



**Politecnico
di Torino**

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA MECCANICA E AEROSPAZIALE

LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

ANNO ACCADEMICO 2024/25

SESSIONE DI LAUREA LUGLIO 2025

*Caratterizzazione sperimentale di uno
strato limite turbolento con gradiente di
pressione avverso manipolato con riblets
sinusoidali*

Relatori:

Prof. Gioacchino **CAFIERO**
Prof. Jacopo **SERPIERI**
Edoardo **FRACCHIA**

Candidato:

Andrea **QUARTARARO**
306099

Ringraziamenti

Un sentito ringraziamento va ai Professori Cafiero e Serpieri per la fantastica opportunità datami di svolgere questo lavoro, grazie al quale ho potuto approfondire le conoscenze nell'aerodinamica sperimentale. Ad Edoardo Fracchia che mi ha seguito passo passo durante tutto il lavoro e mi ha permesso di completarlo in maniera soddisfacente. Un grazie va inoltre a tutti i dottorandi e laureandi che hanno fatto parte della vita in laboratorio durante questi mesi.

Il più grande ringraziamento va ai miei genitori, fari della mia vita, che mi hanno sempre sostenuto in ogni scelta. A mia madre per avermi trasmesso la serenità nell'affrontare ogni sfida, a mio padre per avermi dato coraggio ed avermi fatto appassionare a questo mondo vedendo tutti i giorni i suoi lavori.

Ad Eliana, sei da sempre la persona che più mi spinge a dare il meglio, non c'è altra persona con cui avrei voluto condividere tutto ciò.

A Stefano, per quanta distanza ci possa essere non c'è mai stato giorno in cui non mi sei stato vicino.

A mio fratello e i miei cugini, ad Alessandro e tutti i miei amici che sono stati presenti in questi anni, ai miei coinquilini che mi hanno rallegrato tante giornate, grazie di cuore.

Abstract

La riduzione della resistenza aerodinamica rappresenta una delle sfide principali nel settore dei trasporti per contenere consumi e impatti ambientali. In particolare, la resistenza d'attrito a parete costituisce una componente significativa della resistenza totale per corpi aerodinamici. Al fine di ridurre detta componente di resistenza, diverse tecniche attive e passive sono state sviluppate in letteratura, tra le seconde figurano le riblets: microscalature superficiali allineate con il flusso e capaci di ridurre la resistenza d'attrito di vari punti percentuali rispetto a configurazioni non controllate.

Questo lavoro si concentra sulla caratterizzazione sperimentale dello strato limite turbolento soggetto a gradienti di pressione avversi (APG). Questi flussi, di particolare interesse aeronautico, sono stati manipolati mediante l'uso di riblets con diverse geometrie, tra cui riblets longitudinali e due configurazioni di riblets sinusoidali di diversa ampiezza.

A tale scopo è stato progettato, costruito e installato in una galleria di strato limite un pressure body. Sono state utilizzate prese di pressione statica posizionate lungo il pianetto all'interno della galleria del vento per valutare l'andamento della pressione e il gradiente generato. È inoltre stata utilizzata l'anemometria a filo caldo per le misurazioni di velocità nello strato limite in corrispondenza delle varie geometrie considerate.

La tesi svolta serve a testare la configurazione del pressure body per future attività di ricerca e a valutare l'effetto delle riblets come soluzione passiva per la riduzione della resistenza nei flussi turbolenti in presenza di gradiente di pressione avverso. I dati ottenuti in APG sono stati confrontati a quelli del caso in assenza di gradiente di pressione precedentemente misurati.

Indice

Elenco Figure	III
Elenco Tabelle	VI
1 Introduzione	1
1.1 Motivazione	1
1.2 Teoria dello strato limite	1
1.2.1 Strato limite su placca piana	2
1.2.2 Strato limite laminare	5
1.2.3 Strato limite turbolento	6
1.3 Regioni dello strato limite turbolento	7
1.3.1 Inner Layer	8
1.3.2 Outer Layer	10
1.4 Gradiente di pressione avverso in uno strato limite turbolento . .	11
1.5 Strutture turbolente a parete	13
2 Tecniche per la riduzione della resistenza d'attrito	15
2.1 Riblets	17
2.1.1 Meccanismo di riduzione dell'attrito	18
2.1.2 Riblets Longitudinali	20
2.1.3 Riblets Sinusoidali	21
3 Set-Up Sperimentale	23
3.1 Galleria del vento	23
3.1.1 Pianetto	25
3.1.2 Flap	25
3.1.3 Trip	26
3.1.4 Zona di misura	27
3.2 Sistema di misura	28
3.2.1 Tubo di Pitot	29
3.2.2 Hot wire	29
3.2.3 Prese di pressione	31

4	Caratterizzazione del Set-Up	32
4.1	Pressure body	32
4.1.1	Struttura	33
4.1.2	Misure di pressione	35
4.2	Placca liscia	41
4.2.1	Effetto del trip	42
4.2.2	Effetto del pressure body	44
4.2.3	Effetto della velocità	47
4.2.4	Analisi dello spettro di velocità	50
5	Risultati: riblets	56
5.1	Analisi del flusso sulle riblets	57
5.2	Calcolo della riduzione della resistenza d'attrito	65
5.3	Analisi dello spettro di velocità	67
6	Conclusioni e sviluppi futuri	71
	Bibliografia	i

Elenco delle figure

1.1	Strato Limite Laminare e Turbolento	2
1.2	(a) Separazione laminare $Re_x < Re_{x,crit}$ (b) Separazione turbolenta $Re_x > Re_{x,crit}$	5
1.3	Andamento degli sforzi di Reynolds ($-\overline{u'v'}$) e degli sforzi viscosi ($\rho\nu \left(\frac{\partial U}{\partial y}\right)$)	6
1.4	Profilo di velocità normalizzato [36]	10
1.5	(a) Profilo di velocità media (b) Varianza; $Re_\tau = 1200$; (-) $\beta = 0$; (-) $\beta = 1.1$; (-) $\beta = 2.2$ [37]	12
1.6	Analisi spettrale; $Re_\tau = 4400$; (a) $\beta = 0$; (b) $\beta = 0.75$; (c) $\beta = 1.1$; (d) $\beta = 2.2$; [37]	13
1.7	(a) Strutture rilevate tramite simulazione numerica diretta della turbolenza vicino a parete; (b) Modello dei pacchetti di vortici a forcina [23]	14
2.1	Meccanismo di funzionamento delle dimples [9]	16
2.2	Meccanismo di funzionamento dei dischi rotanti [27]	16
2.3	Dimensioni delle riblets di Walsh e Weinstein [43]	17
2.4	Grandezze caratteristiche delle riblets	18
2.5	Spaziatura e Diametro del LSS con riblets in direzione x	18
2.6	Origini virtuali dei moti longitudinali e trasversali	19
2.7	Rappresentazione delle riblets longitudinali	20
2.8	Andamenti di DR per delle riblets a sezione parabolica.[4]	20
2.9	(a) DR in funzione di s^+ ; (b) DR in funzione di l_g^+	21
2.10	Sezione e andamento delle riblets sinusoidali di Gruneberger	22
3.1	Galleria "Fucsia"	24
3.2	Pianetto	25
3.3	Vista posteriore del flap	26
3.4	(a) Sawtooth trip (b) 2row20 trip	27
3.5	Sistema per il livellamento della piastra	28
3.6	Labirinto utilizzato per le misure di strato limite [25]	28
3.7	(a) Pitot (b) FCO560	29
3.8	Schema sonda a filo caldo	30
3.9	Dantec P15	30

3.10	Modulo CTA 91C10	31
3.11	Pressure Taps sul pianetto	31
3.12	Scanivalve	31
4.1	Schema delle zone del pressure body	33
4.2	CAD aggancio	34
4.3	CAD guide	34
4.4	CAD Pressure Body	35
4.5	Gradiente di pressione	35
4.6	Variazione della pressione rispetto all'andamento lineare	36
4.7	Gradiente di pressione con prese dalla 11 alla 16	37
4.8	Variazione della pressione dall'andamento lineare nel caso di intervallo ridotto	38
4.9	Coefficiente di pressione	39
4.10	Configurazione e c_p di Sanmiguel Vila et Al. [31]	40
4.11	Profili di velocità dello strato limite turbolento; Variabili fissate PB e U_e : (a) 60mm 15m/s (b) 60mm 18m/s (c) 84mm 15m/s (d) 84mm 18m/s	43
4.12	Varianza della velocità; Variabili fissate PB e U_e : (a) 60mm 15m/s (b) 60mm 18m/s (c) 84mm 15m/s (d) 84mm 18m/s	44
4.13	Profili di velocità dello strato limite turbolento; Variabili fissate trip e U_e : (a) Sawtooth 15m/s (b) Sawtooth 18m/s (c) 2row20 15m/s (d) 2row20 18m/s	46
4.14	Varianza della velocità; Variabili fissate trip e U_e : (a) Sawtooth 15m/s (b) Sawtooth 18m/s (c) 2row20 15m/s (d) 2row20 18m/s	47
4.15	Profili di velocità dello strato limite turbolento; Variabili fissate PB e trip: (a) 60mm Sawtooth (b) 84mm Sawtooth (c) 60mm 2row20 (d) 84mm 2row20	48
4.16	Varianza della velocità; Variabili fissate PB e trip: (a) 60mm Sawtooth (b) 84mm Sawtooth (c) 60mm 2row20 (d) 84mm 2row20	49
4.17	Analisi spettrale di Sanmiguel Vila et Al. [32] in funzione di λ^+ ; $Re_\tau = 4400$ con livelli di contorno $\kappa_x^+ \Phi_{uu}^+ = 0.25, 0.4, 0.575, 0.775, 0.95, 1.2, 1.6, 2.0$; Intensità del gradiente di pressione: (a) $\beta = 0$ (b) $\beta = 0.75$ (c) $\beta = 1.1$ (d) $\beta = 2.2$;	50
4.18	Analisi spettrale di Sanmiguel Vila et Al. [31] in funzione di t^+ ; $Re_\tau = 1200, 1900, 4400$ (rispettivamente colonna sx, centrale e dx) con livelli di contorno $\kappa_x^+ \Phi_{uu}^+ = 0.25, 0.4, 0.575, 0.775, 0.95, 1.2, 1.6, 2.0$; Intensità del gradiente di pressione: (a) $\beta = 0$ (b) $\beta = 0$ (c) $\beta = 0.75$ (d) $\beta = 1.1$ (e) $\beta = 2.2$;	51
4.19	Analisi spettrale della velocità; configurazione ZPG (a) Sawtooth 15m/s (b) Sawtooth 18m/s (c) 2row20 15m/s	53
4.20	Analisi spettrale della velocità; configurazione APG con PB 84 mm (a) Sawtooth 15m/s $\beta = 0.47$ (b) Sawtooth 18m/s $\beta = 0.52$ (c) 2row20 15m/s $\beta = 0.69$ (d) 2row20 18m/s $\beta = 0.73$	54

5.1	Rappresentazione grafica delle grandezze geometriche [7]	56
5.2	Grafici Riblets Longitudinali; (sx) Profilo di velocità adimensionale (dx) Varianza della velocità	58
5.3	Grafici Riblets Sinusoidali 1; (sx) Profilo di velocità adimensionale (dx) Varianza della velocità	59
5.4	Grafici Riblets Sinusoidali 2; (sx) Profilo di velocità adimensionale (dx) Varianza della velocità	60
5.5	Grafico Comparativo ZPG-APG Riblets Longitudinali	61
5.6	Grafico Comparativo ZPG-APG Riblets Sinusoidali 1	62
5.7	Grafico Comparativo ZPG-APG Riblets Sinusoidali 2	63
5.8	Grafico Comparativo ZPG-APG Riblets con $U_e \sim 18 m/s$	65
5.9	Variazione della resistenza di attrito	66
5.10	$\Delta((k\phi_{xx})_{riblets}^+ - (k\phi_{xx})_{smooth}^+)$: Confronto tra riblets longitudinali e placca liscia in APG. $s^+ \sim 12$; (a) Dati sperimentali in APG (b) Dati di Cafiero e Iuso in ZPG [7]	68
5.11	$\Delta((k\phi_{xx})_{riblets}^+ - (k\phi_{xx})_{smooth}^+)$: Confronto tra riblets sinusoidali 1 e placca liscia in APG. $s^+ \sim 12$; (a) Dati sperimentali in APG (b) Dati di Cafiero e Iuso in ZPG [7]	69
5.12	$\Delta((k\phi_{xx})_{riblets}^+ - (k\phi_{xx})_{smooth}^+)$: Confronto tra riblets sinusoidali 2 e placca liscia in APG. $s^+ \sim 12$; (a) Dati sperimentali in APG (b) Dati di Cafiero e Iuso in ZPG [7]	70

Elenco delle tabelle

4.1	Gradiente di pressione [Pa/m]	36
4.2	Gradiente di pressione con prese dalla 11 alla 16 [Pa/m]	37
4.3	Parametri ottimizzati delle misure di strato limite in varie configurazioni	41
4.4	Valori di riferimento per l'analisi spettrale	52
5.1	Caratteristiche geometriche delle placche utilizzate	56
5.2	Risultati ottimizzazioni Riblets Longitudinali	57
5.3	Risultati ottimizzazioni Riblets Sinusoidali 1	57
5.4	Risultati ottimizzazioni Riblets Sinusoidali 2	57
5.5	Valori di riferimento per la variazione della resistenza d'attrito . .	66

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Motivazione

Il fattore che spinge maggiormente il lavoro svolto in questa tesi è la possibilità di ridurre la resistenza d'attrito in modo da favorire una riduzione dell'utilizzo del combustibile e di conseguenza degli inquinanti nell'atmosfera da parte dei velivoli, il quale è uno dei principali obiettivi del ACARE Flightpath 2050 [13]. Le emissioni di CO_2 , considerando aviazione civile, trasporto su strada e via mare, sono responsabili di circa il 30% delle emissioni globali di CO_2 , con un consumo in crescita negli anni a seguire. Una riduzione dell' 1% della resistenza aerodinamica di un aereo di linea in condizioni di crociera si traduce approssimativamente in una riduzione dello 0,75% del consumo di carburante, implicando una potenziale riduzione di nove milioni di tonnellate di CO_2 emessa per ogni 1% di riduzione della resistenza, come riportato dagli studi di Leschziner et Al. (2011) [22]. Nel caso di un moderno aereo di linea, la resistenza d'attrito (viscosa) rappresenta circa il 60% della resistenza totale, rendendo questo settore l'area con il maggior potenziale per la riduzione della resistenza stessa. In riferimento ai dati riportati quindi, una qualsiasi riduzione di resistenza d'attrito in applicazioni aerodinamiche, può portare a una significativa diminuzione dei costi con conseguente minimizzazione dei danni ambientali.

1.2 Teoria dello strato limite

In fluidodinamica viene definito strato limite una porzione del flusso a contatto con la parete dove gli effetti viscosi non sono trascurabili rispetto a un flusso libero. La teoria dello strato limite viene descritta da Prandtl nel 1904 [35].

Secondo tale teoria, un flusso ad elevato numero di Reynolds che lambisce una superficie può essere considerato inviscido lontano da parete ma deve rispettare la condizione di aderenza a parete, tale condizione chiamata di "no-slip" impone che le velocità a parete siano nulle. Il gradiente di velocità si sviluppa in un sottile strato nel quale gli effetti viscosi sono rilevanti, fino alla regione esterna dove $u = U_e$.

