

**POLITECNICO DI TORINO**

**Laurea MAGISTRALE in INGEGNERIA  
AEROSPAZIALE**



**Politecnico  
di Torino**

**Tesi di Laurea MAGISTRALE**

**AMMODERNAMENTO E  
CARATTERIZZAZIONE DI UNA  
GALLERIA DEL VENTO PER STUDIO  
DELLO STRATO LIMITE**

**Supervisor**

**Prof. GIOACCHINO CAFIERO**

**Prof. JACOPO SERPIERI**

**Candidato**

**RAIMONDO PIETROPAOLO**

**LUGLIO 2024**



*Alla Mia Famiglia*

*A Silvia*

*A Eugenia*

# Sommario

L'obiettivo della seguente tesi è il rifacimento della Galleria "Fucsia" per adattarla alle future sperimentazioni in ambito di riduzione della resistenza di attrito e per lo studio dello strato limite turbolento su lamina piana. Verranno presentate le modifiche strutturali previste per la camera di prova e il condotto di uscita, seguite da una caratterizzazione numerica utilizzando simulazioni di fluidodinamica computazionale (CFD) in condizioni di gradiente di pressione nullo (ZPG). Infine verrà presentata una prima soluzione di pressure body (PB) per ottenere in galleria condizioni di gradiente di pressione avverso (APG) costante in corrispondenza della zona di misura. Lo stesso verrà validato numericamente tramite simulazione CFD. Le valutazioni effettuate permettono, in fase di simulazione numerica, un efficientamento delle operazioni della galleria del vento, aumentando l'involuppo operativo della camera di prova ed incrementando la possibilità di sperimentazione anche con tecniche ottiche quali la termografia all'infrarosso (IRT) e la particle image velocimetry (PIV).

# Ringraziamenti

"Cosa studi?"

"Ingegneria Aerospaziale"

"Ah, Wow, WOh, Iah" e altre emanazioni più o meno gutturali.

Pausa riflessiva.

"Deve essere difficilissima, vero?"

Noi ingegneri siamo sempre stati accompagnati da un'aura di mistificazioni, quasi come fossimo bestie esotiche, luminari delle scienze e della tecnica in grado di risolvere cose talmente difficili da considerarsi lontanissime dalla ragione umana. Mai nulla fu più falso. La realtà è che l'ingegnere non è altro che una persona che cerca, nel suo piccolo, di superare difficoltà e problemi, cercando una soluzione che possa portare a qualcosa di utile e di buono. A volte ci riesce, a volte meno, a volte magari pensa non faccia per lui (e a volte è anche vero) ma ci prova lo stesso. E' quotidiano il confronto con le difficoltà, l'insoddisfazione, lo scoraggiamento e la fatica. I problemi possono sembrare così grandi e complessi che neanche la propria preparazione, passione e voglia di fare bastino a dare un senso alle proprie fatiche. "Che vita di merda!" direte. "Anche", mi sento di dire. Ma non è solo questo. La realtà dei fatti è che un ingegnere non sarebbe nulla senza le persone che lo circondano. A volte siamo davvero delle bestie esotiche: personaggi un po' strani e taciturni, fatti un po' con lo stampino, al limite dello spettro autistico (e spesso con due piedi dentro ma non diagnosticati), ognuno con le proprie passioni e le proprie fisse. Ma se riesci a bucare la patina di misticismo, stranezza e un pelo narcisistica che ci circonda, spesso troverai una persona come te, con fragilità e punti di forza. Non negherò le difficoltà del percorso che ho scelto, ne le esalterò rispetto ad altri, ogni percorso di crescita e istruzione ha la sua dignità, le sue difficoltà e le sue soddisfazioni, ed è proprio ciò che rende il tutto stupendo. Come direbbe Auguste Gusteau "Tutti possono fare Ingegneria" (vi assicuro che lo ha detto), io aggiungo "grazie alla giusta compagnia" (citazione di Frodo stavolta, controllate miscredenti). E forse è proprio la giusta compagnia che mi ha permesso di arrivare qui oggi. Grazie per aver fatto di me, strano animaletto un po' maldestro e coccoloso, una persona in grado di "fare Ingegneria". Detto ciò si parte con i veri e propri grazie.

Prima di tutto grazie alla mia famiglia, in particolare Mamma, Papà e Aciccia. So che non siamo lontanamente perfetti e che le difficoltà sono quotidiane, ma grazie di avermi sempre supportato e fatto crescere nel massimo delle vostre possibilità. Anche se non sempre so dimostrarlo, anche se non sempre sono in grado di dirvelo, anche se non sempre siete in grado di capirlo, vi voglio bene. Sono contento possiate accompagnarmi ancora più avanti e possiate vedermi realizzato nel mio piccolo. La nuova avventura inizia adesso e ho la certezza che voi ci sarete, lontani ma vicini. Ringrazio poi il team del laboratorio "Panetti", i miei relatori per la pazienza, ma soprattutto gli amici che ho trovato all'interno. In particolare grazie Enrico per tutto l'immenso sostegno che mi hai dato, credo di aver imparato più in questi mesi con te che in interi corsi universitari, sei e sarai sempre la spina dorsale del laboratorio. Grazie anche a Giuseppe, Gaspere, Manuel, Sara, Mario e Marco per la simpatia e la compagnia, se c'è un aspetto che mi mancherà dell'esperienza in laboratorio, credo sarete proprio voi. Un altro grazie va agli amici del circoletto di pittura di babaci (come si dice qua a Torino), che pian piano sono aumentati e mi hanno sempre aiutato a svagarmi e distrarmi anche in momenti pesanti del mio percorso. In particolare un saluto importante e un grazie va a Flavio, per essere sempre stato un amico sincero e spontaneo. Parlando di nuovo di animaletti strani, quelli più strani e che più voglio ringraziare sono i DePilatus (PC-6 Turboporter, non fatevi strane idee). Credo che senza il vostro supporto e il vostro traino non sarei mai arrivato fino in fondo e non sarei riuscito a sentirmi a casa in terra straniera così in fretta. In particolare grazie Mari per avermi sgridato quando era necessario, ci voleva (ma i panzerotti anche). Grazie Salvo per i risotti speciali e le gufate controgufate prima degli esami, che le monke siano con te ora e per sempre. Grazie Ale per avermi trascinato su per i monti a mangiare la polenta (ti odio ancora un po' per le scelte di percorso, sappilo), non mi hai convinto a diventare un mountain enjoyer ma sono felice di esserci andato. Grazie Masca per essere stato l'"anello debole" da poter bullizzare, il coraggio che hai avuto tu nell'andare in giro con un orecchino con piuma non riesco ancora a trovarlo in nessun altro (ti voglio bene anche se non sei più "blunt" e quello "blunt" sono diventato io). Grazie Avvochetto per avermi fatto capire che ad essere un po' autistici non c'è nulla di sbagliato, l'importante è esserne consapevoli, i meme di questi anni saranno sempre nel mio cuore. Grazie Luca per non aver cercato di vendermi uno snowboard, sappi che se anche abbia finito prima di te (attendo i soldi delle scommesse non mi sono dimenticato) sarai sempre BTA, ma soprattutto BTR. E ultimo, ma non per importanza, grazie Nonno Leo per avermi sempre rifocillato e per la valanga di appunti che mi hai passato, senza di te davvero non sarei qui (nel senso che mi sa che non avrei proprio passato gli esami ahahah), con i tuoi saggi consigli ti sei guadagnato una fornitura di birra infinita nel Valhalla. Cambiando tipo di animaletti strani, un grazie enorme va anche al gruppo delle Suore. Il vostro sostegno nei momenti difficili e soprattutto i GATTI che mi avete fatto accarezzare sono stati un supporto

importante per me. In particolare grazie Fra, Fla, Fra Lov, Vale, Ale Giamma, Milù e Genny per il supporto e le risate insieme. Un altro giga grazie va agli amici della Douhet, che, per quanto gli impegni siano diventati difficili da conciliare, sono sempre contento di abbracciare. I tempi in cui vivevamo insieme purtroppo sono andati ma ogni volta sembra non sia passato un secondo da quando abbiamo per la prima volta varcato il cancello verde insieme e da quando siete diventati, da sconosciuti, fratelli. In particolare un saluto a quel cretino di Ale Lucci che non vedo l'ora di insultare di nuovo dal vivo (non ve la prendete Edo, Andre, Laura, Peppe, l'ho citato solo per poter scrivere male il suo cognome). Ringrazio anche Sofi per le studiate al bar e le preziose sessioni di chiacchiera serale, mi manchi molto e spero di poterci rivedere presto per un abbraccio e uno Spritz, che sempre sia lodato. Un altro saluto e grazie va ad Ambra, per i bei momenti passati assieme, per avermi permesso di fare da catsitter al suo gatto bellissimo ed essere sempre stata un'amica sincera. Un saluto e un grazie a Lu, amica sbadata e distratta, ma con una energia spropositata, che mi ha fatto vedere quanto sia importante prendere la vita positivamente, anche di fronte alle delusioni o alle insicurezze. Un saluto speciale va a Marika, amica speciale assolutamente inattesa e trovata quasi a sorpresa, un po' come quando incontri una nutria sulle rive del Po: all'inizio sei un po' intimorito, ma poi ti ci affezioni immediatasubito. Sei stata davvero importante per me, mi hai raccolto in un momento in cui avevo bisogno di rimettere un po' apposto la mia vita e darle una svolta e sei stata in grado di supportarmi come pochi. Mi hai insegnato l'importanza di sapersi prendere i propri tempi e di ascoltare le proprie necessità, e forse è stato questo il tuo regalo più prezioso. Grazie ancora per le studiate al CAP 10100 e i pomeriggi in Comala, sono stato davvero contento di averti incontrata. So che mi darai un pugno per tutte queste smancerie quindi per distrarti ti lancerò un procione e scapperò. Sempre parlando di persone importanti, ti ho tenuta in fondo perchè il meglio arriva per ultimo. Grazie Silvia. In te ho trovato una compagna e un'amica, una persona stupenda con cui condividere passioni e momenti importanti. Tu mi hai insegnato ad andare avanti e fare tutto quello che è necessario per raggiungere i propri obiettivi. Mi hai trasmesso la passione verso ciò che ami e che non ho trovato in nessun altro. In te vedo una persona simile a me ma complementare, che mi sprona e mi protegge con una determinazione unica e bellissima. Mi hai insegnato l'importanza dell'aver cura del prossimo, la generosità e la bontà d'animo. Anche nei momenti più difficili mi hai mostrato forza e amore, e te ne sono grato. Spero di poter stare con te ancora per tanto, tantissimo tempo e che questo piccolo angolo felice che ci stiamo creando diventi sempre più grande e confortevole. Ultimo saluto e ultimo grazie va a una mia carissima amica. Grazie di tutto Eu. Con te ho vissuto momenti stupendi e mi hai fatto capire quanto possa essere bello condividere del tempo col prossimo. Mi manchi davvero tantissimo ma continuo a ridere con te anche oggi. Sei una persona di una bontà unica e mi sento fortunato ad averti conosciuto. Tu mi hai

insegnato l'importanza di ritagliarsi del tempo per se stessi, per le proprie passioni e i propri interessi. La vita alla fine deve essere vissuta per noi stessi e in serenità con noi e le nostre scelte e tu più di tutti mi hai aperto gli occhi su quanto sia importante. Il farsi incasellare in dei percorsi o in dei tempi predefiniti solo perchè qualcuno o qualcosa intorno a noi si aspetta che sia così non ha senso di esistere. Mi hai sempre ispirato ad essere una persona curiosa e aperta alle novità. Mi hai insegnato cosa vuol dire esserci per qualcuno e in te ho trovato una amica unica, risoluta e dolce, nonostante tutte le tue insicurezze. Mi hai insegnato che la scelta che abbiamo fatto, di fare questo percorso di studi, non deve essere per forza una scelta che ci annichilisce come persone. Per quanto sembri un ambiente asettico è, invece, imbevuto di un fattore umano importantissimo, mosso dalla passione per qualcosa che ci piace e ci interessa. E dopo averti conosciuta ho capito che mantenere accesa questa passione e non farsi soverchiare dalle contingenze, dalla fretta degli anni che passano, sia la cosa più importante nella vita. Per tutto questo e per altre mille cose che non riesco neanche a rendere a parole ti ringrazio. E se anche non sei potuta essere qui oggi, che anche io, come te, mi laureo in ingegneria, è come se non te ne fossi mai andata.





# Indice

<b>Elenco delle tabelle</b>	XI
<b>Elenco delle figure</b>	XII
<b>Acronimi</b>	XVIII
<b>1 Introduzione</b>	1
<b>2 Progetto Strutturale della Galleria del Vento "Fucsia"</b>	8
2.1 Layout originale . . . . .	8
2.2 Nuove specifiche e modifiche apportate . . . . .	10
<b>3 Strato Limite Turbolento su Lastra Piana</b>	27
3.1 Equazioni dello strato limite . . . . .	30
3.2 Strato limite su lamina piana e transizione . . . . .	31
3.2.1 Transizione . . . . .	36
3.3 Strato limite turbolento su lamina piana . . . . .	36
3.3.1 Inner Layer . . . . .	38
3.3.2 Outer layer . . . . .	40
<b>4 Simulazioni CFD e Setup Numerico</b>	41
4.1 Dominio di calcolo . . . . .	41
4.2 Modello fisico e Condizioni al contorno . . . . .	43
4.3 Mesh . . . . .	45
4.4 Solutore . . . . .	48
4.5 Convergenza di griglia . . . . .	50
4.6 Matrice dei test . . . . .	51
<b>5 Risultati Simulazioni con Gradiente di Pressione Nullo</b>	59
5.1 Dominio di calcolo e mesh . . . . .	59
5.2 Campo di moto . . . . .	62
5.3 Post processing . . . . .	68

<b>6</b>	<b>Risultati Simulazioni con Gradiente di Pressione Avverso</b>	74
6.1	Pressure body . . . . .	74
6.2	Dominio di calcolo e mesh . . . . .	79
6.3	Campo di moto . . . . .	79
6.4	Post processing . . . . .	94
<b>7</b>	<b>Conclusioni</b>	106
	<b>Bibliografia</b>	108

# Elenco delle tabelle

2.1	Misure di velocità in uscita dal convergente sezione di ingresso della test section . . . . .	11
2.2	Lista componenti Galleria "Fucsia" . . . . .	25
2.2	Lista componenti Galleria "Fucsia" . . . . .	26
4.1	Assegnazione delle condizioni al contorno sul dominio delle simulazioni	46
4.2	Parametri di griglia. Dove presenti parametri percentuali sono da riferirsi rispetto alla base size della mesh. . . . .	47
4.3	Parametri del prism layer. . . . .	47
4.4	Parametri di infittimento per lastra piana, tetto e pavimento della galleria. Dove presenti parametri percentuali sono da riferirsi rispetto alla base size della mesh. . . . .	48
4.5	Test cases condizioni ZPG . . . . .	58
4.6	Test cases condizioni APG . . . . .	58
6.1	Parametri di design pressure body . . . . .	77
6.2	Equazioni analitiche per il disegno del PB . . . . .	79

# Elenco delle figure

1.1	Esempio di mulinello aerodinamico . . . . .	2
1.2	Architettura della galleria del vento a circuito aperto subsonica in configurazione aspirata (a) o soffiata (b) . . . . .	6
2.1	Vista dall'alto della galleria "Fucsia" del laboratorio "Modesto Pannetti" del Politecnico di Torino . . . . .	9
2.2	Assieme completo del progetto della nuova galleria "Fucsia" . . . . .	12
2.3	Vista della test section chiusa . . . . .	12
2.4	Vista della test section aperta . . . . .	13
2.5	Dettaglio del prolungamento posteriore aperto dove si notano i fori di ancoraggio del flap e il foro di accesso laser per tecnica PIV . . . . .	15
2.6	Dettaglio in sezione del condotto di uscita divergente . . . . .	16
2.7	Dettaglio del sistema di movimentazione del porta sonda . . . . .	18
2.8	Esempi di configurazioni possibili del nuovo tetto della galleria (da destra a sinistra): tipo base (tetto opaco), accesso ottico per solo misure PIV, misto per misure ottiche con backup pneumatico o hotwire, misto con misure pneumatiche o hotwire con accesso ottico limitato . . . . .	19
2.9	Vista in sezione del condotto modificato . . . . .	20
2.10	LE a sezione ellittica della piastra piana . . . . .	20
2.11	Le tre configurazioni di pianetto disponibili (dall'alto verso il basso): pianetto in plexiglass con alloggio per piastra riblets, pianetto misto plexiglass ed MDF con alloggio per piastra riblets, pianetto misto plexiglass ed MDF senza alloggio per piastra riblets . . . . .	22
2.12	Dettaglio delle prese di pressione intorno all'alloggio delle riblets . . . . .	23
2.13	Dettaglio dell'alloggiamento del sistema LVDT e della piastra con riblets . . . . .	24
3.1	Profilo caratteristico di velocità all'interno dello strato limite . . . . .	28
3.2	Schema di transizione dello strato limite da laminare a turbolento . . . . .	29

4.1	Divisione delle superfici di contorno del dominio di calcolo . . . . .	42
4.2	Valori di $y^+$ a parete sulle superfici interessate da strato limite (lastra piana, tetto e pavimento della galleria). . . . .	48
4.3	Dettaglio della mesh sul LE della lastra piana, griglia base. Base size 1 m - Numero di prism layers 60 . . . . .	52
4.4	Dettaglio della mesh sul LE della lastra piana, griglia fine. Base size 0.2 m - Numero di prism layers 60 . . . . .	52
4.5	Dettaglio della mesh sul LE della lastra piana, griglia grezza. Base size 10 m - Numero di prism layers 60 . . . . .	53
4.6	Valori di $y^+$ a parete, griglia fine. Base size 0.2 m - Numero di prism layers 40 . . . . .	53
4.7	Valori di $y^+$ a parete, griglia fine. Base size 0.2 m - Numero di prism layer 60 . . . . .	54
4.8	Valori di $y^+$ a parete, griglia fine. Base size 0.2 m - Numero di prism layer 90 . . . . .	54
4.9	Valori di $y^+$ a parete, griglia grezza. Base size 10 m - Numero di prism layer 40 . . . . .	55
4.10	Valori di $y^+$ a parete, griglia grezza. Base size 10 m - Numero di prism layer 60 . . . . .	55
4.11	Valori di $y^+$ a parete, griglia grezza. Base size 10 m - Numero di prism layer 90 . . . . .	56
4.12	Grafico della resistenza totale, espressa in Newton, all'avanzare delle iterazioni . . . . .	56
4.13	Resistenza totale, espressa in Newton, in un range di iterazioni vicino alla condizione di convergenza . . . . .	57
5.1	Residui delle equazioni di continuità, quantità di moto e trasporto della turbolenza . . . . .	60
5.2	Disegno CAD 3D del dominio di calcolo in condizioni ZPG . . . . .	60
5.3	Dimensioni del dominio di calcolo in condizioni ZPG . . . . .	60
5.4	Mesh del dominio di calcolo in condizioni ZPG . . . . .	61
5.5	Mesh del dominio di calcolo in condizioni ZPG, dettaglio del bordo d'attacco della lastra piana . . . . .	61
5.6	Mesh del dominio di calcolo in condizioni ZPG, dettaglio del bordo di fuga della lastra piana . . . . .	61
5.7	Sonde utilizzate per l'analisi fluidodinamica . . . . .	62
5.8	Campo di moto (modulo della velocità) . . . . .	63
5.9	Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) in prossimità del LE . . . . .	63
5.10	Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) nella zona di scia . . . . .	64
5.11	Campo di pressione . . . . .	64

5.12	Dettaglio del campo di pressione in prossimità del LE . . . . .	65
5.13	Dettaglio del campo di pressione in prossimità del TE . . . . .	65
5.14	Andamento del modulo della velocità in funzione della coordinata y in corrispondenza del LE . . . . .	66
5.15	Componente di velocità tangenziale lungo l'asse della galleria . . . .	66
5.16	Pressione lungo l'asse della galleria . . . . .	67
5.17	Coefficiente di pressione della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo) . . . . .	69
5.18	Sforzo di taglio a parete della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo) . . . . .	70
5.19	Profili di velocità dello strato limite in direzione y in forma dimen- sionale. I profili sono valutati a stazioni fissate lungo la lunghezza della lastra piana . . . . .	70
5.20	Profili di velocità dello strato limite in forma normalizzata . . . . .	71
5.21	Variabili interne dello strato limite . . . . .	71
5.22	Spessori caratteristici dello strato limite lungo la lastra piana . . . .	72
5.23	Mappa dei gradienti di pressione lungo la lastra ottenuti per vari angoli di deflessione del flap . . . . .	72
5.24	Parametro di forma dello strato limite lungo la lastra piana . . . . .	73
6.1	Residui delle equazioni di continuità, quantità di moto e trasporto della turbolenza per il caso con PB Mk.I . . . . .	75
6.2	Residui delle equazioni di continuità, quantità di moto e trasporto della turbolenza per il caso con PB Mk.II . . . . .	75
6.3	Mockup dell'inserito del tetto della galleria (pressure body) . . . . .	77
6.4	Prova di montaggio sul condotto del mockup del PB . . . . .	78
6.5	Vista in sezione del condotto con il mockup del PB . . . . .	78
6.6	Disegno CAD 3D del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.I . . . . .	79
6.7	Dimensioni del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.I .	80
6.8	Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.I . . . .	80
6.9	Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.I, dettaglio del bordo d'attacco della lastra piana . . . . .	80
6.10	Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.I, dettaglio del bordo di fuga della lastra piana . . . . .	81
6.11	Disegno CAD 3D del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.II . . . . .	81
6.12	Dimensioni del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.II	81
6.13	Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.II . . . .	82
6.14	Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.II, dettaglio del bordo d'attacco della lastra piana . . . . .	82

6.15	Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.II, dettaglio del bordo di fuga della lastra piana . . . . .	83
6.16	Sonde utilizzate per l'analisi fluidodinamica . . . . .	84
6.17	Campo di moto (modulo della velocità) con PB Mk.I . . . . .	85
6.18	Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) in prossimità del LE con PB Mk.I . . . . .	85
6.19	Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) nella zona di scia con PB Mk.I . . . . .	86
6.20	Campo di pressione con PB Mk.I . . . . .	86
6.21	Dettaglio del campo di pressione in prossimità del LE con PB Mk.I . . . . .	87
6.22	Andamento del modulo della velocità in prossimità del LE in funzione della coordinata $y$ con PB Mk.I . . . . .	87
6.23	Componente di velocità tangenziale lungo l'asse della galleria con PB Mk.I . . . . .	88
6.24	Pressione lungo l'asse della galleria con PB Mk.I . . . . .	88
6.25	Pressione lungo la superficie della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo) con PB Mk.I . . . . .	89
6.26	Campo di moto (modulo della velocità) con PB Mk.II . . . . .	89
6.27	Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) in prossimità del LE con PB Mk.II . . . . .	90
6.28	Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) nella zona di scia con PB Mk.II . . . . .	90
6.29	Campo di pressione con PB Mk.II . . . . .	91
6.30	Dettaglio del campo di pressione in prossimità del LE con PB Mk.II . . . . .	91
6.31	Andamento del modulo della velocità in prossimità del LE in funzione della coordinata $y$ con PB Mk.II . . . . .	92
6.32	Componente di velocità tangenziale lungo l'asse della galleria con PB Mk.II . . . . .	92
6.33	Pressione lungo l'asse della galleria con PB Mk.II . . . . .	93
6.34	Pressione lungo la superficie della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo) con PB Mk.II . . . . .	93
6.35	Coefficiente di pressione sul dorso della lastra piana con PB Mk.I . . . . .	95
6.36	Sforzo di taglio a parete della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo) con PB Mk.I . . . . .	96
6.37	Profili di velocità dello strato limite in direzione $y$ in forma dimensionale con PB Mk.I. I profili sono valutati a stazioni fissate lungo la lunghezza della lastra piana . . . . .	96
6.38	Profili di velocità dello strato limite in forma normalizzata con PB Mk.I . . . . .	97
6.39	Variabili interne dello strato limite con PB Mk.I . . . . .	97



6.40	Spessori caratteristici dello strato limite lungo la lastra piana con PB Mk.I . . . . .	98
6.41	Mappa dei gradienti di pressione lungo x ottenuti per i vari test cases in condizioni APG con PB Mk.I . . . . .	98
6.42	Gradienti di pressione lungo x in prossimità della zona di misura del sistema LVDT, ottenuti per i vari test cases in condizioni APG con PB Mk.I . . . . .	99
6.43	Parametro di forma dello strato limite lungo la lastra piana con PB Mk.I . . . . .	99
6.44	Beta di Clauser lungo la lastra piana con PB Mk.I . . . . .	100
6.45	Coefficiente di pressione sul dorso della lastra piana con PB Mk.II .	100
6.46	Sforzo di taglio a parete della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo) con PB Mk.II . . . . .	101
6.47	Profili di velocità dello strato limite in direzione y in forma dimensionale con PB Mk.II. I profili sono valutati a stazioni fissate lungo la lunghezza della lastra piana . . . . .	101
6.48	Profili di velocità dello strato limite in forma normalizzata con PB Mk.II. . . . .	102
6.49	Variabili interne dello strato limite con PB Mk.II . . . . .	102
6.50	Spessori caratteristici dello strato limite lungo la lastra piana con PB Mk.II . . . . .	103
6.51	Gradiente di pressione lungo x ottenuto APG con PB Mk.II . . . .	103
6.52	Gradiente di pressione lungo x in prossimità della zona di misura del sistema LVDT, ottenuto in condizioni APG con PB Mk.II . . .	104
6.53	Parametro di forma dello strato limite lungo la lastra piana con PB Mk.II . . . . .	104
6.54	Beta di Clauser lungo la lastra piana con PB Mk.II . . . . .	105



# Acronimi

**APG**

Adverse Pressure Gradient

**BL**

Boundary Layer

**CAD**

Computer Aided Design

**CFD**

Computational Fluid Dynamics

**IRT**

Infrared Thermography

**LE**

Leading Edge

**LVDT**

Linear Variable Displacement Transducer

**PB**

Pressure Body

**PIV**

Particle Image Velocimetry

**RANS**

Reynolds Averaged Navier-Stokes

**TE**

Trailing Edge

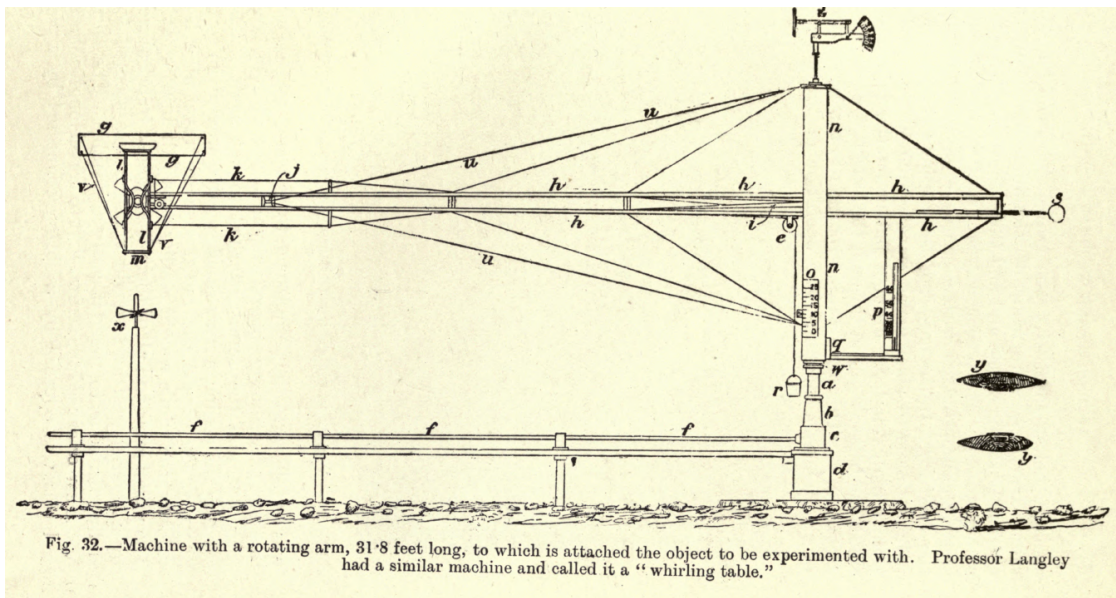
**ZPG**

Zero Pressure Gradient

# Capitolo 1

## Introduzione

Agli albori del volo umano, i primi pionieri presero spunto dal volo naturale degli uccelli per costruire le macchine più disparate nel tentativo di emulare ciò che la natura permetteva ad altre specie. Questo approccio assolutamente empirico portò a disastri più o meno catastrofici e tragicomici, non passò molto, infatti, per arrivare alla consapevolezza che ben poco si conosceva delle leggi che governavano la fisica del volo. Era ormai necessario attrezzare delle apparecchiature in grado non solo di riprodurre l'effetto del volo, ma di permettere anche una misura precisa e accurata delle forze e delle pressioni sviluppate sulla superficie di un corpo. Nonostante fosse già conosciuto il principio di reciprocità per cui un corpo in moto in aria ferma si comporta allo stesso modo di un corpo fermo in aria in moto, si presentava la necessità di avere delle condizioni ambientali controllabili e di non sfruttare più il naturale moto del vento per effettuare test aerodinamici. La prima idea fu quella di mettere in moto il corpo di cui si voleva conoscere le caratteristiche aerodinamiche. Una delle prime arcaiche strumentazioni impostate per questo scopo fu il mulinello aerodinamico (figura 1.1). All'estremità libera di un braccio di legno, vincolato per ruotare rispetto all'altra estremità, veniva montato il modello in scala del corpo che si voleva testare. Tramite una massa in caduta libera si metteva in moto il braccio che fungeva così da centrifuga aerodinamica. Diventava così possibile fare delle prime misure di resistenza. Ci si accorse che la relazione scritta da Isaac Newton, che legava la resistenza di un corpo alla sola area esposta al flusso, non era sempre rispettata. Saltò alla luce, invece, un comportamento aerodinamico più complesso, che doveva tenere conto anche di forma, orientamento e velocità del corpo. Questo sistema aveva però un enorme svantaggio: il braccio del mulinello, ruotando, metteva in moto l'aria intorno all'apparecchiatura, generando moti turbolenti. Il corpo che veniva testato si trovava quindi immerso nel flusso di scia del braccio rotante, rendendo impossibile determinare la velocità reale del modello rispetto all'aria. La misura di forze e pressioni, inoltre, era estremamente difficoltosa da effettuare su un corpo in movimento, costringendo ad allestire una catena di misura



**Figura 1.1:** Esempio di mulinello aerodinamico

in grado di muoversi col sistema. La soluzione a ciò arrivò nel 1871, quando Frank H. Wenham (1824 - 1908), membro del consiglio della Royal Aeronautical Society britannica, progettò e operò la prima galleria del vento. Ancora priva di tutte le accortezze tecnico-progettuali che nasceranno in futuro, la galleria di Wenham si presentava come un semplice condotto in legno a sezione rettangolare aperto da entrambe le estremità e connesso a una ventola azionata da un motore a vapore. Nonostante la semplicità della galleria, le misure di resistenza e portanza su diverse forme testate portarono alla consapevolezza che, a bassi angoli di incidenza, il rapporto tra portanza e resistenza raggiungeva valori molto più alti di quelli attesi con le teorie aerodinamiche di Newton. Questi risultati convalidavano finalmente la possibilità di sostenere carichi compatibili col volo umano utilizzando le forze aerodinamiche generate da un'ala in movimento. Con il maturare della scienza aeronautica si sono affinate anche le caratteristiche e i campi di utilizzo delle gallerie del vento. Oltre allo scopo di progettazione aerodinamica, una galleria del vento permette anche di verificare e correggere a posteriori geometrie già esistenti o studiare fenomeni fluidodinamici di base, ampliando le nostre conoscenze sulla fisica dei fluidi. In tempi più moderni la sperimentazione in galleria del vento ha permesso anche la validazione di codici di calcolo numerici, permettendo di sfruttare con buona confidenza i risultati di simulazioni CFD. Ciò ha portato vantaggi in termini di costi e tempo nel processo di progettazione aerodinamica. Inoltre, anche se nate per l'ambito aeronautico, ormai la sperimentazione in galleria del vento trova applicazione in moltissimi campi: automobilistico, civile, ambientale, aeroacustico e persino sportivo. L'architettura della galleria può variare significativamente in base alla sua destinazione di utilizzo e al tipo di esperimento che si vuole effettuare, nonostante ciò è possibile classificarle in funzione del circuito e della camera di prova [1]. A seconda del circuito possiamo distinguere gallerie a circuito aperto e a circuito chiuso. Nelle gallerie a circuito chiuso si costruisce un condotto in cui l'aria circola senza sfociare all'esterno. Poiché la massa d'aria circolante nel condotto è sempre la stessa, è possibile tenere in funzione l'impianto spendendo una minore quantità di energia a parità di dimensioni di camera di prova e velocità rispetto a un circuito aperto. Inoltre si ha un migliore controllo della qualità del flusso, avendo la possibilità di guidarlo attraverso reti e honeycomb e non subendo l'influenza delle condizioni esterne o di eventuali rumori ambientali. Di contro un impianto a circuito chiuso avrà un costo iniziale più elevato, a causa della maggiore complessità del condotto e degli apparati accessori di raffreddamento. La galleria a circuito aperto, invece, a fronte di un minor costo iniziale, richiede una maggiore quantità di energia per essere azionata, in quanto l'aria che viene immessa nel condotto è sempre aria ferma, presa dall'esterno, che viene accelerata alla velocità di sperimentazione e risente maggiormente delle condizioni ambientali (in particolare pressione e temperatura). Sarà necessario attrezzare l'imbocco del condotto e il pacco motori con reti di protezione, che introducono la tendenza di sporcare

il flusso aumentandone il rumore. A differenza della galleria a circuito chiuso, però, permette una più semplice visualizzazione dei flussi con l'utilizzo di fumi (ad esempio per tecnica PIV), non risentendo dei problemi risultanti dall'instaurarsi di residui circolanti nel condotto [1]. Per quanto riguarda la camera di prova possiamo fare distinzione tra gallerie con camera di prova chiusa e gallerie con camera di prova aperta (anche dette open jet). A seconda dell'applicazione e del tipo di sperimentazione che si vuole eseguire si sceglierà la migliore accessibilità data dalle open jet o la migliore qualità di flusso ottenuta con camera di prova chiusa. Ad esempio, in caso sia necessario ottenere campi di moto su modelli in scala particolarmente grande o addirittura con velivoli reali, sarà necessaria la maggiore accessibilità data dalla camera di prova aperta. Diversamente, in caso di sperimentazioni in scala piccola o per valutare fenomeni fisici, è più indicato avere un flusso maggiormente controllato come in camera chiusa. Un caso particolare è quello delle gallerie del vento per uso automobilistico, in cui la camera di prova si preferisce in configurazione 3/4 open jet (aperta per tre lati e chiusa solo sul pavimento), permettendo la sperimentazione su modelli o veicoli che poggiano sul manto stradale. Quest'ultima variante è anche molto indicata per valutare l'aerodinamica di velivoli in fase di rullaggio, durante il decollo o l'atterraggio. In base al numero di Mach (definito come il rapporto tra la velocità del flusso e la velocità del suono) ottenibile in camera di prova, possiamo ancora classificare le gallerie in:

- Subsoniche incompressibili  $Ma < 0.4$
- Subsoniche compressibili  $0.4 < Ma < 0.8$
- Transoniche  $0.8 < Ma < 1.4$
- Supersoniche  $1.4 < Ma < 4$
- Ipersoniche  $Ma > 4$

Per la definizione dei requisiti di progetto di una galleria subsonica uno dei parametri principali da considerare è il numero di Reynolds massimo da realizzare in camera di prova, in quanto determina le condizioni di similitudine fluidodinamica, essenziali per rapportare la sperimentazione in scala al caso reale. Il numero di Reynolds, come ben noto, lega gli effetti viscosi a quelli di inerzia ed è definito in funzione della velocità del fluido, di una grandezza caratteristica del caso studio e della densità e viscosità dinamica del fluido:

$$Re = \frac{VL\rho}{\mu} \quad (1.1)$$

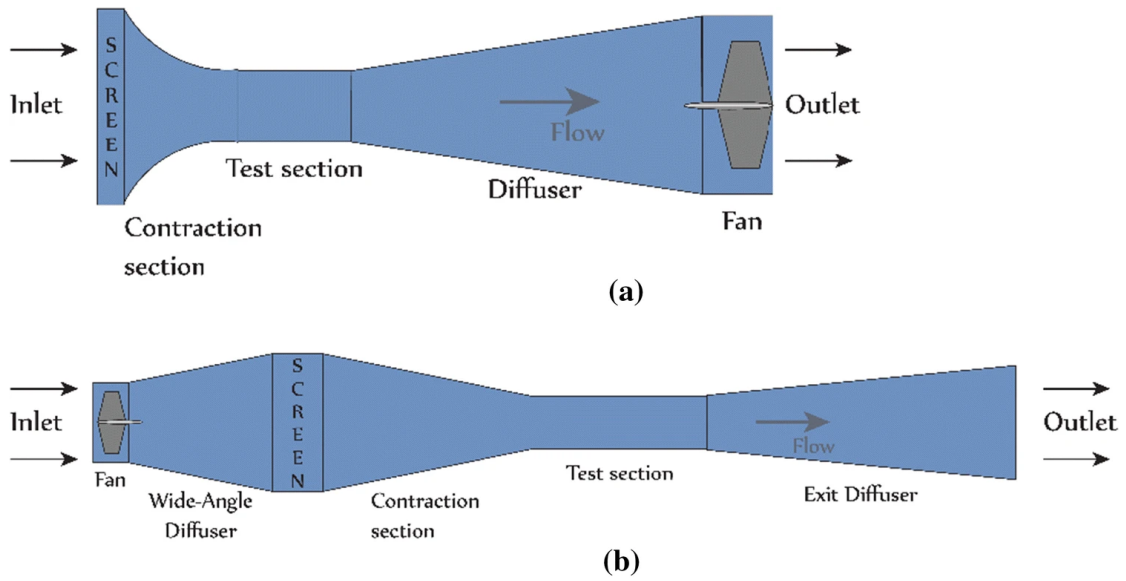
Una volta fissato il Reynolds massimo, rimarrà fissato anche il prodotto tra velocità e dimensione caratteristica, quindi aumentando le dimensioni del modello si dovrà



ridurre la velocità ottenibile in camera di prova per poter rispettare le condizioni di similitudine e viceversa. Inoltre, le dimensioni del modello andranno a porre dei limiti minimi sulle dimensioni della camera di prova, al fine di evitare interferenza e bloccaggio. Viene definito bloccaggio, il rapporto tra l'ingombro frontale del modello e la sezione trasversale della camera di prova. Un eccessivo bloccaggio creerebbe delle anomalie della deflessione del flusso, sporcando la misura con effetti di parete che non sono riconducibile al caso reale di un velivolo immerso in aria. Quindi, a meno che non si voglia studiare questi effetti (ad esempio nel caso di un corpo immerso in un fluido in un condotto), è necessario mantenere il bloccaggio al di sotto di un valore del 10-15%. Inoltre, per ridurre l'interferenza col flusso di parete, la massima larghezza del modello non deve superare l'80% della larghezza della camera di prova, inoltre il rapporto tra larghezza e altezza della camera in situazioni ottimali deve essere circa pari a 1,5. In generale una galleria del vento si compone di alcune parti essenziali, comuni a tutte le architetture:

- Gruppo motori e fan
- Camera di tranquillizzazione
- Convergente
- Camera di prova
- Diffusore

La camera di tranquillizzazione presenta all'interno una struttura honeycomb e un condotto di assestamento. La struttura a nido d'ape permette di rompere le fluttuazioni turbolente di grande scala in scale più piccole, in modo tale che decadano più velocemente. In questo modo non solo si riduce il livello di turbolenza ma si rendono le fluttuazioni il più possibile isotrope così da non influenzare la misura in galleria. Il flusso deve avere un angolo di incidenza minore di  $10^\circ$  per evitare lo stallo delle celle a nido d'ape. Solitamente vengono utilizzate celle a sezione esagonale perchè permettono di ottenere la minore perdita di pressione, inoltre si ottengono le migliori performance per rapporti tra lunghezza e diametro della cella compresi tra 7 e 10. Sempre per ridurre i livelli di turbolenza e rompere i vortici di grande scala, si trovano a valle dell'honeycomb delle reti, dimensionate in modo che il Reynolds relativo al diametro del filo che le compone sia sempre minore di 60 per evitare effetti di turbolenza aggiuntivi causati dal vortex shedding [1]. In ingresso, dopo la camera di tranquillizzazione, è presente una sezione di condotto convergente necessaria ad accelerare il flusso e ad allinearlo con la camera di prova. La forma e dimensione del convergente determinano la turbolenza finale in camera di prova. La lunghezza del tratto deve essere sufficiente in modo da non creare gradienti di pressione avversi, seppur rimanendo sufficientemente contenuta



**Figura 1.2:** Architettura della galleria del vento a circuito aperto subsonica in configurazione aspirata (a) o soffiata (b)  
[2]

in modo da minimizzare l'accrescimento dello strato limite. Per determinare la forma migliore esistono metodi polinomiali, che sfruttano l'interpolazione di un polinomio di terzo grado nella zona di ingresso del convergente, raccordato poi con un polinomio di grado superiore nella zona di uscita. Ad oggi è molto diffuso l'utilizzo della CFD per ottenere un'ottimizzazione fluidodinamica della forma del condotto di ingresso [1]. In caso si scelga una camera di prova chiusa bisogna tenere conto di alcune accortezze progettuali. In un condotto rettilineo, in caso subsonico, l'accrescimento dello strato limite sulle pareti del condotto tende a produrre un restringimento della sezione, con conseguente aumento di velocità e riduzione di pressione. Il gradiente di pressione negativo che si forma va a creare un effetto di "galleggiamento" lungo l'asse della galleria, che si traduce in una forza orizzontale alleviante rispetto alla resistenza aerodinamica. Per ovviare a questo problema è necessario, solitamente, costruire la camera di prova in modo tale che le pareti abbiano un piccolo angolo di divergenza, di solito intorno a  $0.5^\circ$ , che può essere ottimizzato poi per la velocità di funzionamento della galleria in fase di design. Ciò permette di ottenere un gradiente di pressione pressochè nullo lungo l'asse della camera di prova quando il funzionamento è a velocità nominale, in tutti gli altri casi si terrà conto dell'effetto di galleggiamento in fase di calibrazione degli strumenti di misura. A valle della camera di prova si installerà un diffusore, la sua funzione è quella di rallentare il flusso e recuperare pressione statica in previsione, nel caso di galleria a condotto aperto, di sfociare alla pressione dell'ambiente esterno. In questo modo si ha una riduzione del carico energetico richiesto al sistema di azionamento del flusso. E' importante che la sezione del condotto aumenti gradualmente per evitare effetti di separazione del flusso. Una delle condizioni di progetto è, infatti, proprio quella di separazione incipiente, per la quale si sceglie l'angolo di divergenza in modo tale da essere al limite della condizione di separazione. Di solito l'angolo di divergenza viene scelto tra i  $3^\circ$  e i  $5^\circ$  per diffusori tronco conici, mentre si sceglie non superiore ai  $6^\circ$  per diffusori troncopiramidali. Per quanto riguarda il sistema di azionamento, di solito viene scelto un sistema di motori elettrici che mettono in moto delle giranti, ciò permette di generare una portata d'aria in ingresso nel condotto e compensare le perdite di carico della galleria. Il funzionamento di motori e fan sono una delle prime cause di rumore di fondo in camera di prova. Infatti la frequenza di passaggio delle pale e le sue armoniche sono presenti nello spettro di rumore della camera di prova e possono falsare le misure o influenzare il campo di moto del condotto. Questo genere di contaminazione può essere attenuato con trattamenti acustici del condotto o prevedendo percorsi diversi tra i fan e la camera di prova per la propagazione delle onde, come ad esempio sfiatatoi all'inizio e alla fine della test section, tarati apposta per abbattere le pulsazioni di bassa frequenza [1].

