Figure 4.74: NPR2=2.5

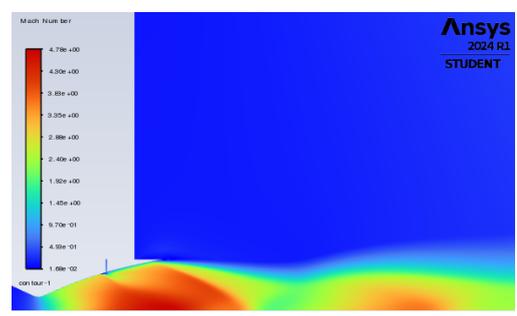


Figure 4.75: NPR2=3

## 4.5 Variazione della sezione del getto secondario

Analizzando gli andamenti della pressione a parete con l'iniezione del getto secondario all'aumentare dell'NPR del getto principale, si osserva nuovamente un riattaccamento del flusso dopo la separazione. Questo comportamento potrebbe essere attribuito alla debolezza del getto secondario. Per affrontare questa situazione, si è deciso di aumentare la sezione di ingresso del getto secondario, incrementando così la portata immessa nel sistema. La portata iniziale del getto secondario è stata calcolata nel seguente modo:

$$\dot{m}_2 = \frac{p^\circ A_t}{\sqrt{RT^\circ}} \Gamma = 0.0967 \text{ kg/s}, \quad (4.1)$$

andando a supporre:

- pressione ambiente costante  $P_a = 99010 \text{ Pa}$ ;
- il flusso adiabatico,  $T^\circ = T_c = 300 \text{ K}$ ;
- ugello secondario con  $\text{NPR}_2 = 2.5$ ,  $p^\circ = \text{NPR}_2 \cdot P_a = 247525 \text{ Pa}$ ;
- ugello principale  $\text{NPR} = 20$ ;
- condizioni di flusso critico,  $M = 1$  in corrispondenza della sezione di gola;
- sezione getto secondario con diametro  $= 0.1 \text{ m}$ ,  $A_t = 2\pi \cdot r \cdot h$ ,
- $\Gamma$  è la funzione di Vandekerckove, definita come:  $\sqrt{\gamma} \frac{2}{\gamma+1} \frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}$

Mentre la portata del getto principale, assumendo le stesse condizioni, è calcolata come:

$$\dot{m} = \frac{p^\circ A_t}{\sqrt{RT^\circ}} \Gamma = 1.376 \text{ kg/s}, \quad (4.2)$$

Il rapporto tra la portata dell'ugello principale e quella dell'iniezione secondaria è:

$$\frac{\dot{m}_2}{\dot{m}} = 7\% \quad (4.3)$$

A questo punto si è pensato di aumentare il diametro del getto secondario del 10%, andando a ottenere:

$$\dot{m}_{2,nuova} = \frac{p^\circ A_t}{\sqrt{RT^\circ}} \Gamma = 0.106 \text{ kg/s}; \quad (4.4)$$

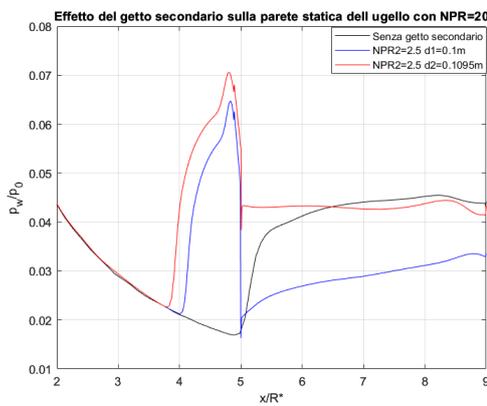
che corrisponde a un rapporto:

$$\frac{\dot{m}_{2,nuova}}{\dot{m}} = 7.7\% \quad (4.5)$$

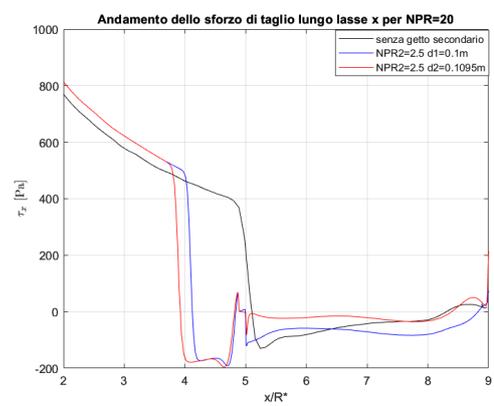
Sono riportati i grafici relativi a  $NPR2 = 2.5$ , analizzando l'andamento al variare dell'NPR del getto principale. L'obiettivo è verificare se, con l'aumento della sezione del getto secondario, il flusso risulti ancora debole o se l'incremento della portata sia sufficiente a rafforzare l'effetto del getto secondario.

## 4.6 Primo modello con flusso secondario con $NPR2=2.5$

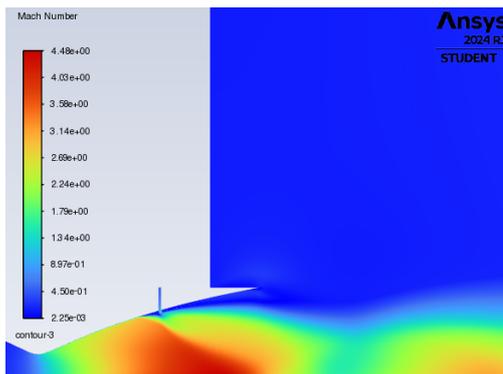
### 4.6.1 $NPR=20$



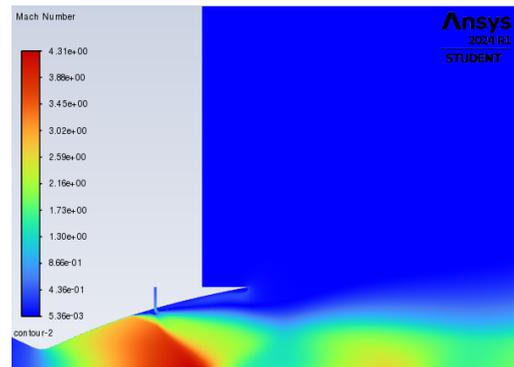
**Figure 4.76:** Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per  $NPR2=2.5$



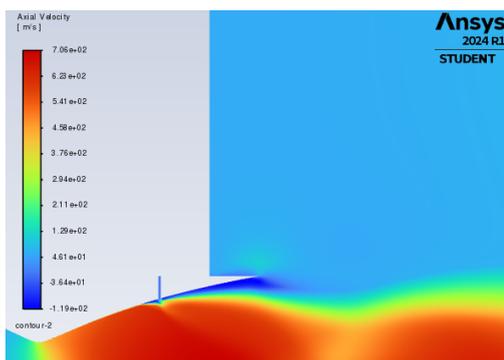
**Figure 4.77:** Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per  $NPR2=2.5$



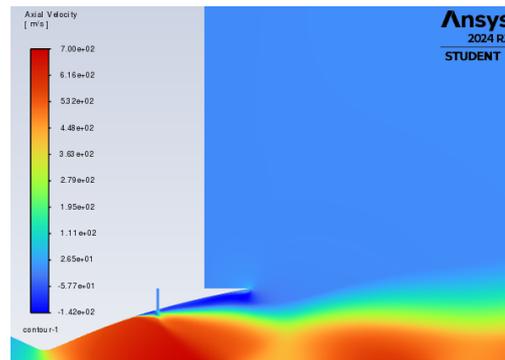
**Figure 4.78:** Andamento campo di Mach con  $d1=0.1m$  per  $NPR2=2.5$