Possiamo dunque distinguere due zone principali all'interno di un flusso lungo una parete:

- Regione esterna: zona di corrente libera dove la velocità è pari alla velocità indisturbata, gli effetti della viscosità sono trascurabili per cui il flusso può essere considerato inviscido
- Strato limite: sottile strato vicino a parete in cui si ha un gradiente di velocità lungo la componente normale a parete con la velocità che passa da 0 alla velocità indisturbata, qui gli effetti viscosi sono importanti tanto quanto gli effetti convettivi. In questa zona il flusso può essere laminare o turbolento dopo una fase di transizione come mostrato in fig. 1.1

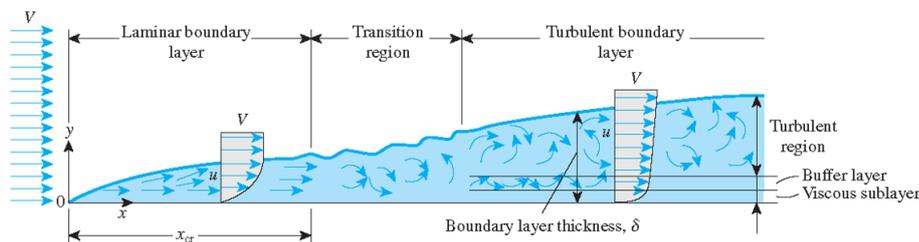


Figura 1.1: Strato Limite Laminare e Turbolento

1.2.1 Strato limite su placca piana

Prandtl mostrò l'effetto della viscosità nei flussi ad alto numero di Reynolds e come le equazioni differenziali di Navier–Stokes possano essere semplificate per ottenere soluzioni approssimate nel caso limite di placca piana.

Consideriamo allora un flusso bidimensionale lungo una parete piana, con x componente tangenziale e y componente perpendicolare a parete, otteniamo le equazioni dello strato limite partendo dalle equazioni di Navier-Stokes [34]:

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 & (1) \\ \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} & (2) \\ \frac{\partial p}{\partial y} = 0 & (3) \end{cases}$$

Dall'equazione (3) leggiamo che la pressione lungo la componente normale a parete non può variare, motivo per cui avremo una pressione interna allo strato limite pari alla pressione esterna p_e .

Dall'equazione (2) si nota invece che la pressione può variare lungo la componente tangenziale per cui si può avere $p(x, y) = p_e(x)$ e si possono distinguere tre casi:

- Gradiente di pressione nullo: $\frac{\partial p}{\partial x} = 0$

- Gradiente di pressione avverso: $\frac{\partial p}{\partial x} > 0$ è una variazione di pressione crescente lungo la direzione del flusso che tende a rallentare il fluido e può causare distacco dello strato limite.
- Gradiente di pressione favorevole: $\frac{\partial p}{\partial x} < 0$ è una variazione di pressione decrescente lungo la direzione del flusso che accelera il fluido e stabilizza lo strato limite.

Posizionandoci nella regione esterna, dove gli effetti viscosi sono trascurabili, e considerando il caso stazionario dell'eq. (2) troviamo la legge di Bernoulli che va a correlare il gradiente di pressione alla distribuzione di velocità:

$$-\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} = U_0 \frac{\partial U_0}{\partial x}$$

Una delle grandezze usate per descrivere uno strato limite è la sua estensione nella direzione normale alla parete. Questa non è una grandezza definita in modo univoco. Rappresentiamo con u la velocità interna allo strato limite in un generico punto y e con U_e la velocità nella parte esterna non viscosa.

- Spessore di strato limite (δ): definiamo lo spessore dello strato limite come la posizione in cui $u = 0.99U_e$. Poiché l'effetto della viscosità nello strato limite diminuisce asintoticamente con la distanza da parete, la componente della velocità parallela alla parete u inizialmente pari a 0 per via della condizione di no-slip tenderà asintoticamente alla velocità esterna U_e
- Spessore di spostamento (δ^*): è una misura dello scostamento del flusso rispetto al caso ideale causato dalla presenza dello strato limite. Esso rappresenta quanto la parete dovrebbe essere spostata verso il fluido in un flusso ideale, per eguagliare la riduzione di portata causata dalla presenza dello strato limite nel flusso reale. La riduzione della portata dovuta all'azione della viscosità è:

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

Lo spessore di spostamento rappresenta quindi lo spostamento apparente del flusso esterno dovuto alla presenza dello strato limite ed è circa 1/3 dello spessore di strato limite

- Spessore di quantità di moto (θ): rappresenta la diminuzione di flusso di quantità di moto che scorre nello strato limite rispetto a quella presente nel flusso esterno, va quindi a dare una stima della perdita di quantità di moto dovuta alla presenza dello strato limite. Matematicamente può essere espresso come:

$$\theta = \int_0^\infty \frac{u}{U_e} \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy$$

Nel contesto dello strato limite è utile introdurre diverse formulazioni del numero di Reynolds, ciascuna riferita a una lunghezza caratteristica specifica.

- Numero di Reynolds Locale: $Re_x = \frac{U_0 x}{\nu}$ calcolato in funzione della distanza x dal bordo di attacco viene utilizzato per descrivere l'evoluzione dello strato limite lungo una superficie
- Numero di Reynolds Globale: $Re_L = \frac{U_0 L}{\nu}$ si riferisce alla lunghezza globale caratteristica L ed è utilizzato per definire le condizioni complessive del flusso

Altri numeri di Reynolds sono definiti in funzione degli spessori caratteristici precedentemente introdotti

- $Re_\delta = \frac{U_0 \delta}{\nu}$ calcolato sulla base dello spessore di strato limite δ serve a caratterizzare il flusso all'interno dello strato limite
- $Re_{\delta^*} = \frac{U_0 \delta^*}{\nu}$ riferito allo spessore di spostamento δ^* è utile a correlare la perdita di portata dovuta alla presenza dello strato limite
- $Re_\theta = \frac{U_0 \theta}{\nu}$ calcolato a partire dallo spessore di quantità di moto θ rappresenta la perdita di quantità di moto rispetto a un flusso inviscido

Nel caso di placca piana lo strato limite è in regime laminare dal bordo d'attacco fino al raggiungimento del valore del Reynolds critico, dopo di che inizierà una fase di transizione che porta lo strato limite ad essere turbolento. Ipotizzando il caso di incidenza e gradiente di pressione nulli il valore per cui inizia la transizione da laminare a turbolento per una placca piana è pari a $Re_{x,crit} = 5 \cdot 10^5 \sim 10^6$, e varia a seconda delle condizioni del flusso indisturbato.

La differenza fra uno strato limite laminare e uno turbolento diventa molto rilevante ai fini dello studio della resistenza aerodinamica, questa infatti è composta da due componenti:

- Resistenza d'attrito: componente associata alle forze viscosse che entrano in gioco sulla superficie di contatto fra il corpo e il fluido interessato
- Resistenza di forma: componente dovuta alla differenza di pressione tra monte e valle del corpo, è legata alla forma del corpo stesso ed alla scia che si genera

In un corpo aerodinamico, come un profilo alare, la resistenza è quasi tutta d'attrito motivo per cui si tende a preferire uno strato limite laminare in modo da sfruttare le τ più basse; mentre in un corpo tozzo, come un cilindro, la resistenza è principalmente di forma e si tende a preferire uno strato limite turbolento in modo da minimizzare lo spessore della scia ritardando la transizione.

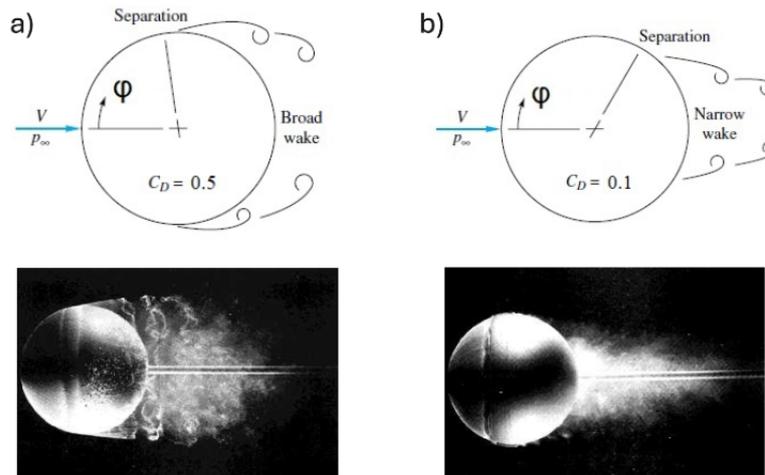


Figura 1.2: (a) Separazione laminare $Re_x < Re_{x,crit}$ (b) Separazione turbolenta $Re_x > Re_{x,crit}$

1.2.2 Strato limite laminare

Lo strato limite può essere definito laminare quando il $Re_x < Re_{x,crit}$, e nasce per effetto della ridotta viscosità.

A bassi numeri di Reynolds il flusso è caratterizzato da strati che scorrono l'uno sull'altro trascinandosi a vicenda per mezzo degli scambi di quantità di moto. Le fluttuazioni molecolari all'interno di questi strati fanno nascere dei flussi di quantità di moto denominati sforzi viscosi o d'attrito τ . La viscosità permette quindi la diffusione della quantità di moto trasversalmente allo strato limite, in modo che gli strati superiori tendano ad accelerare quelli inferiori.

In uno strato limite laminare le fluttuazioni sono molto piccole, motivo per cui dominano gli effetti viscosi e il flusso mantiene un moto ordinato.

In questo caso lo sforzo di attrito τ può essere espresso attraverso la legge di Newton per la viscosità:

$$\tau = \tau_{viscoso} = \rho\nu \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)$$

La soluzione delle equazioni viene fornita da Blasius che definisce il profilo di velocità adimensionale in funzione della variabile adimensionale $\eta = \frac{y}{\delta}$ riuscendo a fornire quindi dei valori degli spessori caratteristici in funzione di Re_x :

$$\delta = \frac{5}{\sqrt{Re_x}}x \quad \delta^* = \frac{1.72}{\sqrt{Re_x}}x \quad \theta = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}}x$$

Blasius stima anche lo sforzo di attrito a parete e il relativo coefficiente di attrito a parete, per cui:

$$\tau_w = \rho\nu \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)_{y=0} = 0,332\mu U_0 \sqrt{\frac{u_0}{\nu x}} \rightarrow c_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho U_0^2} = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}}x$$

1.2.3 Strato limite turbolento

Lo strato limite turbolento si sviluppa quando un aumento del numero di Reynolds causa l'instabilità dello strato limite laminare ($Re_x > Re_{x,crit}$).

Un flusso turbolento è di natura un flusso tridimensionale, non stazionario, rotazionale, ad alto Re, irregolare e caotico, caratterizzato da strutture vorticosi su una grande varietà di scale spaziali e temporali.

Ad elevati numeri di Reynolds i flussi di quantità di moto diventano sempre più violenti, generando delle fluttuazioni di velocità in grado di spostare le quantità di moto attraverso il campo.

Si genera inoltre un fenomeno di trascinamento dove il rimescolamento dovuto alle fluttuazioni di velocità permette allo strato limite turbolento di crescere in spessore molto più rapidamente di quello laminare.

Nel flusso turbolento, lo sforzo di attrito totale è dato dalla somma di due contributi distinti. Il primo è lo sforzo viscoso, dovuto alla tensione molecolare legata al gradiente di velocità nel fluido. Il secondo è lo sforzo di Reynolds, che rappresenta il trasporto di quantità di moto indotto dalle fluttuazioni turbolente.

$$\tau = \tau_{viscoso} + \tau_{Reynolds} = \rho\nu \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right) - \rho \overline{u'v'}$$

Il tensore degli sforzi di Reynolds $\tau_{Reynolds} = -\rho \overline{u'v'}$ ha origine dalla decomposizione di Reynolds della velocità e rappresenta una forma di sforzo legata alla natura inerziale del flusso interno, cioè alla tendenza delle particelle a mantenere il proprio stato di moto.

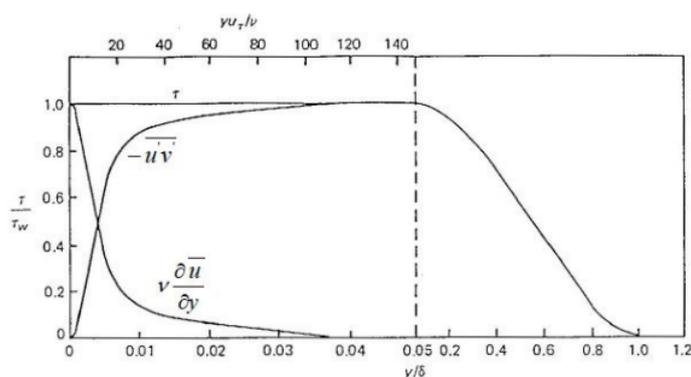


Figura 1.3: Andamento degli sforzi di Reynolds ($-\overline{u'v'}$) e degli sforzi viscosi ($\rho\nu \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)$)

L'influenza delle due componenti dello sforzo d'attrito, come si osserva in fig. 1.3 varia a seconda della distanza da parete. Infatti più siamo vicini a parete e maggiore sarà l'influenza degli sforzi viscosi, viceversa lontano da parete dominano gli effetti legati agli sforzi di Reynolds.

Visto l'andamento lo sforzo d'attrito a parete sarà solo funzione della componente viscosa, rappresentabile come:

$$\tau_w = \rho\nu \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)_{y=0}$$

Lo sforzo d'attrito a parete può essere normalizzato con una velocità di riferimento, definendo il coefficiente di sforzo di attrito a parete:

$$c_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho U_0^2}$$

Lo strato limite resta quindi più aderente a parete e separa più tardi rispetto a uno laminare. [2, 26, 28]

1.3 Regioni dello strato limite turbolento

Si è già specificato come un flusso che lambisce un ostacolo possa essere diviso in strato limite e flusso indisturbato, ma non si è ancora specificato come lo strato limite è suddiviso. Prima di procedere nella diversificazione delle regioni dello strato limite bisogna andare a definire le grandezze che lo caratterizzano.

All'interno dello strato limite la viscosità riveste un ruolo rilevante e il profilo di velocità è dipendente dal numero di Reynolds. Le grandezze utilizzate nello studio dello strato limite vengono trovate in funzione delle variabili più importanti, ovvero sforzo di attrito a parete τ_w , densità ρ e viscosità ν .

Queste permettono di definire le scale viscose: velocità d'attrito u_τ e lunghezza viscosa l_τ , scale più adatte a valutare la regione vicino a parete.

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \text{ [m/s]}$$

$$l_\tau = \nu \sqrt{\frac{\rho}{\tau_w}} = \frac{\nu}{u_\tau} \text{ [m]}$$

A partire dalle scale viscose possiamo definire le grandezze di parete adimensionalizzando velocità media U e distanza da parete y . In tal modo i profili di velocità all'aumentare della distanza di parete vengono normalizzati ottenendo un andamento universale.

$$u^+ = \frac{U}{u_\tau}$$

$$y^+ = \frac{y}{l_\tau}$$

Utilizzando le scale viscose si può definire anche il numero di Reynolds legato allo sforzo di attrito:

$$Re_\tau = \frac{u_\tau \delta}{\nu} = \frac{\delta}{l_\tau}$$

Il numero di Reynolds legato allo sforzo di attrito Re_τ è un indicatore del rapporto tra le scale esterne e le scale interne del flusso. Un valore elevato di Re_τ implica una separazione più marcata tra le scale piccole (vicino alla parete) e quelle grandi (centro del flusso), ed è tipico di flussi altamente turbolenti.

Le regioni dello strato limite vengono suddivise in funzione di y^+ . In ogni micro-regione la velocità u^+ varia secondo leggi diverse a causa dell'effetto più o meno forte della viscosità e degli sforzi di Reynolds.

In generale si divide lo strato limite in 2 macro regioni: inner layer con un'estensione circa pari al 20% dello spessore di strato limite δ , e un outer layer dove il flusso si raccorda con quello esterno.

1.3.1 Inner Layer

L'inner layer è la regione più vicina a parete e viene a sua volta suddivisa in 3 micro-regioni: sottostrato viscoso, buffer layer e zona logaritmica.