## Capitolo 2

# Progetto Strutturale della Galleria del Vento "Fucsia"

### 2.1 Layout originale

La galleria del vento "Fucsia" del Laboratorio di Fluidodinamica "Modesto Panetti" del Politecnico di Torino è una galleria a circuito aperto a sezione rettangolare, allestita per misure di strato limite su piastra piana e sperimentazione di drag reduction tramite riblets. L'apparato di azionamento è composto da due ventole soffianti in tandem azionate elettricamente e provviste di griglia di protezione, seguite da un piccolo tratto di condotto in espansione che raccorda il flusso alla camera di tranquillizzazione. Nella camera di tranquillizzazione sono presenti reti per l'abbattimento della turbolenza di grande scala e una struttura honeycomb a maglie romboidali. Segue a valle il condotto convergente, che presenta un rapporto di contrazione di 3:1 tra sezione di ingresso e sezione di uscita [3]. La camera di prova ha sezione rettangolare con altezza costante di 510 mm e larghezza iniziale di 699 mm. Le due pareti verticali del condotto hanno un angolo di divergenza di  $0,5^\circ$ , ottenendo una larghezza nella sezione di uscita di 768 mm. La lunghezza totale del condotto di misura è di 3999 mm. A valle di questo è presente un raccordo a gomito a sezione costante che devia il flusso verso l'alto e lo fa sfociare nell'ambiente del laboratorio, scelta adottata per evitare interferenza con l'attigua galleria "Arancio". Il condotto di misura è diviso in tre baie ognuna di lunghezza 1333 mm le cui pareti verticali laterali sono fisse e opache nella prima e terza baia, mentre trasparenti nella seconda, dove sono ottenute in plexiglass. L'accesso fisico al condotto si ha solo dalla seconda baia, dove si trova la stazione di misura, tramite finestre rimovibili, ancorate alla struttura con delle clamp esterne. Il tetto presenta un'apertura centrale, indicativamente dalla fine della prima baia all'inizio della terza, che è stata attrezzata con un pannello in plexiglass, che



**Figura 2.1:** Vista dall'alto della galleria "Fucsia" del laboratorio "Modesto Panetti" del Politecnico di Torino

funge da supporto per il sistema di misura. Il pannello presenta una fessura centrale longitudinale, parallela all'asse della galleria, in cui poter inserire sonde pneumatiche o a filo caldo per le misure di strato limite. Il movimento del porta sonda è ottenuto con un sistema di guide e carrelli che permettono la traslazione lungo l'asse della galleria. La traslazione verticale è affidata ad un motore passo passo comandato elettricamente, mentre la traslazione trasversale, perpendicolare all'asse della galleria, viene effettuata traslando l'intero pannello attrezzato, tagliato in esubero appositamente per permettere l'appoggio anche in posizione non centrata. All'interno, il setup sperimentale prevede un pianetto di lunghezza e larghezza pari a quelle della test section, raccordato tramite un imbocco convergente al pavimento della galleria [3]. Questa configurazione, di fatto, riduce la sezione utile in camera di prova, dimezzandola, ottenendo una sezione iniziale di 699 mm per 250 mm. Ciò permette di isolare la porzione inferiore del pianetto, proteggendo apparecchiature e linee pneumatiche, e ci assicura un raccordo morbido del flusso fino alla superficie superiore del pianetto. Di contro è necessario un sistema di aspirazione dello strato limite, nella zona subito a valle della carenatura di raccordo, per evitare che lo strato limite non venga influenzato da quello della galleria. Al centro del pianetto, in corrispondenza della seconda baia, è allestita la stazione di misura per le riblets. Questa sezione presenta un foro quadrato di lato 260 mm, centrato trasversalmente, nel quale si può inserire la piastra scanalata da testare, resa flottante e vincolata a una cella di carico per misurare la forza di attrito tangenziale sviluppata [3]. Al di sotto della piastra è presente un labirinto per evitare che la differenza di pressione tra sopra e sotto il pianetto generasse trafilamento della vena fluida. A seguito dello smontaggio della sezione di prova sono state effettuate delle misure di velocità, all'uscita del convergente iniziale, per valutare le velocità ottenibili in camera di prova senza bloccaggio. Come tecnica, per semplicità e velocità di realizzazione della catena di misura, è stata scelta l'anemometria pneumatica con utilizzo di sonda a tubo di Pitot. L'acquisizione è stata fatta tramite un trasduttore di pressione Setra 239C, precedentemente tarato durante le attività didattiche in laboratorio. I dati di velocità all'uscita del convergente con relative velocità di rotazione delle ventole possono essere consultati in tabella 2.1.

## 2.2 Nuove specifiche e modifiche apportate

Le sperimentazioni condotte in laboratorio su metodi di controllo passivo del flusso tramite scanalature sinusoidali [3] hanno ricevuto grande interesse, rendendo necessario un ammodernamento dell'impianto, risalente al 1995-1996 nella configurazione presentata in sezione 2.1, per aumentarne il campo di impiego e aumentare i casi studio ottenibili. In particolare le specifiche richiedevano un ammodernamento della struttura esterna della sezione di prova, aumentandone l'accessibilità (soprattutto

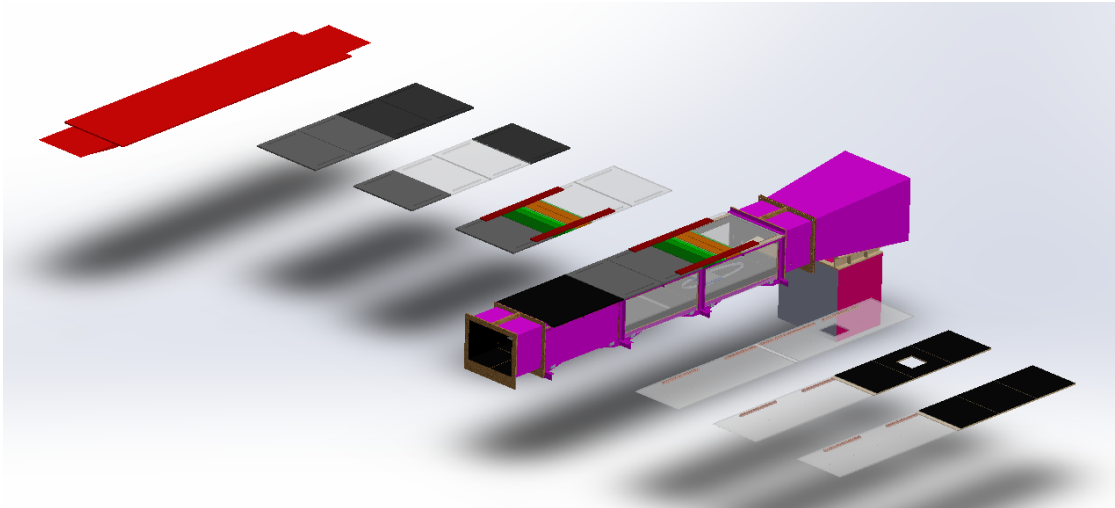
RPM [giri/min]	Velocità [m/s]
400	5.4
500	8.4
600	11.8
800	15.6
900	17.2

**Tabella 2.1:** Misure di velocità in uscita dal convergente sezione di ingresso della test section

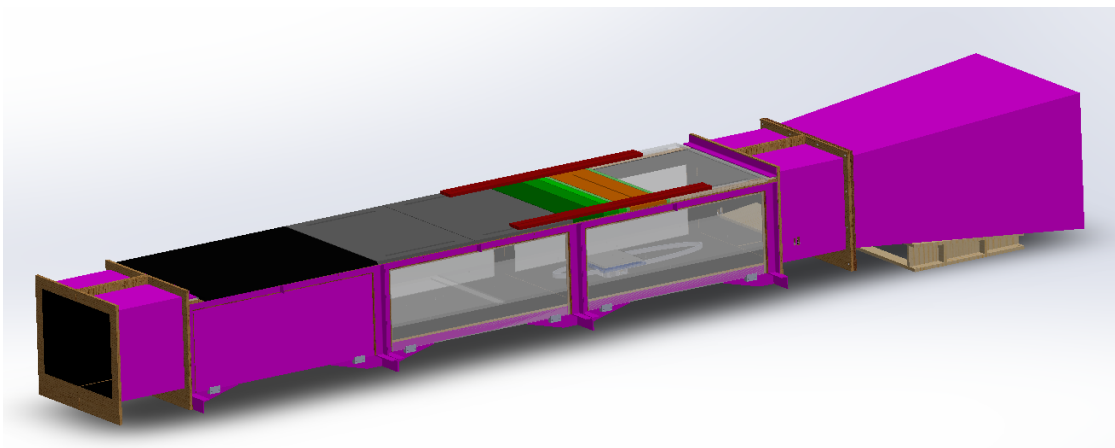
ottica), e una variazione delle caratteristiche del pianetto, in modo che fosse più adatto a testare ulteriori casi di piastre equipaggiate con riblets o a eventuali sperimentazioni sulla transizione dello strato limite, naturale e forzata. E' stata richiesta anche una modifica del condotto di uscita per migliorare le prestazioni della galleria e una variante di tetto che trasformi il condotto da piano a convergente-divergente per poter avviare sperimentazioni sugli effetti di gradienti di pressione avversi su strato limite e riblets. Nessuna modifica invece è stata prevista per la parte a monte, comprendente convergente, camera di tranquillizzazione e blocco fan. Tutti i disegni 3D necessari per la progettazione sono stati eseguiti con il programma CAD SolidWorks® sviluppato da Dassault Systèmes. Di seguito la lista delle modifiche previste per l'impianto:

- Allungamento del condotto di test section
- Sostituzione del condotto a gomito di uscita con un divergente troncopiramidale
- Implementazione di accessi ottici per tecnica PIV e IRT
- Riprogettazione del tetto piano con pannelli modulari e sistema di movimento per portasonda
- Riprogettazione del pianetto
- Spostamento a valle della stazione di misura per le riblets

Per quanto riguarda le modifiche esterne (figura 2.3 e 2.4), per fissare le finestre si è riproposta la stessa soluzione originale di supporti e morsetti, già presente nella seconda baia della galleria, sui pannelli verticali delle altre baie, garantendo uno smontaggio semplice in fase di allestimento o calibrazione delle apparecchiature. Le finestre e i pannelli verticali vanno in battuta su delle cornici in MDF e assicurano, tramite il rivestimento della zona di contatto con spugne da 1 mm di spessore, la tenuta pneumatica del condotto. Basterà, quando necessario, allentare i morsetti superiori e sfilare il pannello dai supporti inferiori per avere accesso alla baia di

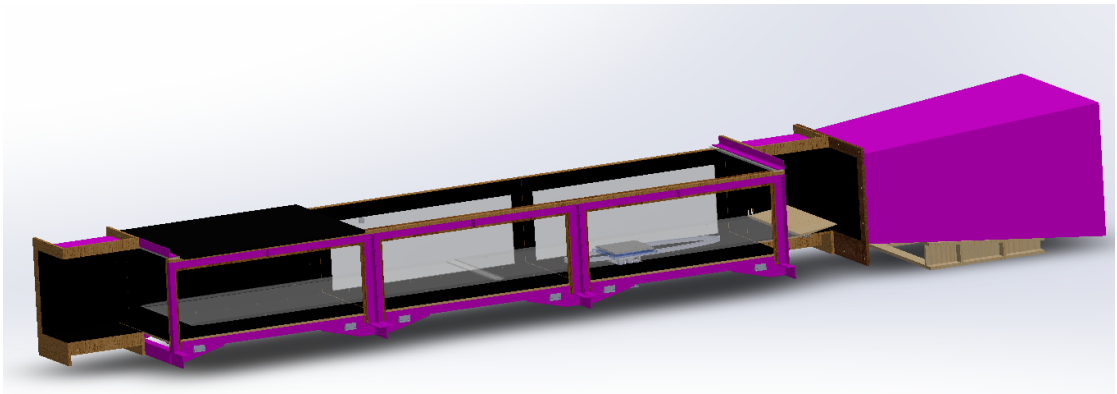


**Figura 2.2:** Assieme completo del progetto della nuova galleria "Fucsia"



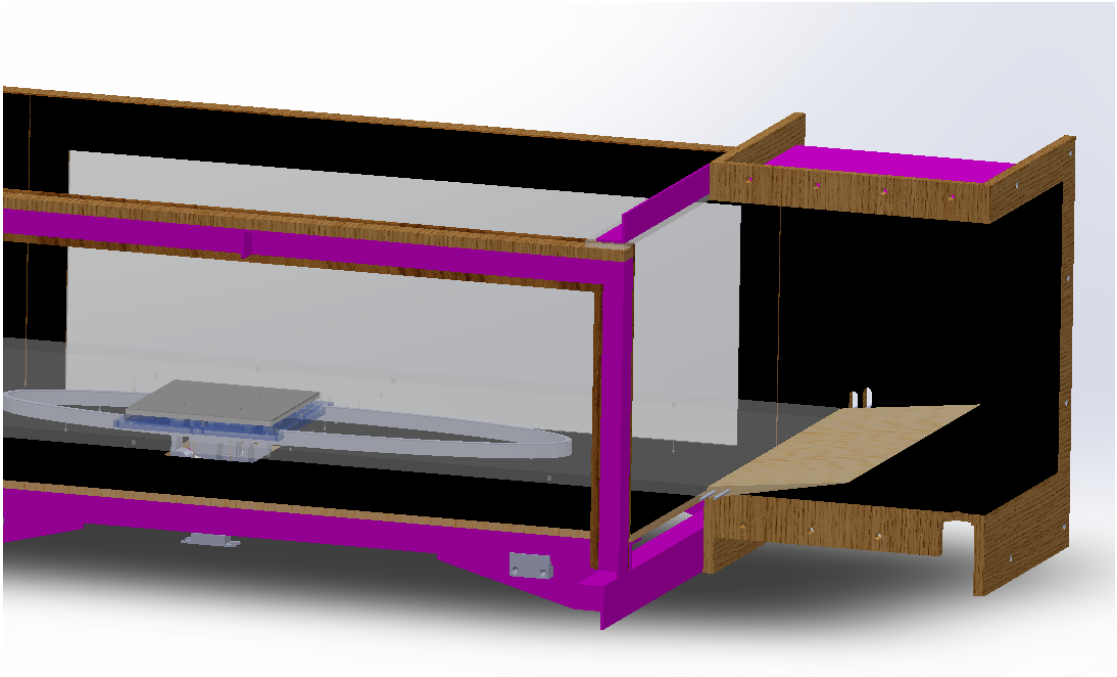
**Figura 2.3:** Vista della test section chiusa



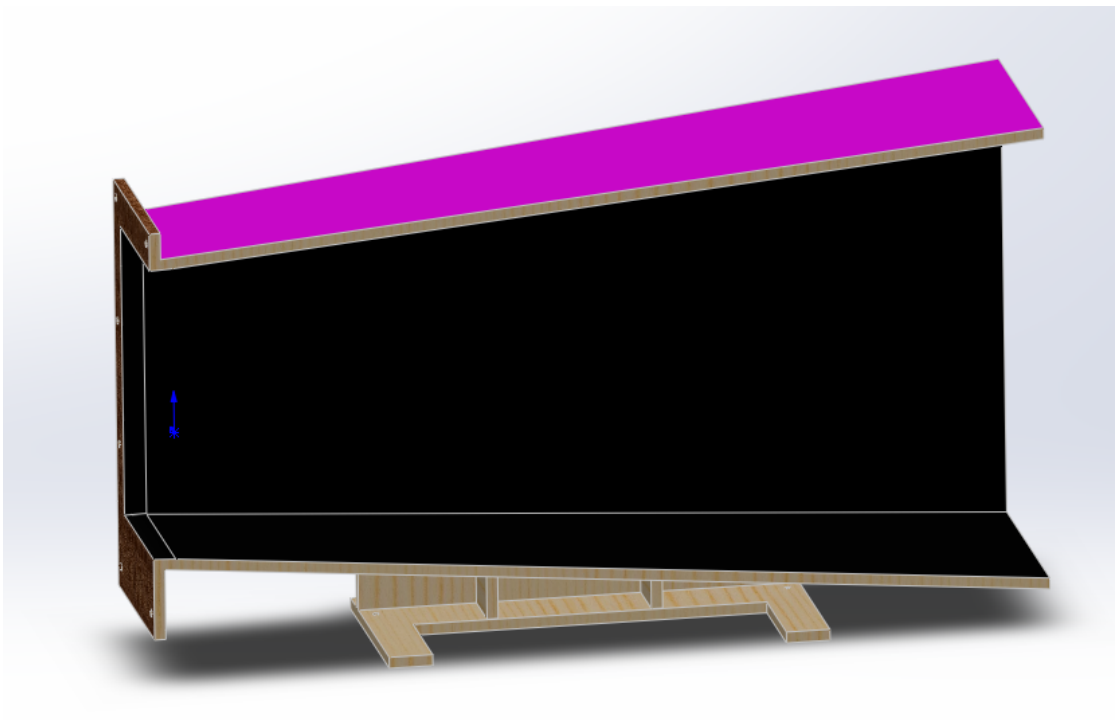


**Figura 2.4:** Vista della test section aperta

interesse su uno solo o entrambi i lati. Si è deciso di modificare la configurazione della baia posteriore, sostituendo i pannelli opachi con finestre vetrate in plexiglass, e di mantenere invariata la scelta di usare pannelli opachi nella prima baia. Questa scelta è giustificata dal fatto che non si prevede di fare misurazioni ottiche in prossimità del LE. Si è comunque optato per lo stesso sistema di smontaggio, come per le altre baie, garantendo l'accesso fisico anche nella prima baia. L'allungamento della sezione di prova viene ottenuto aggiungendo due parti di condotto a sezione rettangolare costante in corrispondenza dell'inizio e della fine del canale originale. Queste sezioni verranno costruite con due valve a forma di C, costituite da pannelli in MDF da 19mm, assicurate tra di loro e al resto della galleria tramite serie di bullonerie. La soluzione permette lo smontaggio di una sola delle due valve in fase di allestimento del setup e pulizia del condotto senza così interrompere la continuità strutturale del canale e aprendo la possibilità a eventuali successive modifiche. Ognuno dei due prolungamenti è lungo 500 mm, per un totale di 1000 mm aggiuntivi sull'intero condotto. La sezione di allungamento posteriore, in figura 2.5, presenta, rispetto all'anteriore, una serie di due fori asolati per lato, adibiti all'ancoraggio di un flap e alla sua regolazione dall'esterno. Sulla superficie inferiore del prolungamento posteriore è anche previsto un foro circolare. Tramite questa apertura si garantisce l'accesso ottico del laser ad alta intensità usato nelle misure con tecnica PIV. In questa sezione sarà anche possibile disporre eventuali ottiche e specchi di allineamento e creazione del laser sheet, necessari per questo tipo di misure. Per il condotto di uscita, al posto del tratto a gomito, si è optato per un più canonico divergente troncopiramidale, presentato in sezione in figura 2.6. In questo modo il flusso non viene disturbato dalla deflessione imposta dal condotto a gomito, permettendoci di effettuare misure più a valle senza la preoccupazione che effetti turbolenti di disturbo risalgano il flusso, sporcando la misura. Il divergente, come da letteratura [1], avrà un angolo di semi apertura di  $5^\circ$ , mantenendo così il flusso vicino alla condizione di separazione incipiente, una lunghezza di 1500 mm e un rapporto di espansione di 2,04 tra area di uscita e area di ingresso del divergente. Il divergente sarà fornito di una base per permettere di vincolarlo su un carrello mobile che ne sostenga il peso e lo mantenga alla stessa altezza della galleria, rendendolo in tal senso un elemento indipendente strutturalmente. Questa soluzione permette, in caso di necessità, di separarlo dalla galleria agevolmente. Viene poi vincolato alla galleria tramite una flangia forata e imbullonato. I pannelli che lo costituiscono saranno in MDF 19 mm per mantenere peso e costi contenuti. La riduzione della velocità di uscita ottenuta con il divergente, permette di ridurre i rischi di interferenza con l'attigua galleria "Arancio". La struttura del tetto è stata riprogettata in modo da essere modulare e adattabile alle necessità di misura. Ciò è stato ottenuto disegnando dei pannelli standardizzati, con fori asolati lungo i bordi di appoggio del pannello. Il foro asolato è dimensionato in modo da far ingaggiare la bulloneria su sezioni della struttura che hanno larghezza diversa,



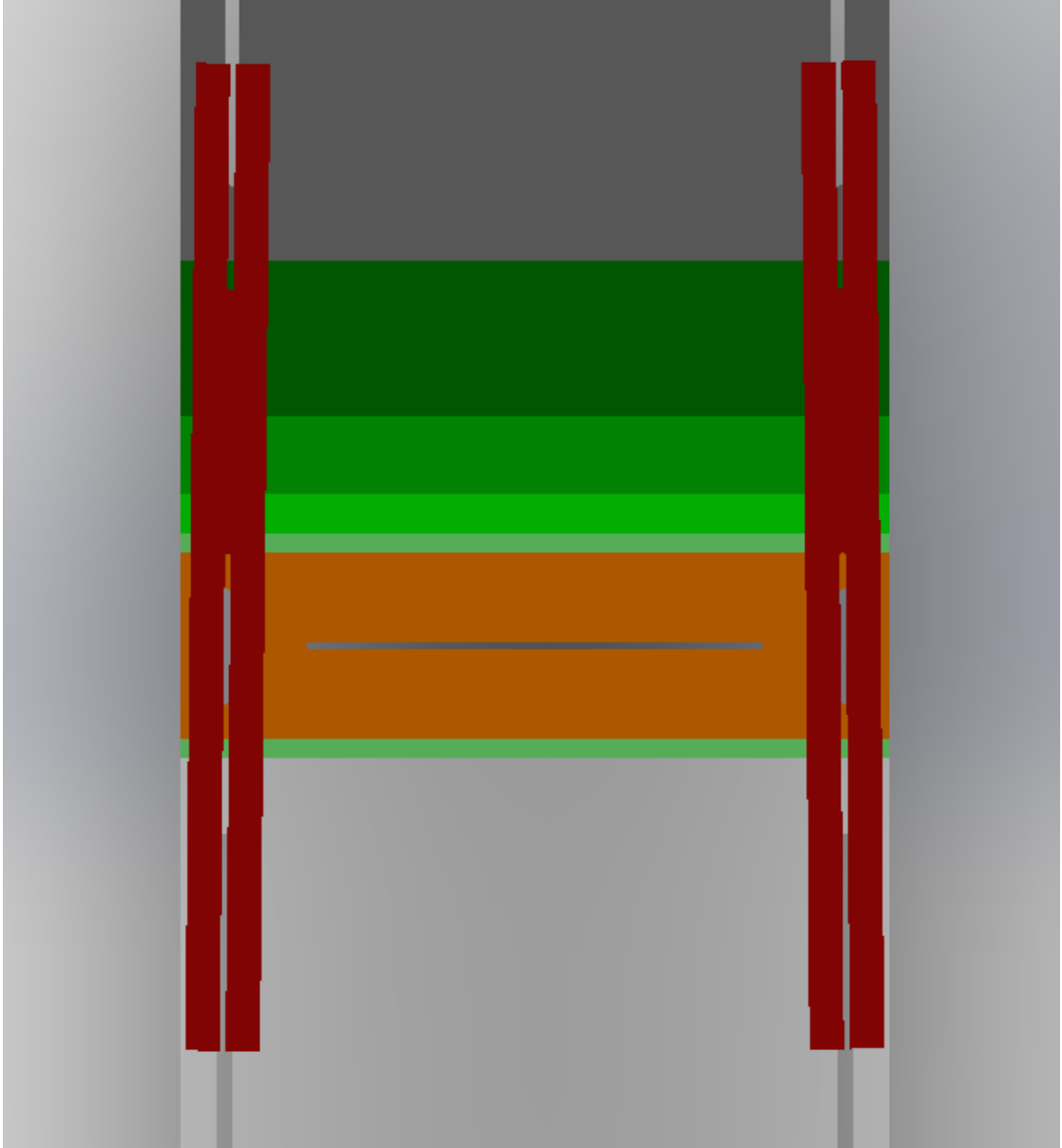
**Figura 2.5:** Dettaglio del prolungamento posteriore aperto dove si notano i fori di ancoraggio del flap e il foro di accesso laser per tecnica PIV



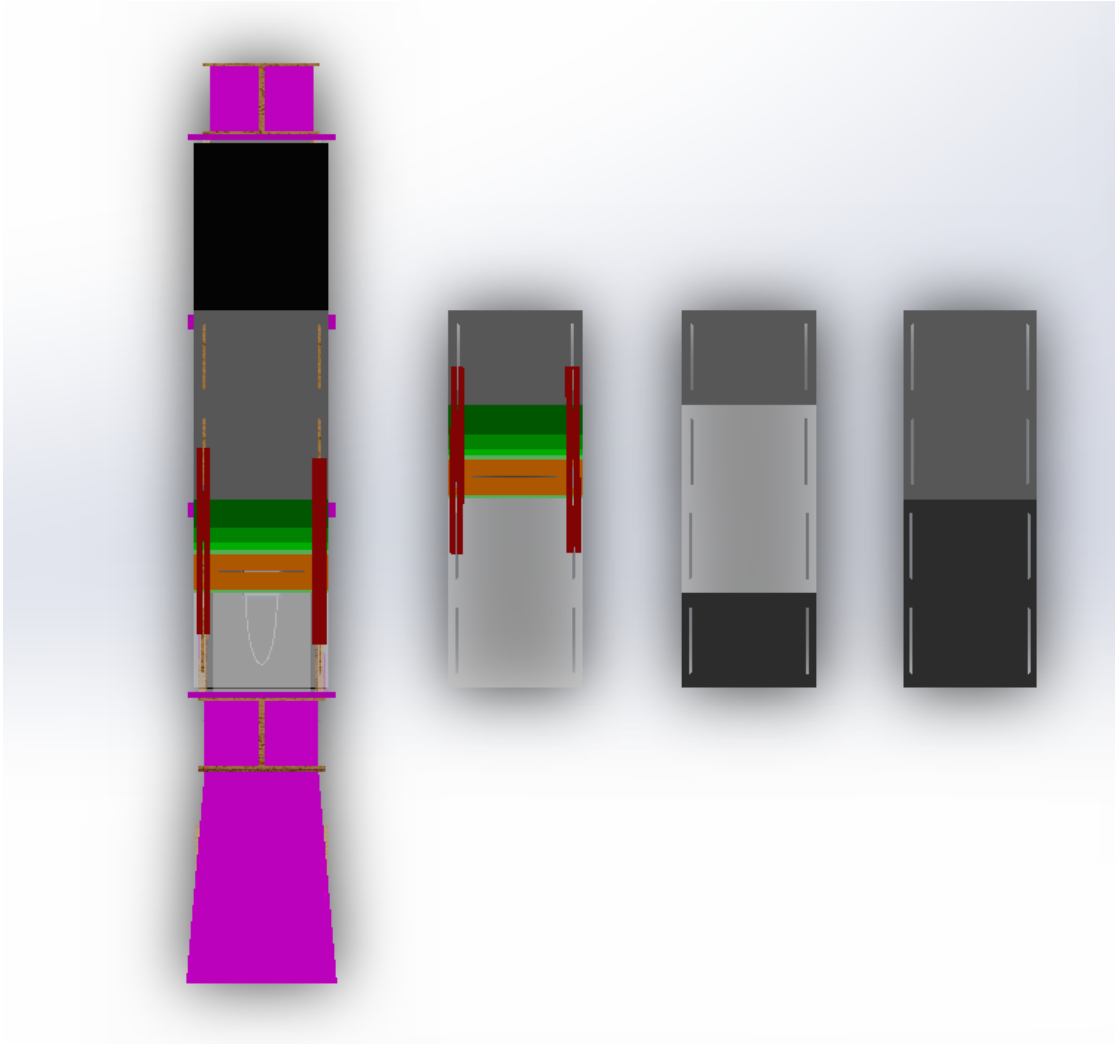
**Figura 2.6:** Dettaglio in sezione del condotto di uscita divergente

bloccando i pannelli e permettendo lo scambio tra essi. I moduli sono stati previsti di due tipi, a seconda se sono dimensionati per essere montati sulla seconda o sulla terza baia, ma moduli della stessa baia sono intercambiabili in posizione tra di loro. Questo permette, in caso di nuove necessità operative, la sostituzione di uno o più pannelli o la creazione di nuovi, che potranno subito essere installati all'occorrenza. Per la prima baia si prevede un pannello fisso che copra tutta la lunghezza della sezione. Lo spazio coperto dalle due baie successive invece è stato suddiviso in 4 sezioni di uguale lunghezza. Ognuna di queste sezioni può essere coperta o da un pannello di tipo opaco (MDF 19mm) o da un modulo vetrato in plexiglass. Inoltre ognuno di questi moduli è sostituibile all'occorrenza con il sistema di movimento del porta sonda. Il sistema di movimento del portasonda è costituito da un pannello con foro trasversale asolato, 2 spessori da 26 mm e 3 pannelli di lunghezza 52 mm, 104 mm e 209 mm. Tramite la combinazione di questi pannelli e spessori (in toni di verde in figura 2.7) è possibile far avanzare di incrementi fissati (26 mm) il pannello che ospita il porta sonda (arancione in figura 2.7), spazzando longitudinalmente la galleria. Poichè pannelli e spessori sono troppo piccoli per alloggiare i fori asolati per il fissaggio sulla galleria e per favorirne il posizionamento su diverse baie, questi componenti sono tenuti in posizione da due barre asolate (rosse in figura 2.7) che si fissano sui pannelli subito adiacenti al sistema di movimento. La traslazione trasversale del porta sonda, invece, è garantita da una fessura asolata e da un sistema di guide e carrelli. Sui carrelli verrà fissato un supporto con spostamento passo passo micrometrico, incaricato del movimento verticale del portasonda. Questa soluzione è stata scelta per garantire la massima precisione e accuratezza del movimento in direzione verticale, necessaria in misure di strato limite, nelle quali diventa importante avvicinarsi il più possibile a parete. Si è favorito il movimento trasversale della sonda rispetto a quello longitudinale per garantire una maggiore stabilità strutturale al tetto. Si è visto, infatti, con la configurazione originale, che una fessura longitudinale su un pannello unico molto grande dava luogo a effetti di ingobbamento del pannello, causato dal peso e dalle forze di pressione generate durante il funzionamento della galleria. Il vantaggio di questa configurazione, inoltre, è quello di sostituire questi moduli nel momento in cui le misure pneumatiche siano completate, lasciando spazio ad altre tecniche di misurazione (ad esempio PIV o stereo PIV), cosa non possibile con il setup originale, che prevedeva il sistema di misura pneumatico integrato nel tetto. Tutte le superfici interne in materiale MDF subiranno un trattamento con vernice nero opaco RAL 9005 G10 ignifuga di classe 1, per permettere l'esposizione a sorgenti laser ad alta intensità utilizzate nelle misure PIV.

Per il set up interno si è scelto di sostituire il pianetto carenato con una lastra piana con bordo d'attacco ellittico di spessore 19 mm (figura 2.10). Il LE presenta un semiasse maggiore di 125 mm e uno minore di 9,5 mm in modo da evitare la separazione del flusso. La piastra piana sarà anch'essa modulare per permettere la



**Figura 2.7:** Dettaglio del sistema di movimentazione del porta sonda



**Figura 2.8:** Esempi di configurazioni possibili del nuovo tetto della galleria (da destra a sinistra): tipo base (tetto opaco), accesso ottico per solo misure PIV, misto per misure ottiche con backup pneumatico o hotwire, misto con misure pneumatiche o hotwire con accesso ottico limitato

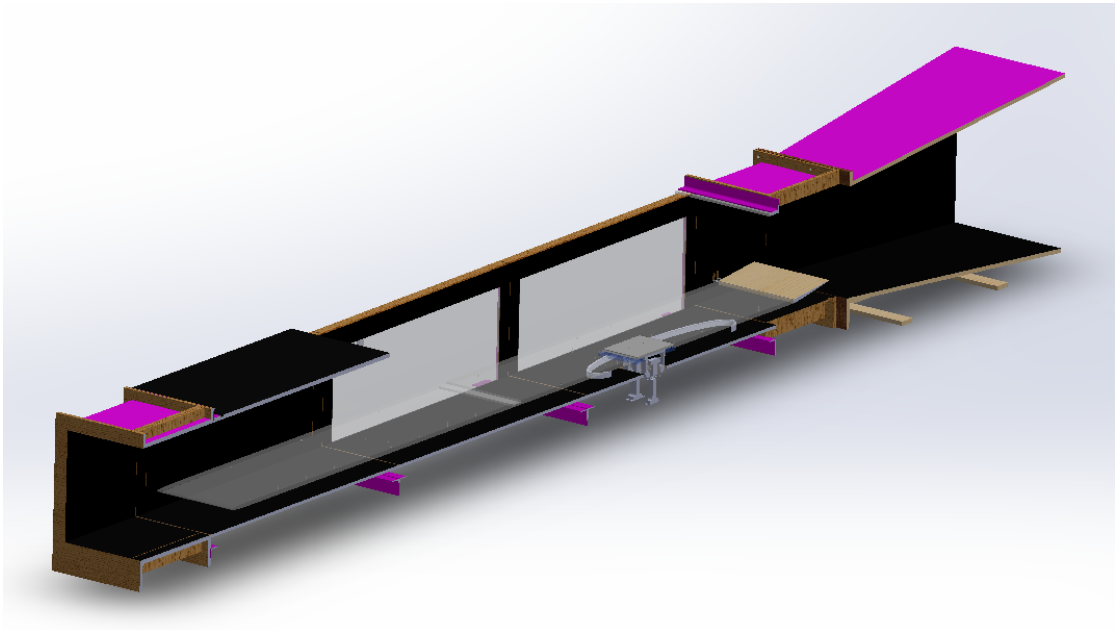


Figura 2.9: Vista in sezione del condotto modificato

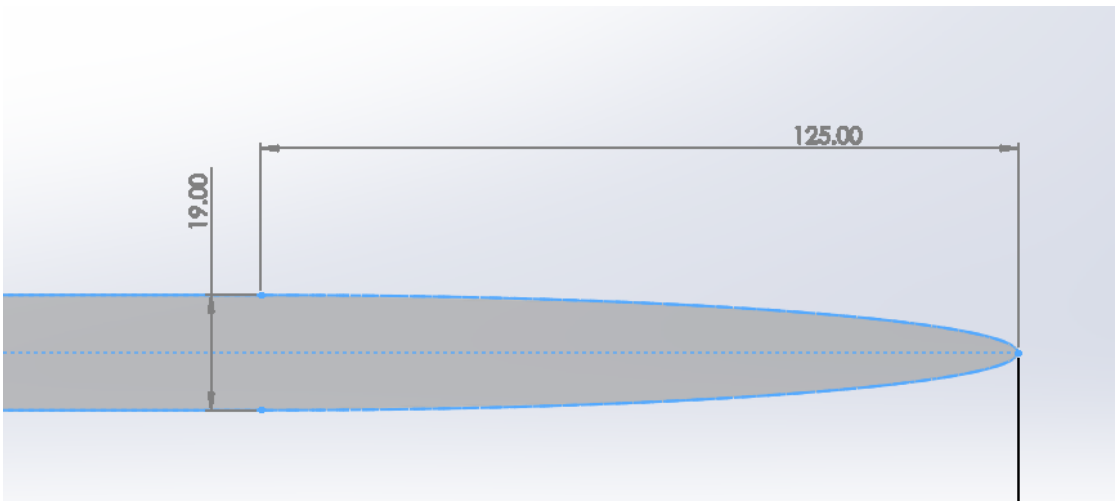
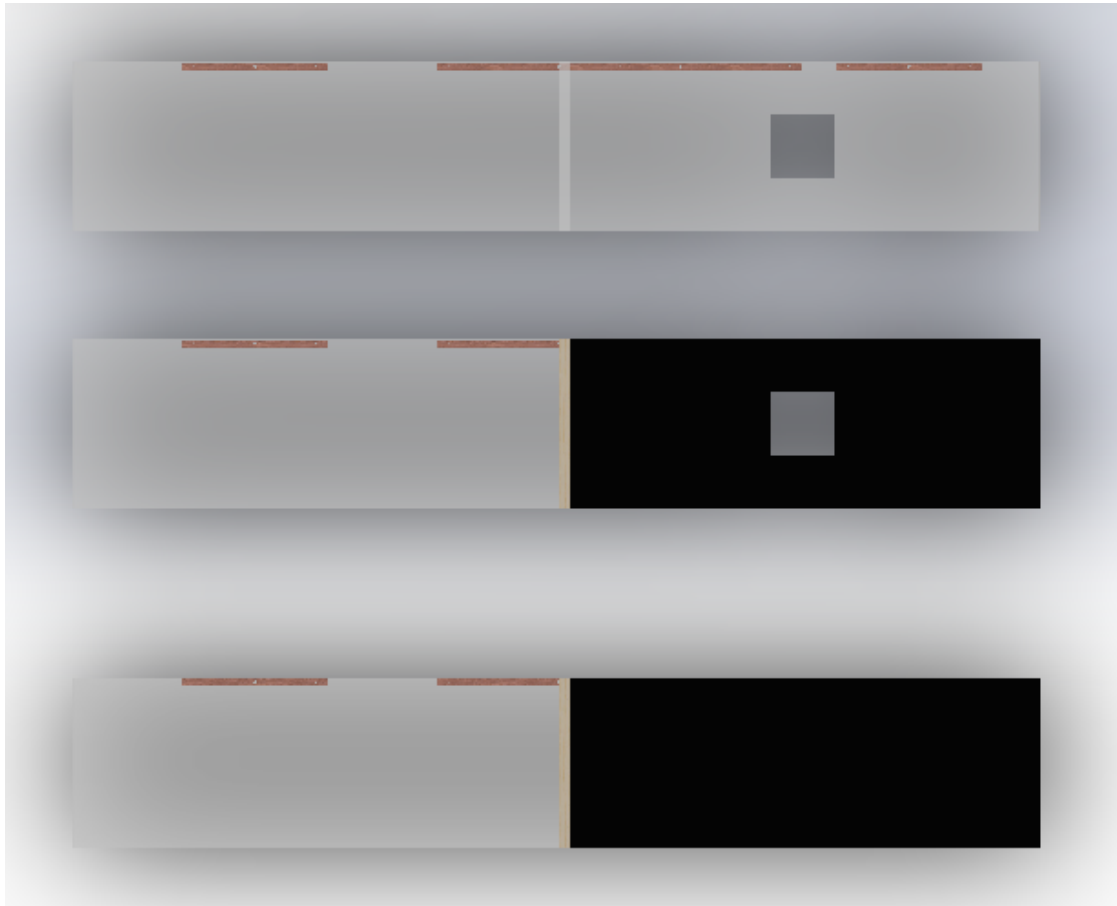


Figura 2.10: LE a sezione ellittica della piastra piana



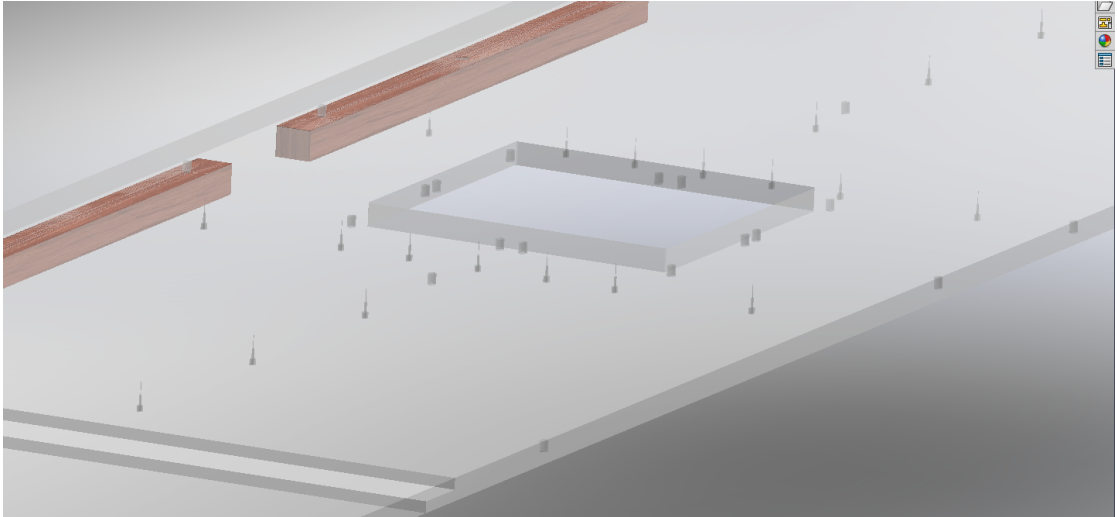
realizzazione di diversi setup sperimentali e l'intercambiabilità in previsione di futuri allestimenti. Tutte le configurazioni hanno in comune il sistema di appoggio che sarà costituito da 8 piedini regolabili con giunto sferico e sistema vite-controdado per permettere la regolazione dell'altezza del pianetto e l'allineamento dei vari componenti. I piedini ingaggiano su dei sostegni rettangolari vincolati agli inserti filettati presenti nella piastra usando viti filettate, permettendo così di non avere carichi concentrati sulla superficie in plexiglass, spesso causa di cricche e rotture. La piastra piana è composta da una sezione anteriore lunga 2000 mm colata in un unico pezzo di plexiglass, comprende il LE e un bordo posteriore ad L per poggiare sul componente di piastra successivo. La scelta del plexiglass come materiale è stata preferita per le sue caratteristiche di alta trasparenza e resistenza, pur avendo bassa densità e finitura superficiale molto liscia. La presenza di un unico pezzo senza giunture né difetti superficiali permetterà in futuro di poter allestire sperimentazioni sulla transizione di strato limite da laminare a turbolento. A valle di questo pezzo di piastra verranno montati componenti diversi in base alle necessità. La configurazione più raffinata prevede una seconda lastra di plexiglass di 1980 mm che viene unita alla prima formando un pianetto unico di 3980 mm, con una sola discontinuità fisica sulla giunzione tra le due metà della lastra, permettendo di ottenere bassissimi disturbi superficiali e localizzati in una sola zona. Nella seconda parte del pianetto è previsto un foro quadrato di lato 260 mm per l'alloggiamento della piastra con riblets e del sistema LVDT, con il quale si prevedono di effettuare le misure di resistenza. Il bordo posteriore di questa sezione vede un imbocco ad arco circolare che permette l'alloggiamento del flap, riducendo il trafileamento sul bordo di fuga. In alternativa, come sistema di backup, si ha la stessa configurazione di piastra posteriore appena descritta, con la differenza che viene realizzata in MDF e divisa in tre sezioni. Questo sistema ha la comodità di essere facilmente smontabile nell'intorno dell'LVDT, rimuovendo solo la piastra che lo circonda, per effettuare operazioni di taratura o prova al banco delle apparecchiature, durante la fase preliminare della sperimentazione. Inoltre la piastra che alloggia riblets ed LVDT può essere sostituita con una piastra piena per ottenere una lastra intera su cui fare misure di strato limite. Le tre configurazioni si possono vedere in figura 2.11.