**Figure 4.79:** Andamento campo di Mach con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=2.5$

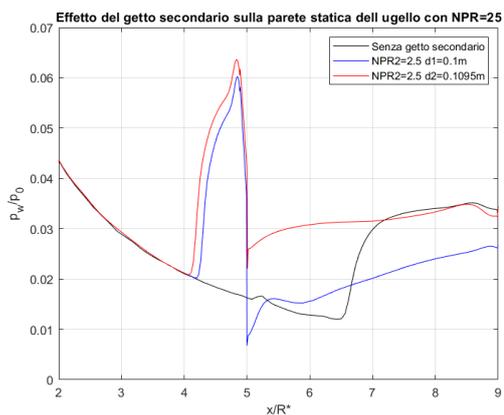


**Figure 4.80:** Andamento della Velocità Assiale con  $d_1=0.1\text{m}$   $\text{NPR}_2=2.5$

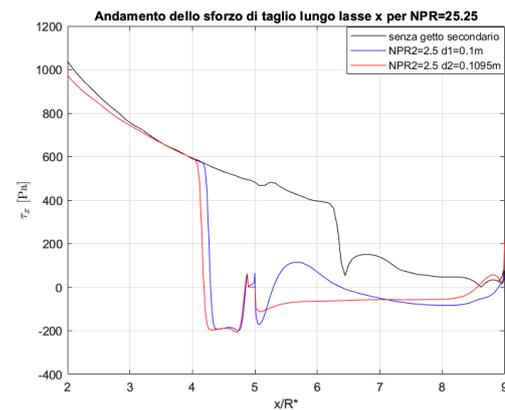


**Figure 4.81:** Andamento della Velocità Assiale con  $d_2=0.1095\text{m}$  per  $\text{NPR}_2=2.5$

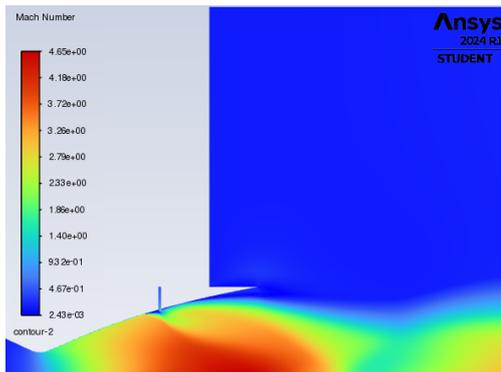
#### 4.6.2 $\text{NPR}=25.25$



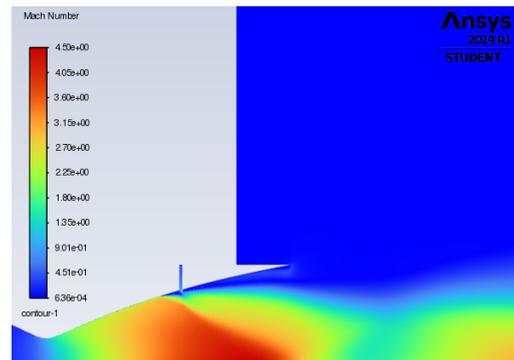
**Figure 4.82:** Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per  $\text{NPR}_2=2.5$



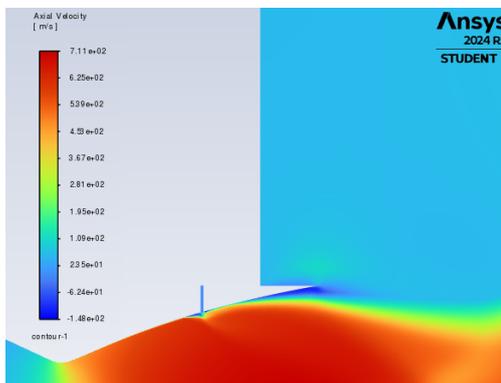
**Figure 4.83:** Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per  $\text{NPR}_2=2.5$



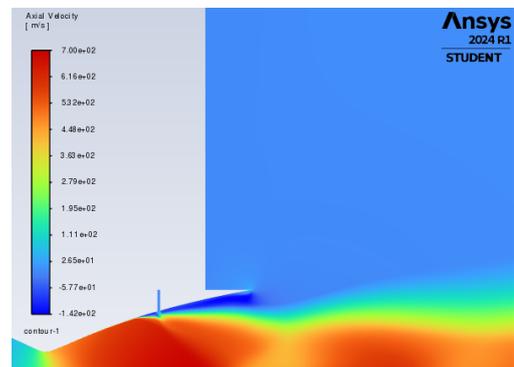
**Figure 4.84:** Andamento campo di Mach con  $d1=0.1m$  per  $NPR2=2.5$



**Figure 4.85:** Andamento campo di Mach con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=2.5$



**Figure 4.86:** Andamento della Velocità Assiale con  $d1=0.1m$   $NPR2=2.5$



**Figure 4.87:** Andamento della Velocità Assiale con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=2.5$

### 4.6.3 NPR=30

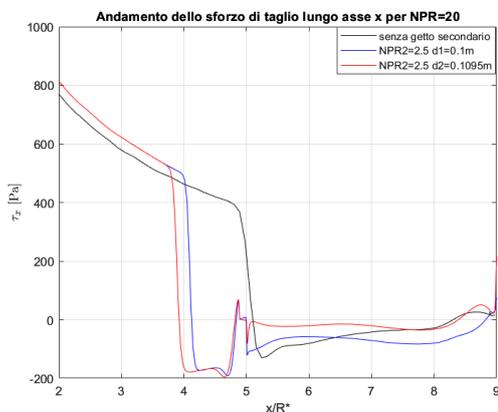


Figure 4.88: Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per NPR2=2.5

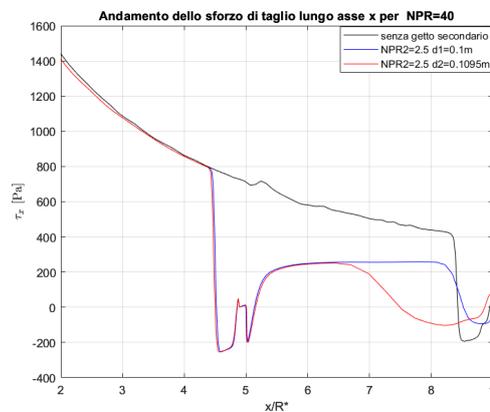


Figure 4.89: Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per NPR2=2.5

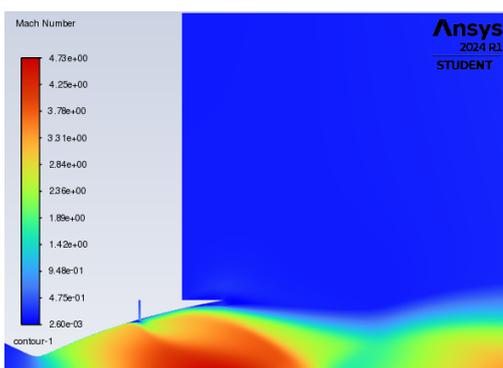


Figure 4.90: Andamento campo di Mach con d1=0.1m per NPR2=2.5

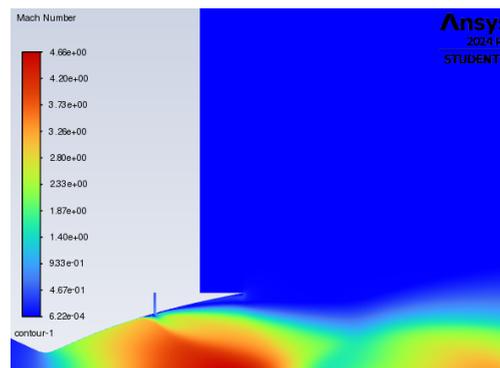
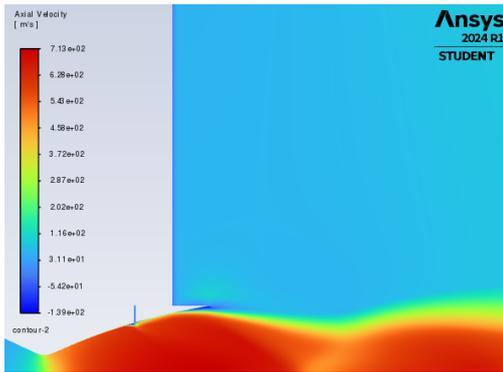
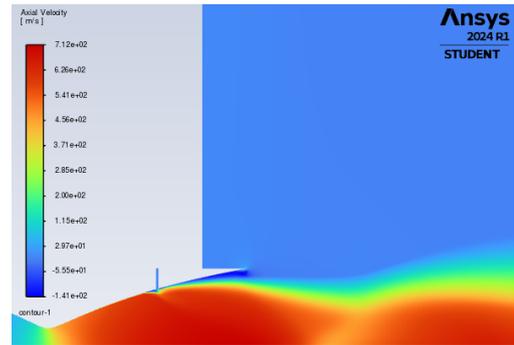