Utilizzando le scale viscose u_τ e l_τ , a partire dall'equazione dello sforzo d'attrito possiamo ottenere la legge di parete $f_w(y^+)$ che esprime la velocità u^+ solo in funzione di y^+ nei vari sottostrati dell'inner layer

Sottostrato Viscoso

Il sottostrato viscoso si estende per $y^+ \leq 5$. In questa zona dominano gli effetti viscosi in quanto il gradiente di velocità media dU/dy è molto intenso, a differenza delle fluttuazioni turbolente che risultano quasi nulle.

Lo sforzo d'attrito a parete era stato definito come:

$$\tau_w = \rho \nu \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)_{y=0}$$

che integrato su y , imponendo la condizione di no-slip a parete per cui $U = 0$ per $y = 0$, otteniamo

$$\int_0^U dU = \int_0^y \frac{\tau_w}{\mu} dy \rightarrow U = \frac{\tau_w}{\mu} y$$

Dalle scale viscose definiamo $\tau_w = u_\tau^2 \rho$, per cui:

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

Per cui nel sottostrato viscoso la velocità u^+ varia con un andamento lineare par alla distanza da parete y^+ .

Buffer Layer

Si estende per $5 < y^+ < 30$ ed ha la funzione di raccordare il sottostrato viscoso con la regione logaritmica. Il gradiente di velocità inizia ad attenuarsi e gli sforzi viscosi perdono gradualmente importanza andando a favorire gli sforzi di Reynolds dovuti alle fluttuazioni turbolente, motivo per cui risultano dello stesso ordine di grandezza e trovare una formula analitica per la velocità risulta difficile. Inoltre in questa regione si ha il picco di produzione di energia cinetica turbolenta.

Zona Logaritmica

L'ultima sotto regione dell'inner layer è chiamata zona logaritmica, e si estende per $30 < y^+ < 500 - 1000$ a seconda dell'intensità del Reynolds del campo di moto e dello spessore dello strato limite δ , infatti all'aumentare del Re aumenta anche l'altezza della regione logaritmica.

In questa regione gli sforzi viscosi hanno perso importanza e dominano gli effetti turbolenti.

Per definire l'andamento della velocità riprendiamo la definizione matematica dello sforzo totale e ne consideriamo solo il termine convettivo, trovando la definizione del tensore degli sforzi di Reynolds:

$$\tau = -\overline{\rho u'v'}$$

Utilizzando il modello di Boussinesq si introduce una viscosità cinematica turbolenta ν_τ che ha la funzione di valutare gli sforzi turbolenti in modo analogo a quelli viscosi. Tale viscosità è definita come:

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

Dove l_m è chiamata lunghezza di mescolamento (mixing length) ed è un analogo del libero cammino medio utilizzato dalla viscosità cinematica ν . Viene generalmente valutato in maniera sperimentale ma nel caso di strato limite turbolento, visto i piccoli valori di y , è approssimabile a $l_m = ky$ dove $k = 0.41$ ed è chiamata costante di Von Karman.

L'equazione degli sforzi di Reynolds diventa quindi:

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

Come nel sottostrato viscoso si integra e si sostituiscono le variabili u^+ e y^+ , ottenendo l'andamento logaritmico della velocità da cui prende il nome la sotto regione:

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln(y^+) + B$$

Dove $B = 5.2$ ed è chiamata costante di Coles.

1.3.2 Outer Layer

L'outer layer compone circa $\sim 80\%$ dello strato limite e si estende quindi per $y^+ > 500 - 1000$ a seconda del numero di Reynolds.

La variazione delle velocità in questa zona può essere espressa attraverso l'uso di due funzioni: la legge di parete già utilizzata per descrivere l'andamento nell'inner layer e che continua a valere come legge logaritmica, e la legge di scia valida universalmente e trovata sperimentalmente da Coles [12].

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

Per cui l'andamento della velocità è espresso da:

$$u^+ = f_w(y^+) + \frac{\Pi}{k}w(y^+)$$

Il termine Π è un parametro dipendente dalle caratteristiche del flusso chiamato wake strength parameter, e può essere valutato dalla formula:

$$\Pi = 0.8(\beta + 0.5)^{3/4}$$

β è una variabile adimensionale dipendente dal gradiente di pressione come $\beta = \frac{\delta^*}{\tau_w} \frac{\partial p}{\partial x}$.

Una rappresentazione grafica dell'andamento complessivo del profilo di velocità è rappresentato in figura 1.4, dove sull'ascissa è riportata la distanza da parete y^+ e in ordinata la velocità u^+ . Si possono distinguere i vari sottostrati ognuno col suo andamento caratteristico.

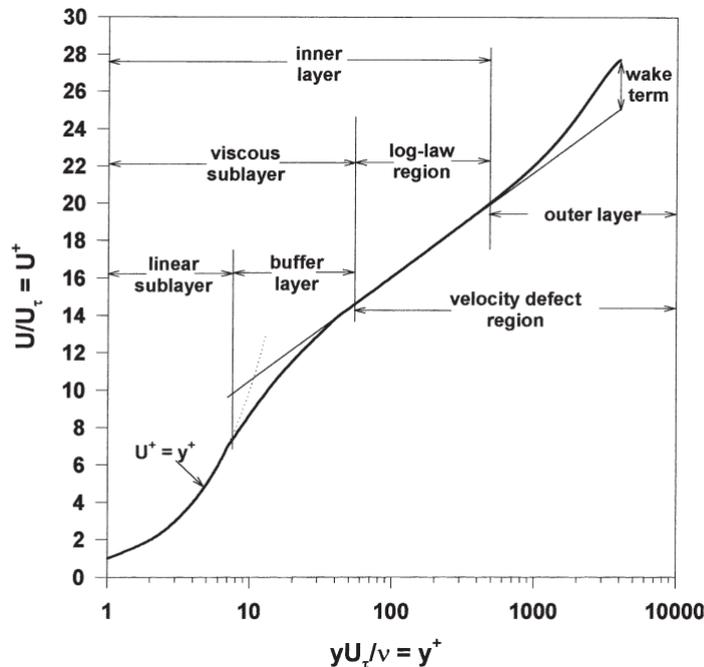


Figura 1.4: Profilo di velocità normalizzato [36]

1.4 Gradiente di pressione avverso in uno strato limite turbolento

Andando a considerare i casi reali vediamo che gli strati limiti turbolenti si sviluppano più frequentemente sotto l'effetto di gradienti di pressione, motivo per cui è molto interessante andare a studiare gli effetti che questo produce su uno strato limite. [37]

Il caso particolare studiato in questa tesi è il gradiente di pressione avverso (APG), ovvero $dp/dx > 0$, che tende a creare una forza agente in direzione opposta a quella di sviluppo dello strato limite. La nascita di questa forza opposta può produrre un'anticipata separazione del flusso, andando ad inficiare le prestazioni di un profilo alare.

Il parametro adimensionale proposto da Clauser [11] per la valutazione degli effetti del gradiente di pressione è β , definito come:

$$\beta = \frac{\delta^*}{\tau_w} \frac{\partial p}{\partial x}$$

questo rappresenta il rapporto tra le forze che agiscono nella direzione ortogonale al flusso a causa del gradiente di pressione ($\delta^* dp/dx$) e lo sforzo di taglio a parete ($\tau_w dx$).

Il valore locale di β non è però sufficiente a rappresentare interamente l'influenza dell'APG sullo strato limite turbolento [5], motivo per cui si deve andare a considerare tutta la distribuzione di pressione lungo la placca piana, o in generale il corpo sotto esame.

Il lavoro di Vinuesa et al (2017) [39] esprime il β in funzione di Re_θ , permettendo attraverso un metodo integrale di considerare un valore medio di β stimato nell'intervallo del numero di Reynolds dello spessore di quantità di moto:

$$\bar{\beta}(Re_\theta) = \frac{1}{Re_\theta - Re_{\theta_0}} \int_{Re_{\theta_0}}^{Re_\theta} \beta(Re_\theta) dRe_\theta$$

Profilo di velocità media e varianza della velocità media nella direzione del flusso

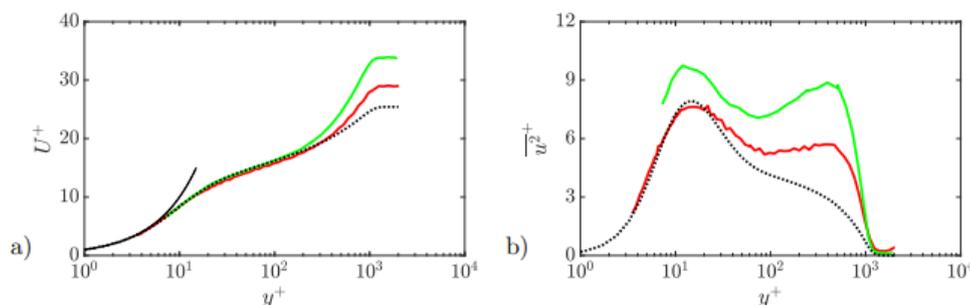


Figura 1.5: (a) Profilo di velocità media (b) Varianza; $Re_\tau = 1200$; (-) $\beta = 0$; (-) $\beta = 1.1$; (-) $\beta = 2.2$ [37]

Valutando l'effetto del APG sul profilo di velocità possiamo osservare fig. 1.5.

In questo caso vengono rappresentate 3 condizioni a un $Re_\tau = 1200$ paragonabile e con β differenti (linea tratteggiata $\beta = 0$, linea rossa $\beta = 1.1$, linea verde $\beta = 2.2$).

In figura 1.5 (a) viene mostrato il profilo della velocità media. Gli effetti del gradiente di pressione si manifestano più chiaramente nello strato esterno, dove i profili mostrano velocità più alte in scala interna al crescere di β , e una scia più marcata, fenomeno collegato a una riduzione della resistenza d'attrito a parete. Un'ulteriore effetto della presenza del gradiente di pressione è la riduzione della zona logaritmica a favore della scia.

Nel grafico in figura 1.5 (b) viene mostrata la varianza della velocità media nella direzione longitudinale al flusso, ottenuta dalla deviazione standard delle velocità nel tempo sulla velocità caratteristica u_τ . Qui si nota la presenza un picco esterno al crescere di β . La comparsa di strutture più energetiche nella regione esterna è accompagnata anche da un aumento dei valori del picco interno della varianza, lieve o nullo per β piccoli, molto più marcato al crescere di β . [37]

Analisi spettrale delle piccole - grandi scale

L'introduzione di un gradiente di pressione avverso nel flusso influenza anche l'organizzazione delle scale interne allo strato limite, come riportato in diversi studi (Bobke et Al. [5] e Harun et Al. [18]).

Per studiarne gli effetti si usa l'analisi spettrale, attraverso la quale si determina per ogni frequenza caratteristica del sistema la quantità di energia associata.

In figura 1.6 vengono mostrati gli spettri di energia premoltiplicati $k_x^+ \phi_{xx}^+$, dove k_x è il numero d'onda longitudinali $k_x = 2\pi/\lambda$, tracciati in funzione della distanza da parete adimensionalizzata y^+ e della lunghezza d'onda λ_x^+ ottenuta attraverso l'analisi di Fourier. La densità spettrale premoltiplicata viene poi normalizzata con il quadrato di u_τ .

L'immagine mostra 4 diverse condizioni a pari Re_τ al variare del parametro adimensionale β . All'incrementarsi di quest'ultimo si nota la comparsa di un picco di energia per una lunghezza d'onda $\lambda_x \sim 3\delta$ (valore evidenziato dal \square in figura). Un secondo picco a $\lambda_x \sim 6\delta$ viene evidenziato dal \circ , picco presente sia in ZPG che in APG.

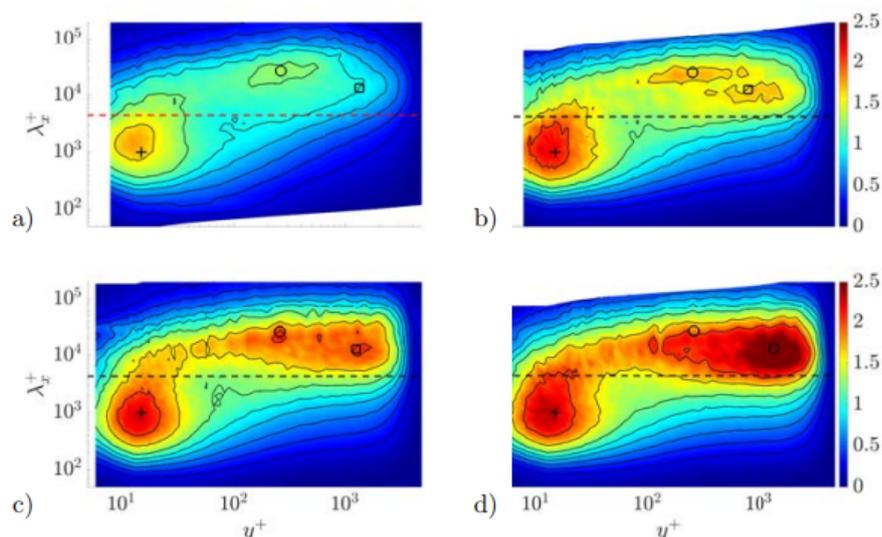


Figura 1.6: Analisi spettrale; $Re_\tau = 4400$; (a) $\beta = 0$; (b) $\beta = 0.75$; (c) $\beta = 1.1$; (d) $\beta = 2.2$; [37]

1.5 Strutture turbolente a parete

Strutture coerenti nei flussi turbolenti a parete. Nei flussi turbolenti confinati da pareti, come quelli che si sviluppano all'interno di canali o lungo superfici aerodinamiche, emergono strutture coerenti che, nonostante la natura caotica della turbolenza, presentano una certa organizzazione spaziale e temporale. Queste strutture giocano un ruolo fondamentale nel trasporto di quantità di moto, energia e nella generazione dell'attrito viscoso.

Nelle regioni prossime alla parete, in particolare nel buffer layer (compreso tra $y^+ \approx 5$ e $y^+ \approx 30$), si osservano due tipologie principali di strutture:

- Streaks a bassa velocità: filamenti allungati nella direzione del flusso, caratterizzati da fluttuazioni negative o positive della velocità streamwise. Questi streaks sono spazialmente distribuiti con una distanza media di $z^+ \approx 100$ nella direzione spanwise.
- Vortici quasi-streamwise: strutture vorticosi il cui asse è quasi allineato con la direzione del flusso, ma con una leggera inclinazione verso l'alto che aumenta con la distanza dalla parete. Questi vortici sono responsabili del sollevamento del fluido a bassa velocità dalla regione prossima alla parete, contribuendo alla formazione degli streaks.

Queste due strutture interagiscono attraverso un ciclo di auto-sostentamento: i vortici si formano per instabilità degli streaks, mentre gli streaks a bassa velocità derivano dal sollevamento di fluido indotto dai vortici stessi. Questo meccanismo è stato descritto da Hamilton et al. (1995) [17] e Waleffe (1997) [41].

Nel contesto dello strato limite turbolento, un ruolo di rilievo è svolto dai vortici a forcina (hairpin vortices), strutture a forma di U rovesciata che si sviluppano a partire dalle regioni prossime alla parete e si estendono verso l'esterno. Questi vortici possono organizzarsi in pacchetti coerenti (hairpin packets), contribuendo significativamente al trasporto di quantità di moto e alla generazione delle tensioni di Reynolds. Studi come quelli di Adrian et al. (2000) [1] hanno evidenziato l'importanza di queste strutture nella dinamica turbolenta.