Tutte le componenti della piastra piana saranno attrezzate con prese di pressione statica passanti, che saranno collegate, tramite linea pneumatica, sul lato inferiore della piastra. Con queste è possibile ottenere misure puntuali lungo l'asse longitudinale del pianetto. In particolare si avranno 18 prese con spaziatura longitudinale 200 mm in configurazione piena e 17 prese con stessa spaziatura in configurazione riblets. In quest'ultimo setup sono previste anche delle prese trasversali subito antecedenti e posteriori al foro della piastra flottante. In questo caso sono 7 prese, di cui 5 in corrispondenza del foro per la piastra riblets con spaziatura trasversale 60 mm e 2 più esterne con spaziatura 120 mm dalle precedenti (una per lato). Lo



**Figura 2.11:** Le tre configurazioni di pianetto disponibili (dall'alto verso il basso): pianetto in plexiglass con alloggio per piastra riblets, pianetto misto plexiglass ed MDF con alloggio per piastra riblets, pianetto misto plexiglass ed MDF senza alloggio per piastra riblets

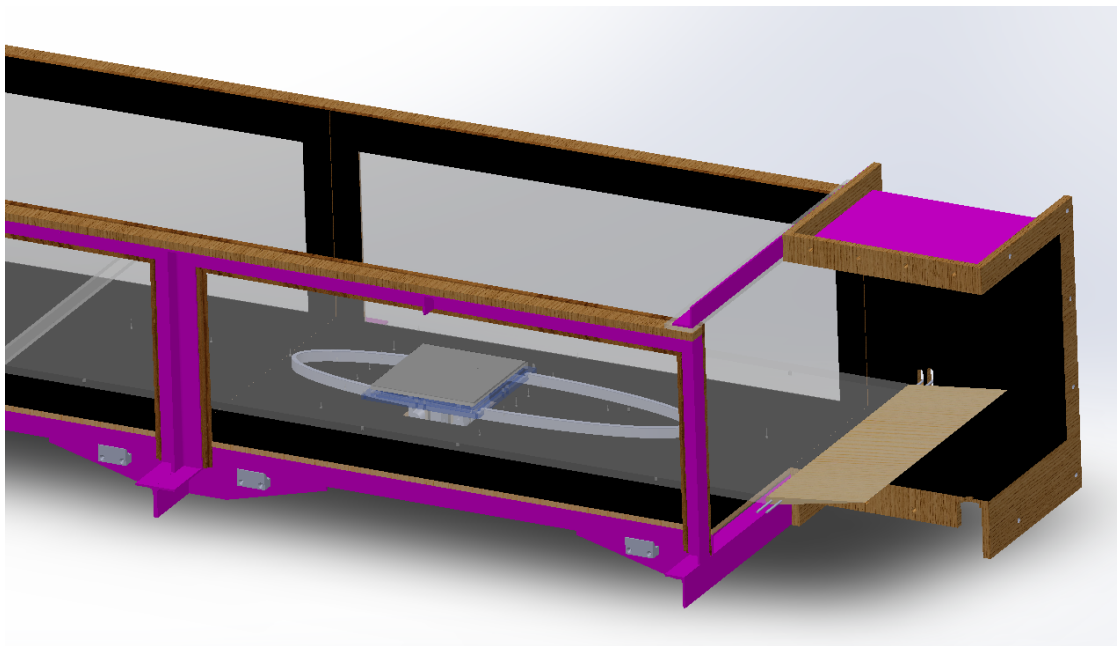
stesso array di prese viene riproposto sia sul bordo anteriore che posteriore della piastra delle riblets (figura 2.12).



**Figura 2.12:** Dettaglio delle prese di pressione intorno all'alloggio delle riblets

Al di sotto della piastra, in tutte le configurazioni, sono stati predisposti degli alloggi per la carenatura del sistema LVDT. Inoltre, il pavimento della galleria presenta un foro per il passaggio dei bracci dell'LVDT. Il sistema, infatti, per ridurre il bloccaggio in test section e limitare l'altezza della piastra rispetto al pavimento, verrà installato al di fuori del condotto e vi entrerà solo per l'altezza necessaria a rendere la piastra delle riblets flottante (figura 2.13).

I componenti in MDF prevedono una incisione a laser per il riconoscimento della parte, costituita da un codice alfabetico o alfa-numerico a due cifre. I pezzi di facile riconoscimento e quelli in plexiglass non prevedono un part number poichè non danno luogo ad ambiguità. L'elenco dei pezzi con la descrizione e la codifica del part number è consultabile in tabella 2.2.



**Figura 2.13:** Dettaglio dell'alloggiamento del sistema LVDT e della piastra con riblets

**Tabella 2.2:** Lista componenti Galleria "Fucsia"

Part Number	Descrizione	Quantità
B1	Pavimento baia 1	1
B2	Pavimento baia 2	1
B3	Pavimento baia 3	1
	Cornici di supporto dei pannelli laterali	5
	Pannelli laterali MDF (baia 1)	2
	Pannelli laterali plexiglass (baia 2 e 3)	3
	Spessori profilati di supporto del tetto	6
T1	Modulo iniziale del tetto (baia 1)	1
T2	Modulo centrale del tetto con attacchi stretti (baia 2)	3
T3	Modulo centrale del tetto con attacchi larghi (baia 3)	3
TS	Modulo del tetto con scanalatura per porta sonda (baia 2 o 3)	2
TA	Spessore di complemento del modulo porta sonda tarato 26,2 mm	2
TB	Spessore di complemento del modulo porta sonda tarato 52,4 mm	1
TC	Spessore di complemento del modulo porta sonda tarato 104,8 mm	1
TD	Spessore di complemento del modulo porta sonda tarato 209,6 mm	1
	Modulo trasparente del tetto con attacchi stretti (baia 2)	2
	Modulo trasparente del tetto con attacchi larghi (baia 3)	2
	Barra di bloccaggio del modulo del tetto porta sonda e dei complementi	2
AL	Sezione a C anteriore di allungamento del condotto (lato sinistro)	1
AR	Sezione a C anteriore di allungamento del condotto (lato destro)	1
PL	Sezione a C posteriore di allungamento del condotto (lato sinistro)	1
PR	Sezione a C posteriore di allungamento del condotto (lato destro)	1
	Diffusore troncopiramidale	1

(Continua alla pagina successiva)

*(Continua dalla pagina precedente)*

	Sezione anteriore di lastra piana in plexiglass con LE integrato	1
	Sezione posteriore di lastra piana in plexiglass con foro integrato per piastra con riblets ed LVDT (configurazione full plexiglass)	1
F1	Sezione di lastra piana in MDF di complemento anteriore (interfaccia con LE in plexiglass in configurazione mista)	1
F2	Sezione di lastra piana in MDF con foro per piastra con riblets ed LVDT (alternativa a variante piena)	1
F2	Sezione di lastra piana piena in MDF (alternativa a variante con foro per piastra riblets ed LVDT)	1
F1	Sezione di lastra piana in MDF di complemento posteriore (interfaccia con TE Flap)	1

**Tabella 2.2:** Lista componenti Galleria "Fucsia"

## Capitolo 3

# Strato Limite Turbolento su Lastra Piana

E' possibile definire lo strato limite, in fluidodinamica, come la zona di flusso, sufficientemente vicina a parete, per cui gli effetti viscosi assumono una notevole intensità. Il fluido a contatto con la parete deve rispettare la condizione di aderenza dovute all'attrito tra le particelle fluide e la superficie. La condizione di aderenza, anche detta condizione di *no-slip*, ci assicura che la velocità delle particelle di un fluido a contatto con una parete solida sia la stessa della superficie. Questo si traduce in una velocità del fluido relativa a parete nulla, considerando un sistema inerziale solidale con la parete. Nel caso particolare in cui la parete fosse anche ferma rispetto a un sistema inerziale esterno, allora anche le particelle di fluido a contatto con la parete avranno velocità nulla. Allontanandosi dalla superficie, la velocità del fluido aumenta, raccordandosi con quella del flusso indisturbato, poichè non risente più degli effetti viscosi introdotti dalla presenza della parete. Questo comportamento che assume la velocità in funzione della distanza dalla parete è causato da sforzi di attrito, effetti viscosi e diffusione molecolare. L'interazione tra regioni a diversa velocità genera effetti uguali e opposti: le zone a velocità minore vengono accelerate da quelle a velocità maggiore, mentre le particelle di fluido più veloci subiscono un rallentamento a causa di quelle a velocità minore. Questi effetti si traducono in un profilo di velocità caratteristico, che assumerà valore nullo a parete e sarà pari alla velocità esterna a sufficiente distanza dalla parete, raccordandosi in maniera continua (vedere figura 3.1).

Generalmente, appena si genera, lo strato limite si presenta in forma laminare, cioè con il flusso ordinato e parallelo rispetto alla parete. In questo stato si osserva una bassa diffusione molecolare e una variazione di velocità regolare a partire dalla superficie. Questo stato, però, è instabile e transisce naturalmente in uno stato caratterizzato da turbolenza. Lo strato limite turbolento è caratterizzato da un forte

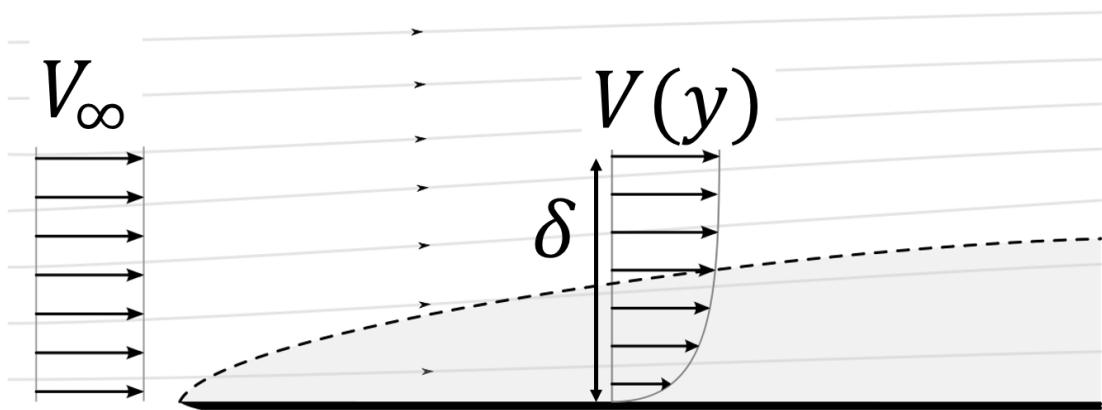
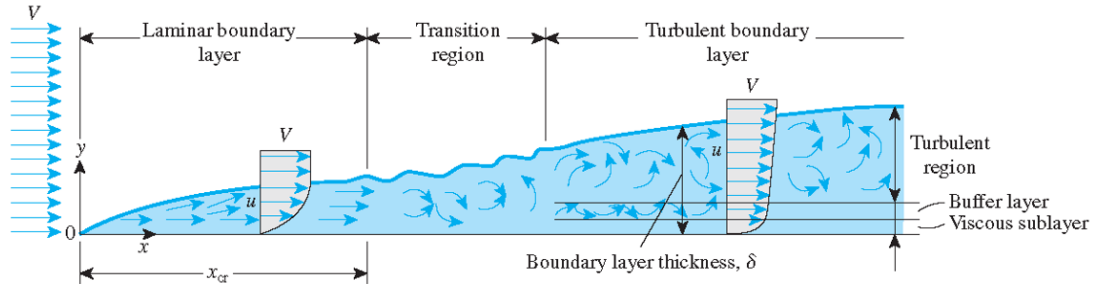


Figura 3.1: Profilo caratteristico di velocità all'interno dello strato limite



mescolamento caotico delle particelle e da una predominanza degli effetti diffusivi. La transizione tra strato limite laminare e turbolento è innescata dall'attrito, che provoca un rallentamento delle molecole più vicine alla superficie. Questo effetto, insieme alla rugosità della parete, genera un disordine iniziale che si propaga nel flusso (vedere figura 3.2). Come già anticipato, il numero di Reynolds, definito



**Figura 3.2:** Schema di transizione dello strato limite da laminare a turbolento

dall'equazione 1.1, rappresenta il rapporto tra le forze inerziali e quelle viscosi all'interno di un fluido. In particolare sfruttando la sua definizione, otteniamo che:

- $Re \approx 1$ : effetti inerziali e viscosi sono dello stesso ordini di grandezza perciò non possono essere trascurati
- $Re \gg 1$ : gli effetti inerziali dominano su quelli viscosi, permettendoci di trascurarli
- $Re \ll 1$ : dominano gli effetti viscosi, permettendoci di trascurare gli effetti inerziali.

Il concetto di strato limite venne introdotto nel 1904 durante il terzo Congresso Internazionale dei Matematici che si svolse ad Heidelberg, in Germania, da Ludwig Prandtl, uno dei padri della fluidodinamica moderna. Secondo la teoria di Prandtl [4] in condizioni di elevato numero di Reynolds ( $Re \gg 1$ ) la velocità assume lo stesso ordine di grandezza approssimativamente ovunque nel fluido, essendo il campo di moto dominato dagli effetti inerziali. Fa eccezione un sottile strato vicino alla parete, lo strato limite appunto, che è ancora fortemente influenzato dagli effetti della viscosità e dove quindi non può essere trascurata. Dovendo rispettare la *no slip condition*, nello strato limite si verificano rapide transizioni di velocità, passando da un valore nullo a parete a un valore di velocità dell'ordine della velocità caratteristica del flusso  $V$  (definita velocità esterna).

Queste rapide variazioni di velocità avvengono lungo una distanza molto piccola rispetto alle scale di grandezza del flusso in esame, che prende il nome di *spessore di strato limite*  $\delta$ . In questa zona sono presenti degli elevati gradienti di velocità

perpendicolari alla parete lambita  $\frac{\partial u}{\partial y}$  che per la legge di Newton ( $\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y}$ ) si traducono in elevati sforzi di attrito. Nella zona al di fuori dello strato limite invece, dove i gradienti di velocità sono molto meno intensi e gli effetti della viscosità sono trascurabili, si può considerare il flusso inviscido, essendo governato principalmente dagli effetti inerziali [4]. Per convenzione, lo spessore di strato limite  $\delta$  si definisce come la distanza dalla parete dove si ottiene una velocità del flusso pari al 99% della velocità esterna.

### 3.1 Equazioni dello strato limite

Il metodo per la derivazione delle equazioni dello strato limite è dovuto sempre a Prandtl e si basa sull'analisi dimensionale delle grandezze coinvolte nella regione prossima a parete, valutandone gli ordini di grandezza caratteristici [4]. Consideriamo un flusso bidimensionale lungo una parete e indichiamo con  $x$  la coordinata tangenziale e  $y$  quella normale alla parete. E' necessario partire dalle equazioni di Navier-Stokes in coordinate cartesiane e in forma adimensionale, scritte come di seguito:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (3.1)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (3.2)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \quad (3.3)$$

Nello strato limite è possibile identificare due principali scale di riferimento: una è la dimensione caratteristica  $L$  del corpo in esame, l'altra è lo spessore dello strato limite  $\delta$ . Assumendo che  $\delta$  sia molto minore di  $L$  si può anche assumere che, lungo la direzione parallela alla parete, le variabili fluidodinamiche varino con un ordine di grandezza paragonabile a  $L$ , mentre lungo la direzione perpendicolare alla parete, varino con l'ordine di grandezza di  $\delta$ . Considerando questa differenza di ordini di grandezza delle variabili coinvolte possiamo semplificare le equazioni (3.1), (3.2) e (3.3), ottenendo così le *equazioni dello strato limite*:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (3.4)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (3.5)$$

$$\frac{\partial p}{\partial y} = 0 \quad (3.6)$$

Dalla (3.6) risulta che la pressione non varia lungo la direzione perpendicolare alla parete, quindi la pressione nello strato limite è uguale alla pressione della corrente indisturbata  $p_e$ . A questo punto è possibile riscrivere le *equazioni dello strato limite* come:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (3.7)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{dp_e}{dx} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (3.8)$$

Inoltre, se specializziamo le equazione nel caso di una placca piana è possibile scrivere il gradiente di pressione  $\frac{dp_e}{dx}$  in funzione della distribuzione di velocità esterna  $U_e(x)$  attraverso la relazione:

$$-\frac{1}{\rho} \frac{dp_e}{dx} = U_e \frac{dU_e}{dx} \quad (3.9)$$

Il calcolo delle grandezze di strato limite tramite una distribuzione di pressione  $p_e$  imposta è chiamato *metodo diretto*. Questa procedura produce errori nel caso ci siano separazioni del flusso in quanto (3.4) e (3.7) darebbero luogo a singolarità. In questi casi bisogna usare dei metodi di calcolo inverso.

## 3.2 Strato limite su lamina piana e transizione

Il più semplice caso studio di strato limite è quello prodotto lungo una lamina piana ad incidenza nulla investita da un flusso d'aria. L'applicazione delle equazioni dello strato limite a questo caso si deve a Blasius nel 1908, durante la sua tesi di dottorato a Göttingen [4]. Si definisce come origine degli assi di riferimento il bordo d'attacco della piastra ( $x = 0$ ), la quale si estende parallelamente all'asse  $x$  ed è di lunghezza seminfinita. In questo caso, la velocità del flusso potenziale attorno alla piastra è costante, ottenendo un gradiente di pressione esterna lungo la piastra nullo:  $\frac{dp}{dx} = 0$ . All'interno dello strato limite laminare si ottiene che i profili di velocità sono autosimilari. Normalizzando opportunamente le variabili di velocità  $u$  e distanza dalla piastra  $y$ , infatti, si ottiene che tutti i profili di velocità normalizzati ( $\frac{u}{U_e}$ ) a diverse stazioni  $x$  lungo l'estensione della lamina, collasano gli uni sugli altri. Il profilo della soluzione autosimilare è detto *soluzione di Blasius*: la variabile ( $\frac{u}{U_e}$ ) risulta dipendere solo dalla distanza dalla parete normalizzata  $\eta = \frac{y}{\delta}$ , con  $\delta$  spessore dello strato limite. Poichè lo spessore di strato limite  $\delta$  identifica la regione del fluido in cui gli effetti viscosi assumono importanza, lo sviluppo del BL dipende dalla viscosità cinematica  $\nu$ . Mediante l'utilizzo delle grandezze  $\nu$  e  $\delta$ , è possibile definire una velocità di trasporto caratteristica, nota come  $U_\nu$ , che rappresenta la velocità con la quale le particelle si allontanano dalla parete in

direzione normale a causa del trasporto viscoso. Da un'analisi dimensionale si può scrivere:

$$U_\nu \sim \frac{\nu}{\delta} \quad (3.10)$$

Lo spessore  $\delta$  dipende da quante particelle fluide in prossimità della parete vengono allontanate a causa del trasporto di quantità di moto e da quante particelle fluide hanno già superato una determinata stazione  $x$  a causa del loro moto traslazionale alla velocità esterna  $U_e$ , indicata anche come  $U_\infty$  (velocità indisturbata di monte). Il tempo necessario per una particella con velocità  $U_\infty$  per raggiungere una determinata posizione  $x$  è  $t = \frac{x}{U_\infty}$ . Inoltre, per via della velocità  $U_\nu$ , si può scrivere il tempo necessario a una particella per attraversare lo spessore dello strato limite come  $\frac{\delta}{U_\nu} = \frac{\delta^2}{\nu}$ . Considerando questi due intervalli di tempo dello stesso ordine di grandezza si ha:

$$\frac{\delta^2}{\nu} \sim \frac{x}{U_\infty} \quad (3.11)$$

Quindi:

$$\delta \sim \sqrt{\frac{x\nu}{U_\infty}} \quad (3.12)$$

In genere la formula per  $\delta$  richiede un fattore moltiplicativo. Per semplificare i calcoli successivi si sceglie arbitrariamente un fattore di  $\sqrt{2}$ :

$$\delta(x) = \sqrt{\frac{2x\nu}{U_\infty}} \quad (3.13)$$

La coordinata adimensionale  $\eta$ , a questo punto, risulta essere:

$$\eta = \frac{y}{\delta} = y\sqrt{\frac{U_\infty}{2x\nu}} \quad (3.14)$$

E' necessario introdurre, adesso, la funzione di corrente adimensionale:

$$\Psi(x, y) = \sqrt{2\nu x U_\infty} \cdot f(\eta) \quad (3.15)$$

Dove  $f(\eta)$  è la funzione di corrente normalizzata. Attraverso le derivate della funzione di corrente  $\Psi$  è possibile definire le componenti di velocità:

$$u = \frac{\partial \Psi}{\partial y} = \frac{\partial \Psi}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial y} = U_\infty f'(\eta) \quad (3.16)$$

$$v = -\frac{\partial \Psi}{\partial x} = -\left(\frac{\partial \Psi}{\partial x} + \frac{\partial \Psi}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial x}\right) = \sqrt{\frac{\nu U_\infty}{2x}} \cdot (\eta f' - f) \quad (3.17)$$

Per una lamina piana le equazioni di governo dello strato limite (3.7) e (3.8) si semplificano ulteriormente a causa del gradiente nullo della pressione esterna

( $\frac{dp}{dx} = 0$ ). L'equazione di bilancio della quantità di momento lungo la coordinata  $x$  diventa:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (3.18)$$

Sostituendo (3.16) e (3.17) in (3.18) si ottiene l'equazione di Blasius:

$$f''' + f f'' = 0 \quad (3.19)$$

Si tratta di un'equazione differenziale non lineare con le seguenti condizioni al contorno:

$$\begin{cases} y = 0 : & u = 0, \quad v = 0 \\ y \rightarrow \infty : & u = U_\infty \end{cases} \quad (3.20)$$

Che, in termini di funzione di corrente, si trasformano in:

$$\begin{cases} \eta = 0 : & f = 0, \quad f' = 0 \\ \eta \rightarrow \infty : & f' = 1 \end{cases} \quad (3.21)$$

Non esiste una soluzione analitica per l'equazione di Blasius ma è possibile risolverla solamente mediante integrazione numerica. La soluzione autosimilare di Blasius è stata validata con i dati sperimentali prodotti nel 1942 da Nikurasde [4].

L'unica forma di resistenza che agisce sulla lamina piana è la resistenza di attrito che può essere ricavata dalle equazioni scritte fino ad ora. La resistenza che agisce su una singola faccia della placca è:

$$D = b \int_0^l \tau_w(x) dx \quad (3.22)$$

Dove  $b$  è la larghezza della piastra e  $l$  è la lunghezza. Per definizione si ha:

$$\tau_w(x) = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_w \quad (3.23)$$

Nel caso particolare della lamina piana possiamo riscrivere (3.23) usando (3.14) e (3.16), ottenendo:

$$\frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} (U_\infty f'(\eta)) = U_\infty \frac{\partial f'}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial y} = U_\infty \sqrt{\frac{U_\infty}{2x\nu}} \cdot f''(\eta) \quad (3.24)$$

Quindi:

$$\tau_w(x) = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_w = \mu U_\infty \sqrt{\frac{U_\infty}{2x\nu}} \cdot f''_{wall}(\eta) = 0.332 \mu U_\infty \sqrt{\frac{U_\infty}{x\nu}} \quad (3.25)$$

Il valore del parametro  $f''_{wall}(\eta)$  è noto una volta ottenuta la soluzione numerica dell'equazione di Blasius e vale  $f''_{wall}(\eta) = 0.4696$ . Il coefficiente di attrito si può ricavare come:

$$c_f(x) = \frac{\tau_w(x)}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} \quad (3.26)$$

Con  $Re_x$  definito come:

$$Re_x = \frac{U_\infty x}{\nu} \quad (3.27)$$

Infine, combinando le equazioni (3.22) e (3.25) si ottiene

$$D = b f''_{wall}(\eta) \mu U_\infty \sqrt{\frac{U_\infty}{2\nu}} \int_0^l \left( \frac{1}{\sqrt{x}} \right) dx = b f''_{wall} U_\infty \sqrt{2l\mu\rho U_\infty} \quad (3.28)$$

Notiamo come il coefficiente di resistenza è proporzionale a  $U_{infty}^{\frac{3}{2}}$  e a  $l^{\frac{1}{2}}$  e non ad  $l$  come si potrebbe erroneamente aspettarsi. Ciò è dovuto al diverso contributo alla resistenza totale delle sezioni posteriori della piastra rispetto a quelle anteriori. La regione posteriore è, infatti, caratterizzata da uno strato limite più spesso, dove è anche minore la tensione di taglio a parete. Definiamo anche un coefficiente di resistenza:

$$c_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S} \quad (3.29)$$

Con  $S = bl$ , ossia la superficie bagnata dal flusso. Usando (3.28) si ottiene:

$$c_D = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad (3.30)$$

Poichè non esiste un confine netto tra lo strato limite e il flusso esterno, è possibile dare diverse definizioni di spessore di strato limite.

### Spessore di strato limite $\delta_{99}$

Come anticipato, si definisce come distanza da parete a cui la velocità  $u$  raggiunge il 99% delle velocità esterna  $U_\infty$ , ossia  $u = 0.99U_\infty$ . Questo accade alla coordinata  $\eta_{99} = 3.6$ . Si può quindi definire lo spessore di strato limite come:

$$\delta_{99} \approx 5.0 \sqrt{\frac{\nu x}{U_\infty}} \quad (3.31)$$

### Spessore di spostamento $\delta^*$

Lo spessore di spostamento  $\delta^*$  indica la riduzione di portata che si ha in un flusso viscoso rispetto al caso non viscoso, causata dalla presenza dello strato limite. Nel

caso di flusso non viscoso, non formandosi lo strato limite, vicino a parete si ha un profilo di velocità uniforme e pari al valore delle velocità asintotica  $U_\infty$ . Quindi, tale parametro rappresenta anche la distanza di cui dovrebbe essere spostata la parete in un flusso non viscoso per avere la stessa portata volumetrica del flusso viscoso, ridotta per la presenza dello strato limite. La perdita di portata nello strato limite è:

$$\int_0^\infty (U_\infty - u) dy \quad (3.32)$$

Quindi lo spessore di spostamento si può definire come:

$$\delta^* U_\infty = \int_0^\infty (U_\infty - u) dy \quad (3.33)$$

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u}{U_\infty}\right) dy \quad (3.34)$$

Applicando la soluzione di Blasius si ottiene:

$$\delta^* = 1.7208 \sqrt{\frac{\nu x}{U_\infty}} \quad (3.35)$$

### Spessore di quantità di moto $\theta$

Lo spessore di quantità di moto rappresenta l'effetto della riduzione di quantità di moto all'interno dello strato limite. E' una misura di quanto la velocità del fluido si riduce a causa della viscosità, influenzando la distribuzione della quantità di moto nel flusso. Lo spessore di quantità di moto  $\theta$  è definito come la distanza a cui dovrebbe essere spostata la parete affinché un eventuale flusso non viscoso possieda la medesima quantità di moto del fluido reale all'interno dello strato limite.

$$\rho U_\infty^2 \theta = \rho \int_0^\infty u (U_\infty - u) dy \quad (3.36)$$

$$\theta = \rho \int_0^\infty \frac{u}{U_\infty} \left(1 - \frac{u}{U_\infty}\right) dy \quad (3.37)$$

Sostituendo i valori trovati dalla soluzione di Blasius:

$$\theta = 0.664 \sqrt{\frac{\nu x}{U_\infty}} \quad (3.38)$$

### Fattore di forma $H$

Si definisce come il rapporto tra lo spessore di spostamento e lo spessore di quantità di moto:

$$H = \frac{\delta^*}{\theta} \quad (3.39)$$

Nel caso di Blasius vale  $H = 2.59$ . Per il caso turbolento, invece, il fattore di forma assume un valore di  $H = 1.3$ . In caso di transizione assumerà valori intermedi tra quello turbolento e il caso di Blasius.

### 3.2.1 Transizione

A bassi numeri di Reynolds le forze viscosse esercitano un'azione sufficiente a smorzare le perturbazioni del flusso. Tuttavia, con l'aumento del numero di Reynolds, l'effetto smorzante della viscosità tende a diminuire diventando insufficiente ad attenuare le perturbazioni, con l'intensificazione delle quali si arriva alla transizione verso un flusso turbolento. Ciò avviene al raggiungimento di un valore critico del numero di Reynolds. Il numero di Reynolds critico per una lamina piana posta a incidenza nulla e in assenza di gradiente di pressione vale:

$$Re_{cr} \approx 5 \cdot 10^5 \quad (3.40)$$

Quindi per  $Re_x > Re_{cr}$  in condizioni naturali si ha la transizione del flusso. A questo punto diventa più significativo calcolare il numero di Reynolds locale:

$$Re_x = \frac{xV}{\nu} \quad (3.41)$$

Dove  $x$  è la distanza dal bordo di attacco della piastra. Dalla definizione di Reynolds locale si deduce che lo strato limite nascerà laminare e vi rimarrà finché  $Re_x < Re_{cr}$ . Dopodiché subisce la transizione a turbolento quando localmente vengono raggiunte le condizioni di instabilità. In generale, la posizione del punto di transizione è influenzata da diversi fattori, tra cui la presenza di un gradiente di pressione, la rugosità della superficie, aspirazione dello strato limite (wall suction) oppure un incremento della turbolenza nel flusso esterno. Dopo la transizione si hanno diversi cambiamenti all'interno dello stato limite, tra cui si nota un aumento di spessore  $\delta$  e un "appiattimento" verso la parete del profilo di velocità. Ciò comporta anche un aumento della sforzo di attrito a parete  $\tau_w$ .

## 3.3 Strato limite turbolento su lamina piana

Per descrivere al meglio un flusso turbolento è necessario adottare la decomposizione di Reynolds. Questo approccio prevede di scomporre il valore istantaneo di una variabile come somma del suo valore medio (rappresentato con una lettera maiuscola) e della fluttuazione attorno al valore medio (indicata con un apice). Pertanto, le componenti di velocità istantanea lungo le direzioni  $x$  e  $y$  in un campo di moto bidimensionale possono essere indicate come:

$$u(t) = U + u'(t) \quad (3.42)$$

$$v(t) = V + v'(t) \quad (3.43)$$

Applicando la decomposizione di Reynolds e mediando nel tempo le equazioni di Navier-Stokes, si derivano delle equazioni note come RANS (Reynolds-Averaged



Navier-Stokes Equations), che descrivono il moto medio del flusso [4]. Le equazioni RANS per lo strato limite sono:

$$\frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y} = 0 \quad (3.44)$$

$$U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{dp_e}{dx} + \frac{\partial}{\partial y} \left( \nu \frac{\partial U}{\partial y} - \overline{u'v'} \right) \quad (3.45)$$

Queste equazioni differiscono dal caso laminare, oltre che per la presenza dei valori medi delle variabili, per la presenza del termine  $-\rho \overline{u'v'}$  che viene chiamato sforzo di Reynolds. Il termine di sforzo di Reynolds tiene conto degli effetti delle fluttuazioni turbolente sul moto medio e rappresenta il trasporto di quantità di moto media dovuto alle fluttuazioni di velocità. Gli sforzi di Reynolds sono molto più intensi degli sforzi viscosi e hanno origine inerziale (e non viscosa). In un flusso laminare lo sforzo d'attrito presenta la sola componente di sforzo viscoso, è legato alla viscosità e al gradiente di velocità nello strato limite e si esprime secondo la relazione:

$$\tau = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right) = \tau_{tot, laminare} \quad (3.46)$$

Nel caso turbolento, invece, oltre al contributo dello sforzo viscoso compare quello degli sforzi di Reynolds; pertanto lo sforzo di attrito totale è dato da:

$$\tau_{tot, turbolento} = \mu \left( \frac{\partial U}{\partial y} \right) - \overline{u'v'} \quad (3.47)$$

Nel caso turbolento le grandezze di velocità che compaiono nell'equazione sono sempre da intendersi come velocità medie, anche per il calcolo degli sforzi viscosi. Inoltre, poichè a parete la velocità è nulla per la condizione di *no slip*, otteniamo che il trasporto di quantità di moto a parete è dovuto solo agli sforzi viscosi in quanto sia la velocità media che le fluttuazioni sono nulle. Nel caso turbolento, nella zona più prossima a parete predomina la componente di sforzo viscoso mentre allontanandosi, a causa dell'aumento dell'intensità delle fluttuazioni turbolente e della contemporanea riduzione dell'effetto degli sforzi viscosi, prevalgono gli sforzi di Reynolds. Nel caso di strato limite turbolento lo sforzo di attrito totale  $\tau$  è maggiore sia a causa della presenza del termine aggiuntivo dovuto agli sforzi di Reynolds sia a causa del maggiore gradiente  $\left( \frac{\partial U}{\partial y} \right)_{y=0}$  di velocità media a parete. Lo sforzo di attrito nel caso di flussi unidimensionali e bidimensionali ha una sola componente diretta nella direzione del flusso medio. Attraverso osservazioni sperimentali si è potuto osservare che, nello strato limite turbolento, in una zona molto vicina a parete lo sforzo di attrito tangenziale totale si mantiene costante spostandoci in direzione normale alla parete:

$$\tau = \tau_{viscoso} + \tau_{Reynolds} = \mu \left( \frac{\partial U}{\partial y} \right) - \overline{u'v'} = cost \quad (3.48)$$

Questa regione di strato limite turbolento prende il nome di *inner layer* e si estende per circa il 20% dello spessore dello strato limite  $\delta$ . La restante parte viene chiamata *outer layer*. Inoltre, la struttura del profilo di velocità nell'*inner layer* risulta indipendente dalle condizioni sotto le quali si sviluppa lo strato limite. Perciò è possibile assumere che  $\delta(x)$  e  $U_e(x)$  non abbiano alcuna influenza sulla struttura dello strato limite vicino a parete. Ciò permette di determinare completamente il profilo di velocità in questa regione solo in base alle caratteristiche del fluido  $\rho$  e  $\mu$  e allo sforzo di attrito a parete  $\tau_w$ :  $U = U(y, \rho, \mu, \tau_w)$ . Diventa possibile scrivere il profilo di velocità in funzione delle variabili adimensionali  $u^+$  e  $y^+$ , dette variabili di parete:

$$\frac{U}{u_\tau} = u^+ = f(y^+) = f\left(\frac{y}{l_\tau}\right) \quad (3.49)$$

Con:

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (3.50)$$

$$l_\tau = \frac{\nu}{u_\tau} \quad (3.51)$$

chiamate rispettivamente *velocità di attrito* e *lunghezza viscosa*.

### 3.3.1 Inner Layer

Il profilo di velocità nell'*inner layer* è regolato da una funzione di parete  $f(y^+)$  che risulta essere universale, nel senso che è indipendente dallo spessore di strato limite  $\delta$ , dal numero di Reynolds  $Re$  e dal gradiente di pressione esterno  $\frac{dp_e}{dx}$ . Una relazione esplicita della funzione di parete  $f(y^+)$  può essere ottenuta tramite l'espressione dello sforzo di attrito  $\tau$ . Grazie a ciò possiamo riconoscere inoltre tre sotto regioni all'interno dell'*inner layer*.

#### Viscous sublayer

Per  $y^+ < 5$  si ha una regione detta *viscous sublayer*. In prossimità della parete essendo molto intenso il gradiente di velocità media  $\frac{\partial U}{\partial y}$  e quasi nulle le fluttuazioni turbolente, gli sforzi viscosi dominano su quelli turbolenti, perciò da (3.48):

$$\tau \approx \mu \left( \frac{\partial U}{\partial y} \right) = \text{cost} \quad (3.52)$$

Che, integrata su  $y$  e imponendo  $U = 0$  per  $y = 0$ , ci permette di ottenere:

$$\int_0^U dU = \int_0^y \frac{\tau_w}{\mu} dy \quad (3.53)$$

Quindi:

$$U = \frac{\tau_w}{\mu} y \quad (3.54)$$

Da (3.51) si ha  $\tau_w = \mu_\tau^2 \rho$  quindi:

$$U = u_\tau^2 \frac{\rho}{\mu} y \rightarrow \frac{U}{u_\tau} = y \frac{u_\tau}{\nu} \rightarrow u^+ = y^+ \quad (3.55)$$

Notiamo quindi in questa zona una dipendenza lineare della la velocità rispetto alla distanza da parete in funzione delle variabili interne.

### Buffer layer

Per  $5 < y^+ \leq 30$  si ha una zona detta *buffer layer*, che ha funzione di raccordo tra il sottostrato viscoso e la regione logaritmica. Qui, gli sforzi viscosi perdono gradualmente importanza in favore degli sforzi turbolenti. Questi due contributi risultano dello stesso ordine di grandezza perciò non è possibile trovare una formula analitica per la velocità. Da osservazioni empiriche si ha che per  $y = 12 \div 15$  le fluttuazioni turbolente raggiungono la loro massima intensità.

### Logarithmic layer

Per  $30 < y^+ \leq 500 \div 1000$  si estende una zona detta *logarithmic layer*, nella quale gli sforzi turbolenti dominano sugli sforzi viscosi. Riprendendo l'equazione (3.48) si ha:

$$\tau = \text{cost} \approx -\rho \overline{u'v'} \quad (3.56)$$

Utilizzando il modello proposto da Boussinesq nel 1877 si può introdurre una viscosità cinematica turbolenta  $\nu_\tau$  che permette di valutare gli sforzi turbolenti in modo analogo a quelli viscosi. Dimensionalmente, la viscosità può essere vista come una velocità moltiplicata una lunghezza caratteristica. Ricordando che la viscosità cinematica  $\nu$  è data dal prodotto tra la velocità di agitazione termica e il libero cammino medio, per la viscosità turbolenta si utilizza un modello simile introducendo la lunghezza caratteristica  $l_m$  (modello mixing length). Si ottiene:

$$\nu_\tau = l_m^2 \left( \frac{\partial U}{\partial y} \right) \quad (3.57)$$

Il valore di  $l_m$  si deduce attraverso osservazioni sperimentali ma nel caso di strato limite turbolento, avendo piccoli valori di  $y$ , si ipotizza un andamento lineare,  $l_m = ky$ .

$$\tau = -\rho \overline{u'v'} = \rho \nu_\tau \left( \frac{\partial U}{\partial y} \right) = \rho l_m^2 \left( \frac{\partial U}{\partial y} \right)^2 \approx \rho (ky)^2 \left( \frac{\partial U}{\partial y} \right)^2 \quad (3.58)$$

Integrando e passando alle variabili interne, si ottiene un andamento della velocità descritto della seguente legge logaritmica:

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln y^+ + C \quad (3.59)$$

con  $k = 0.41$  definita costante di *Von Karman* e  $C = 5.1$  costante di *Coles*. Il limite superiore di questa regione varia in funzione del numero di Reynolds e del gradiente di pressione. In particolare all'aumento del numero di Reynolds aumenta anche l'altezza della regione logaritmica espressa in unità di parete ( $y^+$ ).