Figure 4.91: Andamento campo di Mach con d2=0.1095m per NPR2=2.5

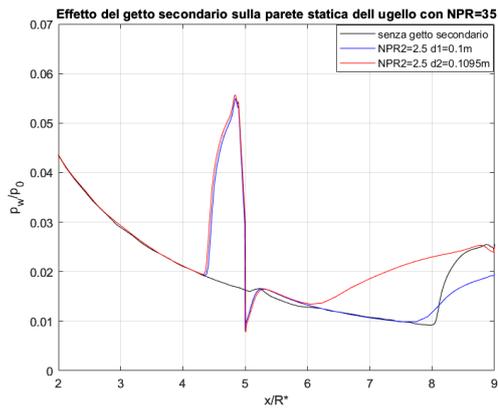


**Figure 4.92:** Andamento della Velocità Assiale con  $d1=0.1m$  per  $NPR2=2.5$

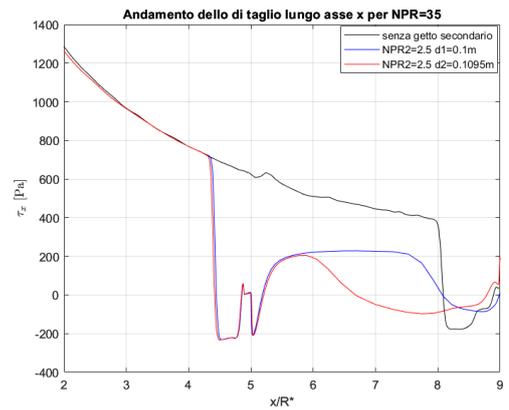


**Figure 4.93:** Andamento della Velocità Assiale con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=2.5$

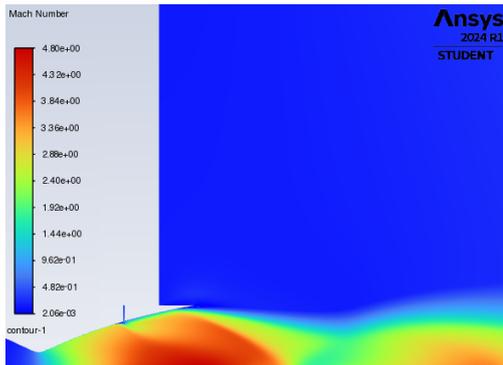
#### 4.6.4 NPR=35



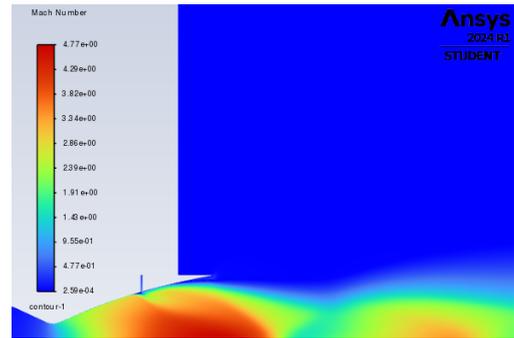
**Figure 4.94:** Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per  $NPR2=2.5$



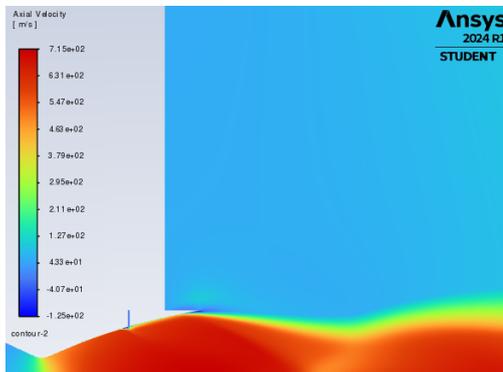
**Figure 4.95:** Andamento dello sforzo di taglio con variazione di diametro per  $NPR2=2.5$



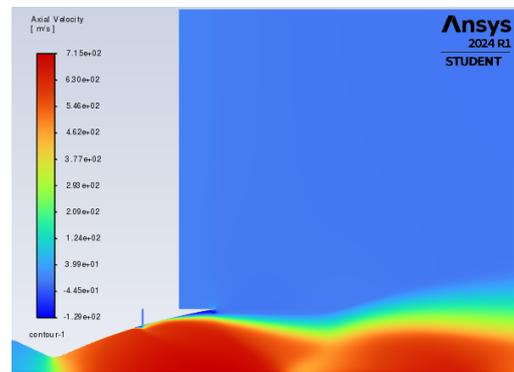
**Figure 4.96:** Andamento campo di Mach con  $d1=0.1m$  per  $NPR2=2.5$



**Figure 4.97:** Andamento campo di Mach con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=2.5$

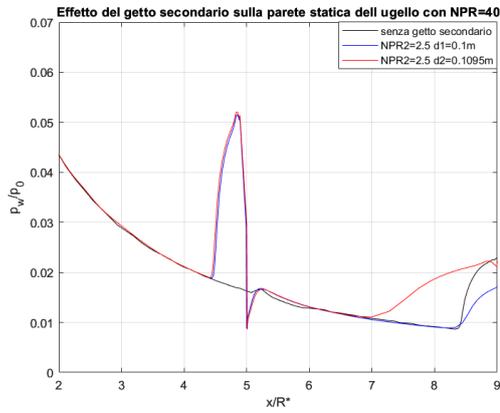


**Figure 4.98:** Andamento della Velocità Assiale con  $d1=0.1m$   $NPR2=2.5$

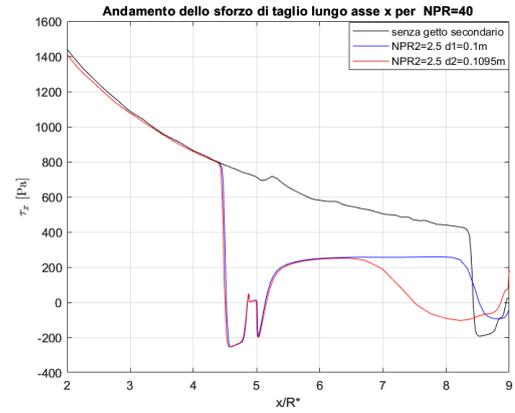


**Figure 4.99:** Andamento della Velocità Assiale con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=2.5$

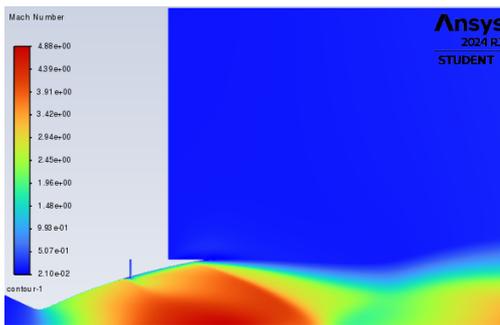
### 4.6.5 NPR=40



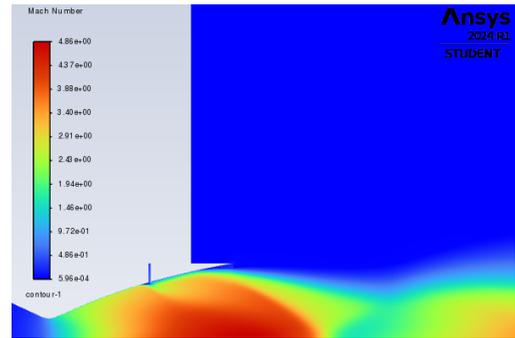
**Figure 4.100:** Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per NPR2=2.5



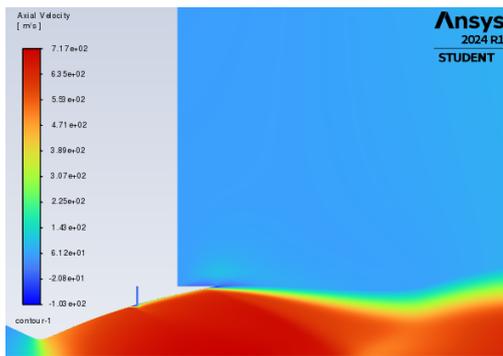
**Figure 4.101:** Andamento dello sforzo assiale con variazione del diametro per NPR2=2.5



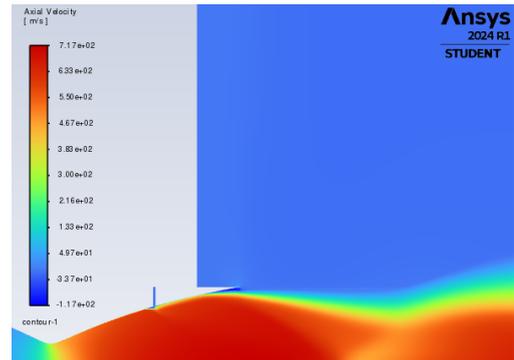
**Figure 4.102:** Andamento campo di Mach con d1=0.1m per NPR2=2.5