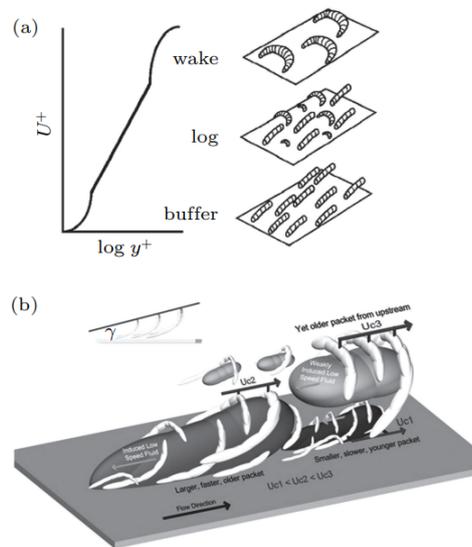


Figura 1.7: (a) Strutture rilevate tramite simulazione numerica diretta della turbolenza vicino a parete; (b) Modello dei pacchetti di vortici a forcina [23]

Capitolo 2

Tecniche per la riduzione della resistenza d'attrito

Esistono principalmente due tipi di tecniche atte a ridurre la resistenza d'attrito:

Tecniche di Tipo Attivo

Le tecniche di tipo attivo sono una soluzione che richiede un'applicazione di energia al sistema, con un conseguente aumento di massa e costi, ma molto efficace. Un esempio di questa metodologia è l'oscillazione della parete la quale ha ottenuto, riportando gli studi di Choi & Graham (1998) [10] una riduzione del 25% della resistenza da un'oscillazione circolare della parete, e il 40% della riduzione per un'oscillazione lungo l'asse longitudinale come riportato dagli studi di Quadrio & Sibilla. [29] Queste risultano essere ottime soluzioni ma difficili da applicare nel caso reale in quanto richiedono l'uso di sistemi complessi.

Tecniche di Tipo Passivo

Le tecniche di tipo passivo sono invece una soluzione meno efficace in termini di riduzione della resistenza d'attrito, ma più applicabile e con una maggior affidabilità e costi inferiori, infatti le tecniche passive non necessitano di energia.

Un esempio di tecnica di tipo passivo è l'uso delle dimples. Uno studio condotto da Choi et al. [9] ha analizzato il meccanismo di riduzione della resistenza aerodinamica ottenuto mediante l'uso di fossette (dimples) su superfici sferiche, un esempio pratico possono essere le palline da golf. Attraverso misurazioni della velocità del flusso nella direzione longitudinale, è stato osservato che le fossette inducono una separazione locale del flusso e innescano instabilità nello shear layer. Questo processo genera una turbolenza significativa che, a sua volta, consente al flusso di riattaccarsi alla superficie con un momento elevato vicino alla parete. Tale riattacco permette al flusso di superare il forte gradiente di pressione avverso presente nella parte posteriore della sfera, ritardando così la separazione principale del flusso e riducendo in maniera efficace la resistenza di forma. I risultati suggeriscono che la formazione di una "bolla di separazione" rappresenta

una strategia efficace di controllo del flusso per la riduzione della resistenza su corpi tozzi, come sfere o cilindri.

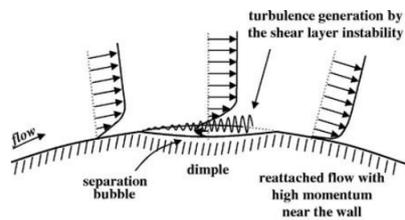


Figura 2.1: Meccanismo di funzionamento delle dimples [9]

Un altro metodo utilizza dei dischi rotanti. Uno studio condotto da Olivucci et al. [27] ha utilizzato questa tecnica impiegando dischetti montati a parete lasciandoli liberi di ruotare. Questi dischi, parzialmente esposti al flusso principale, vengono messi in rotazione dalla stessa turbolenza presente nello strato limite. La rotazione indotta modifica localmente la struttura del flusso, riducendo l'intensità turbolenta e lo sforzo di taglio a parete nella zona di influenza dei dischi. I risultati mostrano una riduzione complessiva della resistenza da attrito fino al 5,6%, rendendo questa soluzione particolarmente interessante per applicazioni aerodinamiche passive.

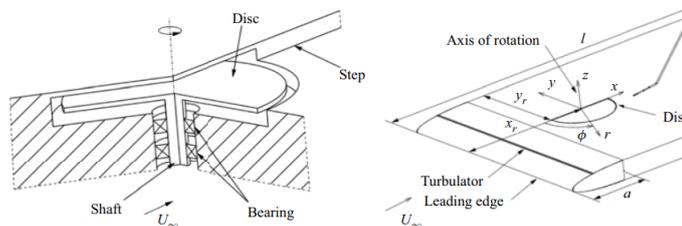


Figura 2.2: Meccanismo di funzionamento dei dischi rotanti [27]

Un ulteriore metodo passivo per la riduzione della resistenza d'attrito sono le riblets. Tra le tecniche passive di riduzione dell'attrito aerodinamico, le riblets rappresentano una delle soluzioni più studiate ed efficaci. Queste microstrutture superficiali, ispirate alla conformazione della pelle degli squali, sono caratterizzate da scanalature longitudinali disposte parallelamente alla direzione del flusso. Il loro funzionamento si basa sull'interferenza con le componenti trasversali della turbolenza vicino alla parete, limitando i movimenti vorticosi che altrimenti contribuirebbero all'aumento della resistenza da attrito. In condizioni ottimali, le riblets possono portare a una riduzione dello sforzo di taglio fino al 10%, senza richiedere apporto energetico esterno. Queste caratteristiche le rendono una soluzione promettente per applicazioni in ambito aerospaziale, navale e automobilistico. [43, 3, 4]

2.1 Riblets

Le riblets sono l'argomento principale del lavoro di tesi proposto, in particolare il confronto in condizione di gradiente di pressione avverso della resistenza d'attrito tra il caso di placca liscia, riblets longitudinali e riblets sinusoidali.

I primi studi sull'uso delle riblets per la riduzione della resistenza aerodinamica risalgono agli anni '70 e '80, a seguito di osservazioni biologiche sulla pelle degli squali, nota per la sua capacità di ridurre la resistenza idrodinamica durante il nuoto. Queste osservazioni portarono all'idea di replicare artificialmente tali microstrutture, sviluppando superfici con microscalature longitudinali in grado di ridurre l'attrito nei flussi turbolenti.

Uno dei primi ricercatori in questo campo è stato Walsh [43, 42], che condusse una serie di esperimenti in galleria del vento, dimostrando che configurazioni di riblets con dimensioni ottimizzate potevano portare a una riduzione dello sforzo di parete fino al 2-6% con riblets di forma triangolare, denominate V-shape, aventi le dimensioni riportate in figura 2.3, in particolare con $h^+ < 50$ ed $s^+ < 100$.

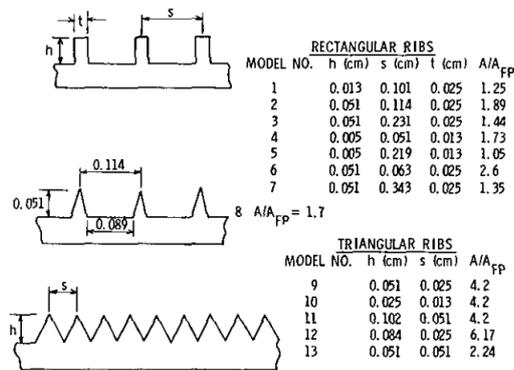


Figura 2.3: Dimensioni delle riblets di Walsh e Weinstein [43]

Successivamente altri studi condotti da Bechert et al. [3, 4] hanno approfondito le caratteristiche geometriche delle riblets e il loro comportamento in condizioni di flusso turbolento, contribuendo in modo significativo alla comprensione del meccanismo fisico alla base della riduzione dell'attrito.

Più recentemente sono state svolte delle ricerche anche da Viswanath [40], che ha esaminato le prestazioni delle riblets su un profilo alare 2D ottenendo una riduzione della resistenza d'attrito del 5-8%. Le riblets sono successivamente state applicate ad un modello di Airbus A-320 dove si è vista una riduzione della resistenza complessiva dell'aeromobile fino al 2%, con potenziali benefici nel consumo di carburante e nelle emissioni globali.

La geometria delle riblets è un importante argomento di studi, e questa è rappresentata da due lunghezze caratteristiche: h l'altezza delle creste e s la spaziatura fra loro, l'area compresa fra due creste è definita come A_g . Tali parametri possono essere adimensionalizzati attraverso le grandezze viscose u_τ e l_τ :

$$s^+ = \frac{s}{l_\tau} = \frac{s}{\nu} u_\tau$$

$$h^+ = \frac{h}{l_\tau}$$

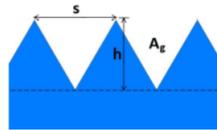
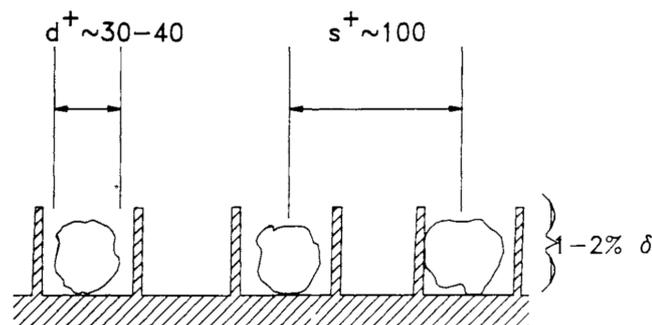


Figura 2.4: Grandezze caratteristiche delle riblets

Le riblets interagiscono con lo strato limite nella zona più vicina a parete, compresa tra $0 < y^+ < 10$, dove sono presenti le streaks a bassa velocità. Queste hanno una spaziatura nella zona interessata di circa $s^+ = 100$ unità di parete [21], motivo per cui la distanza s fra le creste delle riblets è condizionata da questo fenomeno.


 Figura 2.5: Spaziatura e Diametro del LSS con riblets in direzione x

2.1.1 Meccanismo di riduzione dell'attrito

Il meccanismo di riduzione dell'attrito da parte delle riblets è stato argomento di dibattito per molto tempo.

Bechert e Bartenwerfer (1989) [3] suggerirono che la riduzione dell'attrito fosse spiegata dall'origine virtuale del flusso longitudinale, indicata come h_l , come mostrato nella figura 2.6. Tuttavia, Luchini et al. (1991) [24] dimostrarono che il parametro chiave per la riduzione dell'attrito fosse in realtà lo spostamento $\Delta h = h_c - h_l$, dove h_c rappresenta l'altezza della cresta che spinge il flusso trasversale lontano da parete, definita come "altezza di protrusione".

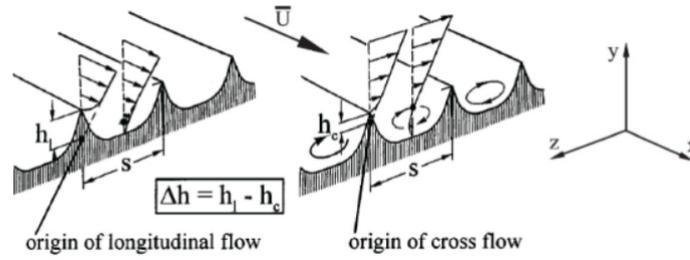


Figura 2.6: Origini virtuali dei moti longitudinali e trasversali

In questo modo, l'origine virtuale del flusso trasversale risulta essere più alta rispetto a quella del flusso longitudinale, riducendo la mescolanza turbolenta della quantità di moto longitudinale. Poiché tale mescolanza contribuisce significativamente allo stress da taglio vicino alla parete, la sua riduzione comporta una diminuzione della resistenza superficiale.

La velocità del flusso a $y = \delta$ può essere espressa dalla seguente legge:

$$U_{\delta}^{+} = \left(\frac{2}{c_f} \right)^{1/2} = \frac{1}{\kappa} \log \delta^{+} + B$$

dove κ è la costante di Von-Karman ($\kappa \approx 0.4$), δ rappresenta lo spessore del flusso, e δ^{+} il numero di Reynolds legato alla resistenza d'attrito.

L'effetto delle riblets è quello di modificare il valore di B , che può essere interpretato come una "funzione di rugosità".

Pertanto, possiamo scrivere una relazione che lega la variazione del coefficiente di attrito al cambiamento dell'altezza della curva logaritmica ΔB : [14]

$$DR = \frac{\Delta c_f}{c_{f0}} = \frac{\Delta \tau}{\tau_0} = - \frac{\Delta B}{(2c_{f0})^{-1/2} + (2\kappa)^{-1}}$$

Dove ΔB è legato alla variazione di altezza di protrusione dalla seguente relazione:

$$\Delta B = \mu_0 \Delta h^{+}$$

con μ_0 che è un coefficiente sperimentalmente ricavato, ma che presenta valori discordanti tra diversi esperimenti, come $\mu_0 = 0.66$ per J. Jimenez [20] e $\mu_0 = 0.785$ per Bechert et al. [4]

Utilizzando le formule precedentemente descritte, possiamo rielaborare la formula per la riduzione lineare della resistenza, riscrivendola in termini di Δh .

$$DR = \frac{\mu_0}{(2c_{f0})^{-1/2} + (2\kappa)^{-1}} \frac{\partial (\Delta h)}{\partial l_g}$$

2.1.2 Riblets Longitudinali

L'efficacia delle riblets, come già accennato, dipende dalla loro geometria. La prima, nonché più semplice e diffusa, è stata la geometria longitudinale.

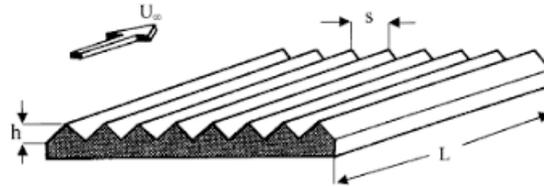


Figura 2.7: Rappresentazione delle riblets longitudinali

Tra i contributi sperimentali più significativi vi è il lavoro svolto da Bechert et al. (1997) [4], dove sono state studiate diverse geometrie, tra cui quella parabolica.

L'efficacia di tali geometrie è valutata in termini di riduzione della resistenza (DR), espressa già precedentemente e rappresentata da:

$$DR = \frac{\Delta\tau}{\tau_0}$$

dove $\Delta\tau$ rappresenta la variazione dello sforzo di taglio a parete rispetto a una superficie liscia di riferimento e τ_0 è lo sforzo di taglio a parete.

Un valore negativo di DR, nei grafici, indica una riduzione della resistenza, viceversa un valore positivo.

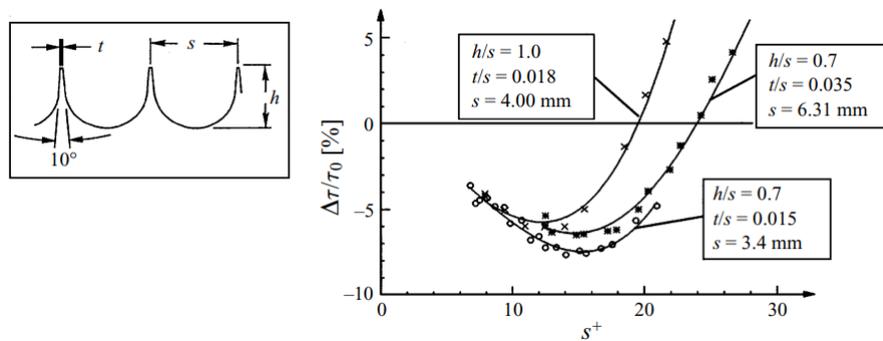


Figura 2.8: Andamenti di DR per delle riblets a sezione parabolica.[4]

In figura 2.8 vengono riportati i dati sperimentali ottenuti da Bechert in funzione della distanza adimensionale s^+ , i quali mostrano una riduzione massima dello sforzo di taglio fino a $DR \sim 8\%$.

In un contributo successivo, García-Mayoral e Jiménez (2011) [14], hanno proposto una nuova scala di lunghezza adimensionale in grado di unificare i dati relativi a geometrie differenti. Questa scala è definita come:

$$l_g^+ = \sqrt{A_g^+}$$

dove A_g^+ è l'area tra le creste scanalatura espressa in unità vischiose, e consente di correlare in modo più efficace le prestazioni di riblets di forme diverse.