Al di fuori dell'inner layer incontriamo poi la regione dell'outer layer.

### 3.3.2 Outer layer

Questa zona si estende per circa l'80% dello spessore di strato limite  $\delta$ . L'andamento del profilo di velocità è stato dedotto da *Coles* [5]. Attraverso osservazioni e analisi dei dati sperimentali si è visto che il profilo di velocità all'interno dello strato limite è rappresentato dalla somma di due funzioni: la prima è la già citata funzione di parete  $f(y^+)$ , mentre la seconda è una funzione detta funzione d'onda,  $w(\frac{y}{\delta})$ :

$$u^+ = f(y^+) + \frac{\Pi}{k} w\left(\frac{y}{\delta}\right) \quad (3.60)$$

Per  $y^+ > 50$  la funzione di parete  $f(y^+)$  assume sicuramente una legge logaritmica perciò si può riscrivere il profilo di velocità media come:

$$\frac{U}{u_\tau} = u^+ = \frac{1}{k} \ln y^+ + C + \frac{\Pi}{k} w\left(\frac{y}{\delta}\right) = \frac{1}{k} \ln y^+ + B\left(\frac{y}{\delta}\right) \quad (3.61)$$

Da un best fit dei dati sperimentali risulta che la migliore approssimazione della funzione d'onda è:

$$w\left(\frac{y}{\delta}\right) = 2 \sin^2\left(\frac{\pi y}{2\delta}\right) \quad (3.62)$$

Il parametro  $\Pi$  dipende dalle caratteristiche del flusso:

$$\Pi = 0.8(\beta + 0.5)^{\frac{3}{4}} \text{ con } \beta = \frac{\delta^*}{\tau_w} \frac{dP_e}{dx} \quad (3.63)$$

Il profilo di velocità media nello strato limite turbolento, opportunamente adimensionalizzato in variabili interne, risulta essere universale per qualsiasi lastra piana in esame.

# Capitolo 4

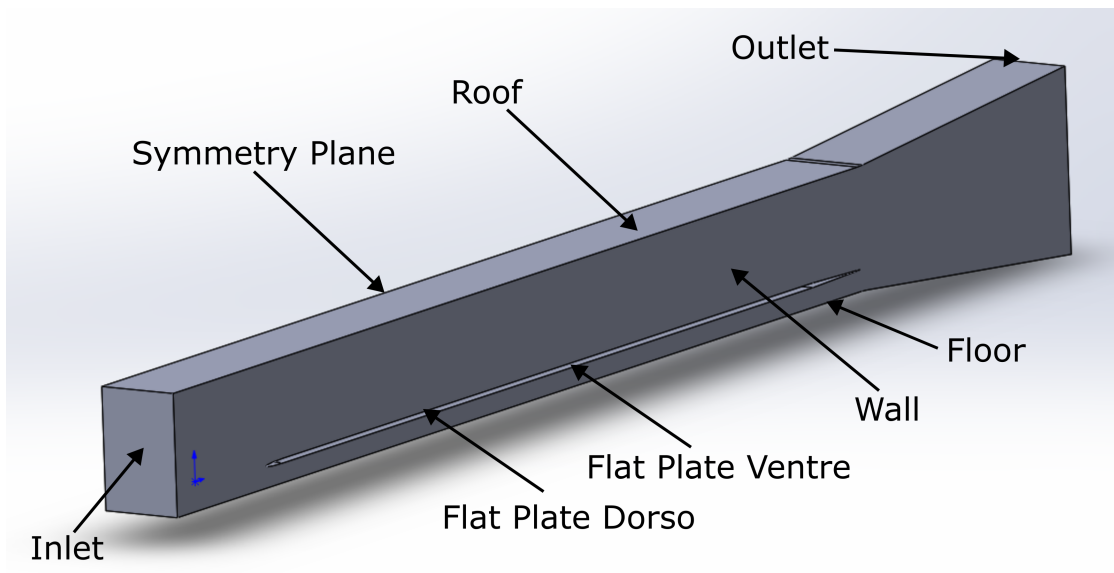
## Simulazioni CFD e Setup Numerico

### 4.1 Dominio di calcolo

Si è preferito disegnare il dominio di calcolo sul programma CAD (Computer Aided Design) SolidWorks® della Dassault Systèmes. Questa scelta permette di modificare la geometria all'occorrenza e reimportarla nel programma CFD (Computational Fluid Dynamics) a seconda del test case in esame. Per il caso in condizioni ZPG (Zero Pressure Gradient) il dominio di calcolo riproduce il profilo della galleria con tetto piatto, mentre invece nel caso APG (Adverse Pressure Gradient) la faccia superiore del dominio segue il profilo del PB (Pressure Body) considerato. I vari domini in esame verranno presentati nei capitoli successivi. Data la simmetria del problema lungo l'asse longitudinale, il dominio è stato costruito tenendo in considerazione solo metà della galleria, portando quindi la larghezza del solido a 350 mm. Si è costruito un solido a sezione rettangolare con una estremità trapezoidale che riproduce il volume d'aria circolante tra l'inizio della test section e la fine del condotto di uscita divergente. E' presente un foro distante 90 mm dal fondo della galleria e 650 mm dalla sezione di inlet che ricalca la forma e le dimensioni della lastra piana e del flap posteriore. Nel caso APG il volume rettangolare viene tagliato con la forma del PB. Per semplicità e dovendo scegliere una sezione per la simulazione si è deciso di posizionarsi nella sezione centrale della galleria, non considerando quindi la presenza degli appoggi del pianetto o del sistema LVDT (Linear Variable Displacement Transducer), per poter caratterizzare l'impianto nel suo caso base. L'analisi di questi effetti di interferenza verrà poi effettuata sperimentalmente a setup allestito. Il dominio così costituito viene poi importato in un programma commerciale di fluidodinamica computazionale con tolleranza di coincidenza  $10^{-6}$  e tassellazione molto fine. Per tutte le simulazioni è stato usato

Simcenter STAR-CCM+<sup>®</sup> prodotto dalla Siemens. Il dominio viene dunque diviso in superfici (figura 4.1) per essere preparato al processo di mesh 2D:

- Inlet (faccia anteriore)
- Outlet (faccia posteriore)
- Flat plate dorso (metà superiore di lastra e flap)
- Flat plate ventre (metà inferiore di lastra e flap)
- Roof (faccia superiore)
- Floor (faccia inferiore)
- Wall (faccia sinistra)
- Symmetry plane (faccia destra)



**Figura 4.1:** Divisione delle superfici di contorno del dominio di calcolo

Le indicazioni delle facce sono da intendersi rispetto a un sistema di riferimento con asse anteriore-posteriore longitudinale rispetto alla galleria, asse destra-sinistra trasversale e asse superiore-inferiore verticale. Alle facce così suddivise, che fanno da contorno al dominio, verranno applicate le condizioni al contorno in tabella 4.1. All'interno del programma CFD sono stati creati dei volumi accessori che fungono da regioni di controllo e inaffittimento per la mesh. In particolare un volume a forma di parallelepipedo in corrispondenza del LE (sezione longitudinale 300 mm per 400

mm, spessore 350 mm) e uno a forma tronco conica (altezza 2020 mm e raggi di base 15 mm e 300 mm) in corrispondenza del TE del flap. Questo fa da controllo di infittimento per la scia generata dalla lastra piana.

## 4.2 Modello fisico e Condizioni al contorno

Le simulazioni effettuate sono bidimensionali stazionarie per aria incompressibile turbolenta. Le opzioni selezionate in Star-CCM+<sup>®</sup> per il modello fisico sono:

- Two Dimensional
- Steady
- Gas
- Segregated Flow
- Gradients
- Constant Density
- Turbulent
- Reynolds-Averaged Navier-Stokes
- K-Epsilon Turbulence
- Realizable K-Epsilon Two-Layer
- Wall Distance
- Two Layer All y+ Wall Treatment
- Solution Interpolation

Le simulazioni usano come modello fisico le equazioni RANS con l'aggiunta del modello di turbolenza K-Epsilon. Come noto, il processo di media delle Navier-Stokes, da cui si ottengono le RANS, dà luogo alla comparsa di un termine aggiuntivo nel tensore degli sforzi, conosciuto come termine degli sforzi di Reynolds. Per portare il problema a chiusura è necessario modellizzare il tensore degli sforzi in funzione delle quantità medie del flusso. Nel caso turbolento un metodo utilizzato è quello della viscosità turbolenta. Possiamo scrivere il tensore degli sforzi nelle RANS come:

$$\mathbf{T}_{RANS} = -\rho \left( \begin{pmatrix} \overline{u'u'} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'v'} & \overline{v'w'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'w'} \end{pmatrix} \right) + \frac{2}{3}\rho k \mathbf{I} \quad (4.1)$$

Con:

- $\rho$  è la densità
- $u, v$  e  $w$  le componenti di velocità
- $k$  l'energia cinetica turbolenta
- $\mathbf{I}$  la matrice identità

Introducendo la viscosità turbolenta  $\mu_\tau$  (eddy viscosity) possiamo riscrivere il tensore degli sforzi in quella che è comunemente conosciuta come approssimazione di Boussinesq:

$$\mathbf{T}_{TRANS} = 2\mu_\tau \mathbf{S} + \frac{2}{3} (\mu_\tau \nabla \cdot \bar{\mathbf{v}}) \mathbf{I} \quad (4.2)$$

Dove:

- $\mathbf{S}$  è lo strain rate tensor, definito come  $\mathbf{S} = \frac{1}{2} (\nabla \bar{\mathbf{v}} + \nabla \bar{\mathbf{v}}^T)$
- $\bar{\mathbf{v}}$  è la velocità media

E' necessaria la risoluzione di ulteriori equazioni di trasporto di quantità scalari che permettono di ricavare la viscosità turbolenta per ottenere la chiusura del problema. In questo genere di modelli si ipotizza che la viscosità turbolenta sia lineare rispetto allo strain rate tensor, escludendo quindi casi di turbolenza anisotropa. Tra i vari metodi disponibili si è scelto il modello K-Epsilon poichè fornisce un buon compromesso tra robustezza, costi computazionali e accuratezza ed è indicato per applicazioni di carattere industriale. Il metodo K-Epsilon è un metodo in due equazioni che risolve le equazioni di trasporto per l'energia cinetica turbolenta  $k$  e il rateo di dissipazione turbolenta  $\epsilon$  [6]:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_\tau}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + 2\mu_\tau E_{ij} E_{ij} - \rho \epsilon \quad (4.3)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_\tau}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} 2\mu_\tau E_{ij} E_{ij} - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (4.4)$$

Con:

- $\mu_\tau$  viscosità turbolenta, definita come  $\mu_\tau = C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$
- $u_i$  e  $u_j$  le componenti di velocità
- $E_{ij}$  le componenti del tensore di deformazione
- $\sigma_k, \sigma_\epsilon, C_{1\epsilon}$  e  $C_{2\epsilon}$  costanti di calibrazione del modello



Essendo un metodo parecchio diffuso e utilizzato ne sono nate diverse varianti. Il metodo scelto è il Realizable K-Epsilon Two-Layer, evoluzione del modello standard K-Epsilon [7]. L'approccio Two-Layer, proposto per la prima volta da Rodi [8], permette al modello di essere applicato anche nei layers affetti da effetti viscosi, includendo il viscous sub-layer e il buffer layer. Con questo approccio il calcolo viene diviso in due strati. In quello vicino a parete il rateo di dissipazione turbolenta  $\epsilon$  e la viscosità turbolenta  $\mu_\tau$  sono definiti in funzione della distanza a parete. I valori di  $\epsilon$  specificati a parete vengono raccordati in maniera continua ai valori ricavati dalla soluzione dell'equazione di trasporto lontano da parete. L'equazione per l'energia cinetica turbolenta, invece, viene risolta per tutto il dominio. Esistono diverse formulazioni, sia per flussi diffusivi che convettivi. Quella selezionata per il caso studio è la formulazione di Wolfshtein per flussi convettivi [9]. Il modello di turbolenza Realizable K-Epsilon[10] contiene una nuova equazione di trasporto del rateo di dissipazione della turbolenza  $\epsilon$  rispetto al modello standard. Inoltre viene applicata una funzione  $f_\mu$  di smorzamento di variabile al coefficiente  $C_\mu$  del modello, definita in funzione del flusso medio e delle proprietà turbolente. Questa procedura permette di soddisfare i vincoli matematici sugli sforzi normali necessari alla coerenza della soluzione con la fisica della turbolenza. Il concetto di  $C_\mu$  smorzato è coerente anche con osservazioni sperimentali nello strato limite. L'unione dell'approccio Two-Layer a questo modello ci da un'ulteriore flessibilità permettendoci di applicarlo con qualsiasi trattamento di  $y^+$  a parete. Per simulare diversi test case sono state create tre variabili parametriche che sono la densità in laboratorio, la velocità in ingresso del canale e la pressione di uscita dal canale. La prima viene inserita come valore di densità costante nel modello di gas utilizzato per l'aria, le altre due vengono impostate come condizioni iniziali. Impostando una simulazione bidimensionale i contorni del dominio saranno le facce che rappresentano le sezioni di ingresso e uscita della galleria, le due metà della piastra piana, il tetto e il pavimento. Le due facce laterali invece subiranno una proiezione su un piano coincidente col piano di simmetria della galleria (faccia destra del dominio), costituendo così il dominio bidimensionale della simulazione. L'assegnazione delle condizioni al contorno è riportato in tabella 4.1. Ad eccezione delle facce di Inlet ed Outlet, tutti i contorni del dominio ricevono la condizione di parete impermeabile al flusso. Come valore di velocità di ingresso e pressione di uscita sono impostate le stesse scelte per le condizioni iniziali.

### 4.3 Mesh

Dopo aver applicato una proiezione al dominio sul piano di simmetria della galleria per trasformarlo da tridimensionale a bidimensionale, si è potuta impostare la mesh. Si è scelto una mesh poligonale con prism layer in corrispondenza delle pareti del

Condizione al contorno	Regione di contorno
Velocity inlet	Inlet
Pressure outlet	Outlet
Wall	Flat plate dorso
Wall	Flat plate ventre
Wall	Roof
Wall	Floor

**Tabella 4.1:** Assegnazione delle condizioni al contorno sul dominio delle simulazioni

dominio. Il trattamento della parete usa l'approccio two layer ed è generalizzato per qualsiasi valore di  $y^+$ , permettendo così di passare dal trattamento ad alto  $y^+$  dove la griglia è meno fine al trattamento a basso  $y^+$  quando la griglia è più fine. I parametri più adeguati per la generazione del prism layer dipendono dal numero di Reynolds, definito in 1.1, e dallo spessore di strato limite. Essendo molto interessati alla risoluzione dello strato limite della lastra piana si è scelto di imporre un  $y^+$  unitario per determinare i parametri del prism layer adatti alla cattura del sottostrato viscoso. Prima di tutto è necessario calcolare lo spessore di strato limite turbolento sulla lastra, usiamo la semplice relazione proposta da Prandtl [11] in funzione del numero di Reynolds della lastra:

$$\frac{\delta}{L} = \frac{0.16}{Re_L^{\frac{1}{7}}} \quad (4.5)$$

Imponendo che lo spessore massimo di strato limite sia uguale allo spessore complessivo del prism layer, possiamo scriverlo come progressione geometrica:

$$\delta = \frac{X(1-r^m)}{1-r} \quad (4.6)$$

Con:

- $X$  spessore di primo layer
- $m$  numero di layers
- $r$  fattore di stretching

Da 4.6 è possibile ricavare l'equazione inversa, che ci permette, fissato il fattore di stretching, di trovare il numero di layers necessario ad ottenere una  $y^+$  fissata (scelta unitaria nel caso in esame):

$$m = \frac{\left(\ln 1 - (1-r) \frac{\delta}{X}\right)}{\ln r} \quad (4.7)$$

Per chiudere il problema è necessario stimare lo spessore di primo layer necessario a ottenere la  $y^+$  target. E' possibile usare la seguente espressione [11]:

$$\frac{y^+}{X} = \frac{0.487}{\nu \ln 0.06 Re_L} \cdot U \quad (4.8)$$

Con:

- $X$  spessore del primo layer
- $\nu$  viscosità cinematica
- $U$  velocità di free stream
- $Re_L$  Reynolds della lastra piana

Per le simulazioni presentate, i parametri di mesh usati sono disponibili in tabella 4.2 e i parametri del prism layer in tabella 4.3.

Base size	1,0 m
Target surface size	50%
Minimum surface size	0,1%
Surface curvature	72 punti/cerchio
Surface growth rate	1,3

**Tabella 4.2:** Parametri di griglia. Dove presenti parametri percentuali sono da riferirsi rispetto alla base size della mesh.

Gap fill percentage	30
Minimum thickness percentage	5
Layer reduction percentage	12
Number of prism layer	60
Prism layer stretching	1,1
Prism layer total thickness	0,071 m

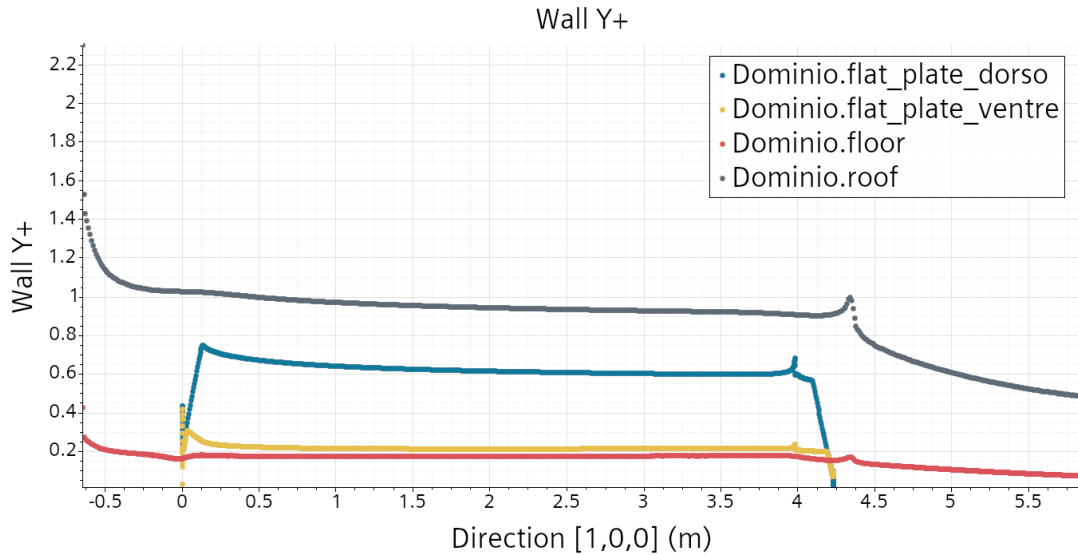
**Tabella 4.3:** Parametri del prism layer.

Oltre alla griglia base, come accennato prima, sono stati inseriti degli infittimenti in regioni di particolare interesse. Sono presenti due raffinamenti volumetrici nella zona del LE e della scia che sfruttano i solidi accessori definiti in precedenza come zone di controllo. Per queste due regioni si è deciso di ridurre la target surface

size a 0.5% della base size. Inoltre sulla superficie della piastra, del tetto e del pavimento della galleria sono presenti dei controlli di superficie. I parametri di infittimento per lastra piana, tetto e pavimento della galleria si trovano in tabella 4.4.

	Lastra piana	Tetto	Pavimento
Target surface size	1,0%	1,0%	1,0%
Minimum surface size	0,0005%	0,01%	0,01%
Prism layer total thickness	vedere tabella 4.3	0,111 m	0,02 m

**Tabella 4.4:** Parametri di infittimento per lastra piana, tetto e pavimento della galleria. Dove presenti parametri percentuali sono da riferirsi rispetto alla base size della mesh.



**Figura 4.2:** Valori di  $y^+$  a parete sulle superfici interessate da strato limite (lastra piana, tetto e pavimento della galleria).

## 4.4 Solutore

Per risolvere le equazioni di continuità di massa e quantità di moto è necessario suddividere il dominio in un numero finito di piccoli volumi di controllo (o, nel caso 2D, superfici di controllo), che corrispondono alle celle della griglia di calcolo. A ogni cella viene applicata una versione discretizzata delle equazioni di bilancio,

costruendo così un sistema lineare con un numero di incognite pari al numero di celle della mesh. La discretizzazione dei flussi convettivi nelle equazioni di bilancio viene scelta del secondo ordine accurata tramite schema upwind, assicurandoci un buon compromesso tra accuratezza e robustezza. A questo punto è possibile risolvere il sistema con dei solutori, in STAR-CCM+® sono inclusi il solutore Segregated Flow e quello Coupled Flow. Poiché la simulazione considera un flusso incomprimibile non è necessario usare il risolutore Coupled Flow, quindi si è optato per quello Segregated Flow, per le sue più contenute necessità di memoria. Il solutore Segregated Flow risolve le equazioni di continuità di massa e quantità di moto in maniera sequenziale. Le equazioni di governo non lineari vengono risolte in maniera iterativa in funzione delle componenti di velocità ( $u$ ,  $v$  e  $w$ ) e della pressione  $p$ . Il solutore usa un algoritmo di accoppiamento tra pressione e velocità dove il vincolo della conservazione della massa sul campo di velocità viene assicurato risolvendo un'equazione di correzione della pressione. Si risolvono le equazioni della quantità di moto a partire da una pressione iniziale ipotizzata. Il flusso di massa ricavato dal campo di moto "sbagliato", cioè costruito con una pressione arbitraria  $p^*$ , non rispetta l'equazione di continuità che quindi viene riscritta nel seguente modo:

$$\sum_f \dot{m}_f = \sum_f (\dot{m}_f^* + \dot{m}'_f) = 0 \quad (4.9)$$

Con:

- $\dot{m}_f^*$  flusso di massa calcolato a partire dalla distribuzione di pressioni arbitraria
- $\dot{m}'_f$  flusso di massa correttivo necessario al rispetto dell'equazione di continuità

Una volta ricavato il flusso di massa correttivo è possibile correggere tutte le altre variabili, arrivando alla soluzione esatta. Il solutore Segregated Flow usa un algoritmo SIMPLE per il controllo della soluzione generale. L'algoritmo può essere riassunto nei seguenti passaggi:

- Inizializzare le condizioni al contorno
- Calcolare i gradienti di ricostruzione di velocità e pressione
- Calcolare i gradienti di velocità e pressione
- Risolvere le equazioni di quantità di moto discretizzate ottenendo il campo di velocità intermedio  $v^*$
- Calcolare il flusso di massa non corretto  $\dot{m}_f^*$
- Risolvere l'equazione di correzione della pressione, ottenendo il valore di correzione di pressione  $p'$

- Aggiornare il campo di pressioni  $p^{n+1} = p^n + \omega p'$  con  $\omega$  l'under-relaxation factor per la pressione.
- Aggiornare la correzione di pressione al contorno  $p'_b$
- Correggere i flussi di massa sulle facce  $\dot{m}_f^{n+1} = \dot{m}_f^* + \dot{m}'_f$
- Correggere la velocità nelle celle
- Aggiornare la densità per via del cambio di pressione
- Pulire tutte le variabili temporanee

Venendo applicato un modello di turbolenza è necessario un solutore anche per il modello K-Epsilon e per la viscosità turbolenta. Il solutore del modello K-Epsilon controlla la soluzione delle equazioni di trasporto della turbolenza. Per ogni variabile trasportata viene seguito il seguente algoritmo:

- Aggiornare le condizioni al contorno
- Calcolare i gradienti di ricostruzione e delle celle
- Creare il sistema di equazioni lineare usando metodi di discretizzazione
- Calcolare la somma dei residui  $R = \sum_{cells} |r|$  per monitorare la convergenza
- Risolvere il sistema lineare
- Aggiornare il campo delle variabili trasportate

Il solutore della viscosità turbolenta invece si occupa dell'aggiornamento di  $\mu_\tau$ . Definendo  $\mu_\tau^n$  la viscosità turbolenta al passo precedente e  $\mu_\tau^{new}$  il valore calcolato all'attuale passo di iterazione, il controllo dell'aggiornamento della variabile viene ottenuto come:

$$\mu_\tau^{n+1} = \omega_\mu \mu_\tau^{new} + (1 - \omega_\mu \mu_\tau^n) \quad (4.10)$$

Con  $\omega_\mu$  l'under-relaxation factor della viscosità turbolenta.

## 4.5 Convergenza di griglia

Prima di valutare i diversi campi di moto è necessario fare uno studio di convergenza di griglia, per assicurarsi che i risultati della simulazione non siano influenzati dalla discretizzazione spaziale scelta. Per fare ciò vengono generate 6 ulteriori griglie, oltre a quella definita in sezione 4.3. Poichè tutti i parametri di mesh sono stati definiti in funzione della base size, si decide di variarla per ottenere delle griglie più fini e più grezze. Normalmente sarebbe necessario variare di almeno un ordine

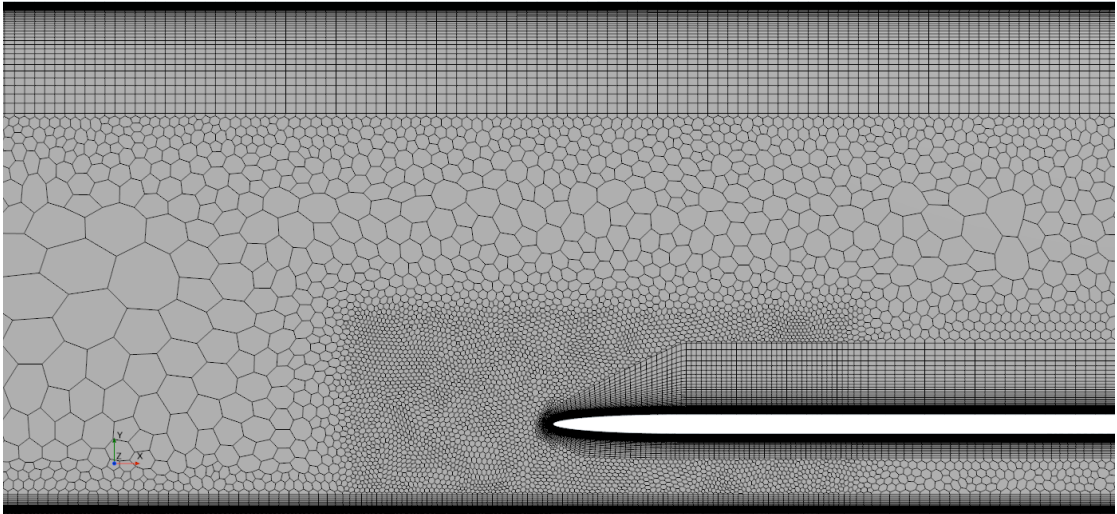
di grandezza la base size, ma è necessario anche mantenere un compromesso per discretizzare bene le geometrie in esame e non aumentare a dismisura i tempi di calcolo. Al fine di rispettare queste necessità, la base size originale di 1 m è stata modificata a 10 m per la griglia grezza e 0,2 m per quella più fine. Gli altri valori, in particolare la target surface size e la minimum surface size sia della griglia base che degli infittimenti, si adattano di conseguenza seguendo i valori percentuali espressi in sezione 4.3. Inoltre è interessante vedere se il livello di risoluzione dello strato limite possa influenzare la soluzione complessiva. Per fare ciò si è fatto variare il numero di celle del prism layer mantenendone fissate l'estensione complessiva e lo stretching factor, ottenendo griglie con diversi valori di  $y^+$  a parete. Per valutare la convergenza è necessario valutare una grandezza integrale sul dominio in esame, ad esempio la resistenza totale generata dalla lastra piana. Il dominio di calcolo è lo stesso riportato in sezione 5.1, con angolo di deflessione del flap  $0^\circ$ . Per la visualizzazione delle mesh si propongono i dettagli dei LE della lastra piana, consultabili in figura 4.3, 4.4, 4.5. Le variazioni di  $y^+$  a parete ottenute variando il numero di strati del prism layer sono invece rappresentate in figura 4.6, 4.7, 4.8, 4.9, 4.10, 4.11. Il plot della resistenza per i diversi casi è consultabile in figura 4.12. Si nota come, dopo un numero congruo di iterazioni in modo da portare a convergenza le simulazioni, i valori di resistenza sono praticamente sovrapposti. Dai risultati in figura 4.13 notiamo che, quando la simulazione raggiunge la convergenza, il valore di resistenza si discosta di massimo 1% tra una griglia e l'altra, rendendo trascurabile l'effetto della griglia di calcolo sul risultato della simulazione. L'errore maggiore viene ottenuto con le griglie che hanno un minor numero di strati nel prism layer, effetto riconducibile ai valori maggiori di  $y^+$  che si ottengono a parete.

## 4.6 Matrice dei test

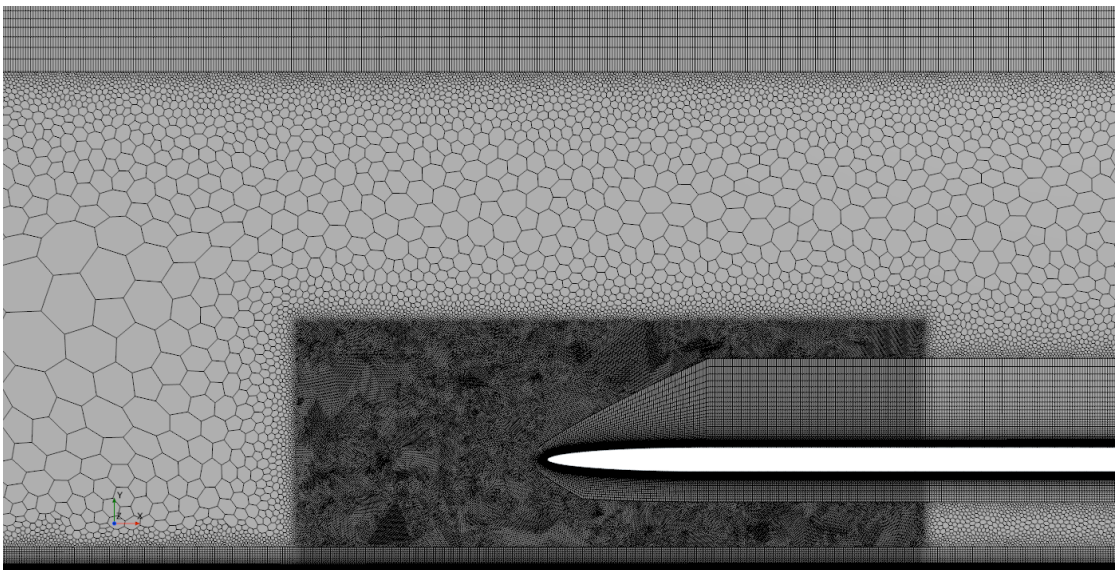
Per la caratterizzazione della galleria sono state eseguite diverse simulazioni per andare ad analizzare il gradiente di pressione, i profili di velocità del Boundary Layer (BL) della lastra piana e il campo di velocità all'interno della galleria. Ciò è stato fatto sia in condizioni di ZPG sia in quelle di APG (come si vedrà nei capitoli 5 e 6). Per il caso ZPG sono state provate tre configurazioni di flap a diversi angoli di deflessione:

- Flap con corda di 250 mm
- Flap con corda di 350 mm
- Flap con corda di 350 mm avanzato di una lunghezza di corda a monte, verso il LE (configurazione con lastra piana più corta di 350 mm, non più facente parte del progetto)

Simcenter STAR-CCM+

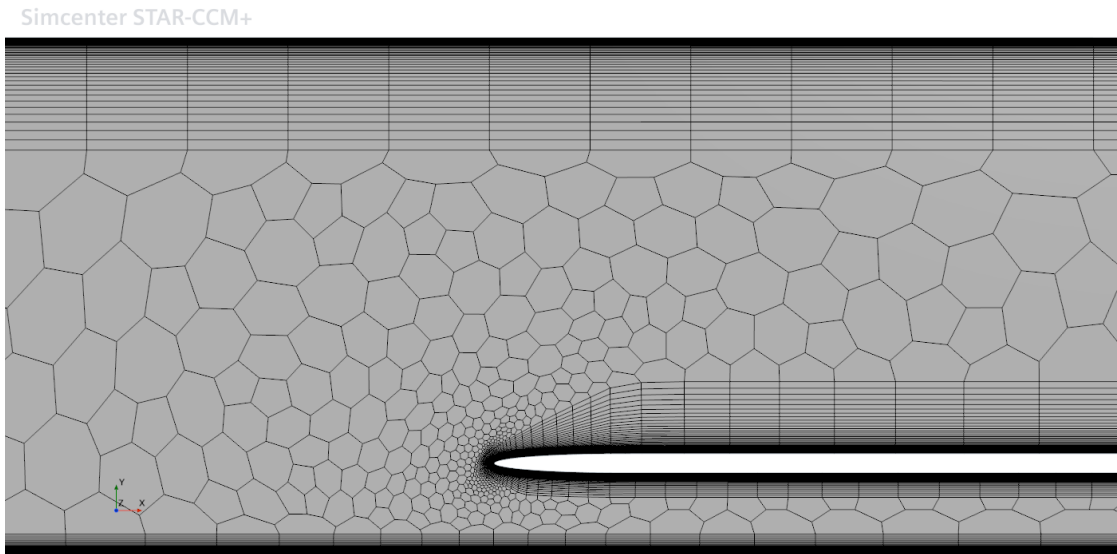


**Figura 4.3:** Dettaglio della mesh sul LE della lastra piana, griglia base. Base size 1 m - Numero di prism layers 60

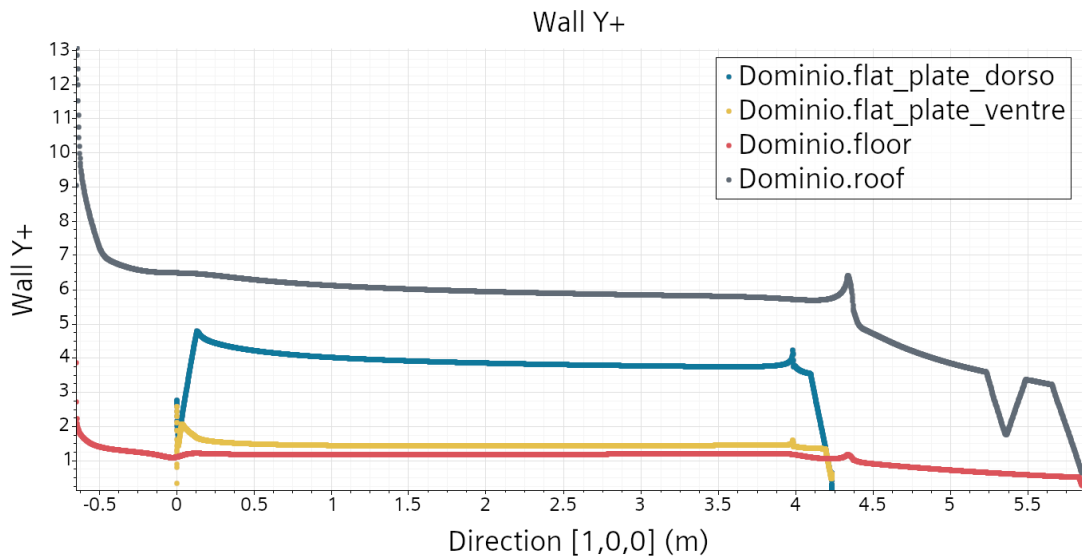


**Figura 4.4:** Dettaglio della mesh sul LE della lastra piana, griglia fine. Base size 0.2 m - Numero di prism layers 60

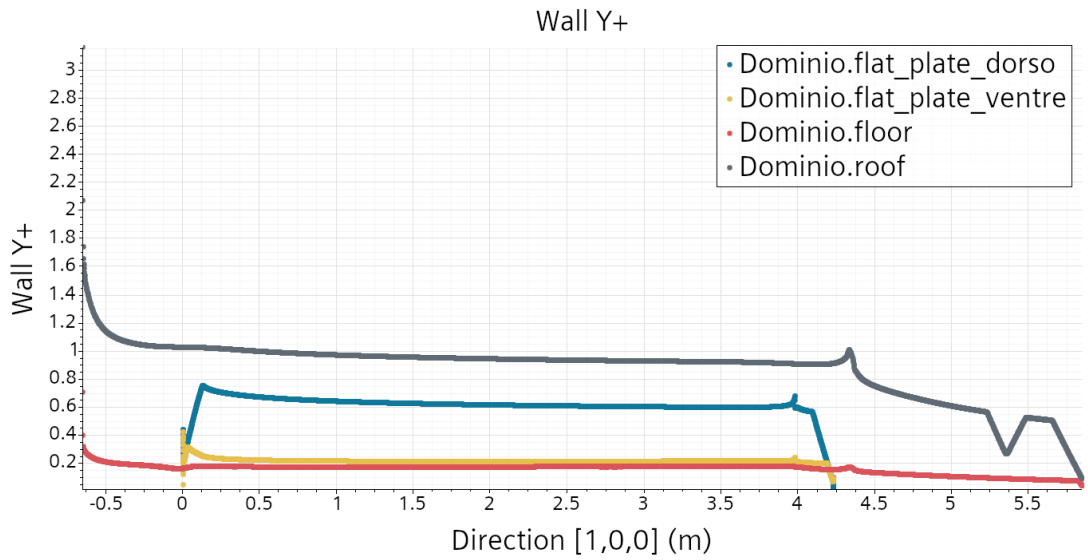




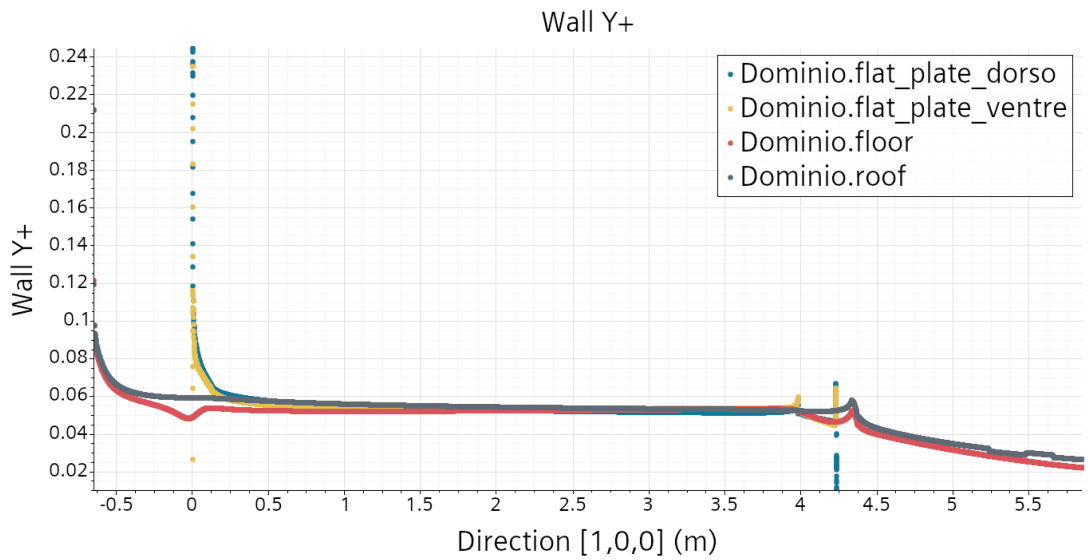
**Figura 4.5:** Dettaglio della mesh sul LE della lastra piana, griglia grezza. Base size 10 m - Numero di prism layers 60



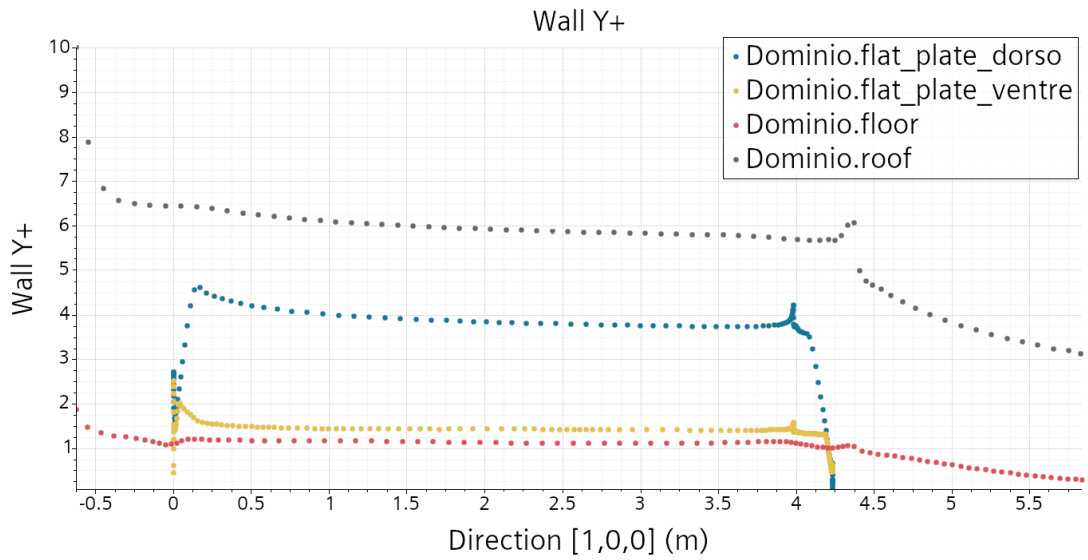
**Figura 4.6:** Valori di  $y^+$  a parete, griglia fine. Base size 0.2 m - Numero di prism layers 40