**Figure 4.103:** Andamento campo di Mach con d2=0.1095m per NPR2=2.5



**Figure 4.104:** Andamento della Velocità Assiale con  $d1=0.1m$  NPR2=2.5

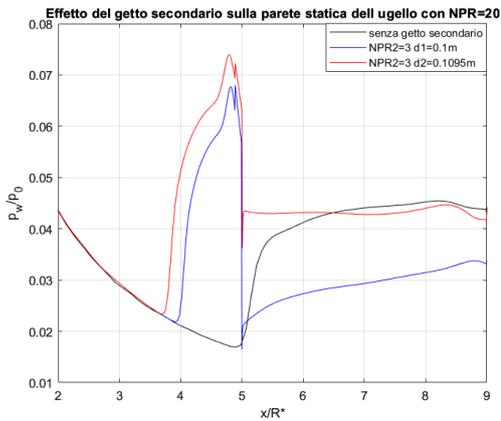


**Figure 4.105:** Andamento della Velocità Assiale con  $d2=0.1095m$  per NPR2=2.5

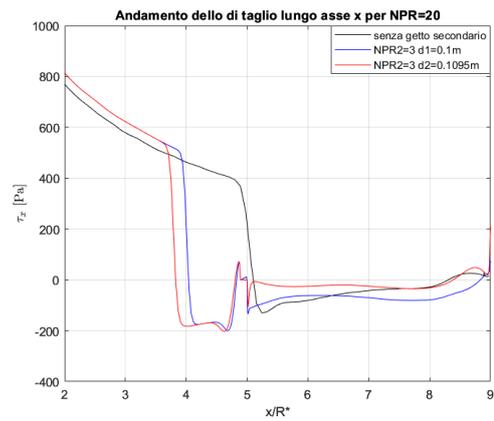
## 4.7 Secondo modello di flusso secondario con NPR2=3

Si riporta la stessa analisi topologica aumentando l'NPR2 del getto secondario con l'obiettivo di visualizzare il range di NPR principale per il quale NPR2=3 riesce a trattenere il flusso.

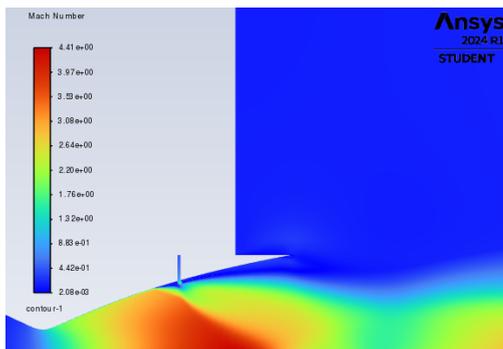
### 4.7.1 NPR=20



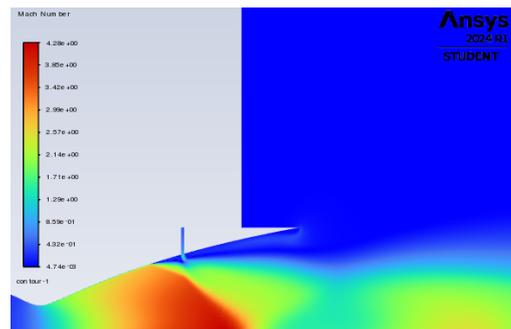
**Figure 4.106:** Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per NPR2=3



**Figure 4.107:** Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per NPR2=3



**Figure 4.108:** Andamento campo di Mach con d1=0.1m per NPR2=3



**Figure 4.109:** Andamento campo di Mach con d2=0.1095m per NPR2=3

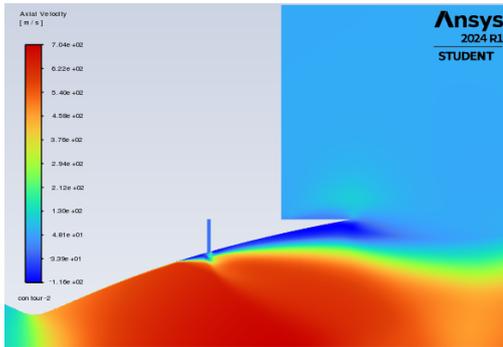


Figure 4.110: Andamento della Velocità Assiale con  $d1=0.1m$   $NPR2=3$

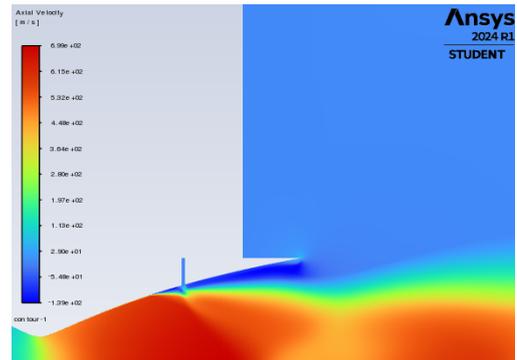


Figure 4.111: Andamento della Velocità Assiale con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=3$

#### 4.7.2 NPR=25.25

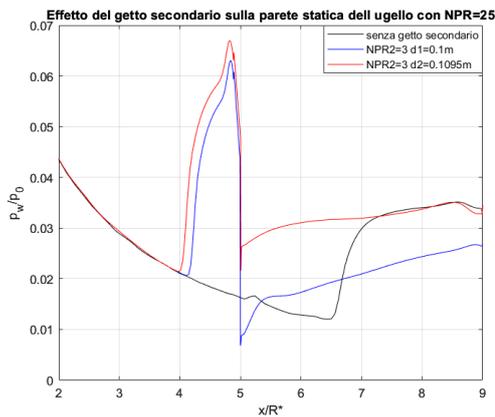


Figure 4.112: Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per  $NPR2=3$

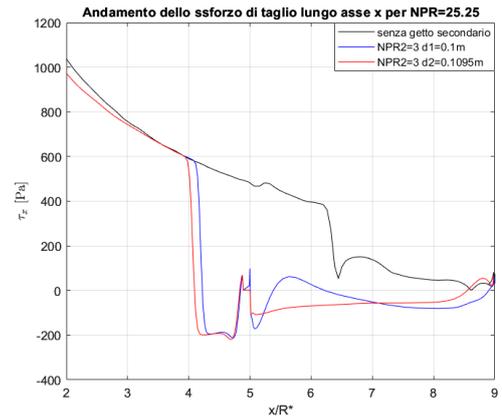


Figure 4.113: Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per  $NPR2=3$

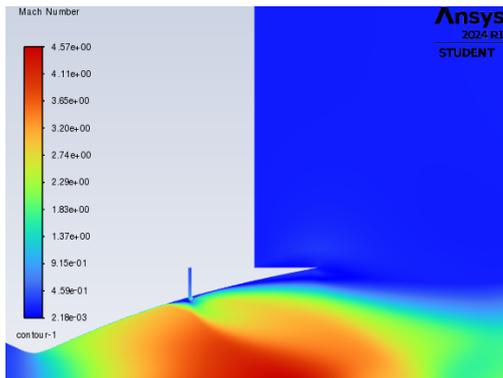


Figure 4.114: Andamento campo di Mach con  $d1=0.1m$  per  $NPR2=3$

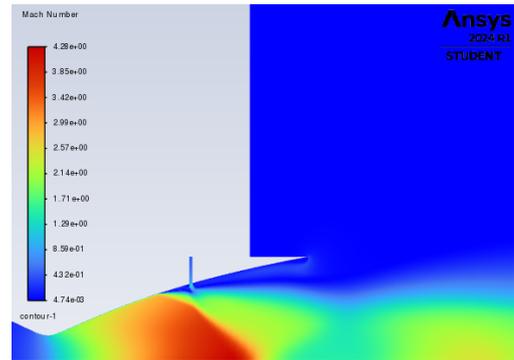


Figure 4.115: Andamento campo di Mach con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=3$