Nello studio si è riscontrato un valore di ottimo per la drag reduction pari a $l_g^+ \simeq 10.7 \pm 1.0$.

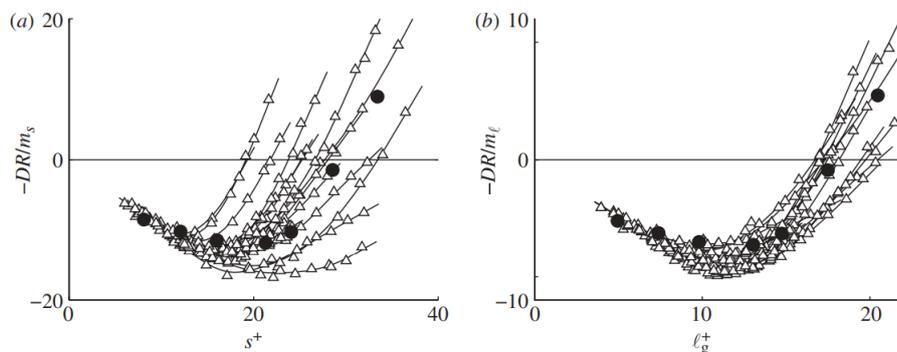


Figura 2.9: (a) DR in funzione di s^+ ; (b) DR in funzione di l_g^+

Da tutti i risultati, sia in termini di s^+ che di l_g^+ si nota un primo aumento della riduzione di resistenza fino al valore di ottimo, e una successiva diminuzione della DR fino anche a un aumento della resistenza stessa.

L'andamento generale della riduzione di resistenza, sia in termini di s^+ che di l_g^+ , si nota un comportamento caratteristico: un aumento iniziale della DR fino al valore ottimale, seguito da un calo progressivo e, oltre una certa soglia, anche da un peggioramento rispetto alla superficie liscia

Nella prima parte (prima del valore di ottimo) la resistenza diminuisce in maniera lineare secondo la formula:

$$m_0 = - \left[\frac{\partial(\Delta\tau/\tau_0)}{\partial s^+} \right]_{s^+=0}$$

Questa regione prende il nome di regime viscoso, poiché il contributo dei termini non lineari del flusso nella regione interna dello strato limite è trascurabile. Il regime è valido fino a un valore di s^+ compreso fra 10 e 20, in seguito le ipotesi viscose decadono lasciando spazio alla fase di Breakdown e le riblets perdono efficacia. [15]

2.1.3 Riblets Sinusoidali

Un'evoluzione delle riblets già presentate sono le riblets con geometria sinusoidale. Inizialmente si è pensato di combinare le riblets con metodi attivi, facendo oscillare la parete. Questo ha portato miglioramenti in termini di efficacia ma con lo svantaggio dei metodi attivi di avere un consumo energetico.

Gruneberger et al. (2012) [16] studiarono l'uso delle riblets sinusoidali con l'obiettivo di indurre un'oscillazione del flusso non più temporale ma spaziale, in modo da andare a riprodurre i vantaggi che si ottenevano col precedente metodo.

La sezione delle riblets utilizzata è di tipo trapezoidale come mostrato in figura 2.10.

Le creste delle riblets seguono una funzione sinusoidale descritta come segue:

$$z = a \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda}x\right)$$

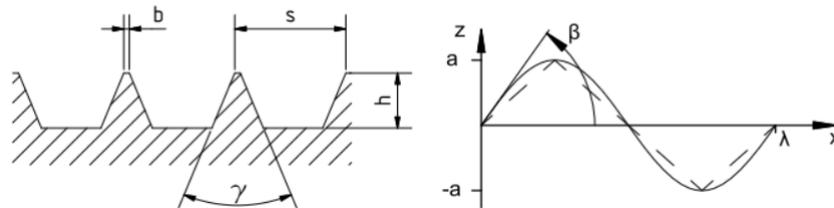


Figura 2.10: Sezione e andamento delle riblets sinusoidali di Gruneberger

Precedenti studi, svolti nel laboratorio "M. Panetti" del Politecnico di Torino, stesso laboratorio in cui è stata svolta la seguente tesi, sono stati condotti da Cafiero & Iuso (2022) [8].

Negli studi condotti si sono confrontate due diverse geometrie sinusoidali, paragonando i risultati con le classiche riblets longitudinali. Dall'analisi dei dati è emersa una riduzione della resistenza di attrito del 10% da parte delle riblets sinusoidali, rispetto all'8% del caso longitudinale, considerate le stesse condizioni.

Capitolo 3

Set-Up Sperimentale

Lo studio proposto da questa tesi è stato fatto nel Laboratorio di Fluidodinamica "Modesto Panetti" del Politecnico di Torino. In particolare è stata usata la galleria del vento denominata "Fucsia".

Tale galleria ha ricevuto un riammodernamento di recente, il quale comprendeva diverse parti tra cui il diffusore e la camera di prova, motivo per cui i primi lavori di tesi si sono concentrati sull'installazione e la caratterizzazione di diversi elementi. In questo capitolo viene illustrata la configurazione finale per le misure utili al lavoro di tesi.

3.1 Galleria del vento

La galleria "Fucsia" (fig.3.1) è una galleria a circuito aperto di sezione rettangolare allestita per misure di strato limite su piastra piana e sperimentazione sulla riduzione d'attrito tramite riblets. In generale ogni galleria del vento è composta da alcune importanti sezioni:

- Gruppo motori e fan: 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.
- Camera di tranquillizzazione: utile all'abbattimento delle turbolenze di grandi scale, presenta una struttura honeycomb a maglie romboidali.
- Convergente: accelera e comprime il flusso con un rapporto di contrazione 3:1.
- Camera di prova: composta da una parte iniziale a sezione rettangolare costante con altezza di 510 mm, larghezza di 699 mm e lunghezza di 500 mm. Successivamente vi è la camera di prova della precedente configurazione, sempre a sezione rettangolare ma con le due pareti verticali del condotto aventi un angolo di divergenza di 0.5° , ottenendo una larghezza finale di

768 mm, questa parte della camera di prova si estende per 3999 mm. A valle di questa sezione vi è un ulteriore blocco rettangolare con altezza 510 mm, larghezza di 768 mm e lunghezza di 500 mm. La lunghezza totale del condotto di misura è di 4999 mm.

- Diffusore: composto da un divergente tronco piramidale con un angolo di semi apertura pari a 5° , una lunghezza di 1500 mm e un rapporto di espansione di 2,04 tra area di uscita e area di ingresso del divergente.

La camera di prova è dunque divisa in 5 blocchi complessivi, i due più piccoli posti all'inizio e alla fine per garantirne una dimensione maggiore e i tre centrali di lunghezza ognuna pari a 1.33 m con pareti divergenti formate da un modulo vetrato in plexiglas o in materiale MDF scuro e opaco intercambiabili fra di loro, in modo da garantire facilmente l'accesso fisico e ottico in tutta la camera di prova.

Il tetto della galleria del vento è progettato in modo da essere modulare permettendo la misura del campo di moto in diversi punti della galleria, attraverso un singolo pannello in cui è presente un foro asolato per l'inserimento delle sonde.

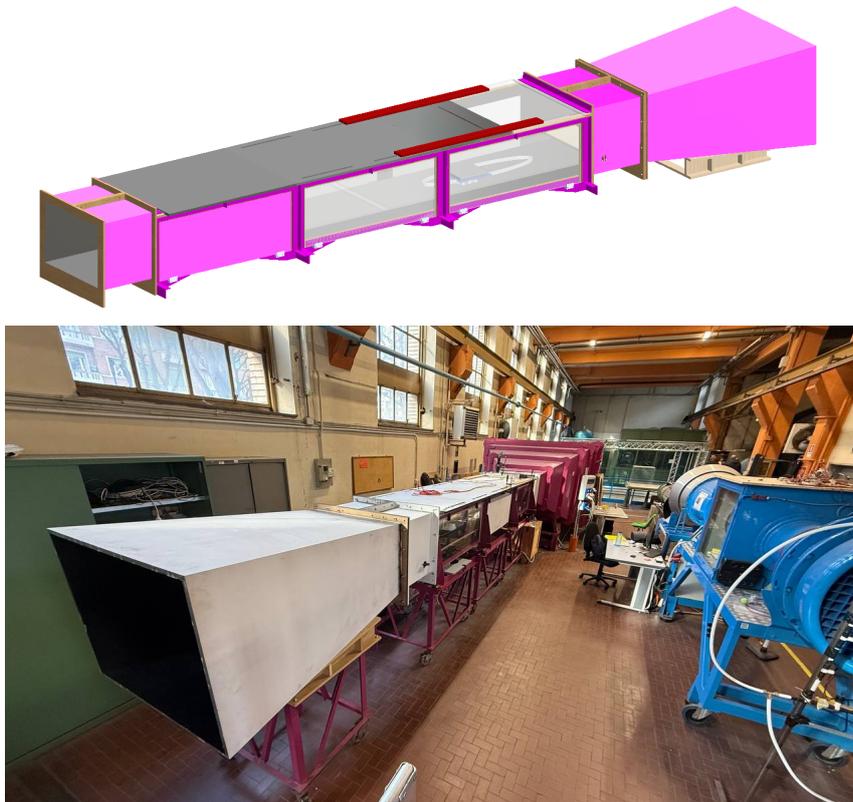


Figura 3.1: Galleria "Fucsia"

3.1.1 Pianetto

All'interno della galleria è stata utilizzata una lastra piana con bordo d'attacco super-ellittico e spessore di 19 mm. È composta da due moduli che permettono di facilitarne l'installazione e la modifica, sostenuti da dei piedini inseriti all'interno di un legno di supporto che sorregge la struttura aggiustabili in altezza per garantire che la lamina piana sia perfettamente orizzontale senza nessun angolo di incidenza. Il setup utilizzato prevede una lastra piana in plexiglas di lunghezza complessiva di 3980 mm, la quale presenta 29 fori per le prese di pressione statica, disposte nel seguente modo:

- 17 prese longitudinali disposte a una distanza di 200 mm l'una dall'altra.
- 12 prese trasversali alla presa n.13 e n.14, rispettivamente la presa anteriore e posteriore al foro per la piastra flottante. Queste prese sono poste in configurazione spanwise con una spaziatura di 60 mm per quelle più centrali e 120 mm per quella più esterna.

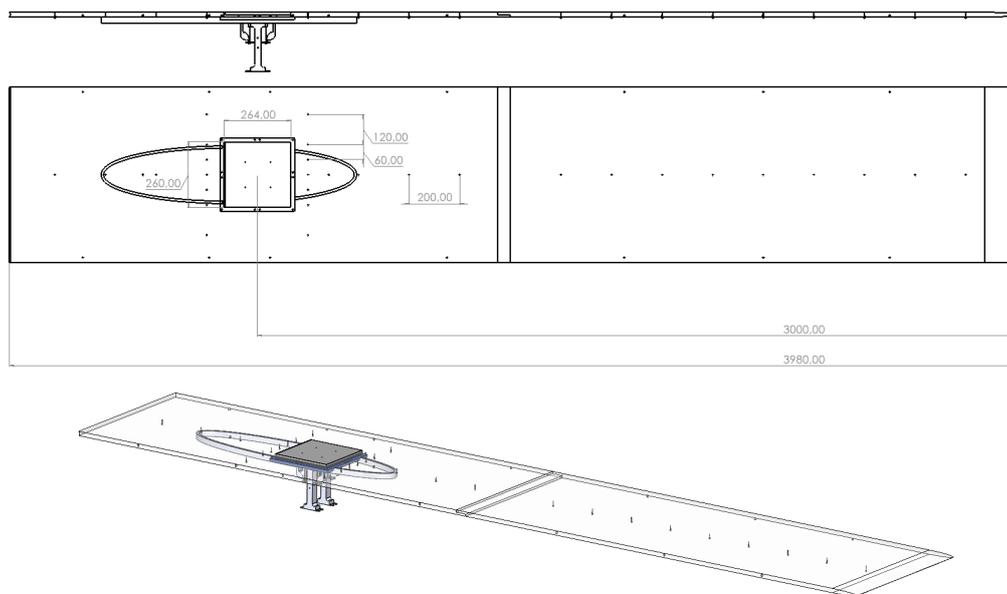


Figura 3.2: Pianetto

3.1.2 Flap

L'interazione fra il flusso, pareti laterali e tetto della galleria possono causare la nascita di un gradiente di pressione negativo dovuto allo strato limite sulle pareti che tende a rimpicciolire virtualmente la camera di prova. Normalmente questo gradiente viene gestito attraverso un piccolo angolo di divergenza delle pareti, proprio come avviene in questa galleria, ma l'angolo ideato annulla il gradiente di pressione negativo solo in condizioni di progetto.

Per aumentare la fascia di ottimo per la condizione di gradiente di pressione nullo (ZPG) si utilizza un flap posizionato sul bordo di fuga del pianetto con assetto variabile.

Tale flap ha una corda di 350 mm, spessore di 20 mm e una larghezza di 700 mm. Stampato in PLA tramite stampante 3D il flap è composto da due semi ali e può essere fissato ai bordi della galleria in modo da mantenere un angolo di incidenza fisso.



Figura 3.3: Vista posteriore del flap

3.1.3 Trip

I "turbulence tripping devices" sono piccole strutture utilizzate per perturbare lo strato limite laminare, inducendo la transizione a uno strato limite turbolento.

I dispositivi possono essere generalmente divisi in due categorie [6]:

- Wall-driven: hanno una regione di adattamento più corta e una minore interazione tra le regioni interna ed esterna dello strato limite. Tuttavia, provocano una maggiore perturbazione della parte esterna dello strato limite rispetto ai meccanismi wake-driven. Un esempio tipico è costituito da piccoli cilindri con asse verticale.
- Wake-driven: meccanismi di innesco della turbolenza con una regione di adattamento tipicamente più lunga, in cui l'interazione tra la parte interna ed esterna dello strato limite è più forte, portando a una struttura interna dello strato limite alterata.

Entrambi i dispositivi sono stati alternativamente fissati sulla piastra piana con del nastro di carta a una distanza di circa $x \simeq 0.2$ m dal bordo d'attacco.

In questo lavoro di tesi verranno testati due diversi tipi di trip con lo scopo di compararne gli effetti sullo strato limite e sul β ottenuto.

1. Il primo modello di trip, chiamato “sawtooth”, è un striscia di sottile alluminio composto da piccoli ostacoli triangolari su entrambi i lati. Gli ostacoli triangolari verranno mantenuti piegati in posizione orizzontale. In questo modo, il flusso non sarà fortemente perturbato e gli strati limite turbolenti generati saranno caratterizzati da numeri di Reynolds basati sullo spessore di quantità di moto (Re_θ) moderati.
2. Il secondo trip, chiamato “2row20”, consiste in due file di cilindri con caratteristiche geometriche pari a $h = 20mm$ (altezza) $D = 3mm$ (diametro) $Z = 10mm$ (spaziatura), valori estratti da [30]. Lo scopo di questo trip è quello generare strati limite turbolenti ad alto Re_θ . Tuttavia, questo tipo di dispositivo disturba fortemente il flusso, e gli strati limite turbolenti risultanti potrebbero mostrare una struttura alterata; le caratteristiche canoniche del flusso possono essere recuperate solo dopo una certa “regione di adattamento”. Questo rientra tra i dispositivi denominati wake-driven.