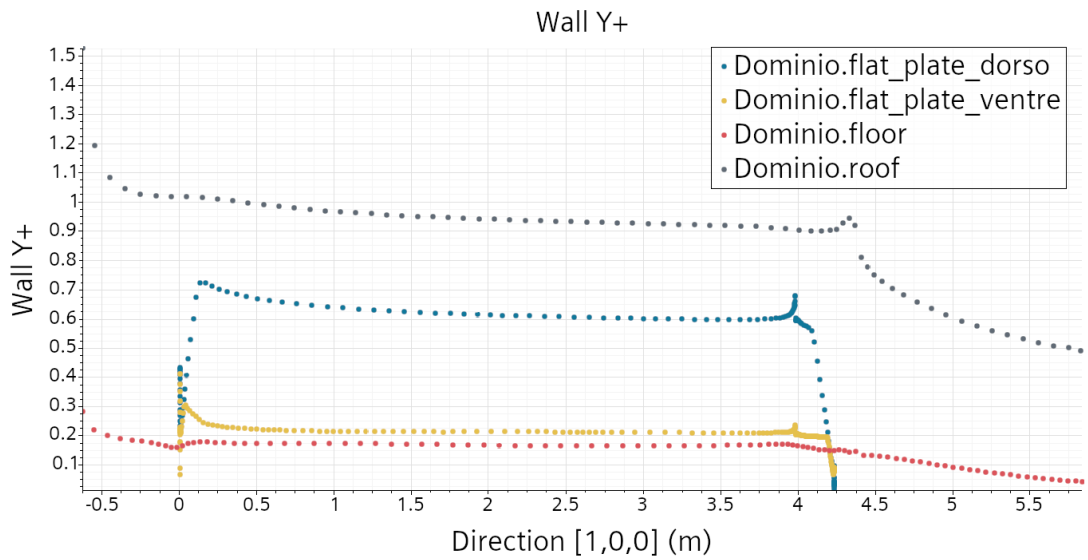
**Figura 4.7:** Valori di  $y^+$  a parete, griglia fine. Base size 0.2 m - Numero di prism layer 60



**Figura 4.8:** Valori di  $y^+$  a parete, griglia fine. Base size 0.2 m - Numero di prism layer 90

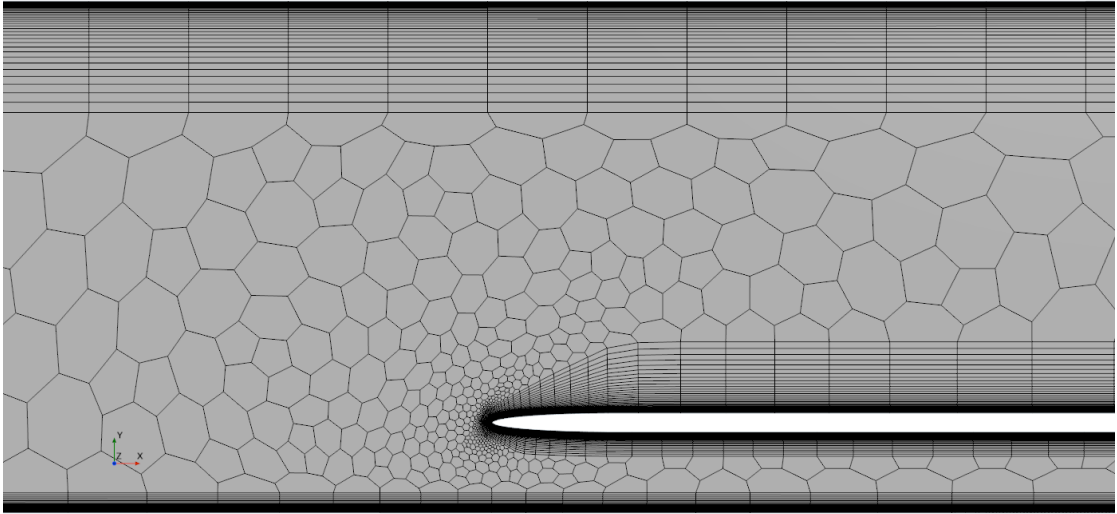


**Figura 4.9:** Valori di  $y^+$  a parete, griglia grezza. Base size 10 m - Numero di prism layer 40

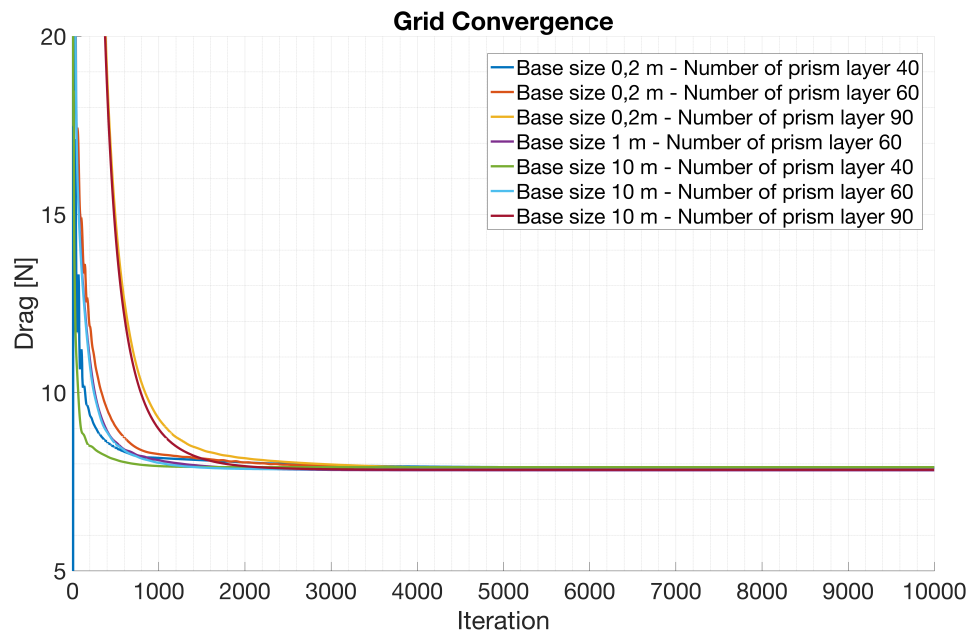


**Figura 4.10:** Valori di  $y^+$  a parete, griglia grezza. Base size 10 m - Numero di prism layer 60

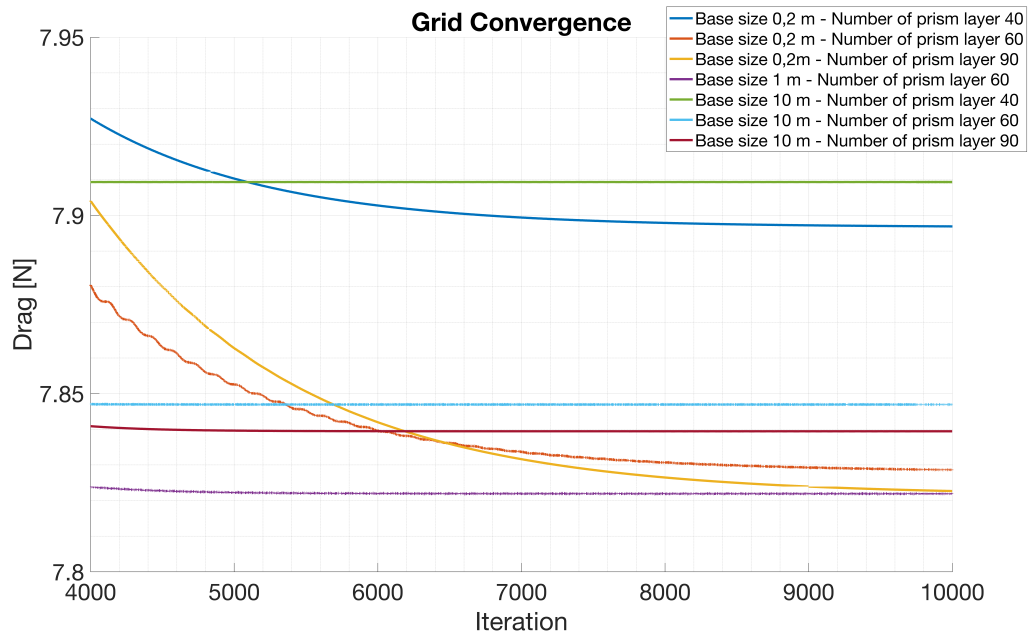
Simcenter STAR-CCM+



**Figura 4.11:** Valori di  $y^+$  a parete, griglia grezza. Base size 10 m - Numero di prism layer 90



**Figura 4.12:** Grafico della resistenza totale, espressa in Newton, all'avanzare delle iterazioni



**Figura 4.13:** Resistenza totale, espressa in Newton, in un range di iterazioni vicino alla condizione di convergenza

Inoltre, poiché le pareti superiore e inferiore del canale della camera di prova non divergono lungo il piano di simmetria verticale, come ci si aspetterebbe dalla teoria, sono state fatte delle simulazioni con tetto divergente di diversi angoli per valutare l'effetto della riduzione di sezione provocata dallo strato limite della galleria. Nella condizione a tetto orizzontale ci si aspetta un, seppur piccolo, gradiente di pressione favorevole, che verrebbe annullato con un piccolo angolo di divergenza delle pareti (di solito intorno a  $0.5^\circ$ ). Nel nostro caso, per questioni di semplicità realizzativa, essendo il canale originale a tetto piatto, si è mantenuta la stessa configurazione, quindi diventa importante stimare il  $\frac{\partial p}{\partial x}$  che si andrà a trovare in galleria. I casi in esame sono consultabili in tabella 4.5. Per la condizione di APG sono stati simulati due diversi PB, che verranno analizzati in dettaglio nel capitolo 6. Le due varianti di PB analizzati sono:

- PB Mk.I, che ci consente un minor bloccaggio, ottenendo gradienti di pressione più contenuti
- PB Mk.II, a fronte di un maggior bloccaggio ci permette di ottenere gradienti di pressione più alti

I parametri di progetto dei due PB saranno esposti nel capitolo 6. Il PB Mk.I viene testato a velocità diverse nell'intorno della velocità di progetto per valutare l'effetto di variazione di velocità, i vari test cases per le condizioni di APG sono consultabili in tabella 4.6.

Configurazione flap	Divergenza condotto [°]				
corda 250 mm	0	0,1	0,2	0,3	0,5
corda 350 mm	0				
corda 350 mm arretrato	0				

**Tabella 4.5:** Test cases condizioni ZPG

Tipologia di PB	Velocità inlet test section [m/s]		
Mk.I	12	13	15
Mk.II	15		

**Tabella 4.6:** Test cases condizioni APG

## Capitolo 5

# Risultati Simulazioni con Gradiente di Pressione Nullo

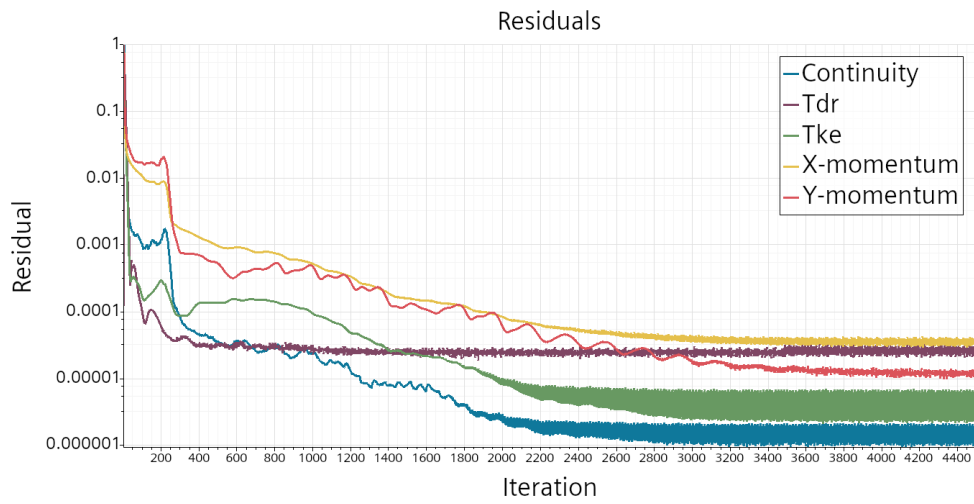
In questo capitolo vengono presentati i risultati ottenuti dai test cases in condizioni ZPG (tetto della galleria piano). I vari test cases, come anticipato, prevedono alcune variazioni sul dominio, descritte in tabella 4.5. Inoltre lo stesso caso è stato simulato con diversi angoli di deflessione del flap. Poichè in termini di dominio, mesh e campo moto le simulazioni danno risultati molto simili, si è scelto di riportare come esempio il caso con flap con corda da 250 mm e deflessione  $-3,5^\circ$  (per convenzione le deflessioni del flap sono prese negative verso l'alto). Si è scelto di presentare questo caso poichè presenta la situazione ottimale che si vorrebbe ottenere, cioè con punto di arresto centrale rispetto al bordo di attacco. Tutte le simulazioni in condizioni ZPG vedono come condizioni iniziali:

- velocità 20 m/s (pari alla velocità di ingresso)
- pressione 101325.0 Pa (pari alla pressione di uscita)

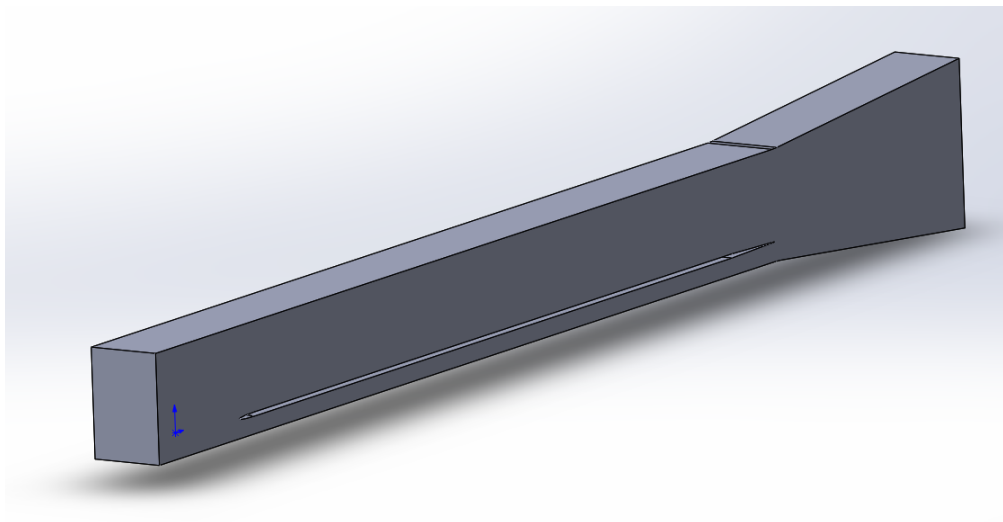
I residui per la simulazione considerata sono consultabili in figura 5.1.

### 5.1 Dominio di calcolo e mesh

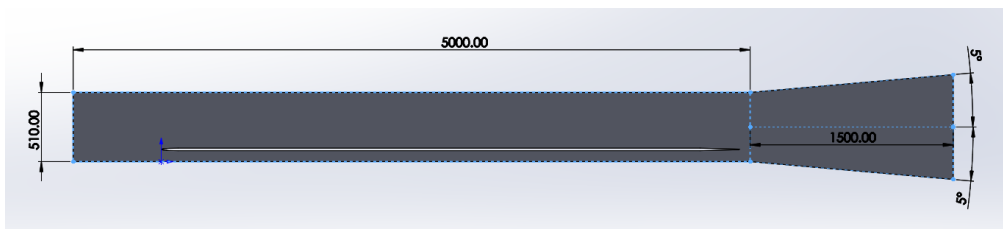
Il dominio, come già presentato nel capitolo 4.1, è rappresentato per il caso in esame in figura 5.2 e in sezione quotata in figura 5.3. La mesh ottenuta invece si può vedere in figura 5.4, 5.5 e 5.6. I parametri usati sono quelli presentati nel capitolo 4.3 in tabella 4.2, 4.3 e 4.4.



**Figura 5.1:** Residui delle equazioni di continuità, quantità di moto e trasporto della turbolenza

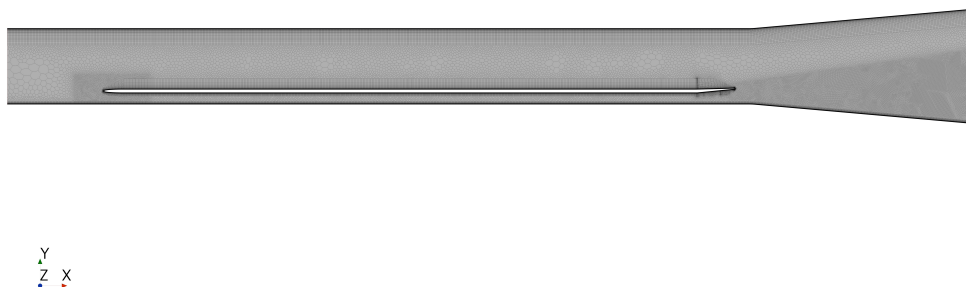


**Figura 5.2:** Disegno CAD 3D del dominio di calcolo in condizioni ZPG

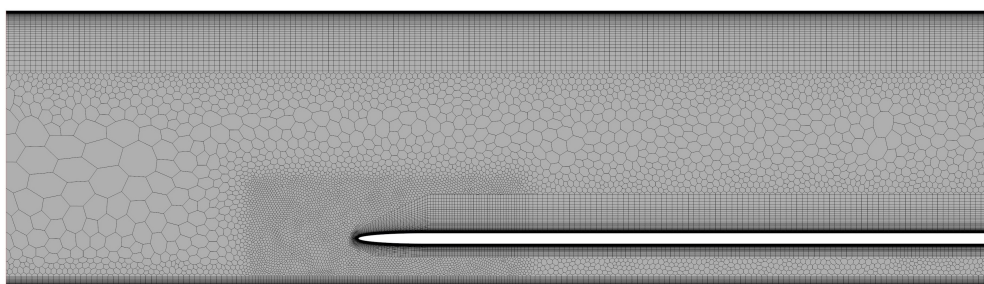


**Figura 5.3:** Dimensioni del dominio di calcolo in condizioni ZPG

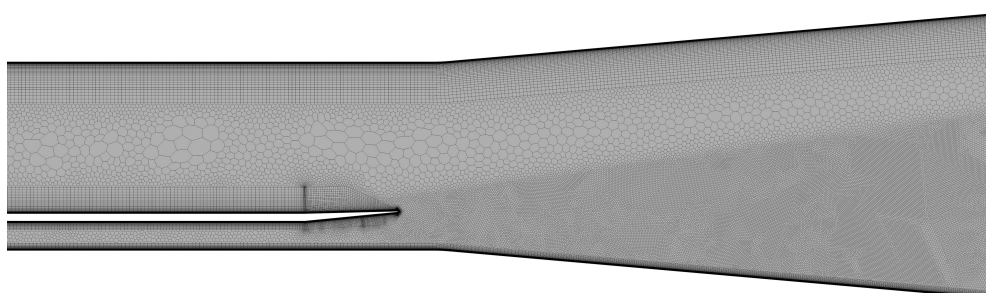




**Figura 5.4:** Mesh del dominio di calcolo in condizioni ZPG



**Figura 5.5:** Mesh del dominio di calcolo in condizioni ZPG, dettaglio del bordo d'attacco della lastra piana

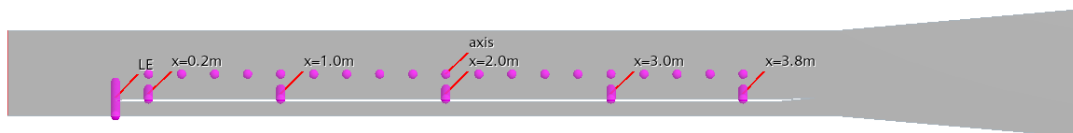


**Figura 5.6:** Mesh del dominio di calcolo in condizioni ZPG, dettaglio del bordo di fuga della lastra piana

## 5.2 Campo di moto

In questa sezione sono riportati i risultati della simulazione, in particolare i campi di velocità e pressione sul dominio. I campi di velocità sono consultabili in figura 5.8, 5.9 e 5.10, mentre i campi di pressione in figura 5.11, 5.12 e 5.13. All'interno del dominio della simulazione sono state create delle sonde (figura 5.7) utili per le analisi successive:

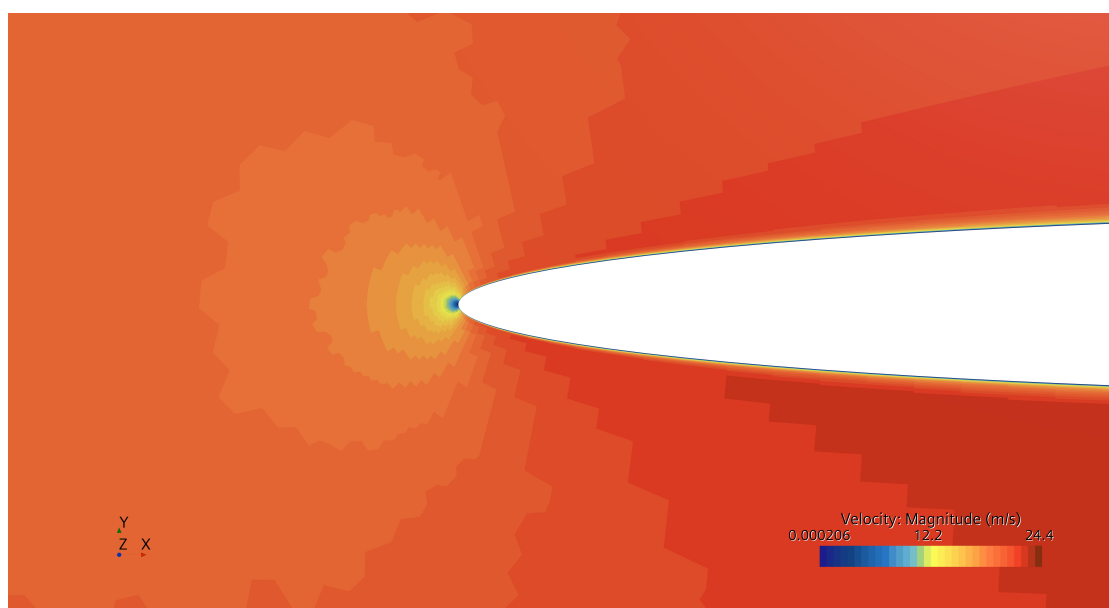
- Una sonda perpendicolare alla direzione del flusso e tangente al LE, composta da 1000 punti equispaziati disposti in verticale tra il pavimento del condotto e 200 mm da esso. Questa sonda viene utilizzata per stimare la posizione del punto di arresto estrapolando il modulo della velocità. Il profilo di velocità in funzione della coordinata  $y$  può essere visto in figura 5.14. Si nota come a 90 mm dal pavimento del condotto la velocità si annulli, conferma che il punto di arresto è centrato rispetto alla piastra (posizionata a 90 mm dal pavimento della galleria).
- Una sonda parallela all'asse della galleria composta da 18 punti di misura spazati di 200 mm l'uno dall'altro e posti a una distanza di 250 mm dal pavimento del condotto. I punti della sonda iniziano a 200 mm dal LE e finiscono a 3800 mm, scansionando le stesse posizioni delle sonde di pressione statica presenti sulla lastra reale. Questa sonda viene usata per estrarre i valori di pressione e velocità sull'asse del condotto (figura 5.15 e 5.16).
- Una serie di sonde perpendicolari rispetto al flusso con spaziatura 200 mm l'una dall'altra lungo  $x$  di (come nel caso precedente), composte ognuna da 2000 punti equidistanti lungo  $y$ . Ognuna di queste sonde si estende rispetto al pavimento della galleria tra la superficie della piastra (99,5 mm) e 160 mm. Grazie a queste sonde è possibile estrapolare i profili di velocità dello strato limite superiore della lastra.



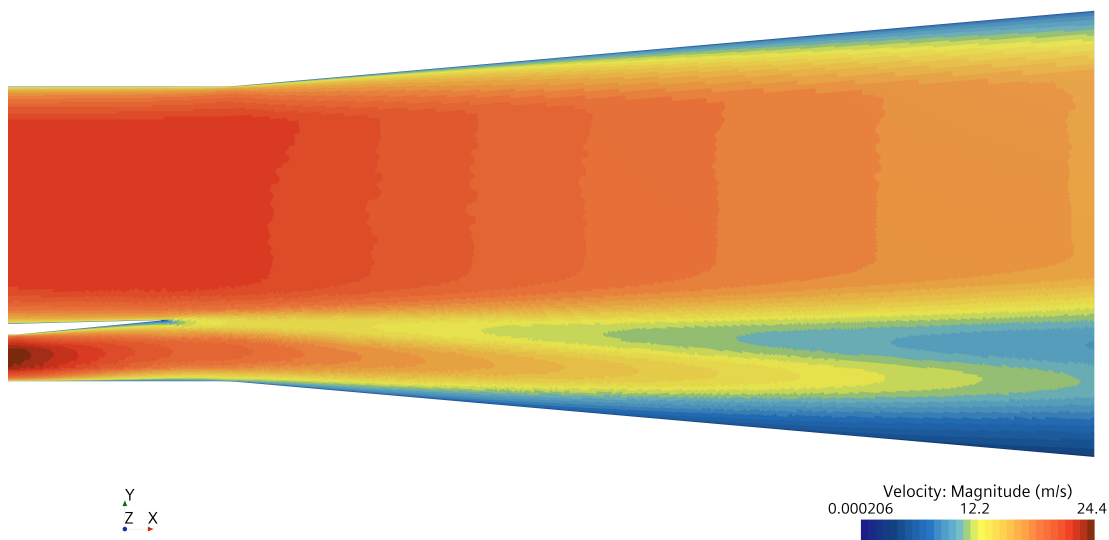
**Figura 5.7:** Sonde utilizzate per l'analisi fluidodinamica



**Figura 5.8:** Campo di moto (modulo della velocità)



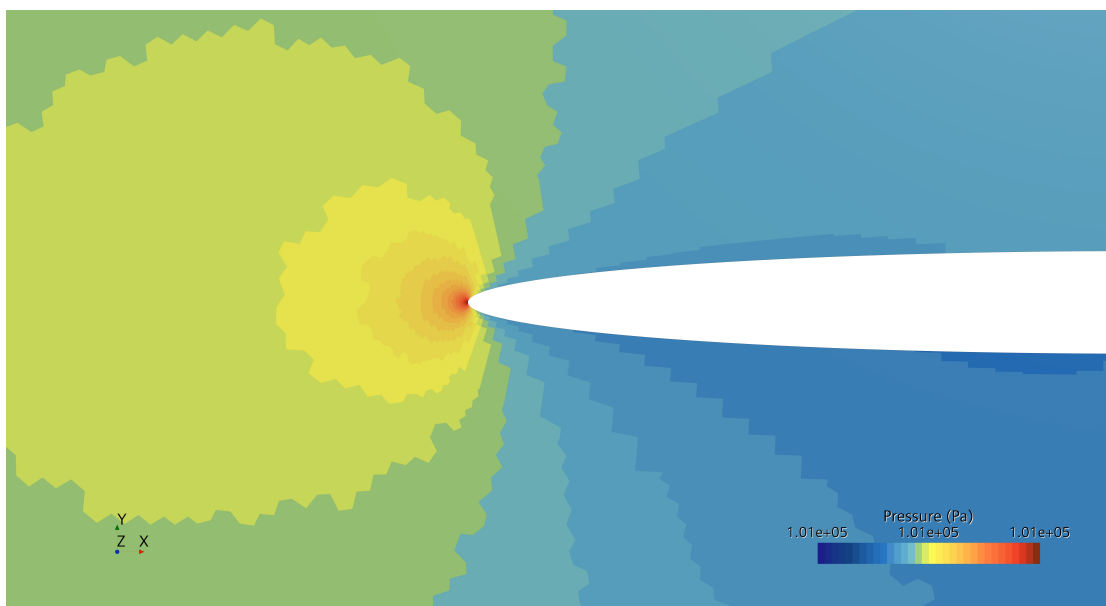
**Figura 5.9:** Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) in prossimità del LE



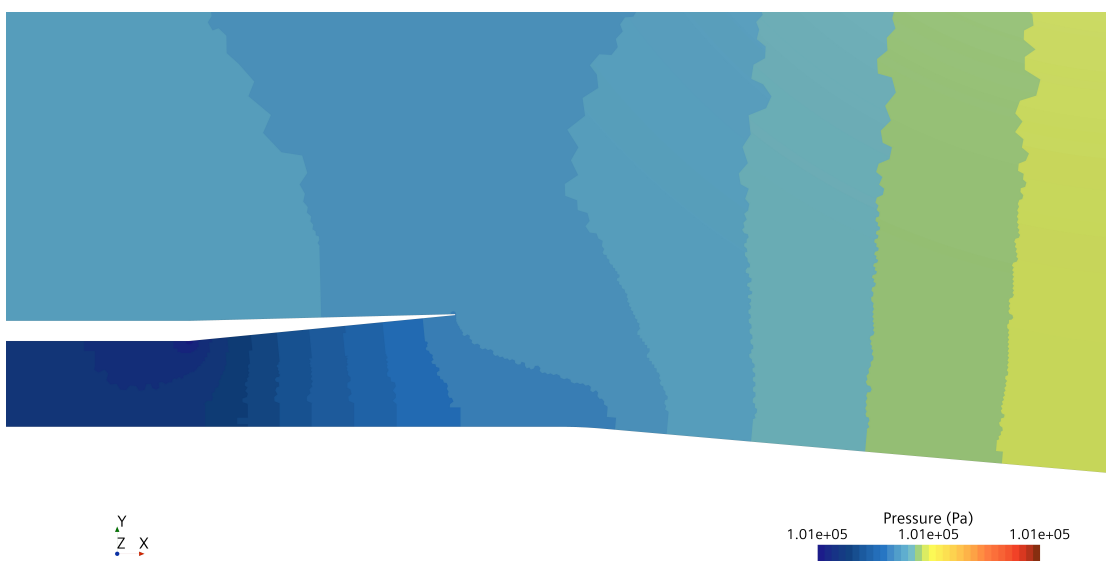
**Figura 5.10:** Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) nella zona di scia



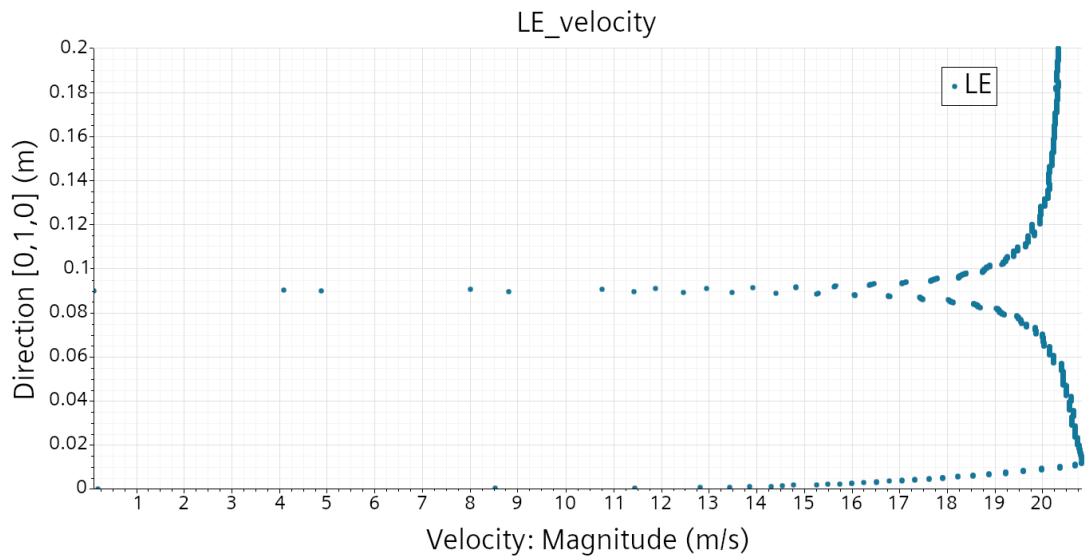
**Figura 5.11:** Campo di pressione



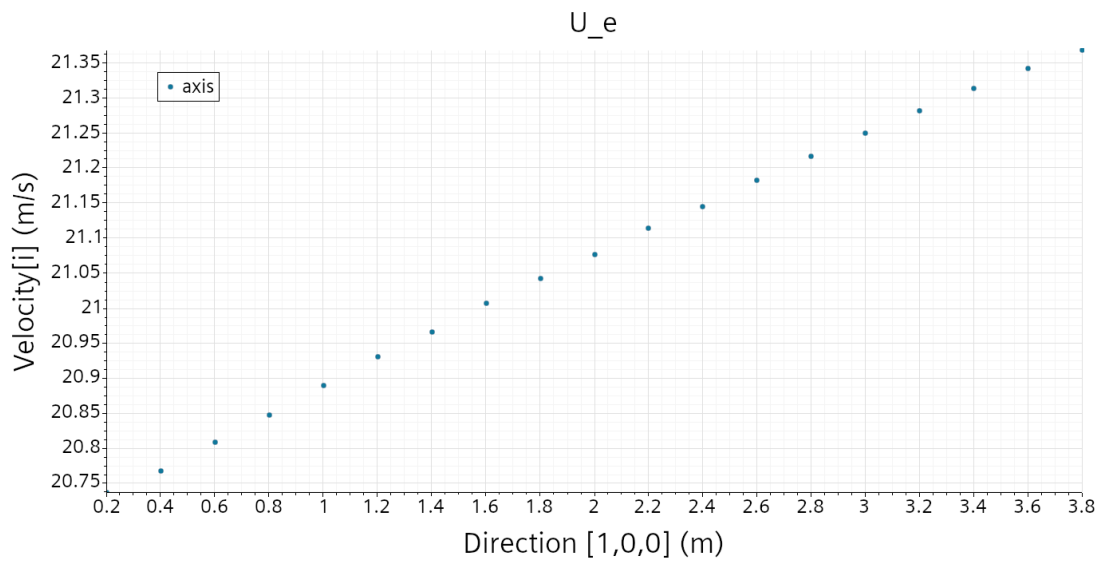
**Figura 5.12:** Dettaglio del campo di pressione in prossimità del LE



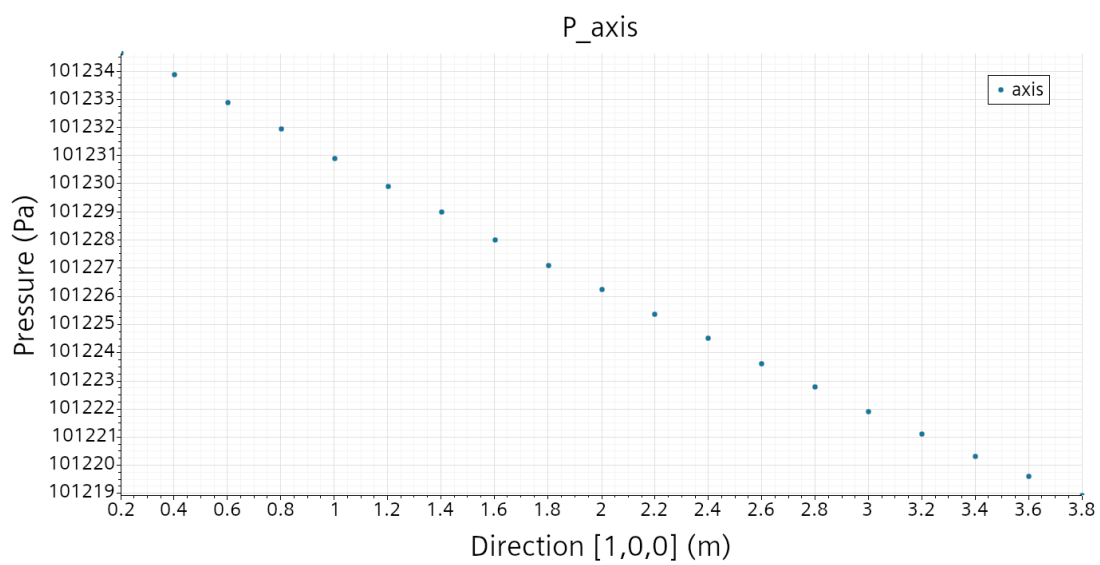
**Figura 5.13:** Dettaglio del campo di pressione in prossimità del TE



**Figura 5.14:** Andamento del modulo della velocità in funzione della coordinata y in corrispondenza del LE



**Figura 5.15:** Componente di velocità tangenziale lungo l'asse della galleria



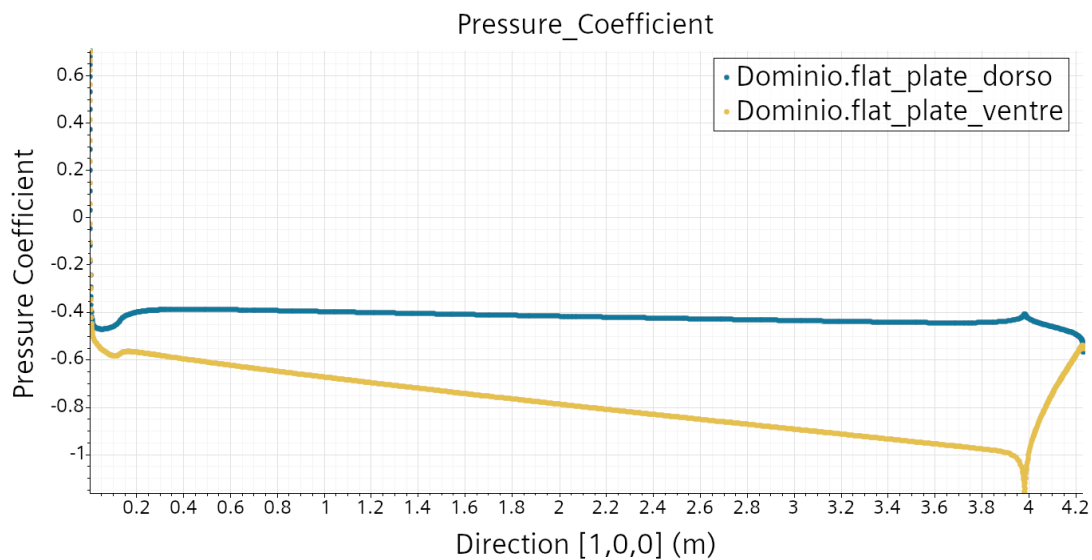
**Figura 5.16:** Pressione lungo l'asse della galleria

### 5.3 Post processing

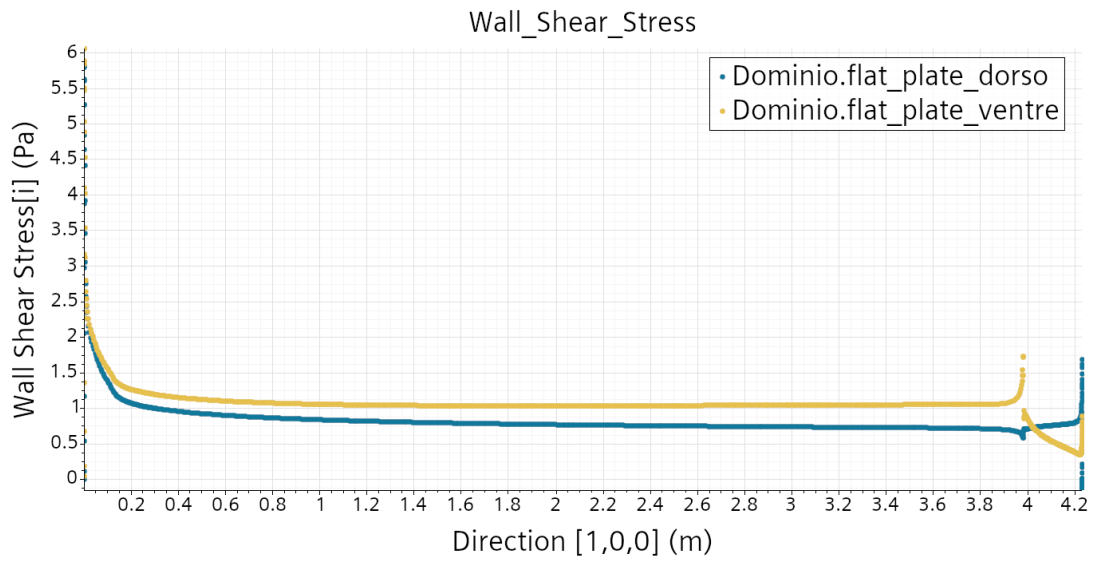
Per processare i dati ottenuti è stato usato il programma MATLAB<sup>®</sup> prodotto da MathWorks. I profili di velocità estrapolati dalle sonde nelle varie stazioni di misura della piastra sono stati esportati, insieme ai valori di velocità sull'asse della galleria (figura 5.15) e allo sforzo di taglio sul dorso della lastra (figura 5.18, dalla simulazione numerica). I profili sono stati plottati in forma dimensionale (figura 5.19) e poi resi adimensionali dividendo la componente di velocità tangenziale per quella esterna (presa a metà condotto alla stessa coordinata  $x$ ) e la distanza da parete  $y$  per lo spessore di strato limite  $\delta$ . Lo spessore di strato limite è stato ricavato sfruttando la sua definizione convenzionale espressa nell'equazione 3.31. Recuperando le definizioni di variabili interne (equazione 3.49) e calcolate  $u_\tau$  ed  $l_\tau$  (equazione 3.50 e 3.51), è stato costruito il grafico delle grandezze interne dello strato limite (figura 5.21) in modo da poter individuare le varie zone dell'inner layer (come descritte nel capitolo 3). Come si può vedere in figura 5.21, i profili seguono molto bene gli andamenti attesi per il sottostrato viscoso (equazione 3.55) e per il sottostrato logaritmico (equazione 3.59), rispettivamente per  $y^+ < 5$  e  $30 < y^+ < 100$ . Il discostarsi del profilo in variabili interne dalla legge logaritmica dopo  $y^+ = 100$  ci fa pensare alla presenza di un leggero gradiente di pressione. Per validare ciò, per i vari casi proposti in tabella 4.5 sono stati calcolati, per diversi valori dell'angolo di deflessione del flap, i gradienti di pressione  $\frac{\partial p}{\partial x}$ , che possono essere consultati in figura 5.23. Considerando l'andamento circa lineare della pressione lungo il condotto (figura 5.16), è stato possibile calcolare i gradienti di pressione costruendo una interpolazione lineare e calcolando la pendenza della retta interpolante. Si può notare come il flap abbia un effetto limitato nel ridurre il gradiente di pressione favorevole, mentre si ottengono condizioni di gradiente di pressione nullo in presenza di un angolo di divergenza del condotto circa  $0.2^\circ$ . Insieme ai profili di velocità dello strato limite sono stati plotati gli spessori caratteristici del BL della piastra e il fattore di forma  $H$  (definito dall'equazione 3.39). Il fattore di forma ci dà indicazione della tipologia di strato limite, in particolare ci aspettiamo che valga 1.3 per strato limite turbolento [4]. In figura 5.24 notiamo come, dopo un primo tratto caratterizzato da  $H$  più alti in cui lo strato limite si sta ancora formando, il BL evolve completamente turbolento. Non è possibile applicare la soluzione di Blasius poichè non abbiamo una zona in cui lo strato limite è vicino al campo laminare, questo a causa della natura della simulazione che non prevede modelli di transizione. In figura 5.23 si può notare come il tetto piatto dia un leggero gradiente di pressione favorevole che tende ad accelerare il flusso, mentre la situazione ottimale sarebbe imporre un angolo di divergenza di circa  $0.2^\circ$ . Nonostante la presenza di un leggero gradiente di pressione favorevole, possiamo comunque affermare che l'effetto è sufficiente trascurabile in un intorno piccolo di  $x$  (ad esempio nel caso di misure su una piastra con riblets).