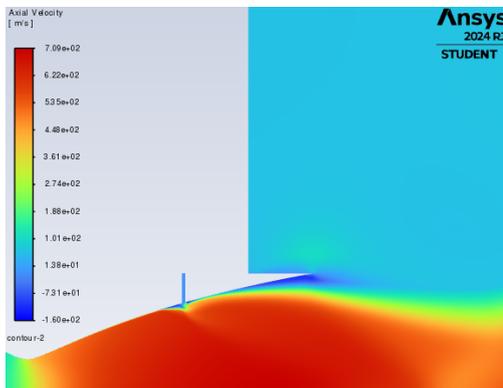


Figure 4.116: Andamento della Velocità Assiale con  $d1=0.1m$  per  $NPR2=3$

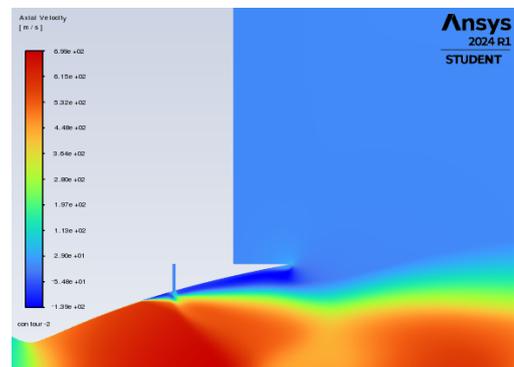
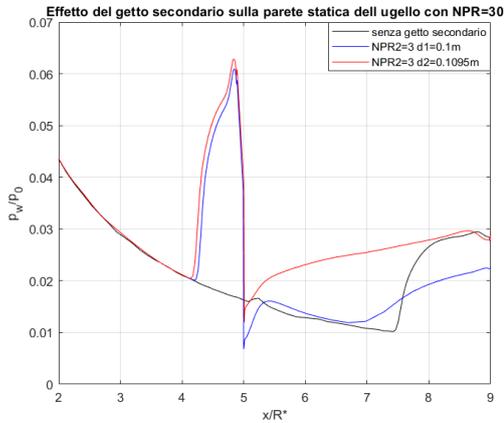
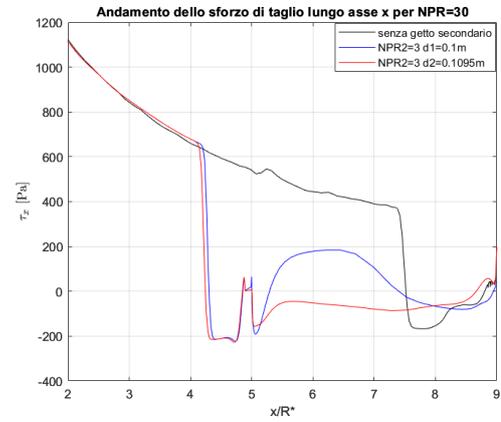


Figure 4.117: Andamento della Velocità Assiale con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=3$

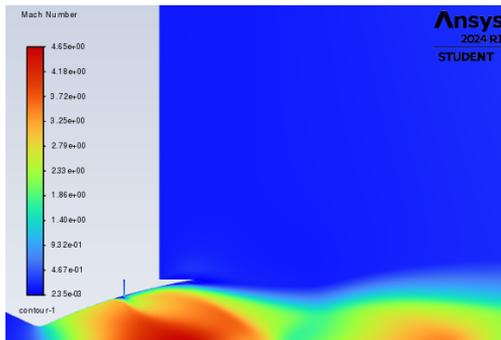
### 4.7.3 NPR=30



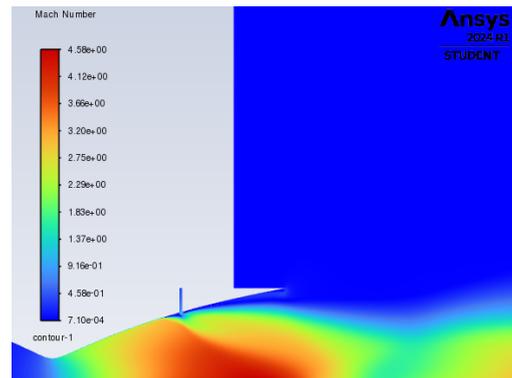
**Figure 4.118:** Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per NPR2=3



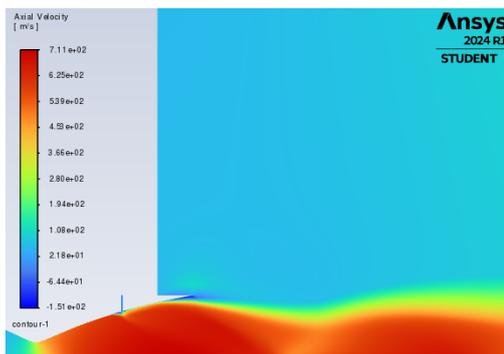
**Figure 4.119:** Andamento dello sforzo di taglio con variazione del diametro per NPR2=3



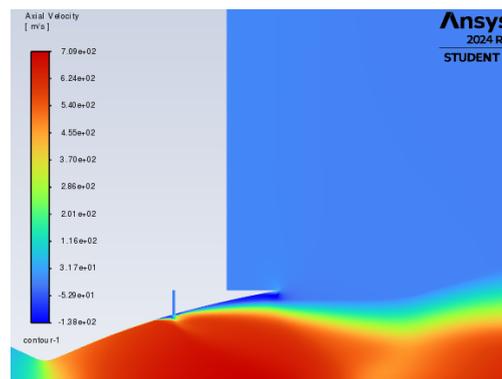
**Figure 4.120:** Andamento campo di Mach con  $d_1=0.1\text{m}$  per NPR2=3



**Figure 4.121:** Andamento campo di Mach con  $d_2=0.1095\text{m}$  per NPR2=3

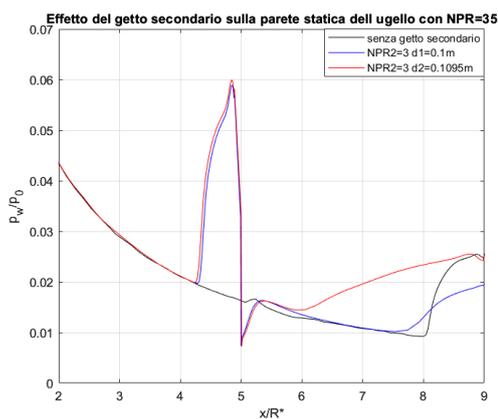


**Figure 4.122:** Andamento della Velocità Assiale con  $d1=0.1m$  per  $NPR2=3$

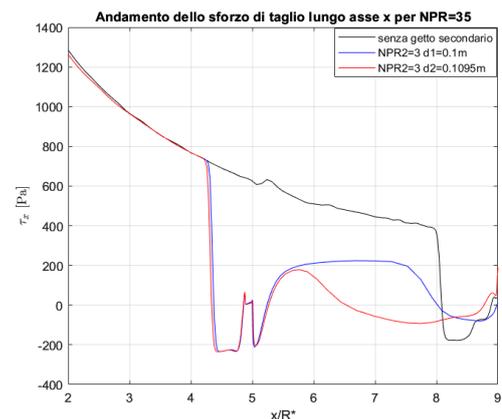


**Figure 4.123:** Andamento della Velocità Assiale con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=3$

#### 4.7.4 NPR=35



**Figure 4.124:** Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per  $NPR2=3$



**Figure 4.125:** Andamento dello sforzo di taglio con variazione di diametro per  $NPR2=3$

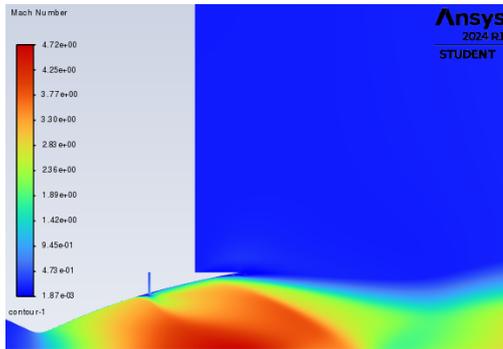


Figure 4.126: Andamento campo di Mach con  $d1=0.1m$  per  $NPR2=2.5$

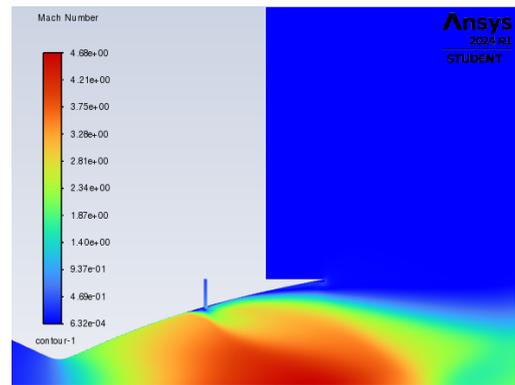


Figure 4.127: Andamento campo di Mach con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=2.5$