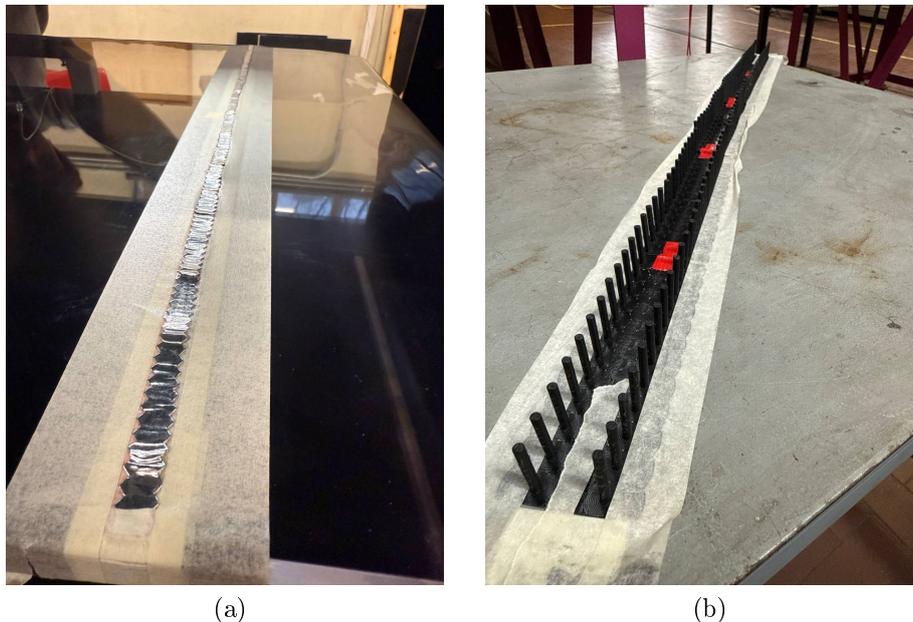


Figura 3.4: (a) Sawtooth trip (b) 2row20 trip

Sia il trip denominato Sawtooth che il 2row20 vengono posizionati a una distanza di $x = 0.2m$ dal bordo di attacco del pianetto, coprendo inoltre la prima presa di pressione motivo per cui le misure effettuate tramite lo scanivalve saranno limitate dalla presa 2 alla 17 in direzione parallela al flusso.

3.1.4 Zona di misura

La zona dove verranno misurati i profili di velocità dello strato limite si trova a circa $x \sim 3170mm$ dal bordo di attacco della lamina piana.

Le placche utilizzate (liscia, longitudinale e sinusoidale) hanno una dimensione di $258 \times 258 \text{ mm}$ e sono posizionate in un foro di $264 \times 260 \text{ mm}$. La dimensione leggermente maggiore del foro è pensata per l'uso di una bilancia basata su LVDT per la misura della forza a parete.

La piastra viene posizionata su una struttura regolabile in altezza attraverso un crick e regolabile nell'inclinazione attraverso 3 viti micrometriche.

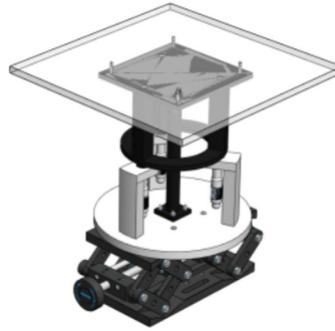


Figura 3.5: Sistema per il livellamento della piastra

Per evitare che lo spazio vuoto presente tra la piastra e il pianetto vada a disturbare il flusso, alterandone lo strato limite, si è utilizzato un labirinto stampato in 3D dalla geometria ispirata al lavoro di tesi svolto da Marchesano (2024) [25].

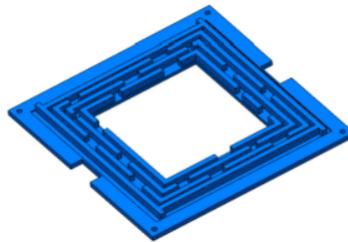


Figura 3.6: Labirinto utilizzato per le misure di strato limite [25]

3.2 Sistema di misura

Il sistema di misura si compone di due sonde:

- Tubo di Pitot
- Hot wire

Le sonde sono installate su un supporto capace di muoversi sia nella direzione y che nella direzione z della galleria, settando un sistema di riferimento che vede la x

parallela al pianetto, la y normale al tetto della camera di prova e la z trasversale al flusso.

Ognuna delle due sonde è poi collegata allo strumento opportuno.

Altri sistemi di misura utili alla raccolta dati sono:

- Prese di pressione

3.2.1 Tubo di Pitot

Il tubo di Pitot è utilizzato per misurare la velocità all'interno della camera di prova sfruttando la differenza tra la pressione totale e la pressione statica. Il funzionamento si basa sull'equazione di Bernoulli:

$$p_t = p_s + \frac{1}{2}\rho V^2 \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2(p_t - p_s)}{\rho}}$$

La geometria del tubo di Pitot consiste in una sonda a "L" fornita di due prese di pressione, una totale all'estremità anteriore disposta in direzione della corrente e una statica sul corpo del tubo disposta perpendicolarmente al flusso.

Il tubo di Pitot viene collegato al FCO560 (fig.3.7).

L'FCO560 è un manometro differenziale portatile con una precisione di 0,01 Pa e una frequenza di acquisizione di 10 Hz. È stato utilizzato per misurare le pressioni dinamiche provenienti dal tubo di Pitot posizionato nella galleria del vento e, grazie alla sua elevata precisione, ha permesso la calibrazione della sonda a filo caldo. Le letture dell'FCO560 sono state raccolte tramite comunicazione seriale durante l'esecuzione delle acquisizioni.

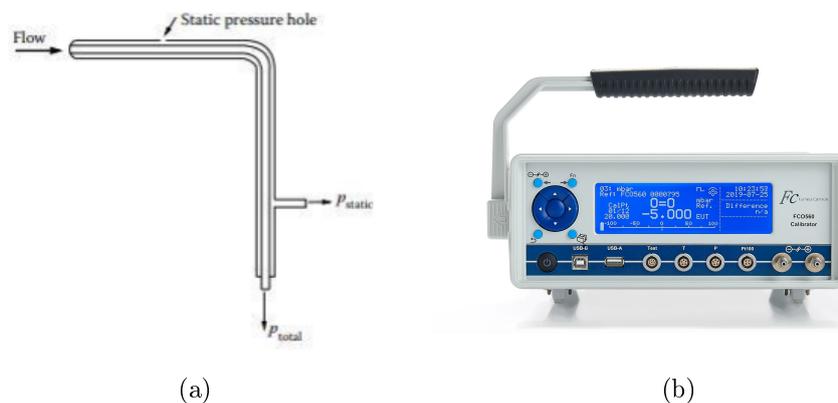


Figura 3.7: (a) Pitot (b) FCO560

3.2.2 Hot wire

L'anemometria a filo caldo è altamente utilizzata nella misurazione di flussi turbolenti. Ha il vantaggio di avere un'elevata velocità di campionamento che permette

di catturare le scale più piccole delle fluttuazioni di velocità riducendo al minimo il disturbo causato al flusso grazie alle ridotte dimensioni.

Il funzionamento della sonda a filo caldo è basato sull'anemometria a temperatura costante (CTA): una variazione della velocità del flusso perturba la resistenza R_w , ovvero un filo metallico molto sottile attraversato da corrente, andando a raffreddare il filo caldo. Il raffreddamento va ad alterare l'equilibrio $R_1 R_3 = R_w R_2$ per cui un servo amplificatore fa a fornire ulteriore corrente elettrica per riportare la sonda alla temperatura impostata come costante.

Attraverso la calibrazione si riesce ad ottenere una correlazione fra l'aumento della tensione e la velocità del flusso. Il funzionamento è rappresentato dallo schema elettrico riportato in fig.3.8.

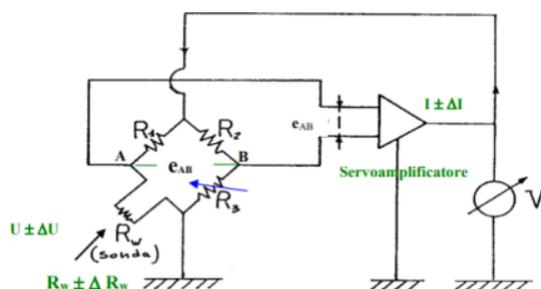


Figura 3.8: Schema sonda a filo caldo

In particolare la sonda utilizzata durante l'attività di tesi è una Dantec P15: tale sonda è studiata appositamente per le misure di strato limite molto vicino a parete. Infatti è caratterizzata da due supporti piegati verso il basso nella parte del sensore con lo scopo di migliorare le misure di strato limite avvicinandosi meglio a parete e diminuirne il disturbo.

Le caratteristiche riportate dalla casa madre sono:

$$R_w = 3.45\Omega \quad \alpha = \frac{R_w - R_{20}}{R_{20}} 0.0036 \text{ 1/C}^\circ$$

Dove α è la resistività del sensore ed R_{20} la resistenza della sonda.

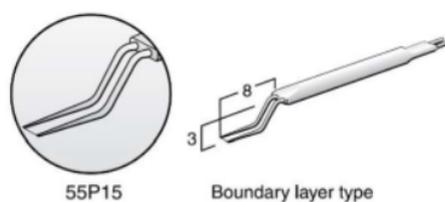


Figura 3.9: Dantec P15

La sonda a filo caldo si interfaccia al modulo CTA 91C10 di Dantec Dynamics, componente del sistema StreamLine Pro. Il ponte ne acquisisce i dati e comunica

tramite software al computer permettendo la configurazione automatica della sonda a filo caldo e quindi la sua taratura.



Figura 3.10: Modulo CTA 91C10

3.2.3 Prese di pressione

Sulla superficie della piastra piana sono stati applicati 29 fori per le prese di pressione statica disposte come in fig.3.11.



Figura 3.11: Pressure Taps sul pianetto

Partendo dal bordo di attacco a sinistra dell'immagine vi sono 17 prese lungo l'asse longitudinale del pianetto, evidenziate in rosso, per la misura della pressione statica distanziate una dall'altra di 200 mm. Inoltre vi sono altre 12 prese statiche per la distribuzione trasversale della pressione, evidenziate dal colore blu, distanziate 60 mm una dall'altra per quelle più vicine al centro e 120 mm dalla precedente per quelle più esterne.

Le prese di pressione sono collegate direttamente allo Scanivalve ZOC 33/64 Px. Questo è un modulo elettronico di acquisizione dati progettato per misurare pressioni pneumatiche con alta precisione e velocità, capace di acquisire fino a 64 canali in contemporanea.



Figura 3.12: Scanivalve

Capitolo 4

Caratterizzazione del Set-Up

L'obiettivo ultimo del lavoro di tesi è quello di valutare il comportamento dello strato limite sotto un gradiente di pressione manipolandolo con le riblets, ed un passo fondamentale è proprio la creazione di un tetto atto a modificare l'andamento della pressione lungo la galleria.

Il metodo per ottenere questo risultato è quello di creare un tetto che non sia più orizzontale ma che sia composto da tre sezioni differenti: un parte convergente, una sezione di gola e un parte divergente che si estende sopra la zona di misura. Chiameremo la struttura che svolge tale funzione "pressure body".

Successivamente alla progettazione del pressure body si andranno a testare diverse configurazioni per valutare l'effetto del gradiente di pressione sullo strato limite isolando tutte le variabili, in modo da ottenere diversi paragoni evidenziando l'effetto del trip, della velocità o della configurazione del pressure body, nonché del gradiente di pressione e della variabile β che si genera.

4.1 Pressure body

Come già descritto il pressure body è un tetto che permette la condizione di APG. La sua progettazione avviene attraverso il programma Solidworks lavorando direttamente su un assieme 3D della galleria interessata.

L'obiettivo principale della fase iniziale di progettazione del pressure body è stato quello di sviluppare una geometria modulare, in grado di consentire la realizzazione di diverse configurazioni senza la necessità di riprogettare o ristampare i singoli componenti. Questo approccio ha permesso di ottimizzare sia i tempi di sviluppo che i costi complessivi del processo.

Importanti caratteristiche da considerare sono:

- Distanza dal tetto: una maggior distanza permette una compressione iniziale e una espansione successiva del flusso molto più forte, garantendo un gradiente di pressione maggiore; di contro se il flusso non ha abbastanza spazio libero la lamina piana potrebbe risentirne vedendo un flusso "sporco", in più un angolo di espansione eccessivo potrebbe portare alla separazione del flusso

- Inizio della sezione di gola: è importante che la gola inizi prima del bordo d'attacco della lamina piana, in questo modo lo strato limite inizia in una sezione in cui il flusso non è sottoposto nè a compressione nè ad espansione

Precisati questi due punti si è quindi deciso di creare una geometria con le seguenti caratteristiche, suddivisa nei 5 metri di galleria:

- Zona convergente: compresa fra $0 < x < 50$ cm. Ha lo scopo di accelerare il flusso d'aria riducendo la pressione statica locale.
- Gola: compresa tra $50 < x < 210$ cm, considerando il tetto come $y = 0$ permette un'altezza compresa tra $0 < y < 8.4$ cm. Questa sezione costante è utile a uniformare il flusso creando una zona di riferimento con pressione stabile.
- Zona di divergente: compresa tra $210 < x < 500$ cm, si estende fino a poco prima del diffusore della galleria con angolo variabile a seconda dell'altezza di gola. Qui è dove si crea il gradiente di pressione avverso, il flusso decelera e la pressione statica aumenta, generando un $dp/dx > 0$.



Figura 4.1: Schema delle zone del pressure body

Ulteriore importante caratteristica del pressure body è la modularità, questa permette di testare diverse configurazioni senza la necessità di stampare ulteriori componenti, ottimizzando il tempo di ricerca della configurazione ideale.

4.1.1 Struttura

Definita la geometria del corpo il passo successivo è quello di definire come il corpo deve interfacciarsi con la galleria. Complessivamente la struttura è composta da alcuni elementi stampati in 3D che svolgono il ruolo di guide e fissaggi, dei listelli in legno per dare una maggior stabilità, e il corpo centrale formato da fogli di polietilene dallo spessore di 0.5 mm.

Per permettere al corpo di essere fissato alla galleria si sono ideati diversi elementi:

- Agganci (fig. 4.2): primo componente della struttura crea diverse sedi all'interno della galleria permettendo di fissare il nuovo tetto alla pareti della galleria, è quindi un'interfaccia tra il corpo e la galleria stessa. I fori esterni, più grandi, servono ad avvitare l'elemento alla galleria, mentre i fori più piccoli, interni, garantiscono una modularità alla struttura, variando l'altezza della gola di 1.2 cm ad ogni passo. L'altezza standard, ovvero il foro centrale fra quelli interni, permette al PB un'altezza di 6 cm.

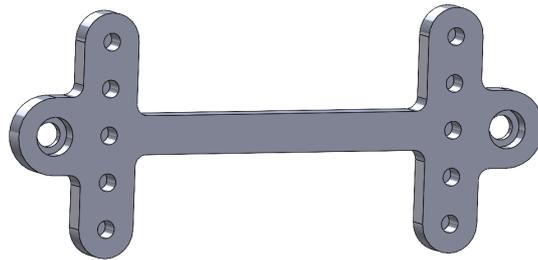


Figura 4.2: CAD aggancio

- Guide (fig. 4.3): supporti 3D che si avvitano agli agganci ed attraverso della labbra fanno da guida per un foglio di polietilene che formerà il tetto della galleria. L'asola presente nelle guide è utile a dare maggior modulabilità, in particolar modo alla sezione divergente dove è necessario cambiare l'angolo oltre all'altezza già modulabile attraverso il primo componente. È stata disegnata considerando il punto più alto come punto standard, per cui posizionandolo nel foro centrale degli agganci si mantiene l'altezza del PB a 6 cm, l'asola ha un'estensione di 0.8 cm. Il ponte presente sul labbro superiore permette l'inserimento di alcuni listelli in legno, creandone una sede e permettendo una maggior stabilità alla struttura. Infine il foglio di polietilene viene inserito nella fessura fra le due labbra in modo che si vada a mantenere la linea necessaria.