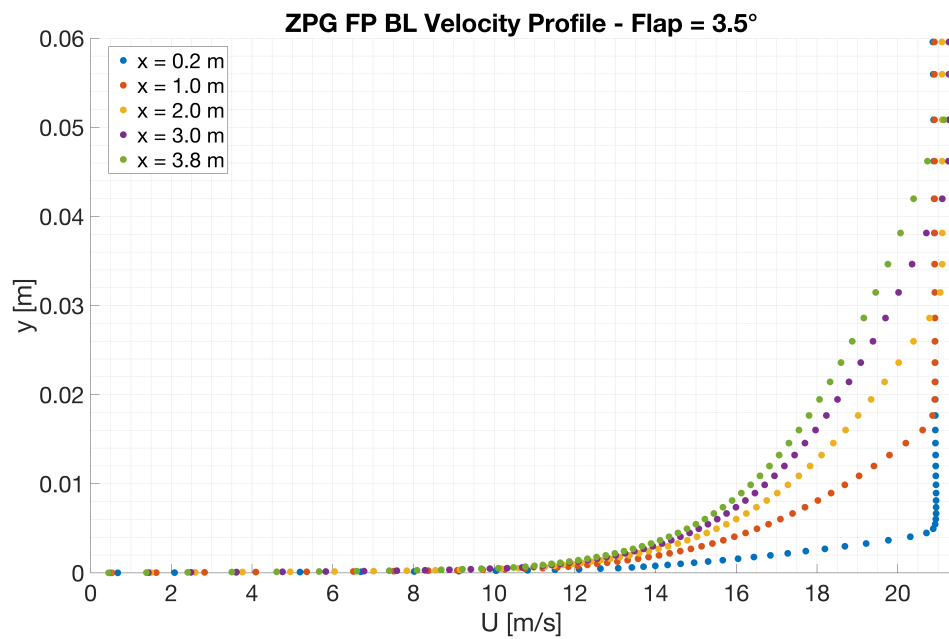
Sarà comunque possibile in fase di costruzione della galleria correggere la geometria aggiungendo degli spessori sottili appositamente sagomati tra il tetto e le pareti laterali.



**Figura 5.17:** Coefficiente di pressione della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo)



**Figura 5.18:** Sforzo di taglio a parete della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo)



**Figura 5.19:** Profili di velocità dello strato limite in direzione y in forma dimensionale. I profili sono valutati a stazioni fissate lungo la lunghezza della lastra piana

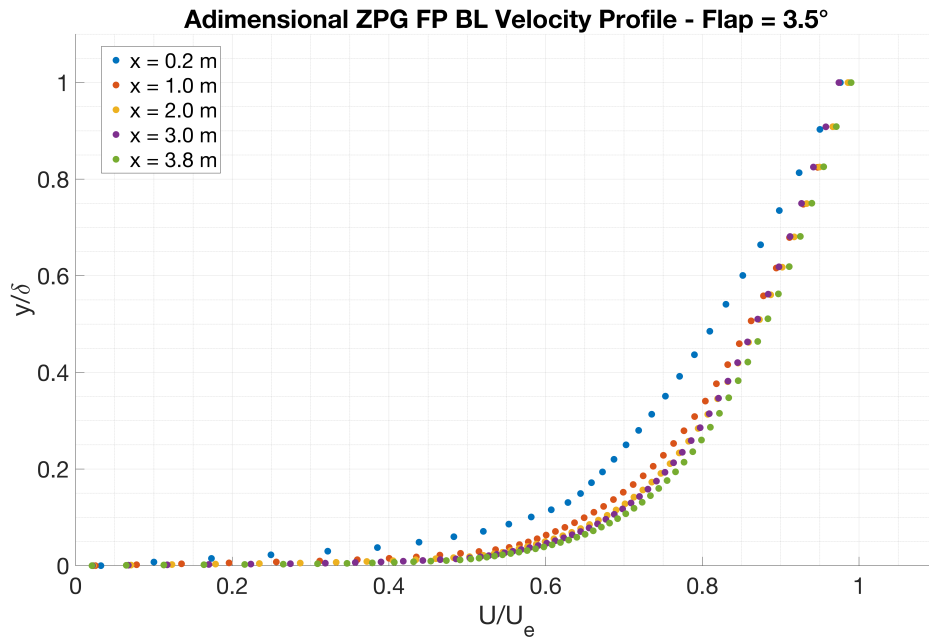


Figura 5.20: Profili di velocità dello strato limite in forma normalizzata

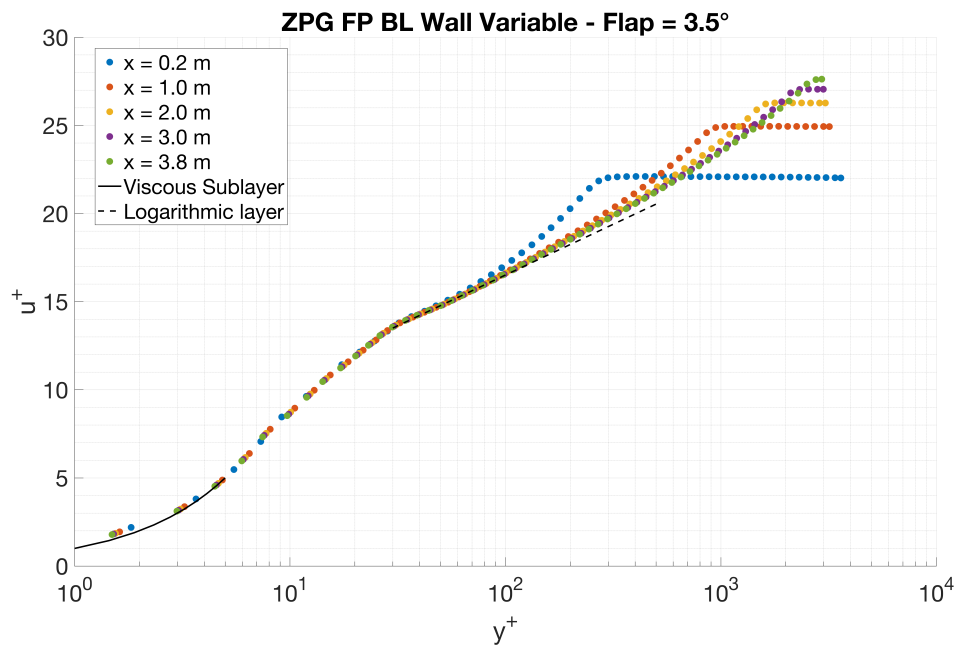


Figura 5.21: Variabili interne dello strato limite

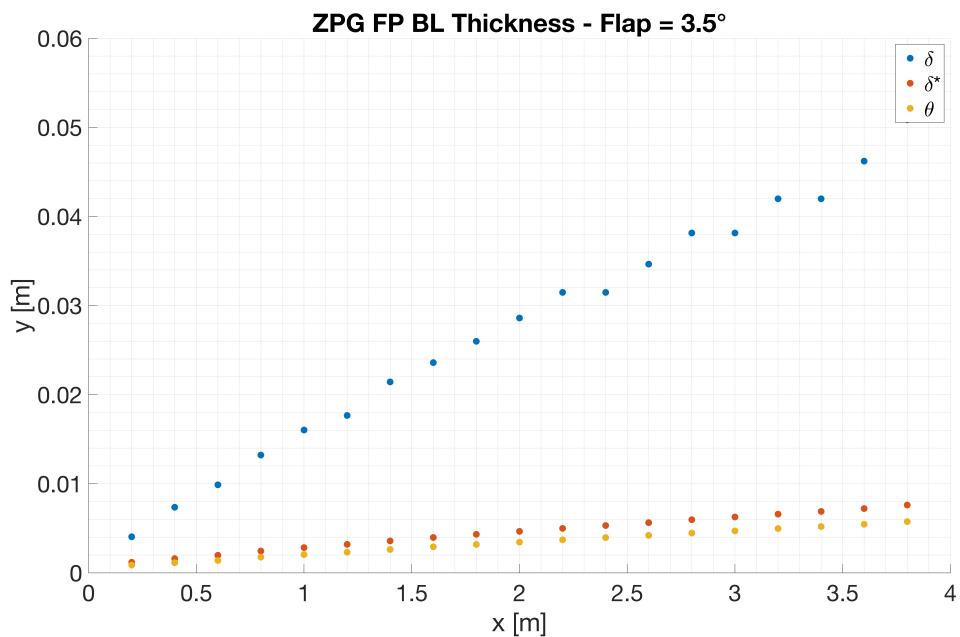


Figura 5.22: Spessori caratteristici dello strato limite lungo la lastra piana

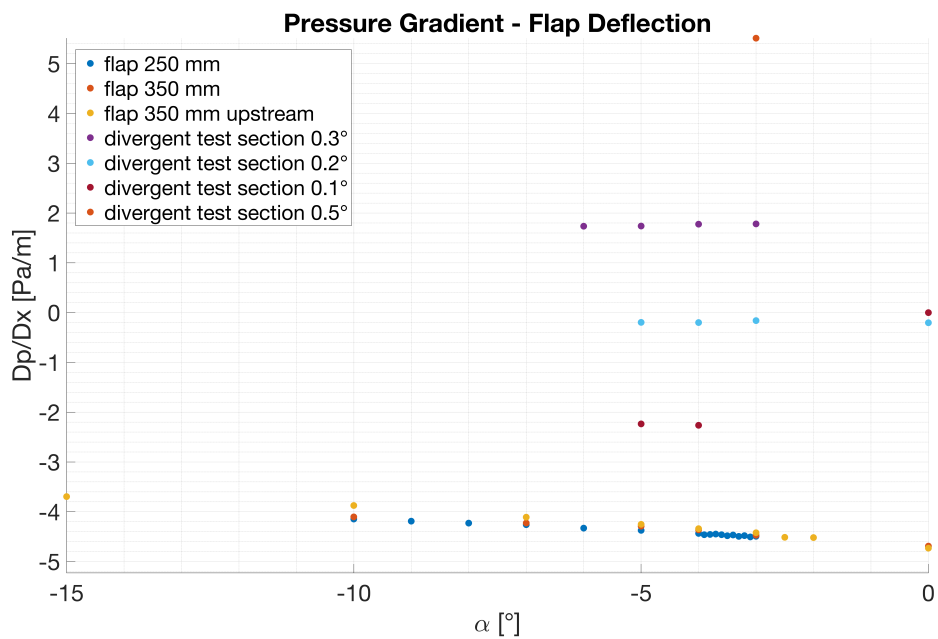
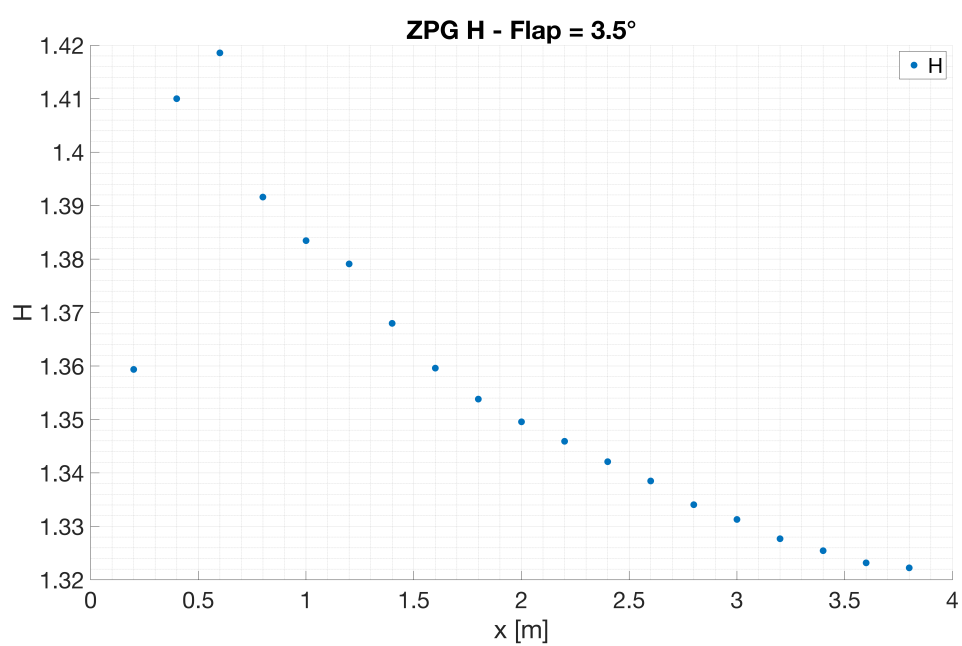


Figura 5.23: Mappa dei gradienti di pressione lungo la lastra ottenuti per vari angoli di deflessione del flap



**Figura 5.24:** Parametro di forma dello strato limite lungo la lastra piana

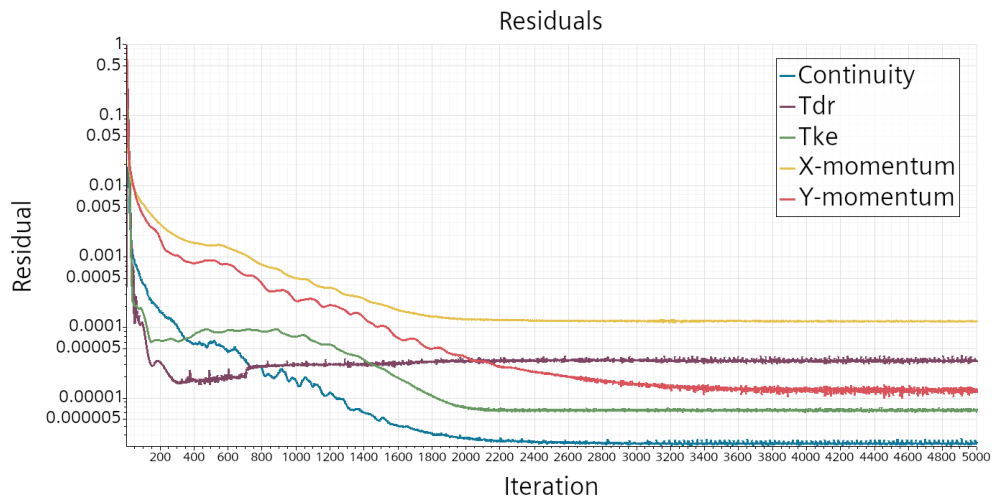
## Capitolo 6

# Risultati Simulazioni con Gradiente di Pressione Avverso

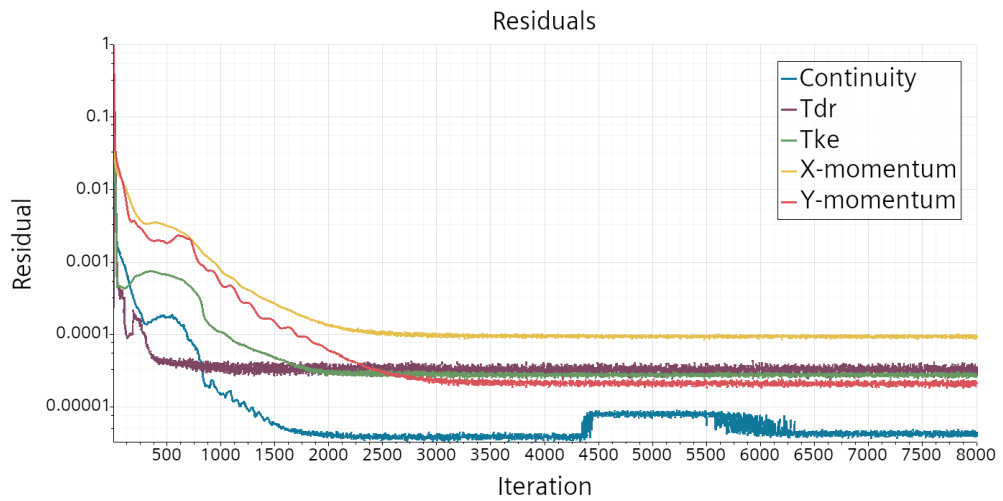
In questo capitolo vengono presentati i risultati ottenuti dai test cases in condizioni APG (Adverse Pressure Gradient). I vari test cases, descritti in tabella 4.6, prevedono due varianti di PB (Pressure Body), di cui uno testato a diverse velocità. Entrambi i casi sono stati studiati a deflessione nulla del flap. Come dati del campo moto si riportano quelli del PB Mk.I nel caso con velocità di inlet 12 m/s. Le simulazioni in condizioni APG vedono come condizioni iniziali di pressione le stesse del caso ZPG e condizioni iniziali di velocità pari alla velocità di inlet, consultabile sempre in tabella 4.6. I residui per le simulazione considerate sono consultabili in figura 6.1 e 6.2.

### 6.1 Pressure body

Per la creazione del pressure body si è preso come riferimento i lavori di ricerca effettuati al KTH di Stoccolma [12]. Non avendo la possibilità di modificare la configurazione del tetto come nell'impianto del KTH, si è optato per la realizzazione di un inserto carenato che potesse essere aggiunto al tetto piano o sostituirlo integralmente e che avesse una geometria esprimibile in forma analitica, per una più semplice realizzazione. Il tentativo proposto (figura 6.3, 6.4 e 6.5) trasforma il condotto piano in un condotto convergente divergente con una sezione di raccordo piana lunga 750 mm tra i due tratti. I limiti per la creazione del modello imponevano che il corpo fosse tangente all'inizio e alla fine alla superficie del tetto del condotto e che, limitando il bloccaggio, fornisse un gradiente di pressione costante nel tratto



**Figura 6.1:** Residui delle equazioni di continuità, quantità di moto e trasporto della turbolenza per il caso con PB Mk.I



**Figura 6.2:** Residui delle equazioni di continuità, quantità di moto e trasporto della turbolenza per il caso con PB Mk.II

di misura. Inoltre si vuole far coincidere l'inizio della sezione di gola con il LE della piastra. La parte iniziale convergente è stata disegnata con un profilo cosinusoidale opportunamente deformato per rispettare i limiti imposti:

$$h(x) = E \cos Gx + H + F \quad (6.1)$$

Con:

- $E$  definito come  $E = -\frac{h_0-H}{2}$  con  $h_0$  l'altezza della gola del condotto e  $H$  l'altezza totale della galleria
- $F$  definito come  $F = \frac{h_0+H}{2}$
- $G$  definito come  $G = \frac{\pi}{x_{h_0}-x_H}$  con  $x_{h_0}$  e  $x_H$  le posizioni lungo la lunghezza della galleria rispettivamente della gola del condotto e dell'inizio della test section, rispetto a un sistema di riferimento centrato all'inizio del tratto divergente (750 mm dopo il LE)
- $H$  definito come  $H = -\frac{\pi}{x_{h_0}-x_H}x_H$

Il tratto divergente invece usa una relazione ricavata dall'equazione di Bernoulli sfruttando  $\frac{\partial p^0}{\partial x} = 0$ . Chiamiamo  $h_0$  la sezione in gola del condotto a partire dal pavimento della galleria, ci mettiamo in un sistema di riferimento che abbia coordinata  $x$  di origine nel punto di inizio del tratto divergente (quindi a 750 mm dal LE della piastra) e coordinata  $y$  sul pavimento della galleria. Partendo dall'equazione:

$$\tilde{p}^0 = \tilde{p} + \frac{1}{2}U^2 = cost \quad (6.2)$$

Con:

- $\tilde{p} = \frac{p}{\rho}$

E dall'equazione di Bernoulli:

$$U \cdot A = U_0 \cdot A_0 = k \quad (6.3)$$

Con:

- $A$  sezione di condotto riferita alla generica altezza del profilo del PB  $h$
- $A_0$  sezione di condotto riferita all'altezza di gola del profilo del PB  $h_0$

Ipotizzando un flusso bidimensionale lungo la sezione del condotto, possiamo semplificare l'equazione 6.3 ipotizzando una dimensione trasversale unitaria:

$$U \cdot h = U_0 \cdot h_0 = k \quad (6.4)$$



Poichè  $\frac{\partial \tilde{p}^0}{\partial x} = 0$  otteniamo:

$$\frac{\partial \tilde{p}}{\partial x} + U \frac{\partial U}{\partial x} = 0 \quad (6.5)$$

Da 6.4 otteniamo che  $U = \frac{k}{A}$  e  $\frac{\partial U}{\partial x} = -\frac{k}{A^2} \frac{\partial A}{\partial x}$  e sostituendo in 6.5 otteniamo:

$$\frac{\partial \tilde{p}}{\partial x} - \frac{k}{A} \frac{k}{A^2} \frac{\partial A}{\partial x} = 0 \quad (6.6)$$

$$\frac{\partial \tilde{p}}{\partial x} = \frac{k^2}{A^3} \frac{\partial A}{\partial x} = \frac{k^2}{h^3} \frac{\partial h}{\partial x} \quad (6.7)$$

Integrando l'equazione 6.7 tra 0 e la generica coordinata  $x$  otteniamo una relazione che lega l'altezza del profilo del tratto divergente dal pavimento della galleria  $h$  in funzione della distanza longitudinale  $x$  e della sola portata in gola:

$$h(x) = \frac{h_0 U_0}{\sqrt{U_0^2 - 2 \frac{\partial \tilde{p}}{\partial x} x}} \quad (6.8)$$

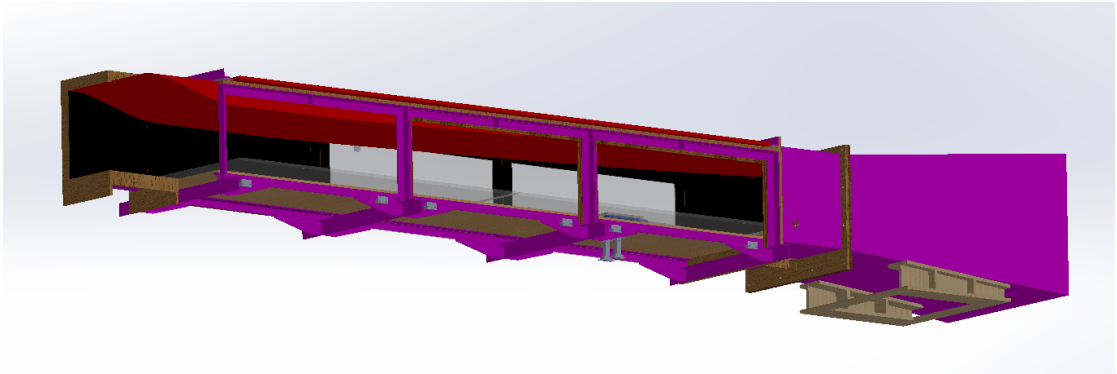
Invertendo l'equazione è possibile ricavare le condizioni in gola che, a un dato  $\frac{\partial \tilde{p}}{\partial x}$ , ci danno l'altezza complessiva della test section. A quel punto è sufficiente scegliere una velocità in gola per fissare l'altezza della sezione di gola o viceversa. Montando i vari pezzi di curva tramite uno script matlab e facendola traslare per farla coincidere con il sistema di riferimento del disegno CAD, sono stati generati i due PB esaminati. I parametri di design si trovano in tabella 6.1. Inoltre in tabella 6.2 si trova un riassunto delle equazioni analitiche utilizzate e la discretizzazione spaziale con cui sono state costruite le curve. Le condizioni in gola si ottengono, rispettivamente, per il PB MK.I a circa 12 m/s e per il PB Mk.II a circa 15 m/s.

	$h_0$ [m]	$U_0$ [m/s]	$\frac{\partial \tilde{p}}{\partial x}$ [Pa/m]
PB Mk.I	0,46	15	6
PB Mk.II	0,3844	20	24

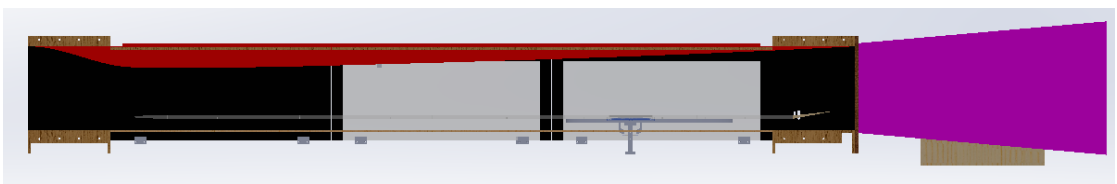
**Tabella 6.1:** Parametri di design pressure body



**Figura 6.3:** Mockup dell'inserto del tetto della galleria (pressure body)



**Figura 6.4:** Prova di montaggio sul condotto del mockup del PB



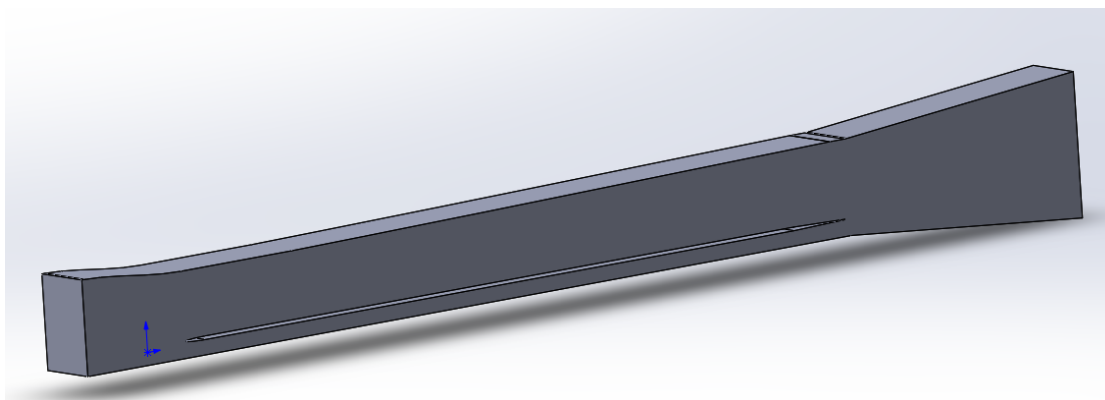
**Figura 6.5:** Vista in sezione del condotto con il mockup del PB

Intervallo [m]	Spaziatura [punti]	Equazione
$-1.4 < x < -0.75$	100	$h(x) = E \cos(Gx + H) + F$
$-0.75 < x < 3.6$	500	$h(x) = h_0 \quad \text{con } x < 0$ $h(x) = \frac{h_0 U_0}{\sqrt{U_0^2 - 2 \frac{\partial p}{\partial x} x}} \quad \text{con } x > 0$

**Tabella 6.2:** Equazioni analitiche per il disegno del PB

## 6.2 Dominio di calcolo e mesh

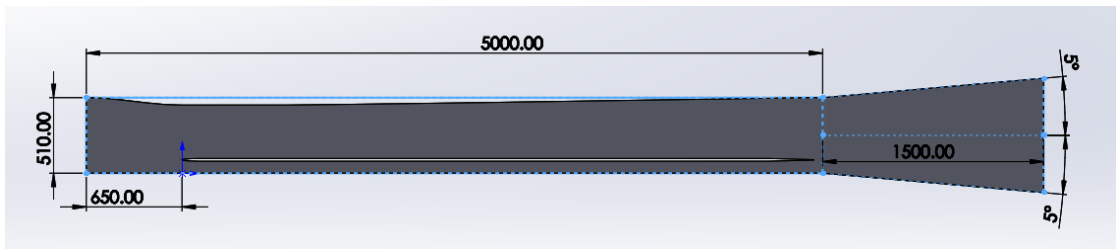
Vengono presentati i domini (vedere sezione 4.1 per maggiori dettagli) per le simulazioni in condizioni APG nel caso del PB Mk.I (figura 6.6) e per il PB Mk.II (figura 6.11). I domini quotati sono presentati in figura 6.7 e 6.12. La mesh ottenuta invece si può vedere in figura 6.8, 6.9 e 6.10 per il PB Mk.I e in figura 6.13, 6.14 e 6.15 per il PB Mk.II. I parametri usati sono quelli presentati nel capitolo 4.3 in tabella 4.2, 4.3 e 4.4, con l'unica differenza per la gap fill percentage del prism layer che è stata aumentata a 40 invece che 30 per evitare che il prism layer si riducesse di spessore nella zona di attacco del flap e nell'ultimo tratto del diffusore.



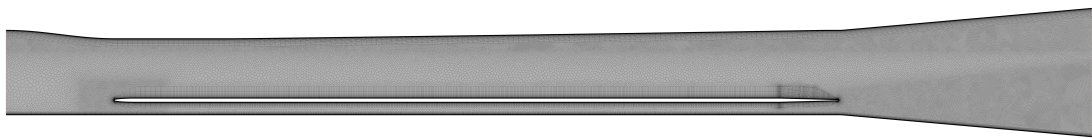
**Figura 6.6:** Disegno CAD 3D del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.I

## 6.3 Campo di moto

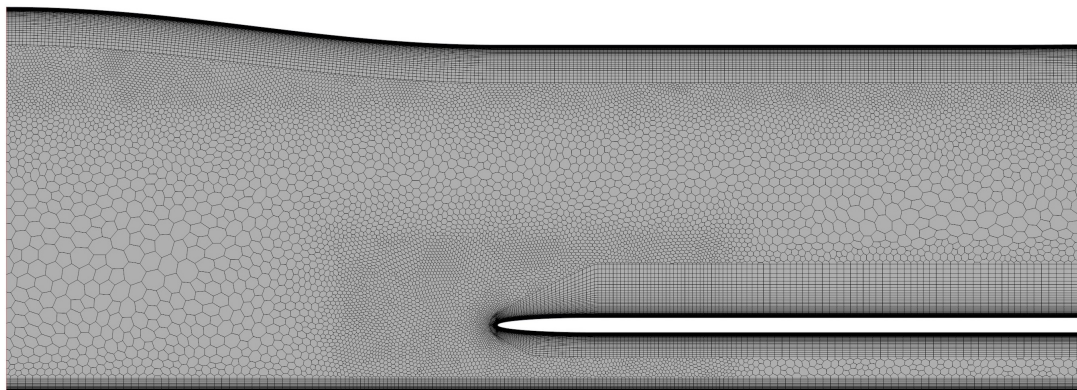
In questa sezione sono riportati i risultati della simulazione, in particolare i campi di velocità e pressione ottenuti dalle simulazioni. All'interno del dominio della simulazione sono state create le stesse sonde descritte in sezione 5.2, con delle dovute differenze (figura 6.16):



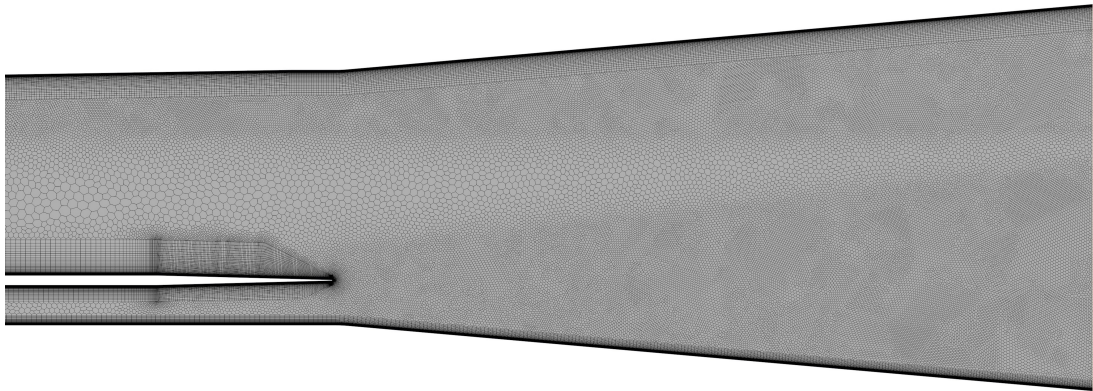
**Figura 6.7:** Dimensioni del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.I



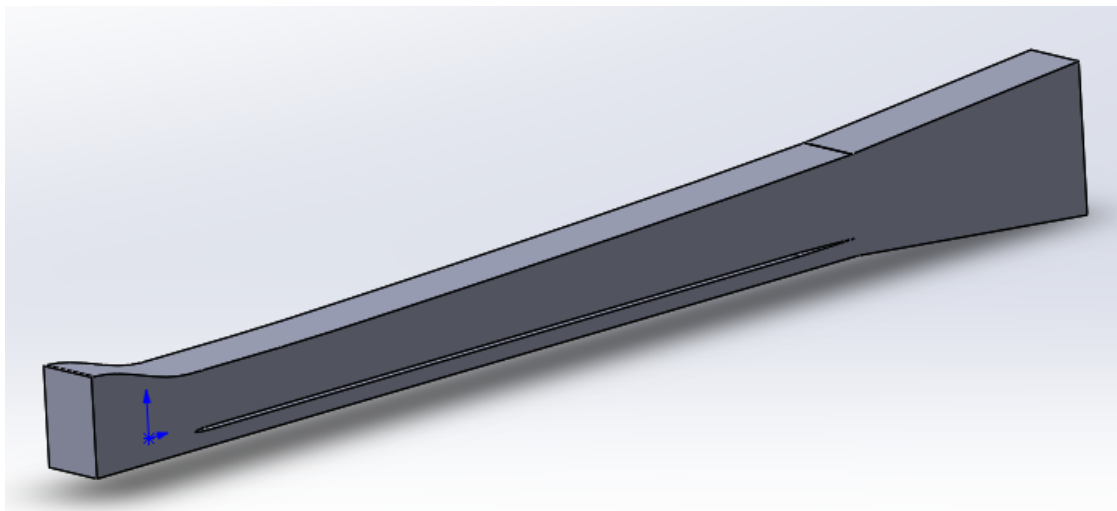
**Figura 6.8:** Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.I



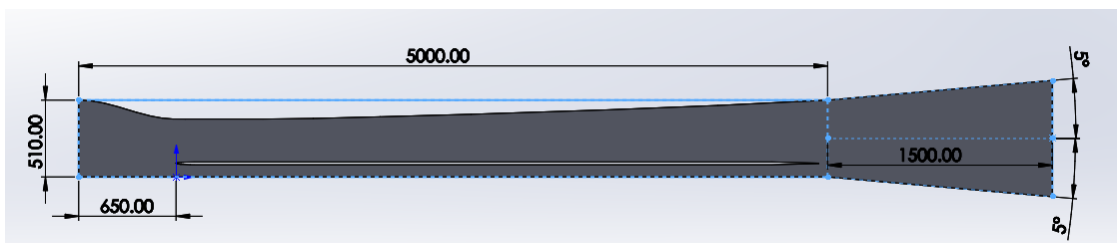
**Figura 6.9:** Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.I, dettaglio del bordo d'attacco della lastra piana



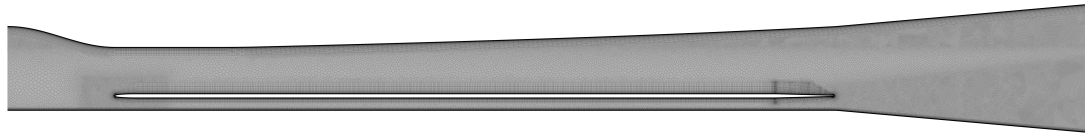
**Figura 6.10:** Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.I, dettaglio del bordo di fuga della lastra piana



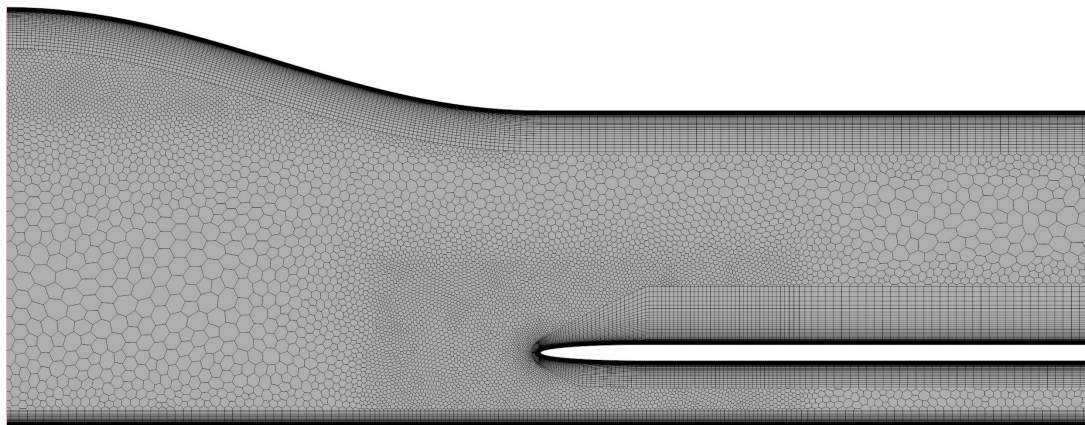
**Figura 6.11:** Disegno CAD 3D del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.II



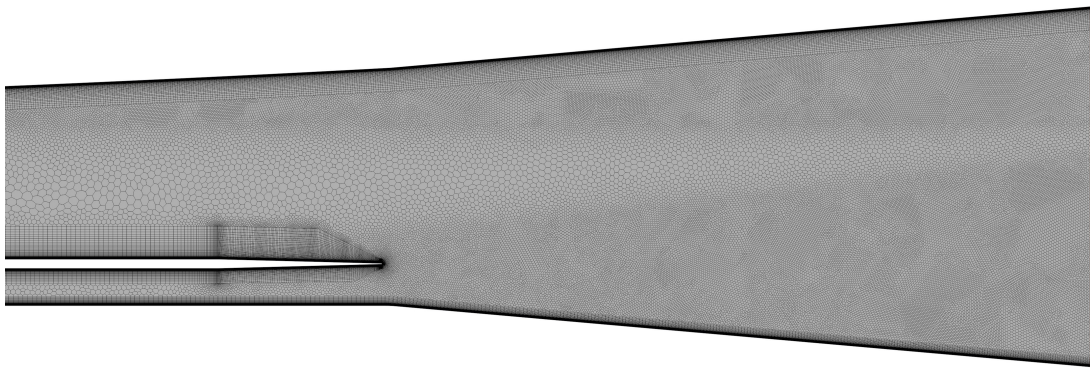
**Figura 6.12:** Dimensioni del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.II



**Figura 6.13:** Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.II

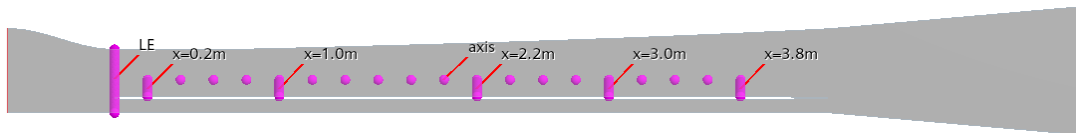


**Figura 6.14:** Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.II, dettaglio del bordo d'attacco della lastra piana



**Figura 6.15:** Mesh del dominio di calcolo in condizioni APG con PB Mk.II, dettaglio del bordo di fuga della lastra piana

- La sonda perpendicolare alla direzione del flusso e tangente al LE si estende sempre in verticale ma tra il pavimento del condotto e la superficie di gola del PB (460 mm per PB Mk.I e 384,4 mm per PB Mk.II). In questo modo si può valutare qualitativamente l'andamento della velocità nella sezione di gola per valutare dove prendere la velocità esterna da usare nei calcoli di strato limite senza che risenta eccessivamente dello strato limite del tetto del condotto. I profili di velocità in funzione della coordinata  $y$  possono essere visti per i due PB in figura 6.22 e 6.22
- In funzione di ciò che è stato appena detto, la sonda parallela all'asse della galleria viene spostata a una distanza di 200 mm dal pavimento del condotto. I valori di pressione e velocità sull'asse del condotto possono essere visti in figura 6.23 e 6.24) per il PB Mk.I e in figura 6.32 e 6.33) per il PB Mk.II

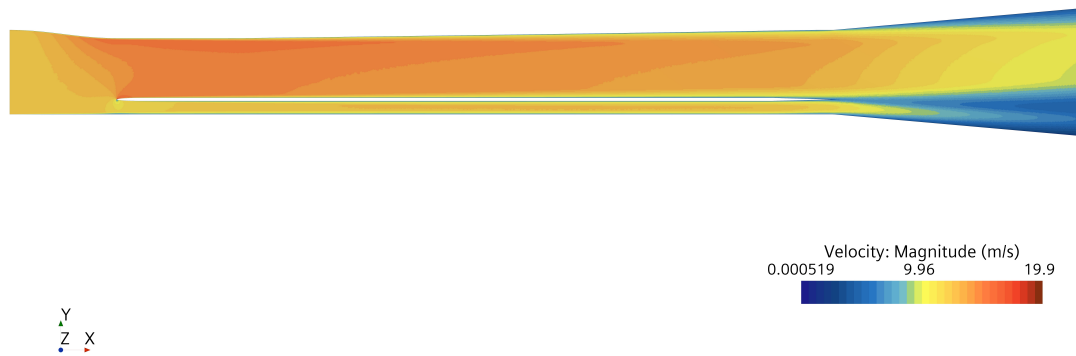


**Figura 6.16:** Sonde utilizzate per l'analisi fluidodinamica

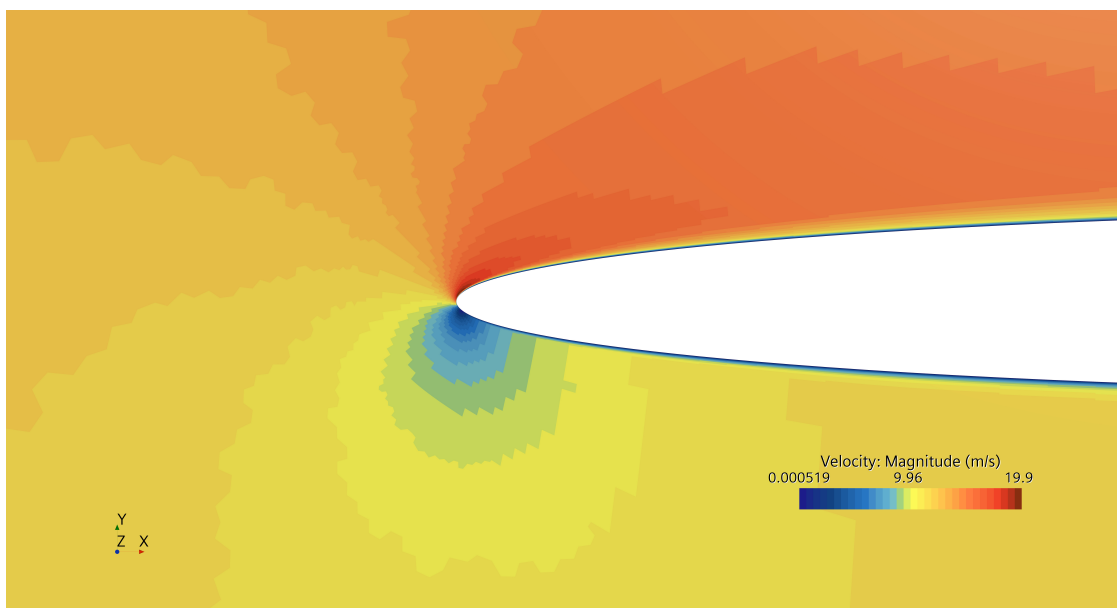
Vengono inoltre presentati in figura 6.25 e 6.34 i valori di pressione a parete in entrambi i casi analizzati.