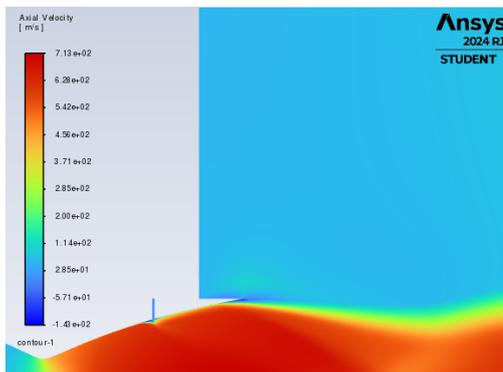


Figure 4.128: Andamento della Velocità Assiale con  $d1=0.1m$  per  $NPR2=3$

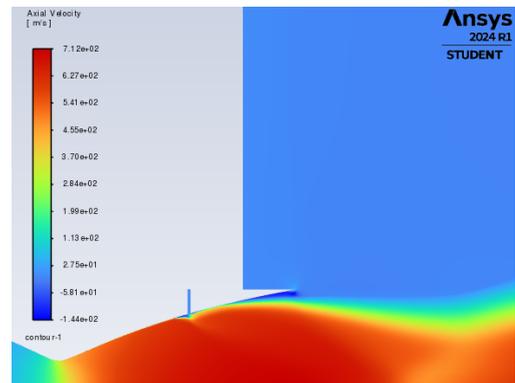
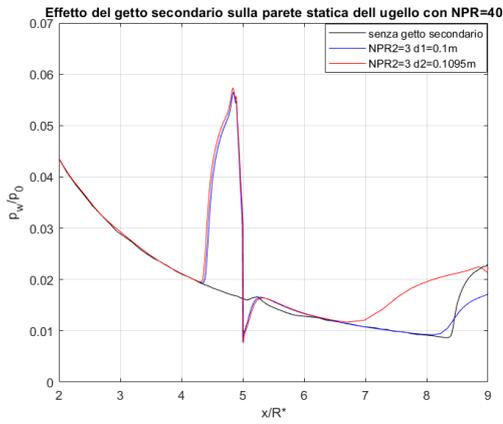
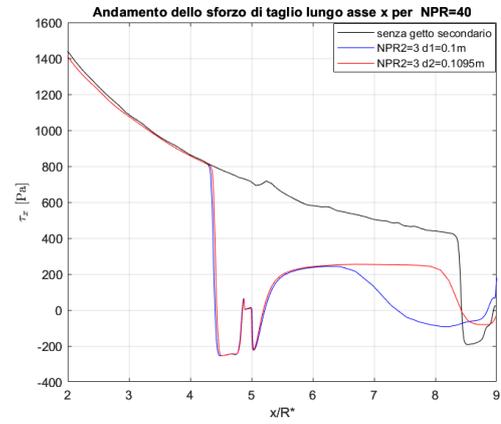


Figure 4.129: Andamento della Velocità Assiale con  $d2=0.1095m$  per  $NPR2=3$

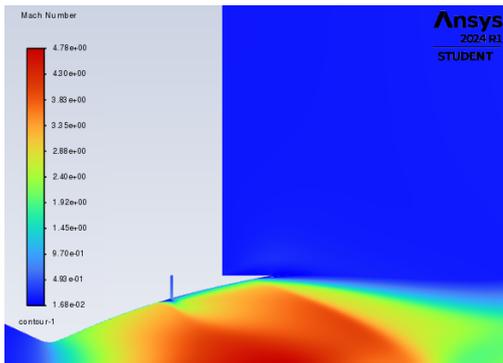
### 4.7.5 NPR=40



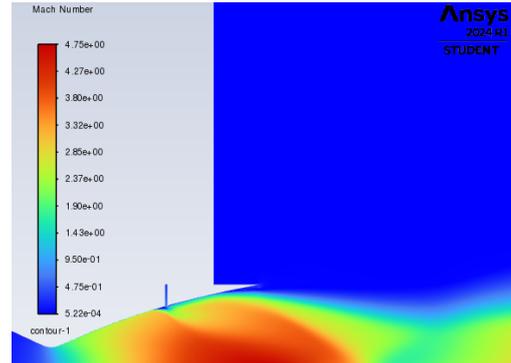
**Figure 4.130:** Andamento della pressione a parete con variazione del diametro per NPR2=3



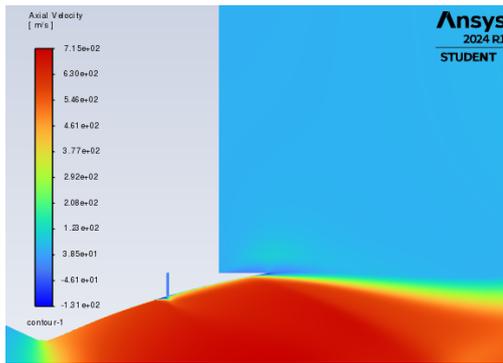
**Figure 4.131:** Andamento dello sforzo assiale con variazione del diametro per NPR2=3



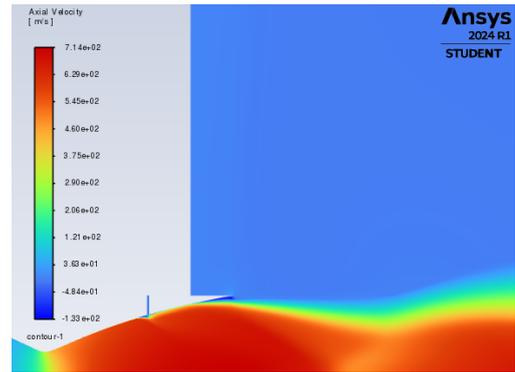
**Figure 4.132:** Andamento campo di Mach con  $d1=0.1m$  per NPR2=3



**Figure 4.133:** Andamento campo di Mach con  $d2=0.1095m$  per NPR2=3



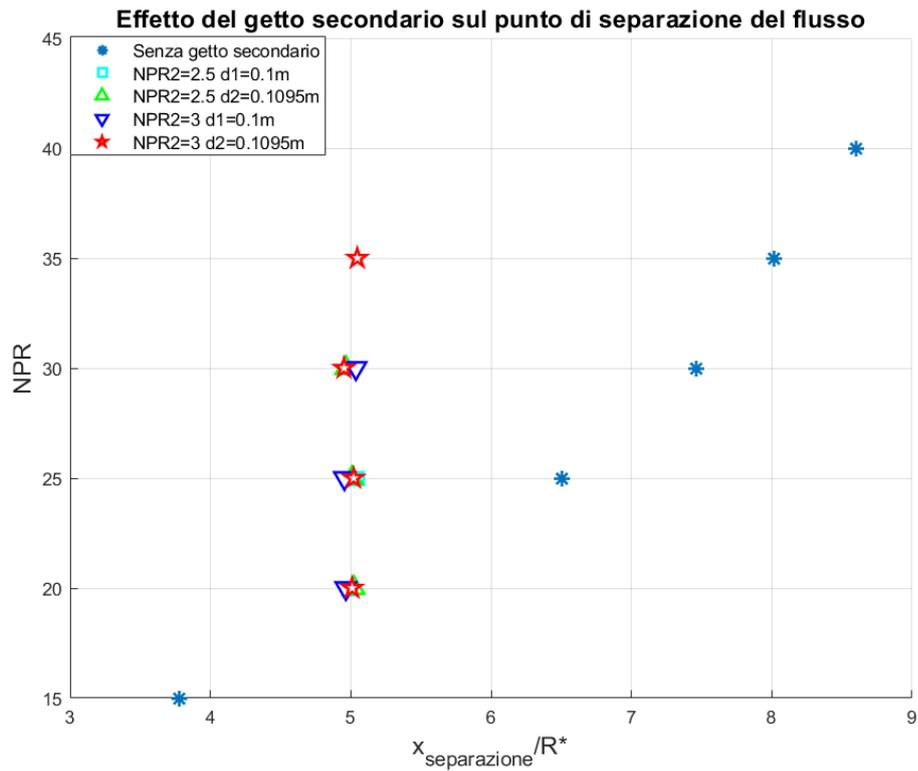
**Figure 4.134:** Andamento della Velocità Assiale con  $d1=0.1\text{m}$  per  $\text{NPR}2=3$