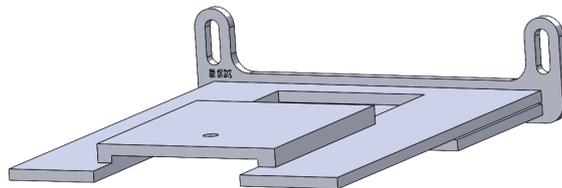


Figura 4.3: CAD guide

- Listelli in legno: un'ulteriore criticità della struttura è la poca stabilità data dai fogli di polietilene che, sottoposti alle forze di pressione, oscillano. Per minimizzare questo effetto si sono utilizzati dei listelli in legno posizionati sia parallelamente che ortogonalmente al flusso, come centine e longheroni di un'ala.

Una rappresentazione della struttura nella sua interezza è proposta in fig. 4.4.

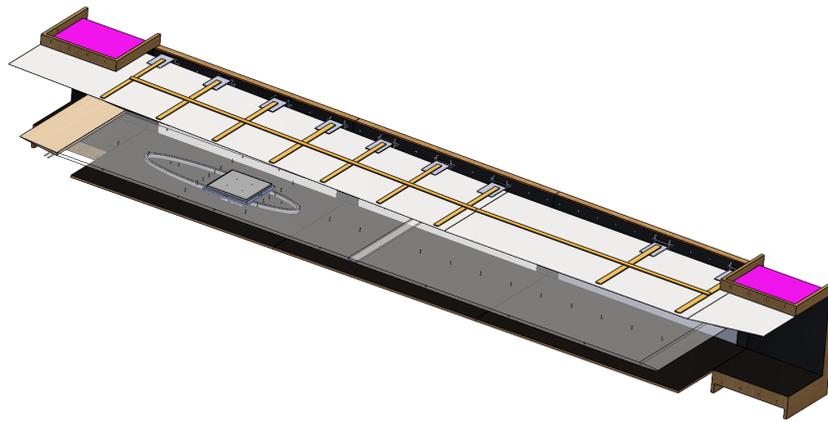


Figura 4.4: CAD Pressure Body

4.1.2 Misure di pressione

Le prime valutazioni sulla caratterizzazione riguardano le misure di pressione, andando a valutare il gradiente trovato e la relativa adimensionalizzazione attraverso il coefficiente di pressione.

Gradiente di pressione

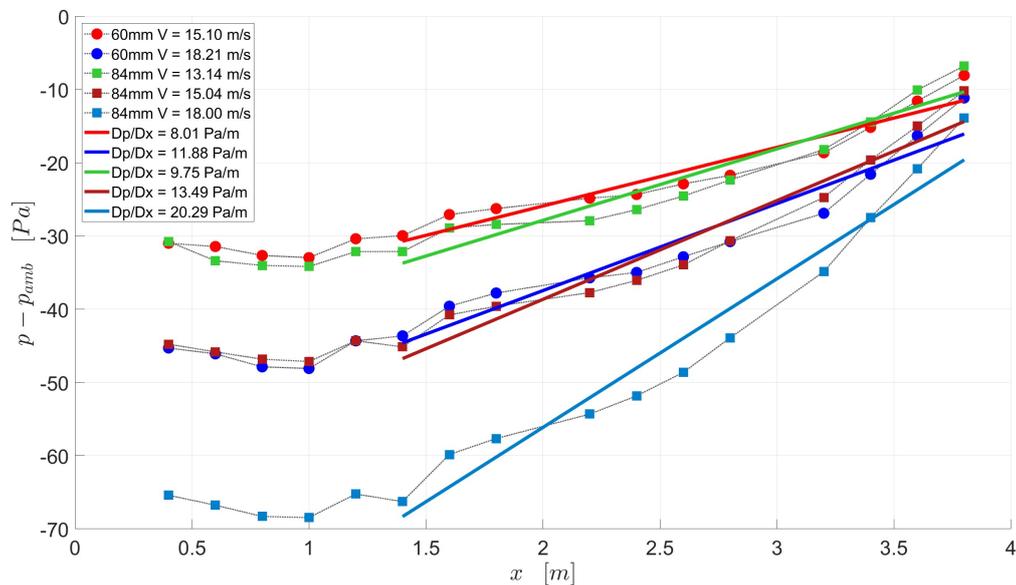


Figura 4.5: Gradiente di pressione

Le prime valutazioni sul gradiente di pressione sono state fatte in 2 configurazioni differenti, a cui ognuna corrispondono 2 velocità. In particolare si è posizionata l'altezza di gola, sempre riferendoci al tetto originale come $y = 0$, alla posizione di $y = 6$ cm (rappresentata dai cerchi in figura) e $y = 8.4$ cm (rappresentata dai

quadrati in figura). Per ogni altezza si sono misurate le velocità: 15 m/s e 18 m/s. Successivamente è anche stato misurato il gradiente di pressione a 13 m/s.

Si osserva da figura 4.5 come nella prime 5 prese di pressione questa rimanga circa costante, questa sezione infatti corrisponde alla sezione di gola. Successivamente la differenza tra la pressione in camera di prova e la pressione ambiente inizia ad aumentare generando un gradiente di pressione avverso.

Il gradiente di pressione aumenta con la velocità del flusso e l'altezza del pressure body.

V\PB	60 [mm]	84 [mm]
13 [m/s]	/	9.75
15 [m/s]	8.01	13.49
18 [m/s]	11.88	20.29

Tabella 4.1: Gradiente di pressione [Pa/m]

Il gradiente di pressione viene misurato linearizzando i punti che comprendono le prese di pressione dalle 7 alla 17 (ricordando che la prima è coperta dal trip, ed è quindi stata esclusa dal grafico).

Questo può essere osservato anche graficamente portando in y la differenza $(p - p_{amb}) - p_{polyval}$.

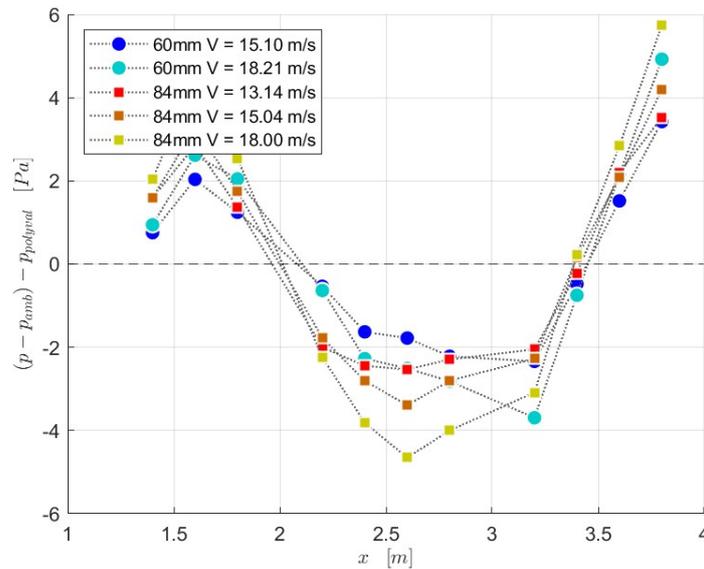


Figura 4.6: Variazione della pressione rispetto all'andamento lineare

In questo modo notiamo chiaramente che la misura è sottostimata.

Considerando che la placca misurata si trova a una distanza di $\sim 3.1m$ possiamo ridurre il range delle prese considerate, mantenendo la zona di misura centrale. Vengono quindi incluse le prese dalla 11 alla 16.

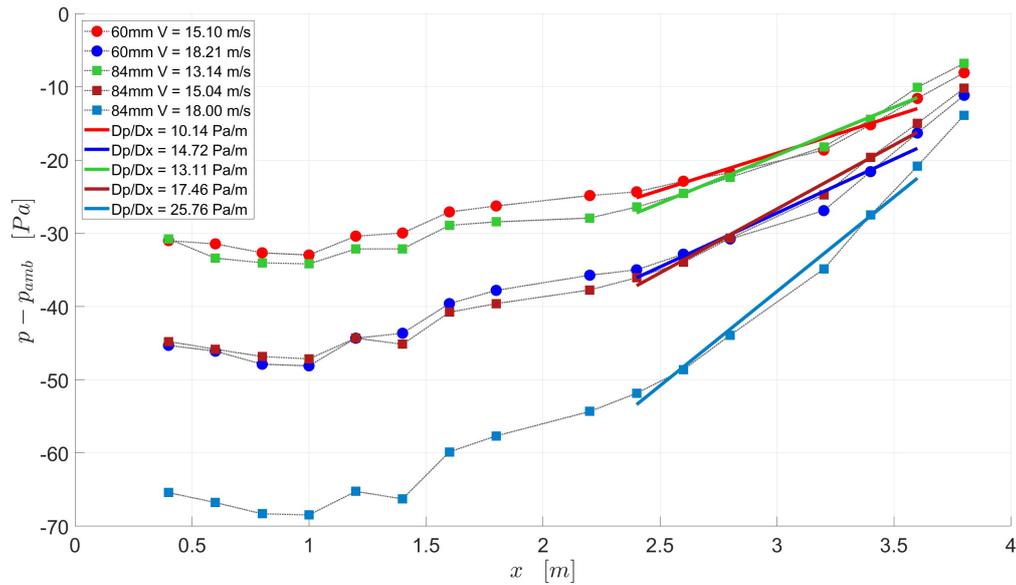


Figura 4.7: Gradiente di pressione con prese dalla 11 alla 16

I valori vengono riassunti in tabella:

V \ PB	60 [mm]	84 [mm]
13 [m/s]	/	13.11
15 [m/s]	10.14	17.46
18 [m/s]	14.72	25.76

Tabella 4.2: Gradiente di pressione con prese dalla 11 alla 16 [Pa/m]

Diminuendo il numero di prese considerate si riduce anche l'errore rispetto ad un gradiente perfettamente lineare, come si può notare nella figura sottostante. La variazione di Pascal passa da un $\Delta \sim 4 [Pa]$ a un $\Delta \sim 2 [Pa]$.

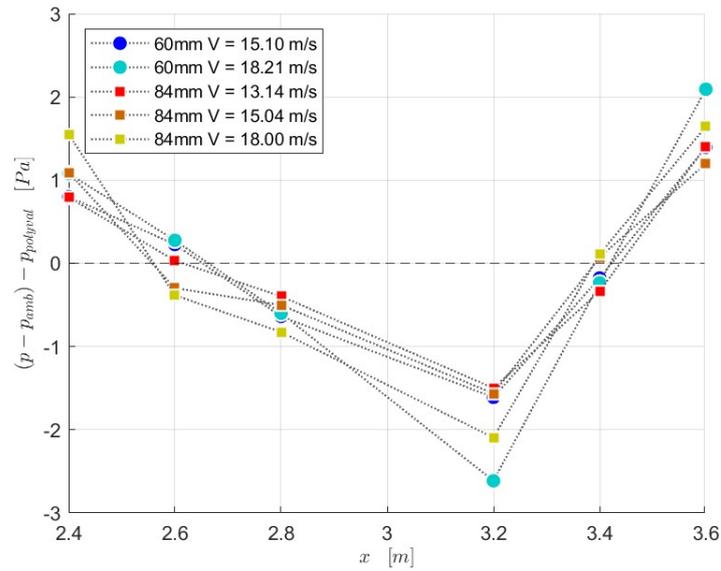


Figura 4.8: Variazione della pressione dall'andamento lineare nel caso di intervallo ridotto

In luce dei risultati si è dunque utilizzato un range minore di prese di pressione che indicassero in maniera più accurata il gradiente presente nella zona di misura.

Coefficiente di pressione

Un altro importante valore da considerare è il coefficiente di pressione, definito come:

$$c_p = \frac{p - p_{ref}}{\frac{1}{2}\rho U^2}$$

Prendiamo come p_{ref} la pressione misurata dalla seconda presa di pressione. Otteniamo le curve:

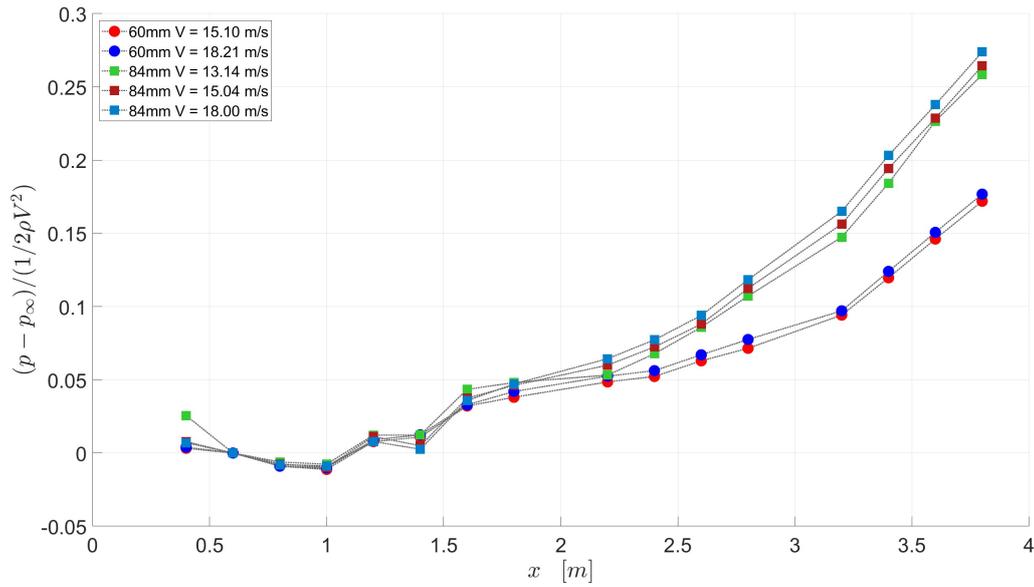


Figura 4.9: Coefficiente di pressione

Si osserva come tutte le curve collassano nella sezione di gola per poi separarsi a seconda della configurazione utilizzata. In particolare maggiore sarà la distanza della gola dal tetto della galleria, maggiori c_p si raggiungono.

Riferendoci all'articolo di Sanmiguel Vila et Al. [31] si riportano i casi con gradiente di pressione avverso da loro considerati.

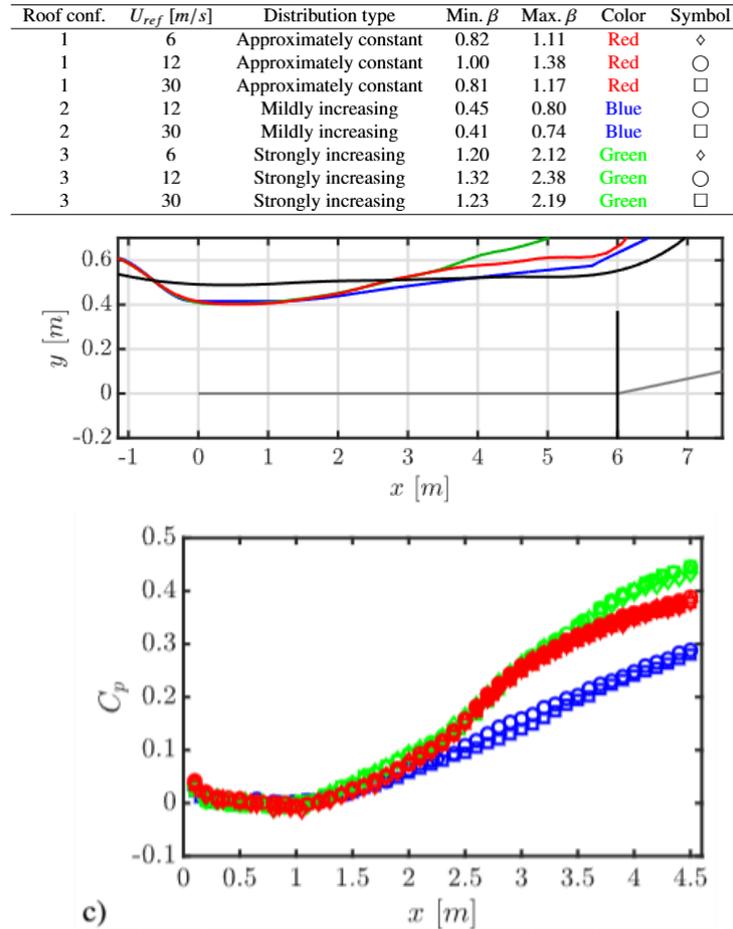


Figura 4.10: Configurazione e c_p di Sanmiguel Vila et Al. [31]

Sanmiguel Vila suddivide le configurazioni presentate in base alla variazione di β , come piccolo, medio e forte incremento. Le tre configurazioni analizzate da Sanmiguel Vila differiscono per la lunghezza del pressure body e per l'inclinazione della zona divergente. Nel presente lavoro, invece, è stato possibile variare unicamente l'altezza della gola, poiché la sezione divergente si estende fino all'estremità della galleria e i coefficienti di pressione ottenuti risultano già particolarmente bassi.