E' possibile vedere per il PB Mk.I i campi di velocità in figura 6.17, 6.18 e 6.19, mentre i campi di pressione si trovano in figura 6.20 e 6.21. Per il PB Mk.II, invece, i campi di velocità sono in figura 6.26, 6.27 e 6.28, mentre i campi di pressione si trovano in figura 6.29 e 6.30. Come considerazione per entrambi i PB, notiamo che per quanto riguarda il profilo di velocità sul LE (figura 6.22 e 6.31) si nota come a 90 mm dal pavimento del condotto ci sia una discontinuità nella velocità, segno del fatto che il punto di arresto non è centrato rispetto alla piastra (posizionata a 90 mm dal pavimento della galleria). Notiamo già qualitativamente che l'andamento della pressione lungo l'asse e a parete (figura 6.24, 6.25, 6.33 e 6.34) sembra avere un andamento circa lineare. Stessa osservazione la possiamo fare nei campi di pressione (figura 6.20 e 6.29) osservando che la spaziatura dei livelli di pressione avviene a intervalli regolari lungo la lunghezza del condotto. Ciò ci fa supporre che il gradiente di pressione si mantenga costante, come volevamo ottenere dal progetto.

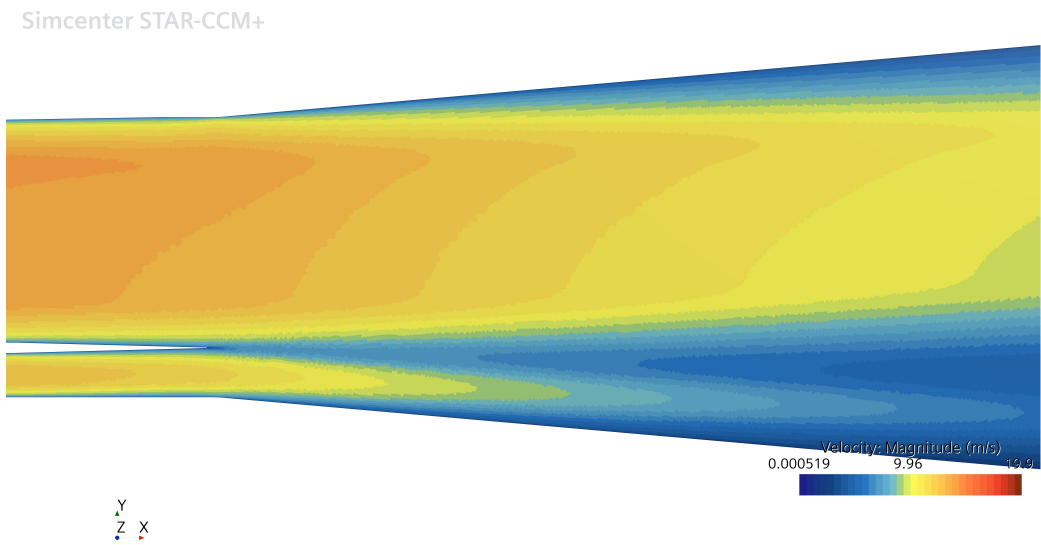




**Figura 6.17:** Campo di moto (modulo della velocità) con PB Mk.I



**Figura 6.18:** Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) in prossimità del LE con PB Mk.I



**Figura 6.19:** Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) nella zona di scia con PB Mk.I



**Figura 6.20:** Campo di pressione con PB Mk.I

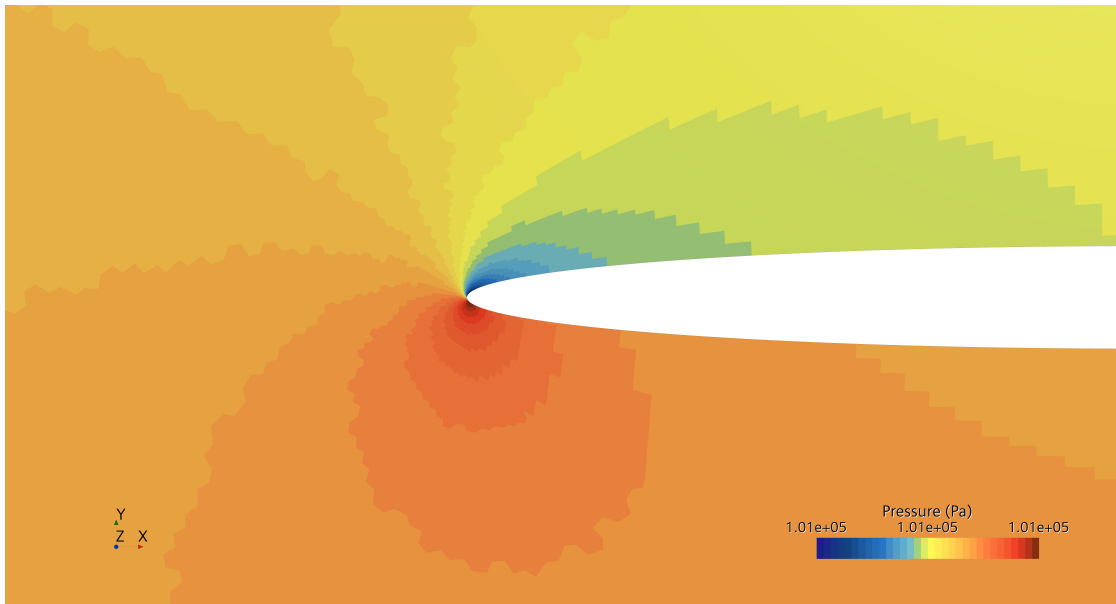


Figura 6.21: Dettaglio del campo di pressione in prossimità del LE con PB Mk.I

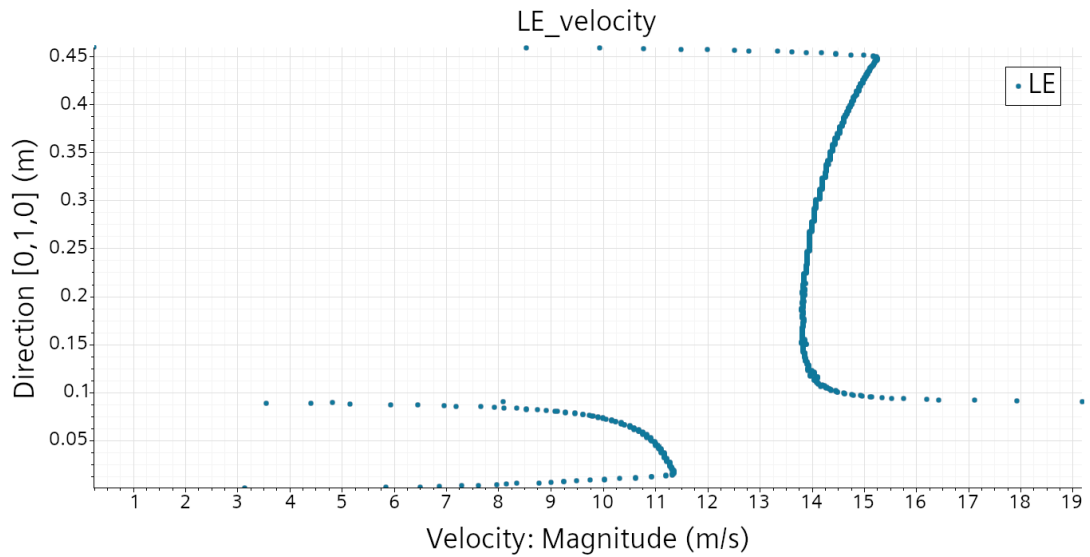
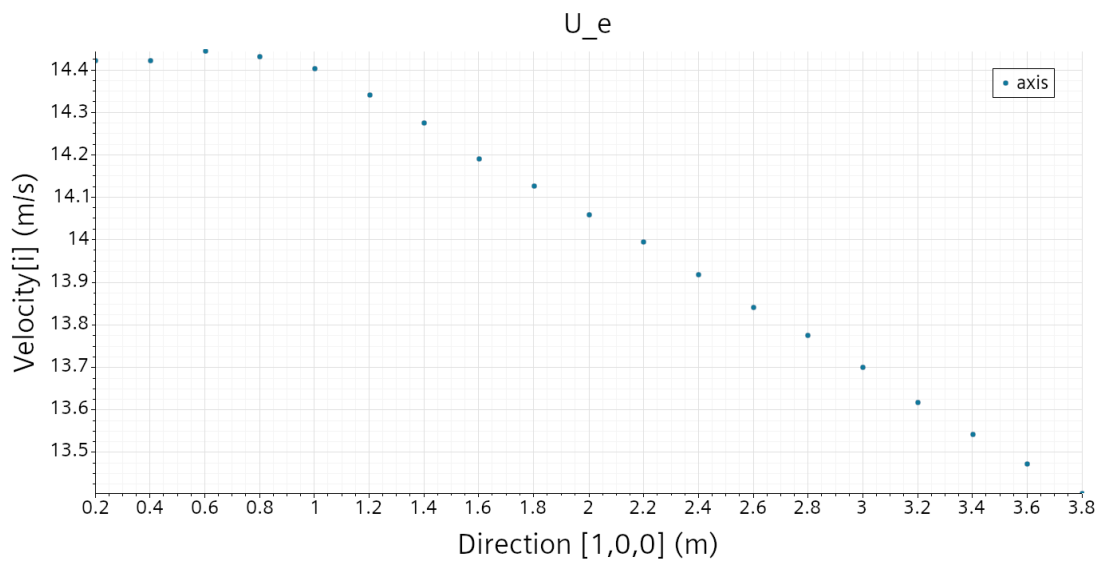
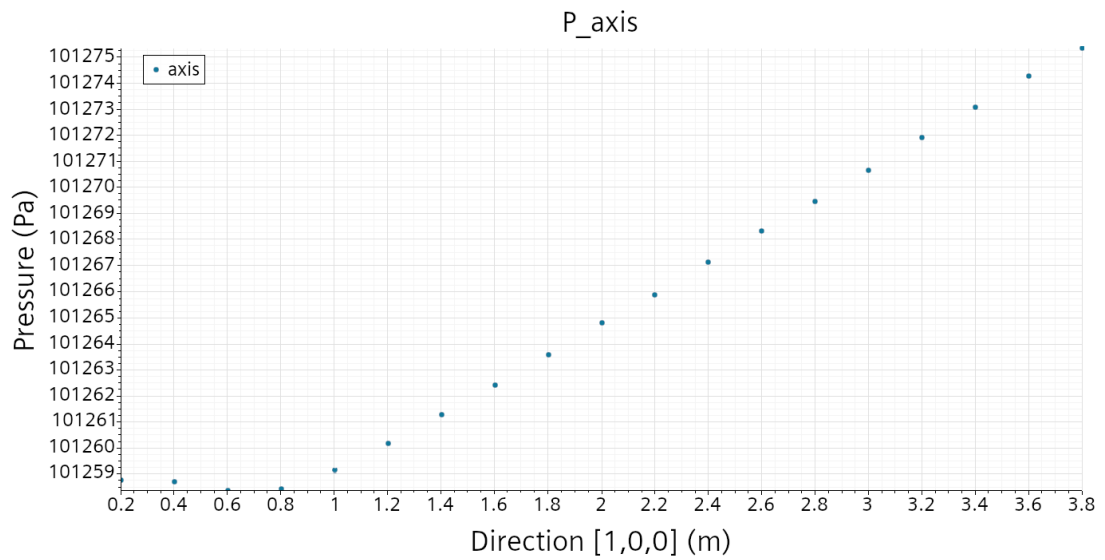


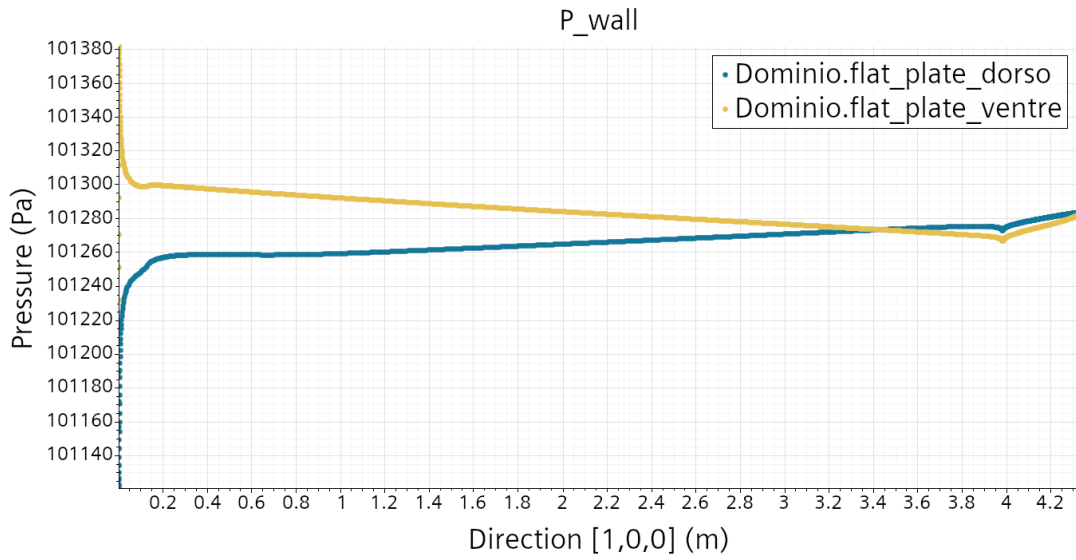
Figura 6.22: Andamento del modulo della velocità in prossimità del LE in funzione della coordinata y con PB Mk.I



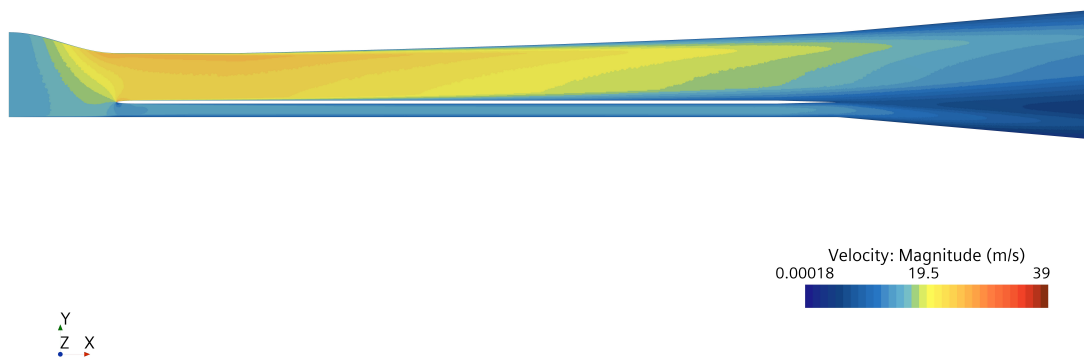
**Figura 6.23:** Componente di velocità tangenziale lungo l'asse della galleria con PB Mk.I



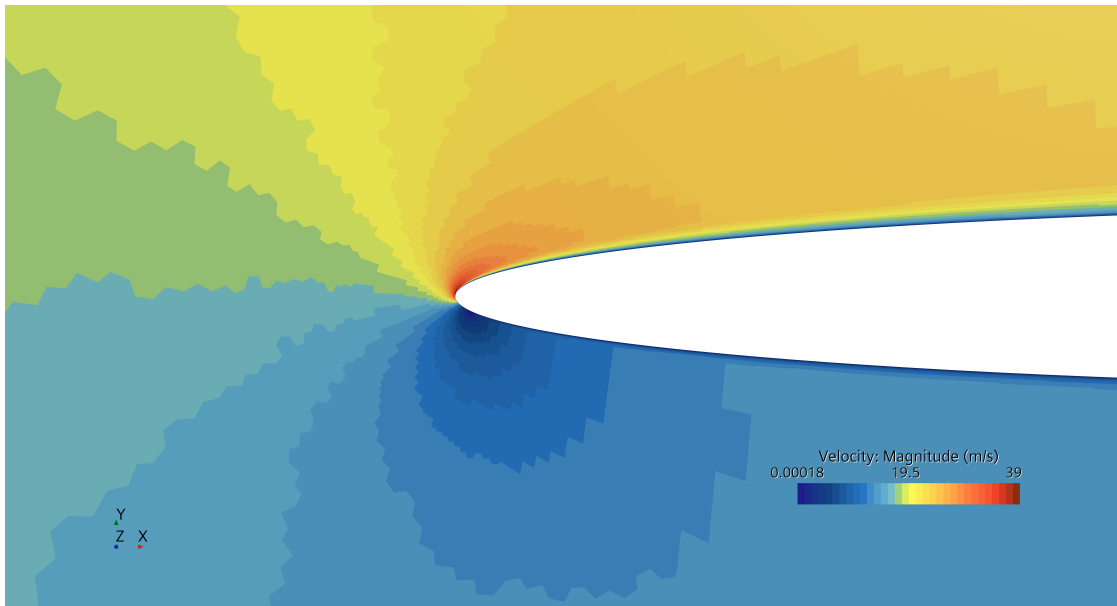
**Figura 6.24:** Pressione lungo l'asse della galleria con PB Mk.I



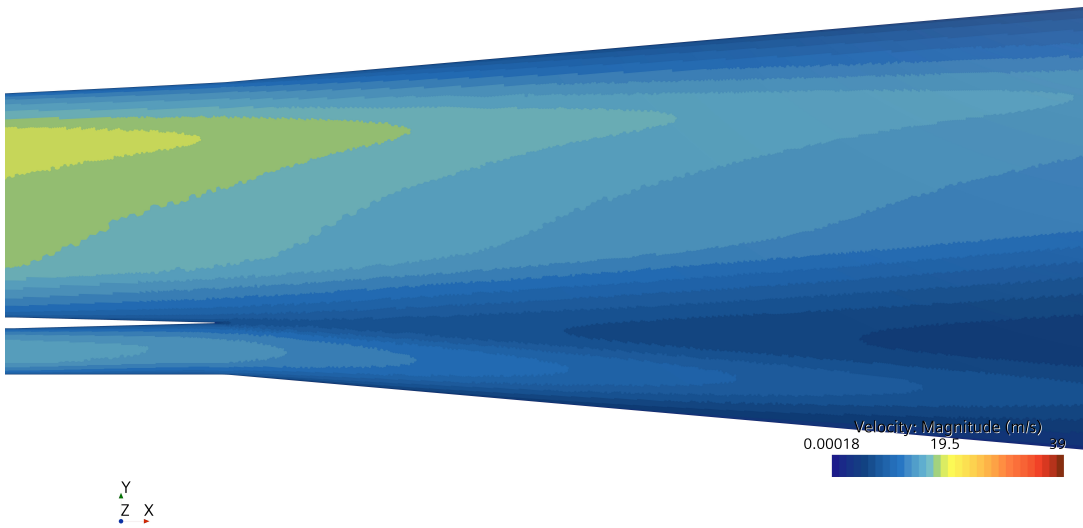
**Figura 6.25:** Pressione lungo la superficie della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo) con PB Mk.I



**Figura 6.26:** Campo di moto (modulo della velocità) con PB Mk.II



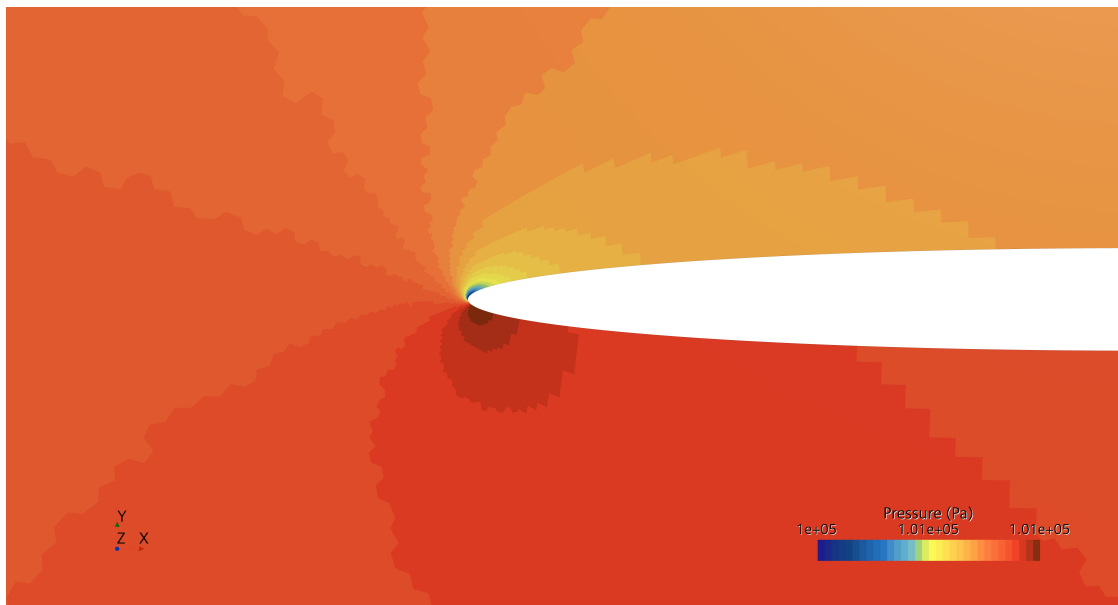
**Figura 6.27:** Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) in prossimità del LE con PB Mk.II



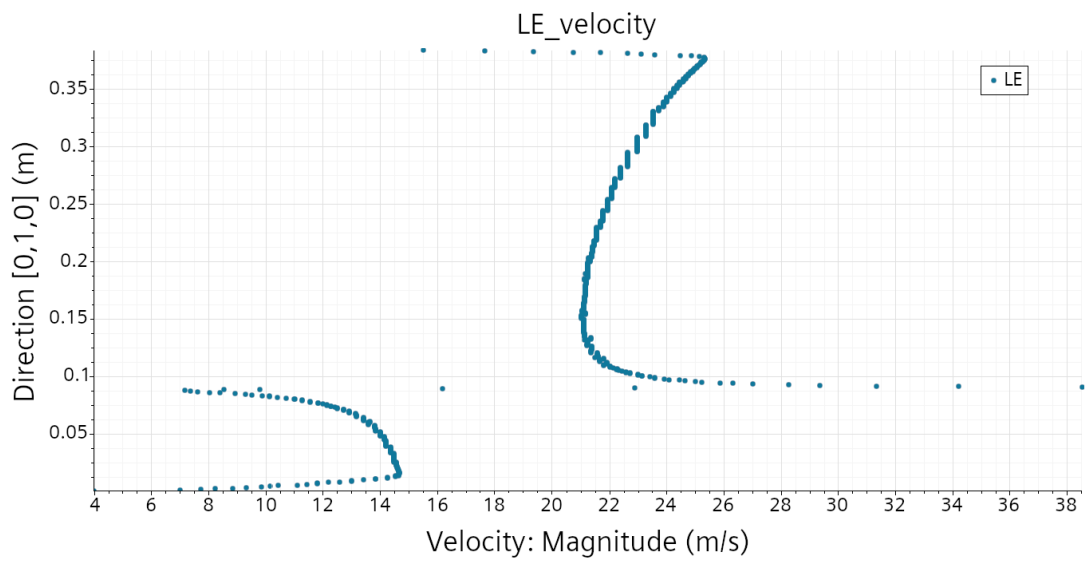
**Figura 6.28:** Dettaglio del campo di moto (modulo della velocità) nella zona di scia con PB Mk.II



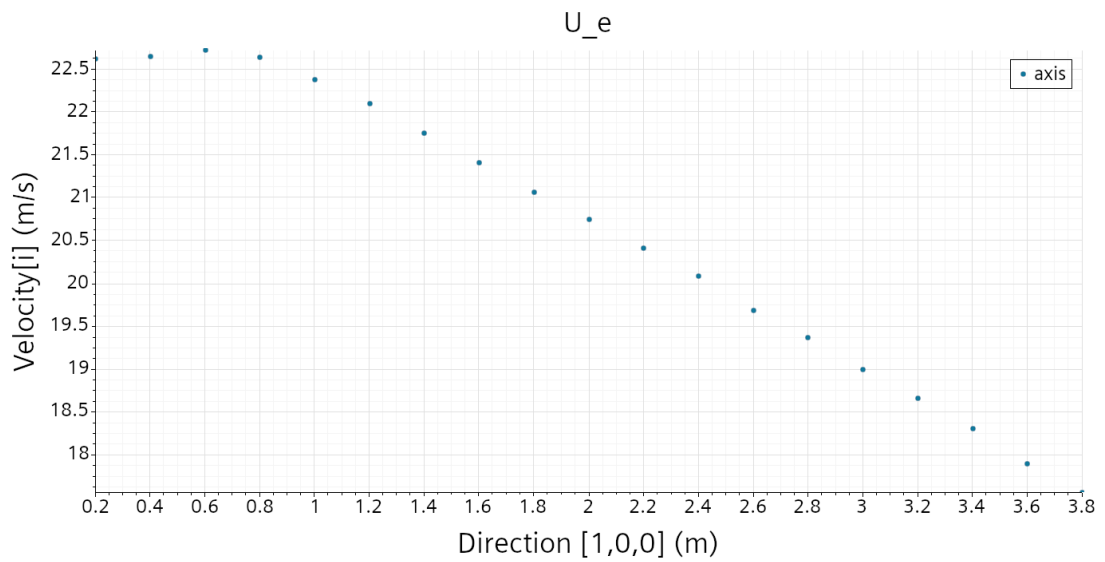
**Figura 6.29:** Campo di pressione con PB Mk.II



**Figura 6.30:** Dettaglio del campo di pressione in prossimità del LE con PB Mk.II

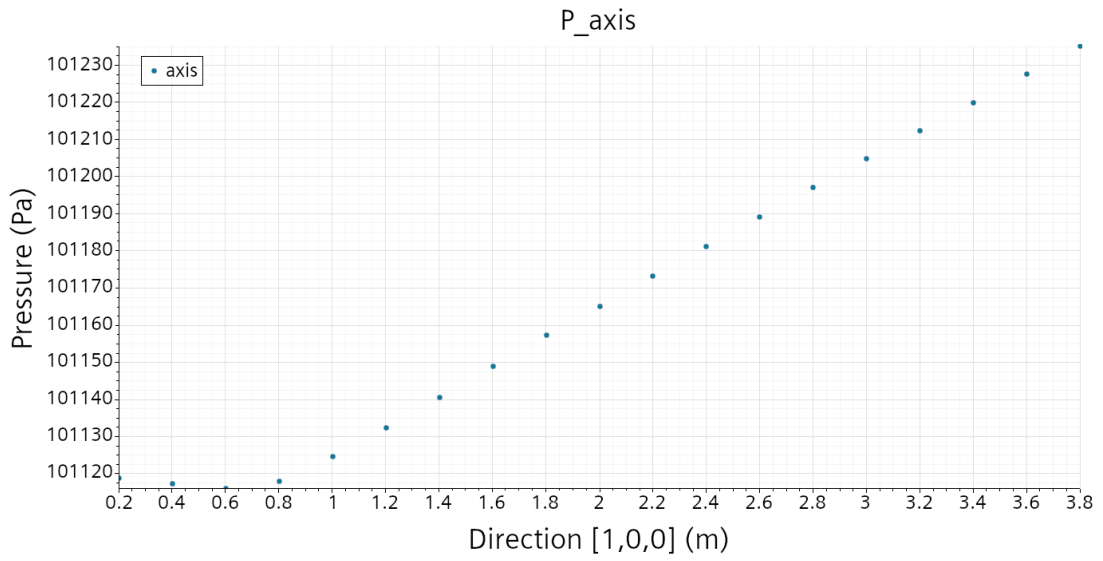


**Figura 6.31:** Andamento del modulo della velocità in prossimità del LE in funzione della coordinata y con PB Mk.II

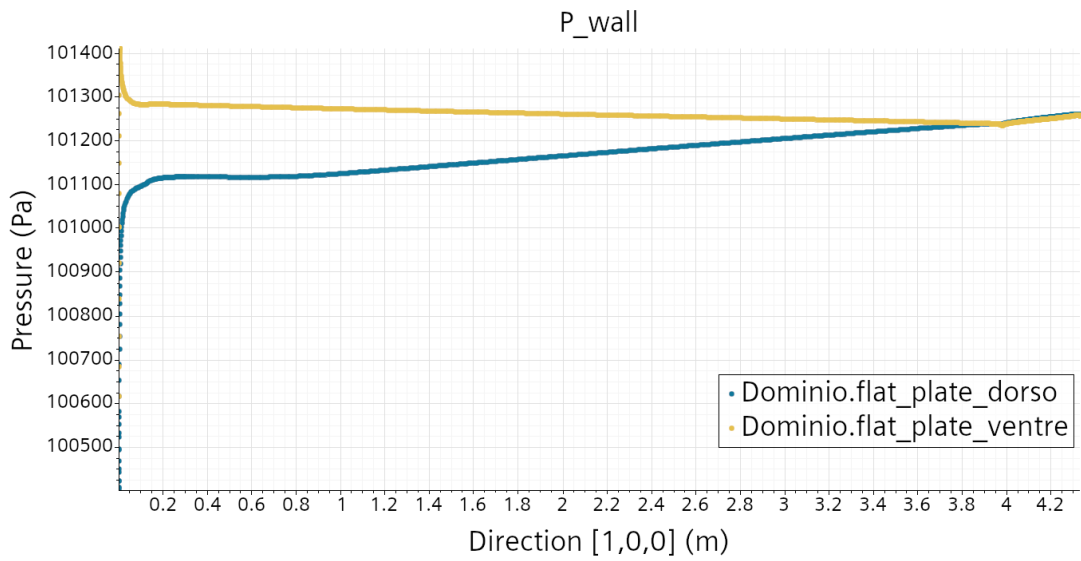


**Figura 6.32:** Componente di velocità tangenziale lungo l'asse della galleria con PB Mk.II





**Figura 6.33:** Pressione lungo l'asse della galleria con PB Mk.II



**Figura 6.34:** Pressione lungo la superficie della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo) con PB Mk.II

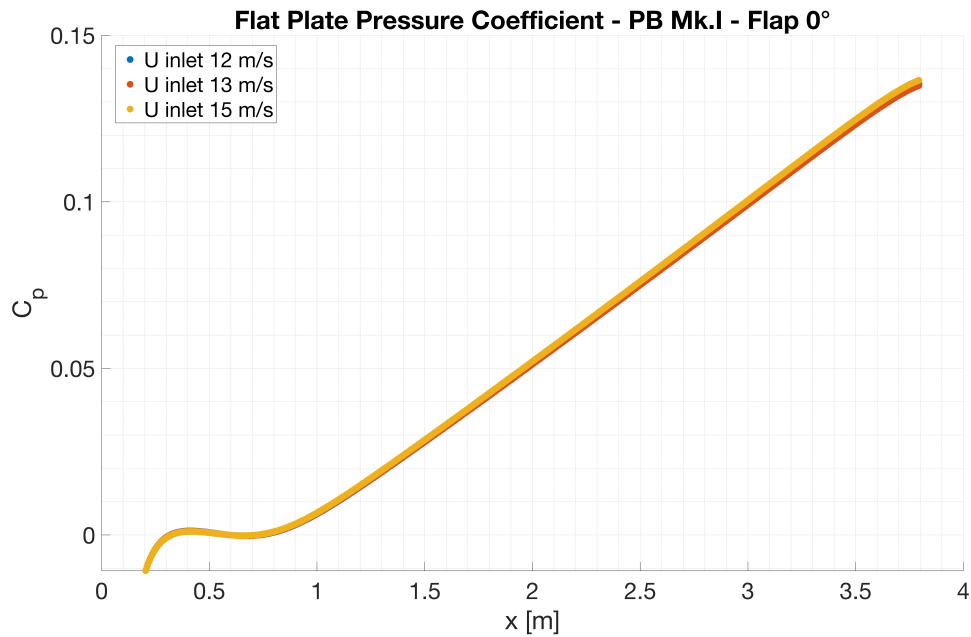
## 6.4 Post processing

Come nel caso in condizioni ZPG, processare i dati ottenuti è stato usato il programma MATLAB<sup>®</sup> prodotto da MathWorks. Per il processamento dei profili di velocità dello strato limite e delle variabili di spessore è stata usata la stessa procedura indicata in sezione 5.3. Per i vari casi proposti in tabella 4.6 sono stati calcolati, per vari valori della velocità di inlet nel caso di PB Mk.I, i gradienti di pressione  $\frac{\partial p}{\partial x}$  sulla superficie della piastra. Per l'approssimazione dei gradienti si è utilizzato il metodo di Fornberg [13], una generalizzazione del metodo alle differenze finite applicabile su griglie non uniformi. A differenza del caso in condizioni di ZPG si è preferito usare direttamente la pressione estrapolata a parete, non avendo la sicurezza della assenza di gradienti di pressione in  $y$  al di sopra della piastra. Notiamo come nel caso del PB Mk. I risultati per il PB Mk.I sono consultabili in figura 6.35, 6.36, 6.37, 6.38, 6.39, 6.40, 6.41, 6.42, 6.43 e 6.44. I risultati, invece del PB Mk.II sono consultabili in figura 6.45, 6.46, 6.47, 6.48, 6.49, 6.50, 6.51, 6.52, 6.53 e 6.54. Si nota come i gradienti di pressione per il PB Mk.I (figura 6.41 e 6.42) siano pressochè costanti nella zona oltre i 1000 mm dal LE, dove si è interessati a fare le misure, e, nel caso di velocità di ingresso in test section pari a 12 m/s, anche pari al valore di progetto (6 Pa/m). Invece il PB Mk.II, nonostante ci permetta di ottenere gradienti di pressione molto più apprezzabili (circa 40 Pa/m), non da valori di  $\frac{\partial p}{\partial x}$  costanti nella zona di misura e risultano anche più alti rispetto ai valori attesi da progetto. In particolare notiamo, nell'intorno della piastra di misura delle riblets (figura 6.52), che il gradiente di pressione tende a diminuire. Guardando il campo di moto in figura 6.26 notiamo che nel tratto divergente del pressure body si forma uno strato limite parecchio più esteso in spessore della sua controparte del caso con PB Mk.I (figura 6.17). Questo potrebbe giustificare in parte il diverso comportamento rispetto al caso atteso. Inoltre è possibile che la riduzione della sezione di gola del PB Mk.II rispetto al PB Mk.I, oltre ad aumentare il bloccaggio, porta lo strato limite del PB troppo vicino a quello della lastra. Infatti nella configurazione con PB Mk.II, il tetto del condotto dista circa 6-7 spessori di strato limite dalla lastra piana. Ciò non ci consente di trovarci in similitudine con il caso di flusso indisturbato che lambisce una lastra piana che si voleva studiare. I profili di velocità e le variabili interne del BL, in entrambi i casi, danno come nel caso ZPG i risultati attesi. In particolare seguono molto bene i profili teorici del sottostrato viscoso, e seguono il sottostrato logaritmico fino a circa  $y^+ = 100$ . Il discostarsi dall'andamento teorico nel sottostrato logaritmico è da ricondursi all'effetto del gradiente di pressione sul BL. Per quanto riguarda il parametro di forma, ritroviamo risultati molto simili a quelli in condizioni ZPG per il PB Mk.I (figura 6.43), denotando uno strato limite turbolento. Nel secondo caso invece, seppure i valori siano coerenti con quelli di uno strato limite turbolento, il PB Mk.II mostra un comportamento invertito, con un fattore di forma che cresce muovendosi a valle del LE (figura 6.53), a differenza

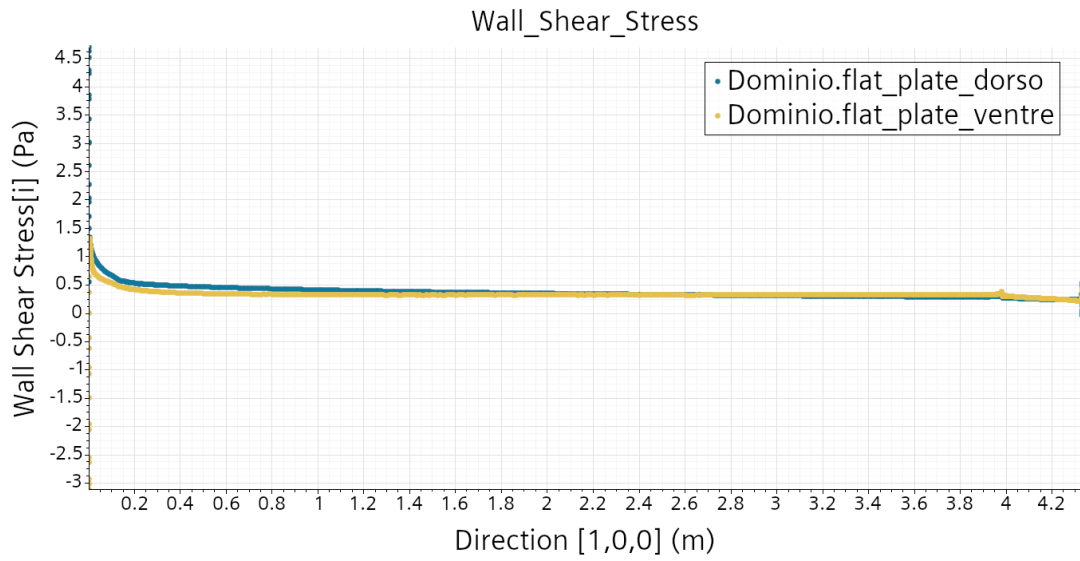
degli altri casi in cui tende a decrescere. Sono necessarie future analisi per valutare presenza o meno di separazione del flusso nel tratto divergente del PB e valutare la necessità o meno di un controllo attivo dello strato limite. Si è calcolato poi il gradiente di pressione adimensionale per confrontarlo con altre ricerche. Questo parametro, anche detto beta di Clauser, viene definito come:

$$\beta = \frac{\delta^*}{\tau_{wall}} \frac{\partial p}{\partial x} \quad (6.9)$$

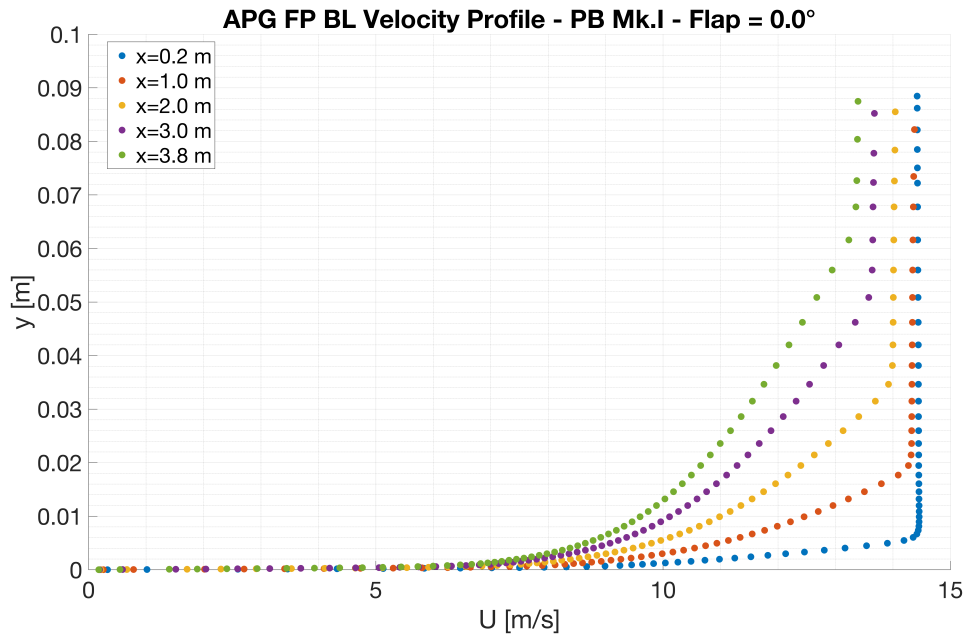
Dove  $\delta^*$  e  $\tau_{wall}$  sono rispettivamente lo spessore di spostamento mediato nel tempo e lo sforzo di taglio a parete mediato nel tempo, ricavato dalla simulazione. Rispetto al caso preso come riferimento nel lavoro del KTH [12] (PB designato dal colore blu, che da un andamento di pressione circa lineare e beta di Clauser massimo 0.8) otteniamo nel primo caso (PB Mk.I) valori del parametro di Clauser più bassi (figura 6.44) e nel secondo caso (PB Mk.II), valori più alti (figura 6.54).