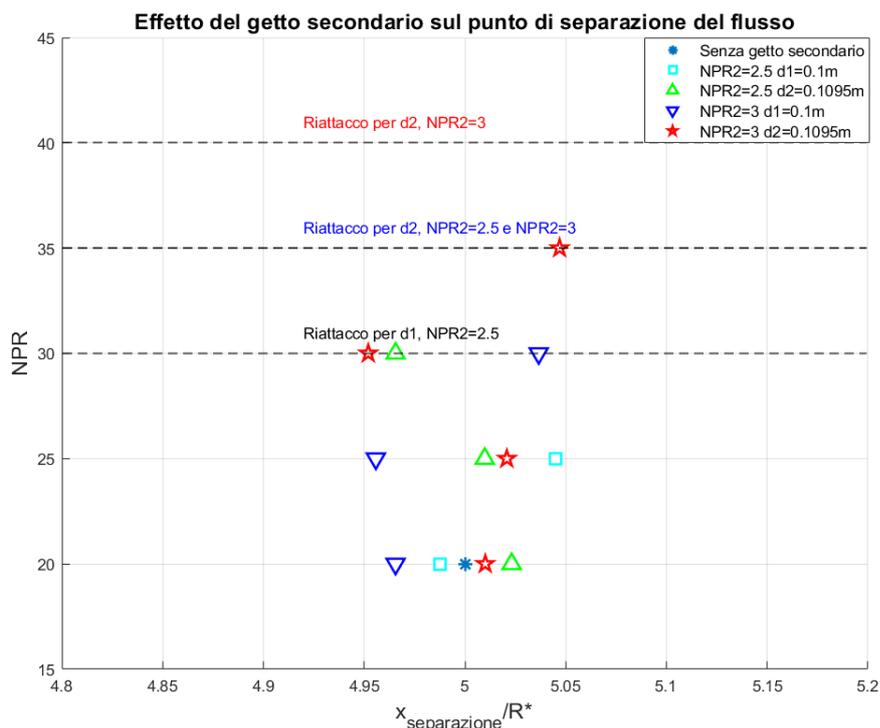
**Figure 4.135:** Andamento della Velocità Assiale con  $d2=0.1095\text{m}$  per  $\text{NPR}2=3$

## 4.8 Confronto globale

Dopo aver analizzato l'evoluzione topologica del flusso al crescere dell'NPR del getto principale, variando l'NPR del getto secondario, si presenta un grafico che illustra la capacità di trattenimento del flusso in funzione dell'NPR secondario e del diametro del getto secondario.



**Figure 4.136:** Capacità di trattenimento del flusso al variare dell'NPR del getto secondario



**Figure 4.137:** Ingrandimento sulla regione di separazione per evidenziare l'effetto del getto secondario

Analizzando il grafico precedente, si osserva che il caso in cui il flusso viene trattenuto più a lungo è quello con  $NPR2=3$  e diametro aumentato, ovvero con una maggiore portata iniettata. Questo suggerisce che l'introduzione di un getto secondario trasversale al flusso principale, posizionato a valle del punto di separazione del primo NPR critico ( $NPR = 20$ ), permette di ritardare la separazione del flusso anche all'aumentare dell' $NPR$  del getto secondario. Inoltre, aumentando la sezione di ingresso del getto secondario e quindi incrementando la portata iniettata, si riesce a trattenere il flusso anche per valori elevati di  $NPR$  del getto principale, specialmente in condizioni di flusso sovraespanso.

# Chapter 5

## Conclusioni

Nel presente lavoro di tesi, è stata condotta un'analisi CFD per il controllo della separazione del flusso in un ugello troncato ideale (TIC), con particolare attenzione alla posizione del punto di separazione e alla sua stabilizzazione mediante l'iniezione di un getto secondario trasversale.

Inizialmente, sono state effettuate simulazioni sull'ugello in assenza di controllo, studiando l'interazione del flusso principale con l'ambiente esterno al variare del rapporto di pressione (NPR). Attraverso l'analisi del gradiente di pressione lungo la superficie dell'ugello, è stato possibile individuare il punto critico di separazione del flusso, caratterizzato dall'inversione di segno del gradiente stesso.

Successivamente, per stabilizzare la separazione e prevenire il suo avanzamento verso monte, è stato introdotto un getto secondario trasversale a valle della posizione critica individuata. Tuttavia, i risultati hanno mostrato che, con l'aumentare del NPR del flusso principale, l'efficacia del getto secondario diminuiva, portando alla riattivazione della separazione.

Per migliorare l'efficacia del controllo, si è incrementata la portata del getto secondario mediante un aumento della sezione di iniezione. Il confronto tra diverse configurazioni ha evidenziato che la combinazione ottimale prevedeva una sezione di iniezione più ampia e un NPR del getto secondario maggiore, permettendo di trattenere il punto di separazione più a lungo e garantendo un controllo più efficace del flusso.

I risultati ottenuti suggeriscono che un adeguato dimensionamento del getto secondario consente di mitigare la separazione del flusso nell'ugello TIC, migliorando così le prestazioni aerodinamiche del sistema.

Per sviluppi futuri, potrebbe essere interessante esplorare ulteriori configurazioni di iniezione del getto secondario, variando la sua posizione e angolazione, nonché eseguire test sperimentali per validare i dati numerici ottenuti nelle simulazioni.

## Chapter 6

# Appendice: Modello Numerico

### 6.1 Introduzione

Nel presente lavoro di tesi è stato considerato un ugello troncato ideale, per il quale sono state condotte simulazioni numeriche mediante il software *Ansys Fluent*[11]. Nella modellazione del flusso sono state adottate le seguenti ipotesi:

- Il gas è trattato come ideale,
- Il flusso è Euleriano o viscoso, con rapporto di calori specifici costante  $\gamma = 1.4$ ,
- La viscosità è modellata secondo la legge di Sutherland, una relazione a tre coefficienti che descrive la dipendenza della viscosità di un gas perfetto dalla temperatura.

### 6.2 Equazioni di governo: Navier-Stokes

Un solutore fluidodinamico descrive il comportamento del fluido attraverso le classiche equazioni di Navier-Stokes, integrate con le due equazioni aggiuntive del modello di turbolenza [12]. Le equazioni di Navier-Stokes costituiscono un sistema di equazioni differenziali alle derivate parziali che descrive il comportamento di un fluido su scala macroscopica.

L'ipotesi fondamentale alla base di queste equazioni è che il fluido possa essere modellato come un continuo deformabile, il che implica che esso soddisfi le seguenti condizioni [13]:

- Continuità: il numero di particelle è sufficientemente elevato da permettere di considerare le grandezze intensive (densità, velocità media macroscopica, temperatura) come funzioni continue nello spazio e nel tempo. Questa ipotesi è valida se il numero di Knudsen soddisfa la condizione  $N_u = \frac{l}{L} < 0.01$ .
- Omogeneità e non reattività: il fluido non presenta variazioni di composizione chimica né fenomeni di reazione chimica.
- Neutralità elettrica: il fluido è privo di cariche elettriche.

La formulazione delle equazioni di Navier-Stokes si basa su tre principi fondamentali della fisica [14]:

1. Legge di conservazione della massa
2. Legge di conservazione della quantità di moto
3. Legge di conservazione dell'energia

Un aspetto chiave di queste leggi è che la variazione temporale di una qualsiasi grandezza all'interno di un volume di controllo, in assenza di termini sorgente, dipende esclusivamente dai fenomeni che avvengono sulla superficie di contorno.

Il flusso può essere scomposto in due contributi principali:

- Termini convettivi, responsabili del trasporto delle grandezze nel fluido.
- Termini diffusivi, che emergono in presenza di gradienti spaziali delle grandezze di interesse. In un flusso con distribuzioni uniformi, questi ultimi possono essere trascurati.

Il modello matematico viene sviluppato applicando le leggi di conservazione a un volume di controllo finito, fisso nello spazio e invariabile nel tempo, garantendo così una descrizione rigorosa dell'evoluzione del fluido.

## 6.3 Turbolenza

Nel campo ingegneristico, i flussi turbolenti rivestono un ruolo fondamentale, influenzando numerose applicazioni pratiche. Questo capitolo ha l'obiettivo di presentare i modelli utilizzati nelle simulazioni CFD per lo studio della turbolenza, con un focus particolare sulle equazioni di Navier-Stokes mediate dalla Reynolds (RANS), adottate in questo lavoro di tesi. In un flusso turbolento, il moto delle particelle è altamente irregolare, caratterizzato da fluttuazioni delle variabili che descrivono il flusso stesso. Questa complessità rende quasi impossibile risolvere

direttamente le equazioni di Navier-Stokes attraverso simulazioni numeriche dirette della turbolenza. Per affrontare questo problema, sono state sviluppate tre principali tecniche di modellazione[15]:

- Direct Numerical Simulation (DNS): metodo estremamente accurato ma altamente dispendioso in termini computazionali. Si basa sull'integrazione diretta delle equazioni di Navier-Stokes su una griglia molto fitta, in grado di catturare tutte le fluttuazioni turbolente.
- Large Eddy Simulation (LES): approccio meno oneroso rispetto al DNS, in quanto si concentra sulla risoluzione diretta dei vortici di grande scala, mentre quelli più piccoli vengono modellati. L'equazione di Navier-Stokes viene filtrata utilizzando un filtro con ampiezza pari alla risoluzione della griglia.
- Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS): metodo comunemente utilizzato per flussi ad alto numero di Reynolds. In questo approccio, si rinuncia alla descrizione diretta delle fluttuazioni e si applica un operatore di media alle equazioni di Navier-Stokes, ottenendo così una descrizione del campo medio. Le fluttuazioni turbolente vengono incorporate in un termine aggiuntivo, noto come stress di Reynolds.

In questa tesi, l'attenzione sarà principalmente rivolta allo studio del modello RANS, in quanto rappresenta un compromesso efficace tra accuratezza e costo computazionale.

## 6.4 Reynolds Average Navier-Stokes (RANS)

Reynolds propone un approccio differente per risolvere le equazioni di Navier-Stokes[16]. Questo metodo si basa sul suo principio di decomporre le grandezze che caratterizzano il flusso in due parti, una parte media e una fluttuante. Definiamo una generica equazione come:

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i, \quad (6.1)$$

dove  $\bar{u}_i$  corrisponde al valore medio della grandezza  $u_i$ , mentre  $u'_i$  rappresenta le fluttuazioni turbolente. Si presentano differenti tipologie di operazioni di media:

### 1. Media Temporale:

$$\bar{u}_i(x) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} u_i(x, t) dt \quad (6.2)$$

utilizzata per problemi statisticamente stazionari, attraverso questa relazione si ottiene un valor medio costante ne tempo ma che varia nello spazio.  $T \rightarrow \infty$  significa che T è il più grande valore della scala temporale che caratterizza le fluttuazioni turbolente del flusso in esame;

**2. Media Spaziale:**

$$\bar{u}_i(t) = \lim_{\Omega \rightarrow \infty} \int_{\Omega} u_i(x, t) dt \quad (6.3)$$

utilizzata per problemi di turbolenza omogenea, il volume di controllo è definito da  $\Omega$ . La media spaziale, al contrario della media temporale, varia nel tempo mantenendosi uniforme nello spazio infatti viene utilizzato per descrivere turbolenze omogenee;

**3. Media alla Reynolds:**

$$\bar{u}_i(x, t) = \lim_{N \rightarrow \infty} \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N u_i(x, t) \quad (6.4)$$

utilizzata per un problema generico, questa media ha la peculiarità che il valor medio è in funzione sia dello spazio che del tempo e viene utilizzata per descrivere la turbolenza in generale;

**4. Media alla Favre:**

$$\tilde{v}_i = \frac{1}{\bar{\rho}} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} \rho u_i(x, t) dt \quad (6.5)$$

utilizzata per problemi riguardanti flussi compressibili (densità non costante). Favre viene espressa come:

$$v_i(x, t) = \tilde{v}_i(x, t) + v_i''(x, t), \quad (6.6)$$

Anche in questo caso si scompone la variabile in un valor medio ( $\tilde{v}_i(x, t)$ ) e in uno fluttuante ( $v_i''(x, t)$ ).

## 6.5 Modelli di Turbolenza

I modelli di turbolenza sono utilizzati per approssimare gli sforzi di Reynolds nelle equazioni di Navier-Stokes mediate secondo Favre o Reynolds. I modelli di primo ordine, in particolare, consentono di calcolare la viscosità turbolenta  $\mu_T$  basandosi sull'ipotesi di Boussinesq. La tabella riportata di seguito fornisce una panoramica dei principali modelli di turbolenza impiegati per la stima della viscosità turbolenta. Questi modelli saranno implementati nell'analisi del caso test in esame, al fine di valutare quale di essi sia in grado di riprodurre al meglio i risultati sperimentali.

RANS based models	1 equazione	Spalart - Allmaras
	2 equazioni	Standard k - $\epsilon$
		RNG k - $\epsilon$
		Realizable k - $\epsilon$
		Standard k - $\omega$
		SST k - $\omega$
	Reynolds Stress Model (RSM)	
	k-kl- $\omega$ transition model	
	SST transition model	
	Detached eddy simulation (DES)	
Large eddy simulation (LES)		

**Figure 6.1:** Modelli di Turbolenza [17]

In questo lavoro di tesi ci si è soffermati principalmente su tre modelli [18]:

- **SST k- $\omega$** , differisce dai metodi matematici precedentemente esposti nella formulazione della viscosità turbolenta, che viene modificata per includere gli effetti di trasporto dello sforzo di taglio turbolento. L'attenzione è focalizzata principalmente sul modello SST  $k-\omega$ , sviluppato da Menter, il quale, rispetto al modello Standard, introduce un termine di diffusione nell'equazione di  $\omega$ . Inoltre, la viscosità turbolenta viene adattata per tenere conto del trasporto dello Shear-Stress Transport, caratteristica che dà il nome al modello stesso;
- **Standard k- $\epsilon$** , È uno dei modelli più utilizzati per il calcolo del campo di moto nei flussi turbolenti applicati a problemi ingegneristici, grazie alla sua buona accuratezza nello studio di un'ampia gamma di flussi e alla sua efficienza e robustezza computazionale. Tuttavia, presenta alcune limitazioni: in determinate condizioni, può risultare insensibile ai gradienti di pressione

avversi e alla separazione dello strato limite, prevedendo una separazione ritardata e meno estesa rispetto alla realtà. Per questo motivo, il suo impiego è generalmente sconsigliato nell'analisi dell'aerodinamica esterna, in particolare per flussi che interagiscono con superfici soggette a separazione;

- **Spalart-Allamaras:** è il più semplice tra i modelli di turbolenza disponibili e, grazie al suo basso costo computazionale, permette di risolvere con buona approssimazione problemi relativi a flussi confinati in ambito aerospaziale e a flussi caratterizzati da gradienti di pressione negativi. Si basa su una singola equazione di trasporto per una modified eddy viscosity e offre il vantaggio di poter essere utilizzato su griglie sia strutturate che non strutturate, senza richiedere un elevato infittimento vicino alle pareti del sistema. Tuttavia, essendo stato sviluppato per flussi con separazione o ricircolo molto limitati, risulta poco adatto a scenari complessi in cui si verificano interazioni tra onde d'urto e strato limite.

# Bibliography

- [1] Janne Ostlund. *Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads*. Chalmers University of Technology, 2002.
- [2] Jan Ostlund. *Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads*. Tech. rep. S-100 44 Stockholm, Sweden: Royal Institute of Technology, Department of Mechanics, May 2002, pp. 8–16.
- [3] D. Pastrone. *Endoreattori*. Anno accademico 2022/2023. 2023.
- [4] J. H. Ahlberg et al. «Truncated Perfect Nozzles in Optimum Nozzle Design». In: *ARS Journal* 31.5 (May 1961), pp. 614–620.
- [5] Jan Ostlund. *Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads*. Tech. rep. S-100 44 Stockholm, Sweden: Royal Institute of Technology, Department of Mechanics, May 2002, pp. 27–30.
- [6] K. Muck, J. Andreopoulos, and J. Dussauge. «Unsteady Nature of Shock-Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction». In: *AIAA Journal* 26.2 (Feb. 1988), pp. 179–187.
- [7] G. L. Romine. «Nozzle Flow Separation». In: *AIAA Journal* 36.9 (Sept. 1998).
- [8] Hexagon. *Studio numerico di flussi separati in ugelli propulsivi*. Accessed: 2025-03-06. 2024.
- [9] Jan Ostlund. *Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads*. Tech. rep. S-100 44 Stockholm, Sweden: Royal Institute of Technology, Department of Mechanics, May 2002, pp. 27–42.
- [10] R. Stark and G. Hagemann. *Current Status of Numerical Flow Prediction for Separated Nozzle Flows*.
- [11] ANSYS Inc. *ANSYS Fluent 12.0 Theory Guide*. Tech. rep. 2009.
- [12] Charles R. Doering and J. D. Gibbon. *Applied Analysis of the Navier-Stokes Equations*. Cambridge Texts in Applied Mathematics. Cambridge University Press, 2004, pp. 1–21.
- [13] A. Ferrero. *Dispese del corso di "Fluidodinamica computazionale dei sistemi propulsivi"*. Anno Accademico 2023/2024. 2023.

BIBLIOGRAPHY

---

- [14] Charles R. Doering and J. D. Gibbon. *Applied Analysis of the Navier-Stokes Equations*. Cambridge University Press, 2004.
- [15] D. Pastrone, F. Masseni, and A. Ferrero. *Motori per Aeromobili, approfondimento "Endoreattori"*. Anno accademico 2022/2023. 2023.
- [16] C. Foias et al. *Navier Stokes Equations and Turbulence*. Springer, 2001.
- [17] Giulia Barbero. *Tesi di Laurea: "Analisi fluidodinamica del comportamento di una presa d'aria supersonica"*. Politecnico di Torino, 2022/2023.
- [18] ANSYS Inc. *ANSYS Fluent Theory Guide*. Accessed: 2025-03-06. 2024.