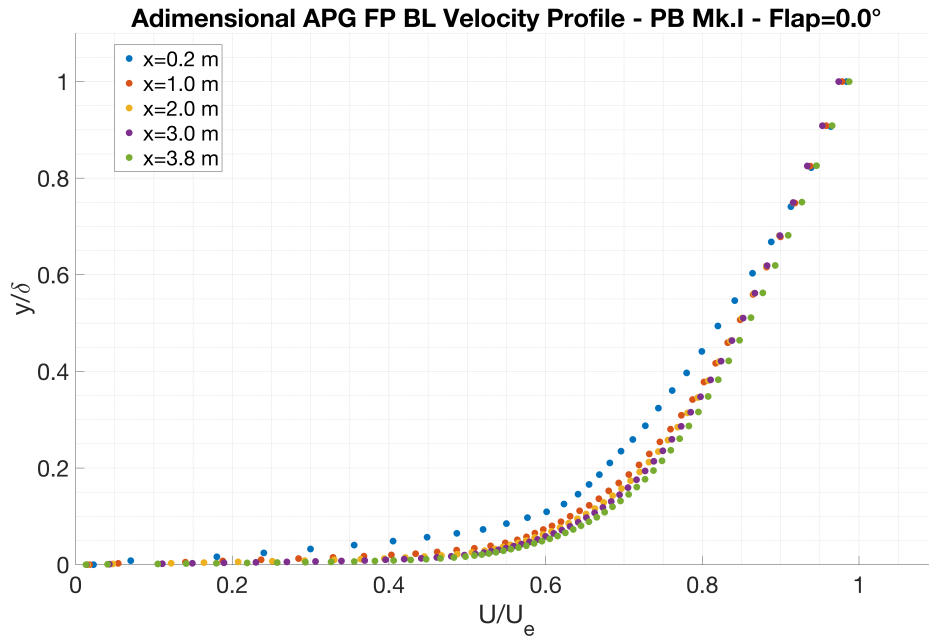
**Figura 6.35:** Coefficiente di pressione sul dorso della lastra piana con PB Mk.I



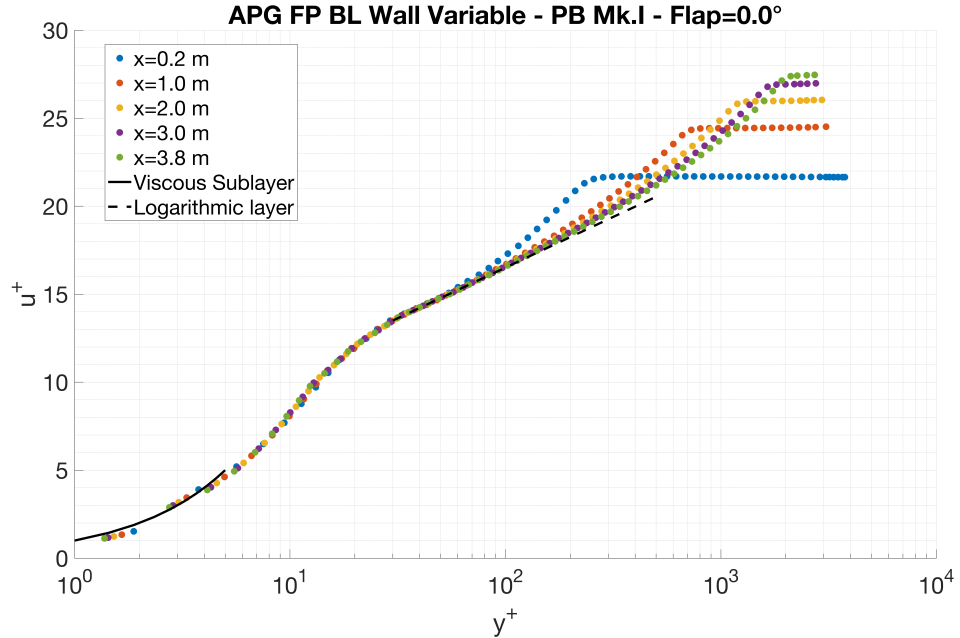
**Figura 6.36:** Sforzo di taglio a parete della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo) con PB Mk.I



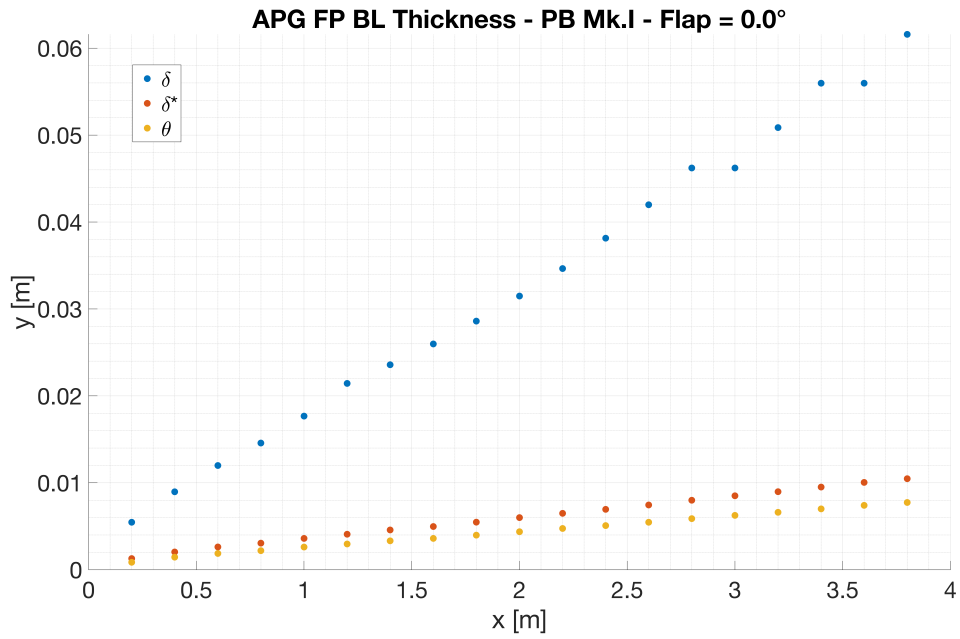
**Figura 6.37:** Profili di velocità dello strato limite in direzione y in forma dimensionale con PB Mk.I. I profili sono valutati a stazioni fissate lungo la lunghezza della lastra piana



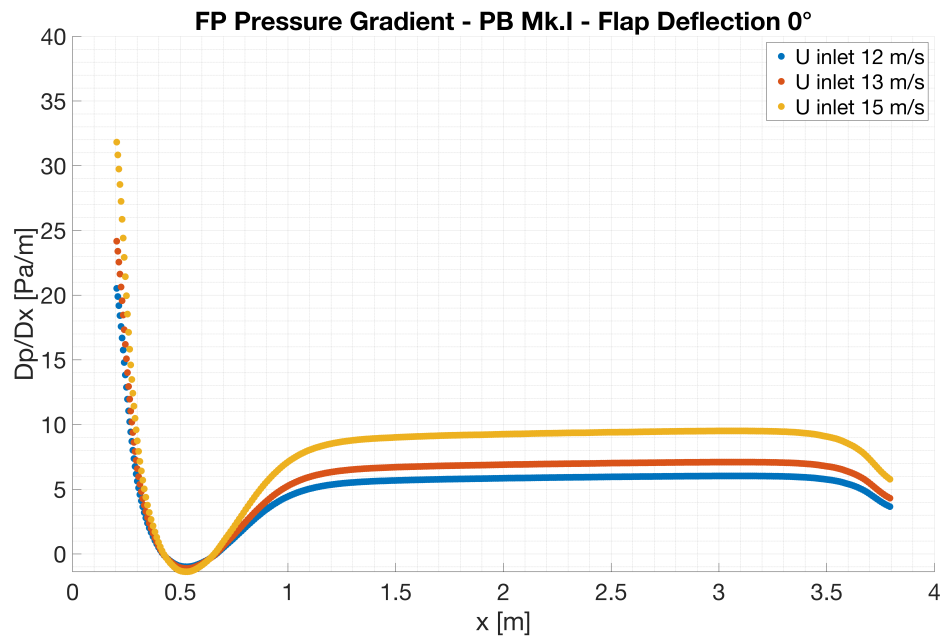
**Figura 6.38:** Profili di velocità dello strato limite in forma normalizzata con PB Mk.I



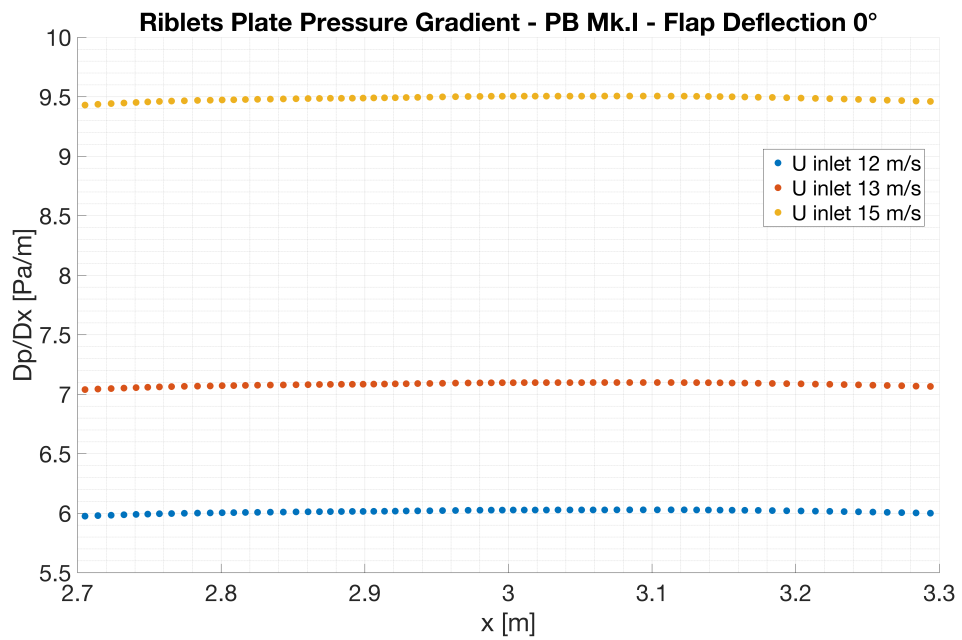
**Figura 6.39:** Variabili interne dello strato limite con PB Mk.I



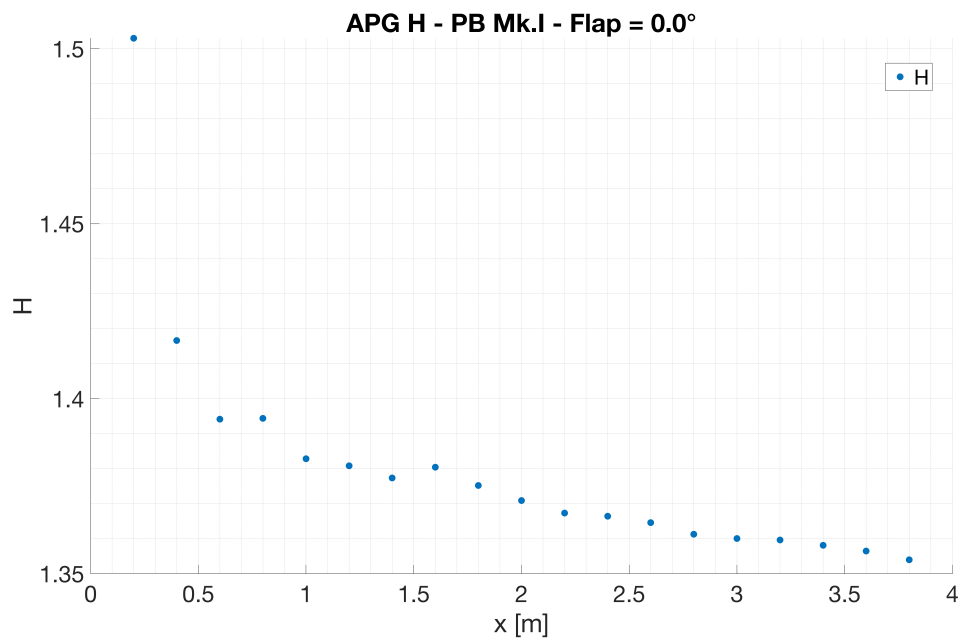
**Figura 6.40:** Spessori caratteristici dello strato limite lungo la lastra piana con PB Mk.I



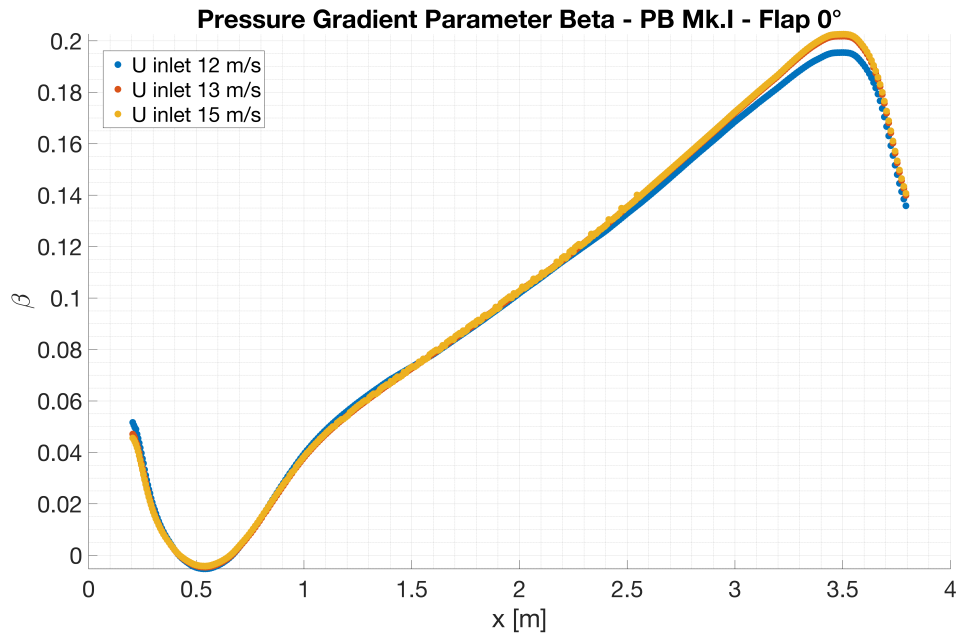
**Figura 6.41:** Mappa dei gradienti di pressione lungo  $x$  ottenuti per i vari test cases in condizioni APG con PB Mk.I



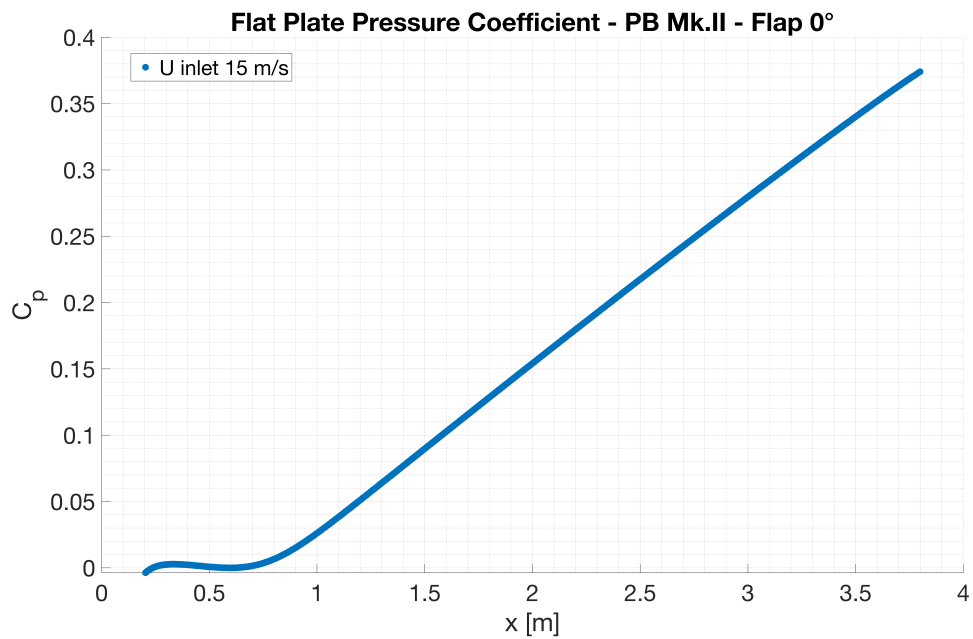
**Figura 6.42:** Gradienti di pressione lungo x in prossimità della zona di misura del sistema LVDT, ottenuti per i vari test cases in condizioni APG con PB Mk.I



**Figura 6.43:** Parametro di forma dello strato limite lungo la lastra piana con PB Mk.I

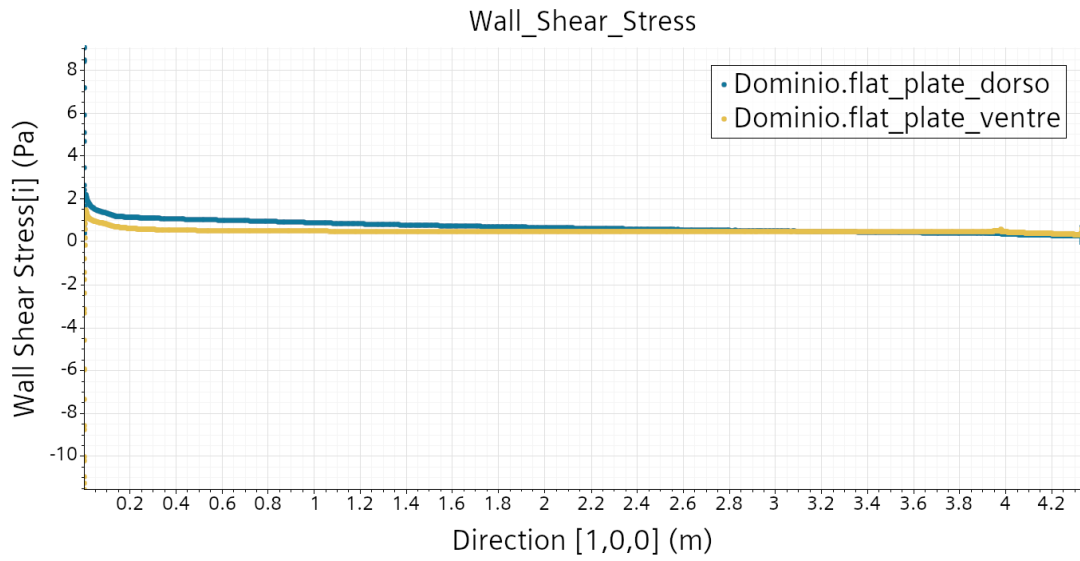


**Figura 6.44:** Beta di Clauser lungo la lastra piana con PB Mk.I

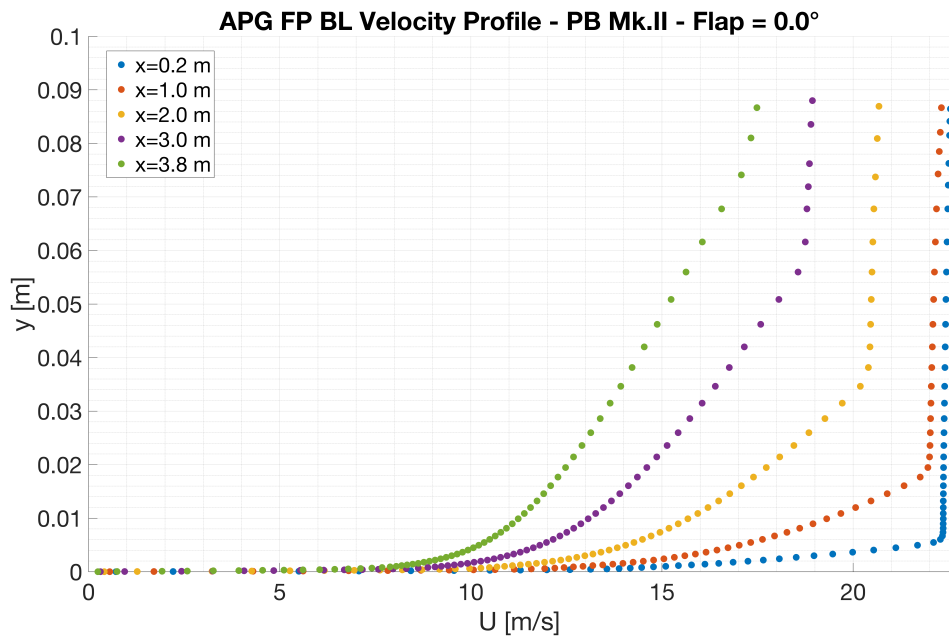


**Figura 6.45:** Coefficiente di pressione sul dorso della lastra piana con PB Mk.II

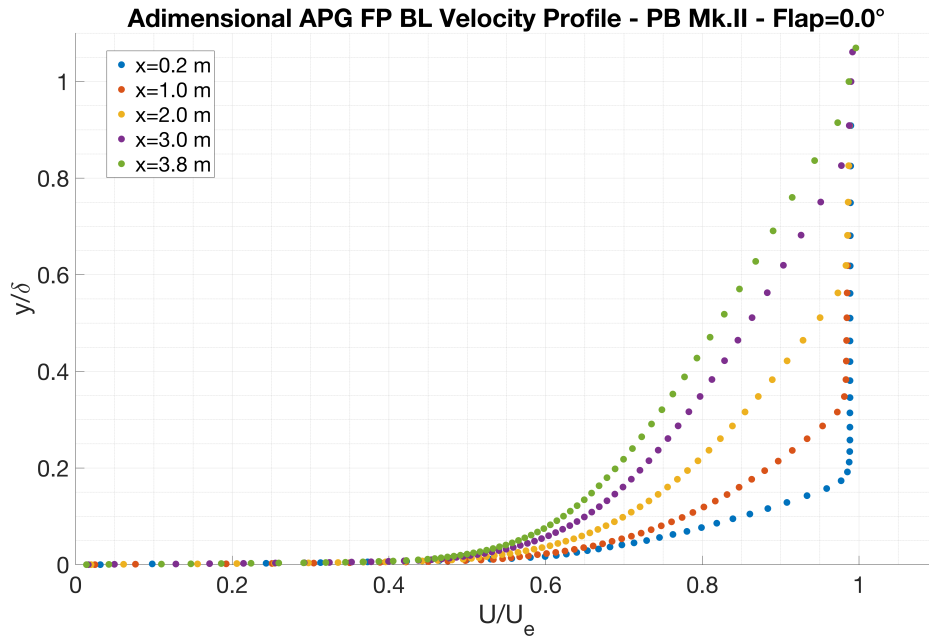




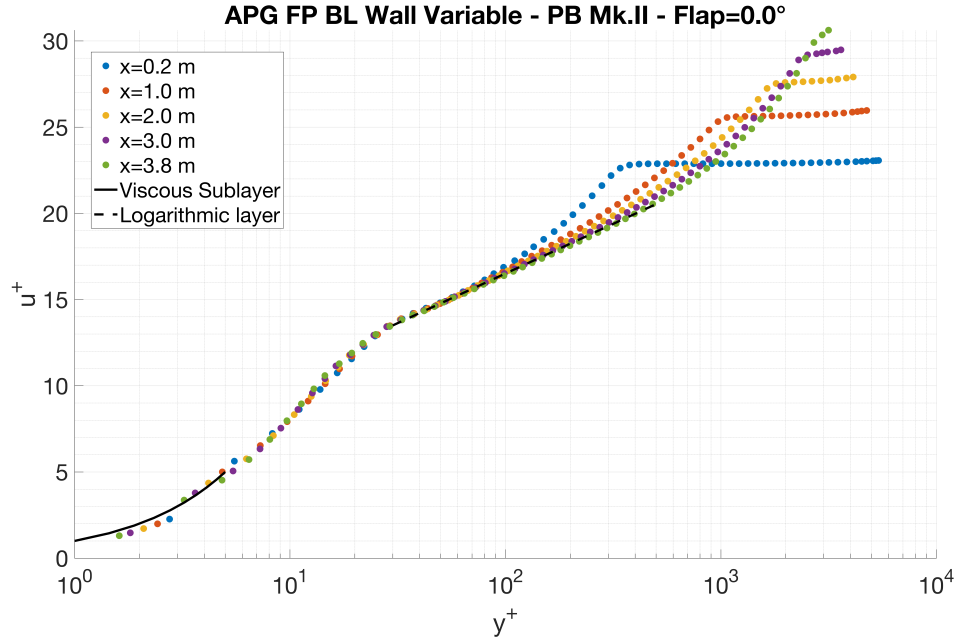
**Figura 6.46:** Sforzo di taglio a parete della lastra piana su dorso (blu) e ventre (giallo) con PB Mk.II



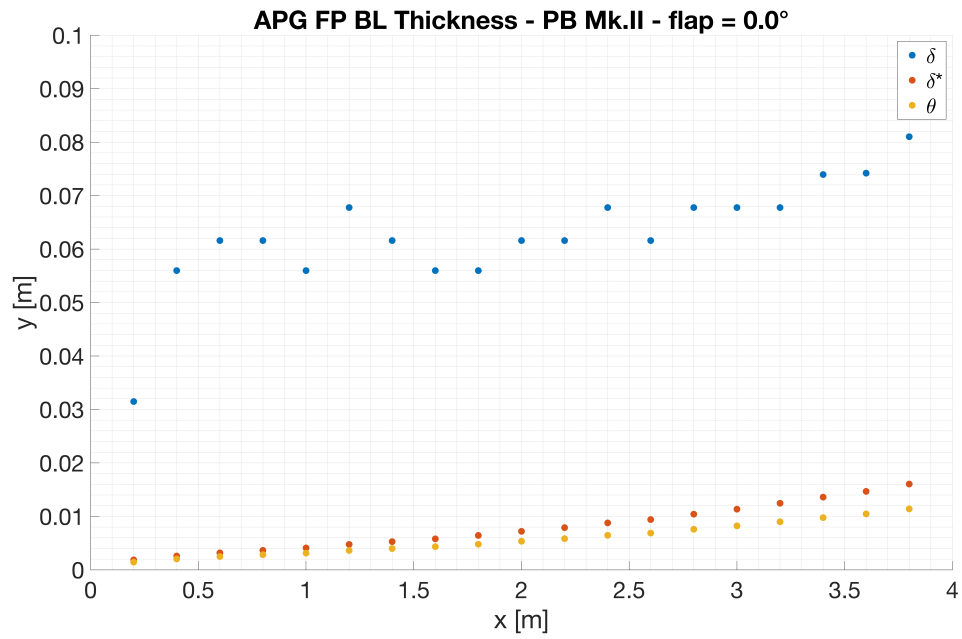
**Figura 6.47:** Profili di velocità dello strato limite in direzione y in forma dimensionale con PB Mk.II. I profili sono valutati a stazioni fissate lungo la lunghezza della lastra piana



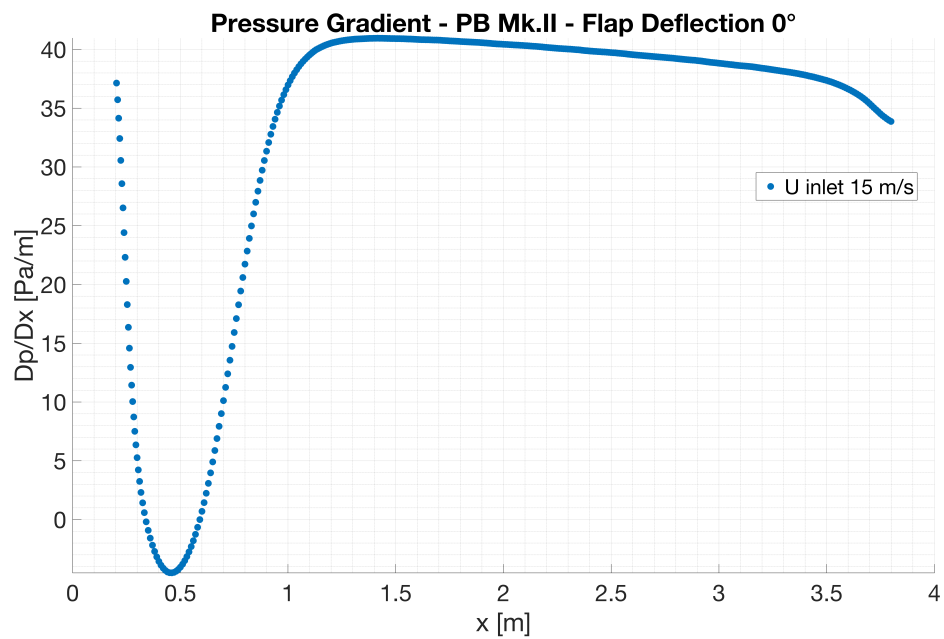
**Figura 6.48:** Profili di velocità dello strato limite in forma normalizzata con PB Mk.II.



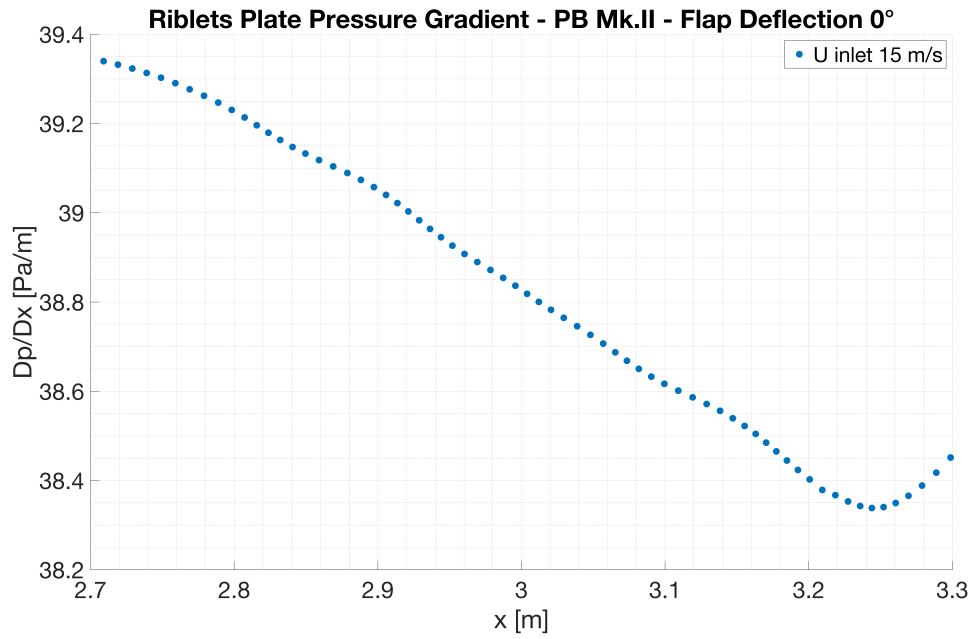
**Figura 6.49:** Variabili interne dello strato limite con PB Mk.II



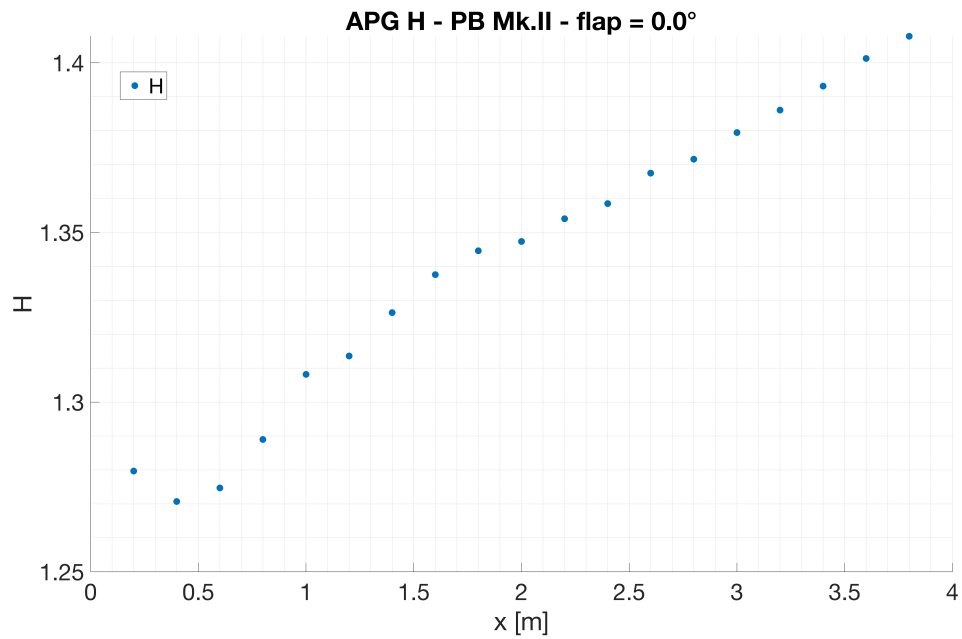
**Figura 6.50:** Spessori caratteristici dello strato limite lungo la lastra piana con PB Mk.II



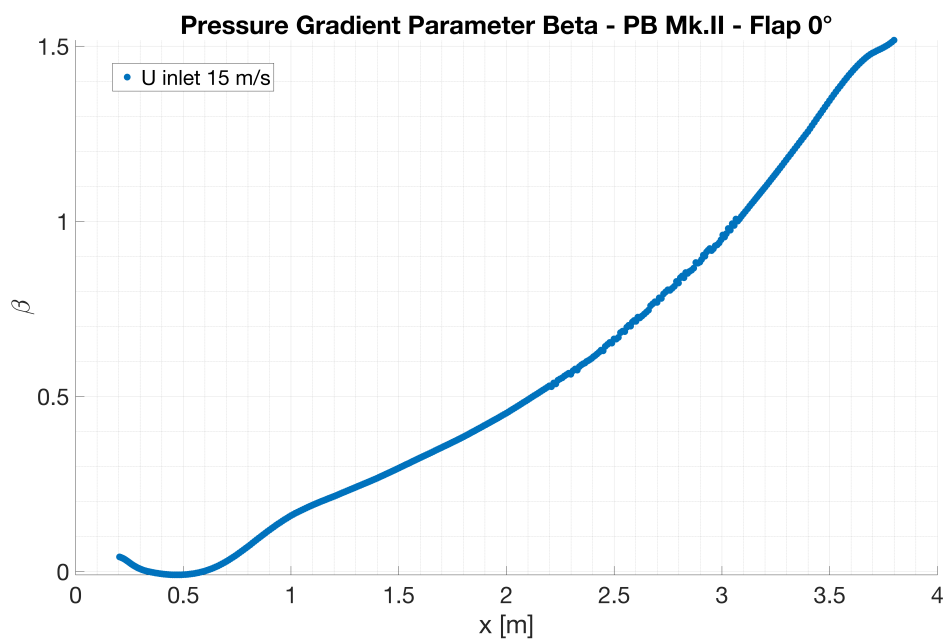
**Figura 6.51:** Gradiente di pressione lungo x ottenuto APG con PB Mk.II



**Figura 6.52:** Gradiente di pressione lungo x in prossimità della zona di misura del sistema LVDT, ottenuto in condizioni APG con PB Mk.II



**Figura 6.53:** Parametro di forma dello strato limite lungo la lastra piana con PB Mk.II



**Figura 6.54:** Beta di Clauser lungo la lastra piana con PB Mk.II

## Capitolo 7

# Conclusioni

Partendo dall'analisi delle dimensioni della test section si è proceduto al progetto di ammodernamento della galleria, prefiggendosi come obiettivo principale il mantenimento della possibilità di sperimentazione su lastra piana e riblets, estendendo il campo operativo a tecniche più moderne e meno invasive. In particolare, pur mantenendo un'opzione di misura "tradizionale", lasciando la possibilità di allestire una catena di misura per anemometria pneumatica o hot wire, utile in fase di caratterizzazione o per la didattica, si è permesso, tramite le modifiche apportate, di ottimizzare l'impianto per tecnologia PIV e IRT. Inoltre le variazioni apportate al tetto della galleria, alle pareti laterali e al pianetto interno danno la possibilità, in futuro, di allestire diversi esperimenti e di adattare la catena di misura di conseguenza, apportando modifiche a elementi singoli invece che a tutto l'impianto. Il rifacimento del pianetto usando il plexiglass fa ottenere vantaggi per via della minore rugosità superficiale, maggiore trasparenza e migliore continuità superficiale rispetto al setup precedente, aprendo la possibilità a sperimentazioni di transizione naturale o forzata con sistemi di controllo attivo dello strato limite. La caratterizzazione della test section in condizioni di ZPG, effettuata tramite simulazioni numeriche, fornisce un primo database di campi di moto confrontabili con la futura caratterizzazione reale, disponibile quando verranno apportate le modifiche all'impianto. Risulta una insufficienza del flap posteriore a compensare completamente gli effetti di galleggiamento generati dal BL delle pareti della galleria, problema che si può facilmente risolvere in fase di realizzazione con l'aggiunta di appositi spessori per inclinare il tetto. E' possibile anche sfruttare i piedi regolabili che fanno da supporto alla lastra per darle un piccolo angolo di incidenza, così facendo è possibile ottenere, in fase di calibrazione, un gradiente di pressione nullo usando le prese pneumatiche sulla superficie della lastra. La modularità del tetto permetterà inoltre la sperimentazioni in condizioni di gradiente di pressione non nullo, aprendo il campo a quasi infinite possibilità. Il primo esempio valutato è quello di un PB che generi un gradiente di pressione avverso, potendo quindi

aumentare l'involuppo di sperimentazione delle riblets a casi utili nel campo della sperimentazione aeronautica e nei progetti di riduzione della resistenza di attrito sulle superfici portanti di un velivolo. Nonostante gli esempi di PB proposti non abbiano prodotto sempre il comportamento atteso, sarà possibile continuare le analisi in attesa del completamento dell'impianto.

# Bibliografia

- [1] Louis Cattafesta, Chris Bahr e Jose Mathew. «Fundamentals of wind-tunnel design». In: *Encyclopedia of aerospace engineering* (2010), pp. 1–10 (cit. alle pp. 3–5, 7, 14).
- [2] KP Neriya Hegade, R Natalia, B Wehba, A Mittal, RB Bhat e M Packirisamy. «Design and study of mini wind tunnel for microsystems fluid interaction under low Reynolds number flows». In: *SN Applied Sciences* 2 (2020), pp. 1–14 (cit. a p. 6).
- [3] Gioacchino Cafero e Gaetano Iuso. «Drag reduction in a turbulent boundary layer with sinusoidal riblets». In: *Experimental Thermal and Fluid Science* 139 (2022), p. 110723 (cit. alle pp. 8, 10).
- [4] Renzo Arina. *Fondamenti di aerodinamica*. Levrotto & Bella, 2015 (cit. alle pp. 29–31, 33, 37, 68).
- [5] Donald Coles. «The law of the wake in the turbulent boundary layer». In: *Journal of Fluid Mechanics* 1.2 (1956), pp. 191–226 (cit. a p. 40).
- [6] Brian Edward Launder e Dudley Brian Spalding. «The numerical computation of turbulent flows». In: *Numerical prediction of flow, heat transfer, turbulence and combustion*. Elsevier, 1983, pp. 96–116 (cit. a p. 44).
- [7] W Peter Jones e Brian Edward Launder. «The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence». In: *International journal of heat and mass transfer* 15.2 (1972), pp. 301–314 (cit. a p. 45).
- [8] Wolfgang Rodi. «Experience with two-layer models combining the k-epsilon model with a one-equation model near the wall». In: *29th Aerospace sciences meeting*. 1991, p. 216 (cit. a p. 45).
- [9] M Wolfshtein. «The velocity and temperature distribution in one-dimensional flow with turbulence augmentation and pressure gradient». In: *International Journal of Heat and Mass Transfer* 12.3 (1969), pp. 301–318 (cit. a p. 45).
- [10] T-H Shih, William W Liou, Aamir Shabbir, Zhigang Yang e Jiang Zhu. *A new k-epsilon eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows: Model development and validation*. Rapp. tecn. 1994 (cit. a p. 45).



- [11] Frank M White e Joseph Majdalani. *Viscous fluid flow*. Vol. 3. McGraw-Hill New York, 2006 (cit. alle pp. 46, 47).
- [12] C. Sanmiguel Vila, R. Vinuesa, S. Discetti, A. Ianiro, P. Schlatter e R. Örlü. «Experimental realisation of near-equilibrium adverse-pressure-gradient turbulent boundary layers». In: *Experimental Thermal and Fluid Science* 112 (2020), p. 109975. ISSN: 0894-1777. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2019.109975>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0894177719309896> (cit. alle pp. 74, 95).
- [13] Bengt Fornberg. «Generation of finite difference formulas on arbitrarily spaced grids». In: *Mathematics of computation* 51.184 (1988), pp. 699–706 (cit. a p. 94).