La condizione di riferimento per il lavoro svolto durante questa tesi è la blu, medio incremento, per via della geometria simile che finisce al termine della galleria e, come osservabile, per i valori del c_p .

In entrambi i casi i valori del coefficiente di pressione ottenuti risultano in un intervallo tra $0.15 < c_p < 0.25$ nel range di distanza dal bordo di attacco di $3 < x < 4$ metri.

4.2 Placca liscia

Le prime misure di visualizzazione del profilo di velocità dello strato limite vengono fatte su placca liscia. La placca viene inserita nella zona di misura ha dimensione 258×258 mm. Come nel caso di misura delle pressioni vengono testate diverse configurazioni andando a variare: trip, velocità e configurazione del PB.

Le misure effettuate possono essere paragonate mantenendo fisse due variabili e facendo variare la terza, in questo modo si possono andare a vedere gli effetti delle singole variabili isolate.

In particolare otteniamo tre gruppi distinti:

- Effetto del trip: le misure di strato limite vengono paragonate a pari velocità e stessa altezza di gola, variando quindi solo il trip posto al bordo di attacco (sawtooth o 2row20)
- Effetto del pressure body: le misure di strato limite vengono paragonate a pari velocità e stesso trip, variando l'altezza di gola del pressure body (60mm e 84mm)
- Effetto della velocità esterna: le misure di strato limite vengono paragonate a pari configurazione di PB e stesso trip, variando la velocità esterna (15m/s e 18m/s)

Dove possibile si andrà a prendere come riferimento il caso con gradiente di pressione nullo, in modo da vedere non solo come varia il profilo di velocità cambiare le variabili precedentemente elencate, ma anche se vengono riscontrati andamenti coerenti con quelli osservati da Sanmiguel Vila [31] in fig. 1.5.

PB [mm]	Trip	U_e [m/s]	δ [mm]	δ^* [mm]	u_τ [m/s]	τ_w [Pa]	Re_θ	Re_τ	β
/	Sawtooth	13.59	58.297	8.365	0.510	0.312	5500	2000	/
/	Sawtooth	17.81	57.317	8.142	0.651	0.510	7100	2500	/
/	2row20	14.91	88.358	11.964	0.536	0.345	8800	3100	/
60	Sawtooth	15.20	52.823	8.064	0.556	0.371	6000	2000	0.18
60	Sawtooth	17.70	47.352	8.335	0.634	0.483	7200	2000	0.20
60	2row20	14.85	90.251	11.861	0.536	0.345	8800	3200	0.28
60	2row20	18.08	90.559	11.916	0.641	0.493	10800	3900	0.29
84	Sawtooth	14.95	57.181	9.067	0.525	0.332	6400	2000	0.47
84	Sawtooth	18.14	58.935	9.380	0.619	0.460	8100	2400	0.52
84	2row20	15.06	86.026	12.764	0.513	0.316	9300	3000	0.69
84	2row20	18.05	86.834	12.666	0.606	0.440	11100	3500	0.73

Tabella 4.3: Parametri ottimizzati delle misure di strato limite in varie configurazioni

In tabella 4.3 vengono riportati preventivamente tutti i dati ottenuti nelle misure analizzate a seguire. Come si può già notare il β ottenuto varia molto utilizzato un trip più o meno invasivo e cambiando la configurazione del tetto, mentre varia in misura più contenuta con la velocità.

Per paragonare i vari effetti si sono mantenuti costanti due variabili su tre. Questo ha prodotto il risultato di quattro condizioni diverse per ogni effetto analizzato.

4.2.1 Effetto del trip

Il primo aspetto analizzato nel confronto dei risultati delle misure effettuate su placca liscia riguarda l'effetto del trip sulle caratteristiche del profilo turbolento, con particolare attenzione alla possibilità di isolare tale effetto da quello associato alla presenza di un gradiente di pressione avverso. Questa distinzione è fondamentale per una valutazione più accurata dell'influenza di ciascun parametro sulle proprietà dello strato limite, soprattutto in condizioni di flusso esterno variabile.

Dai dati ottenuti in tabella 4.3 si nota come il trip sawtooth presenti uno spessore di strato limite inferiore e, di conseguenza, un valore del parametro di Clauser β più contenuto, data la sua dipendenza diretta dallo spessore di spostamento δ^* . Questa configurazione consente di ottenere con maggiore precisione il valore ottimale del parametro adimensionale s^+ , essenziale nello studio dell'interazione tra il flusso turbolento e le riblets. Infatti, in presenza di questo tipo di trip, la velocità di attrito u_τ tende ad assumere valori leggermente superiori, comportando un aumento del valore di s^+ . Inoltre, la configurazione sawtooth favorisce il mantenimento di valori più contenuti dei numeri di Reynolds basati su τ e θ .

Al contrario, il trip denominato 2row20, caratterizzato da una configurazione più invasiva, induce la formazione di uno strato limite più spesso. Questo consente di ottenere valori di β significativamente più elevati, facilitando l'osservazione e l'analisi degli effetti del gradiente di pressione avverso sul profilo di velocità turbolento.

Tale approccio si rivela particolarmente utile per investigare le variazioni nei profili adimensionali in condizioni di forte non-equilibrio, come riportato negli studi di Bobke et Al. (2017) [5] e Vinuesa et Al. (2016) [38].

I grafici verranno riportati, in questa sezione, secondo tale schema: col cerchio (●) le misure sawtooth e con il triangolo (▲) le misure 2row20.

Analisi del profilo di velocità

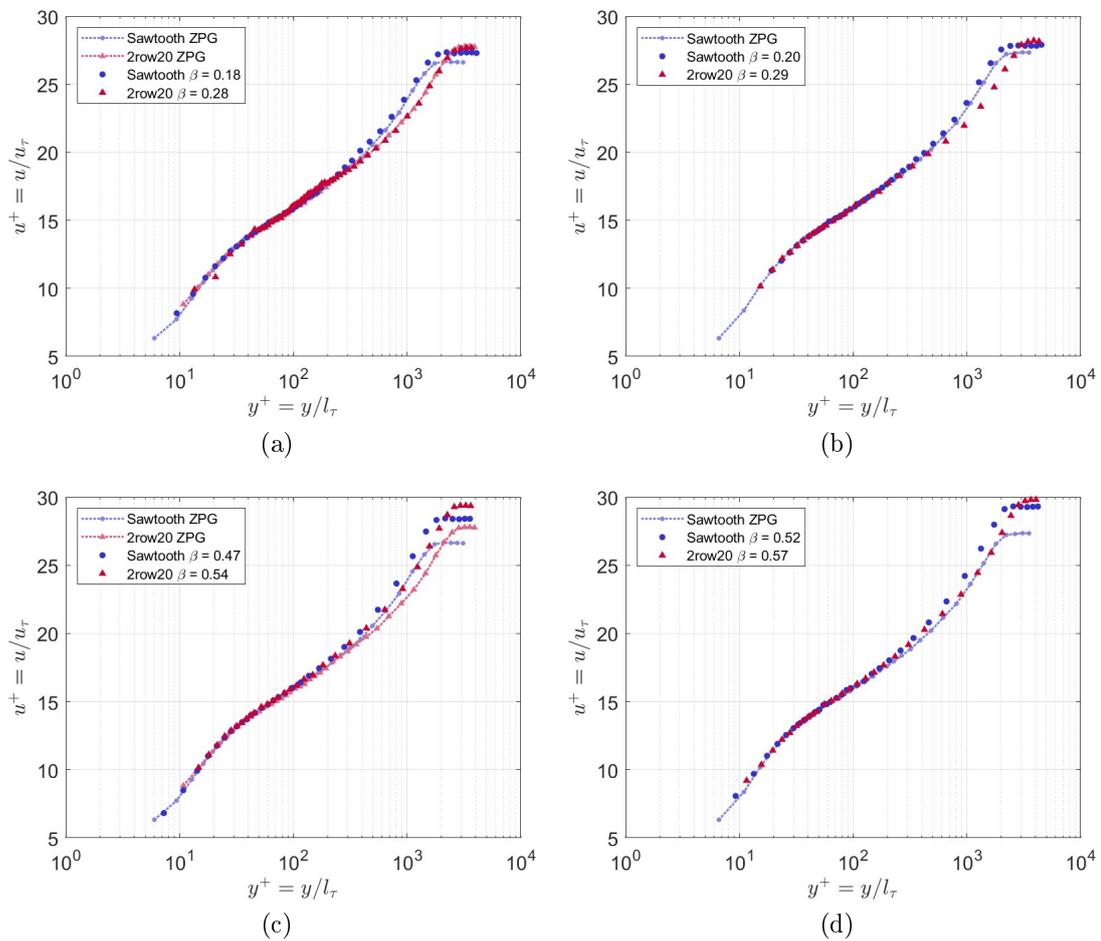


Figura 4.11: Profili di velocità dello strato limite turbolento; Variabili fissate PB e U_e : (a) 60mm 15m/s (b) 60mm 18m/s (c) 84mm 15m/s (d) 84mm 18m/s

Osservando figura 4.11 (a) possiamo subito notare l'effetto del trip confrontando sia le condizioni ZPG che le condizioni APG. Riferendoci alle condizioni con gradiente di pressione avverso notiamo che il profilo viene spostato verso y^+ maggiori a pari velocità caratteristica u^+ , questo avviene in particolare modo dopo la zona logaritmica. L'effetto diminuisce all'aumentare del β , infatti nel grafico (d) i due profili appaiono più simili. Lo spostamento del profilo relativo al 2row20 è dovuto probabilmente all'ispessimento dello strato limite, u_τ infatti, anche se di poco, è maggiore nel caso sawtooth. Il che porterebbe ad avere u^+ maggiori a pari y^+ , cosa che invece appare opposta.

Nella regione di ricongiunzione col flusso esterno, a causa della riduzione di u_τ , appaiono valori più alti di u^+ nel caso 2row20.

Analisi della varianza della velocità

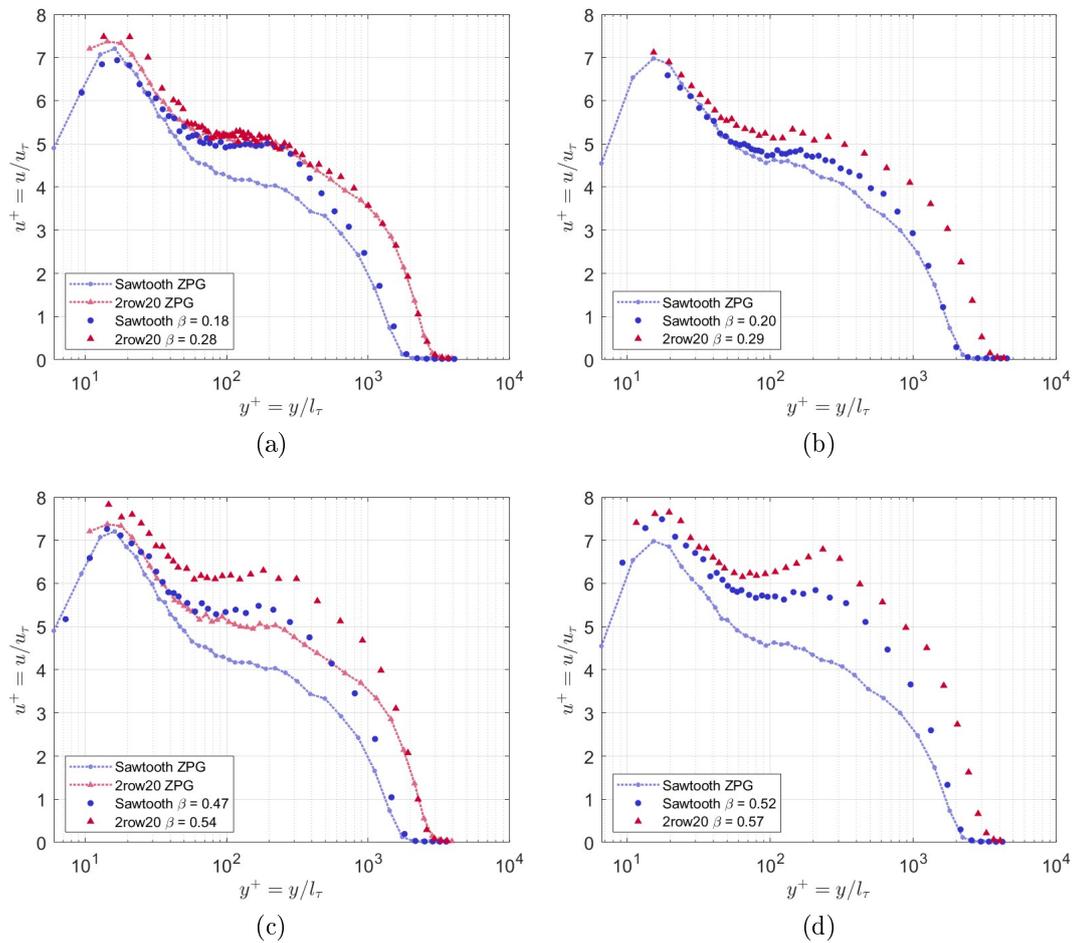


Figura 4.12: Varianza della velocità; Variabili fissate PB e U_e : (a) 60mm 15m/s (b) 60mm 18m/s (c) 84mm 15m/s (d) 84mm 18m/s

L'effetto che i due trip hanno sulla varianza si può osservare bene in figura 4.12 (c), dove riferendoci alle condizioni ZPG notiamo già che i valori di $\overline{u^{2+}}$ risultano complessivamente più alti. Lo stesso comportamento è confermato paragonando le due condizioni con gradiente di pressione avverso, dove però il picco esterno è influenzato anche dalla variazione di β come descritto da Sanmiguel Vila (2019) [37] in figura 1.5.

4.2.2 Effetto del pressure body

Il secondo confronto dei risultati delle misure di caratterizzazione viene fatto sull'effetto che una variazione dell'altezza di gola ha sul gradiente di pressione e di conseguenza sul profilo di strato limite turbolento.

Il gradiente di pressione avverso tende ad aumentare la pressione nella direzione del flusso, opponendosi al moto del fluido e causando una decelerazione

dello strato limite. Questa condizione determina un progressivo inspessimento dello strato limite δ con conseguente aumento di δ^* e β . L'effetto più evidente nel profilo di strato limite turbolento è l'indebolimento della zona logaritmica con conseguente espansione della regione di scia [5]. Inoltre per valori molto elevati di β la condizione APG può portare alla separazione dello strato limite, con un'inversione del gradiente di velocità vicino a parete ed una transizione ad uno stato fortemente non in equilibrio [18].

Le configurazioni utilizzate in particolare sono due: riferendoci alla distanza dal tetto in condizione ZPG abbiamo un'altezza di gola a 60 mm ed una a 84 mm. I valori del gradiente di pressione di riferimento sono riportati in tabella 4.1 e sulla legenda delle figure.

I grafici verranno riportati, in questa sezione, secondo tale schema: in grigio le misure ZPG, col cerchio (●) le misure a 60 mm e con il triangolo (▲) le misure a 84 mm.

Analisi del profilo di velocità

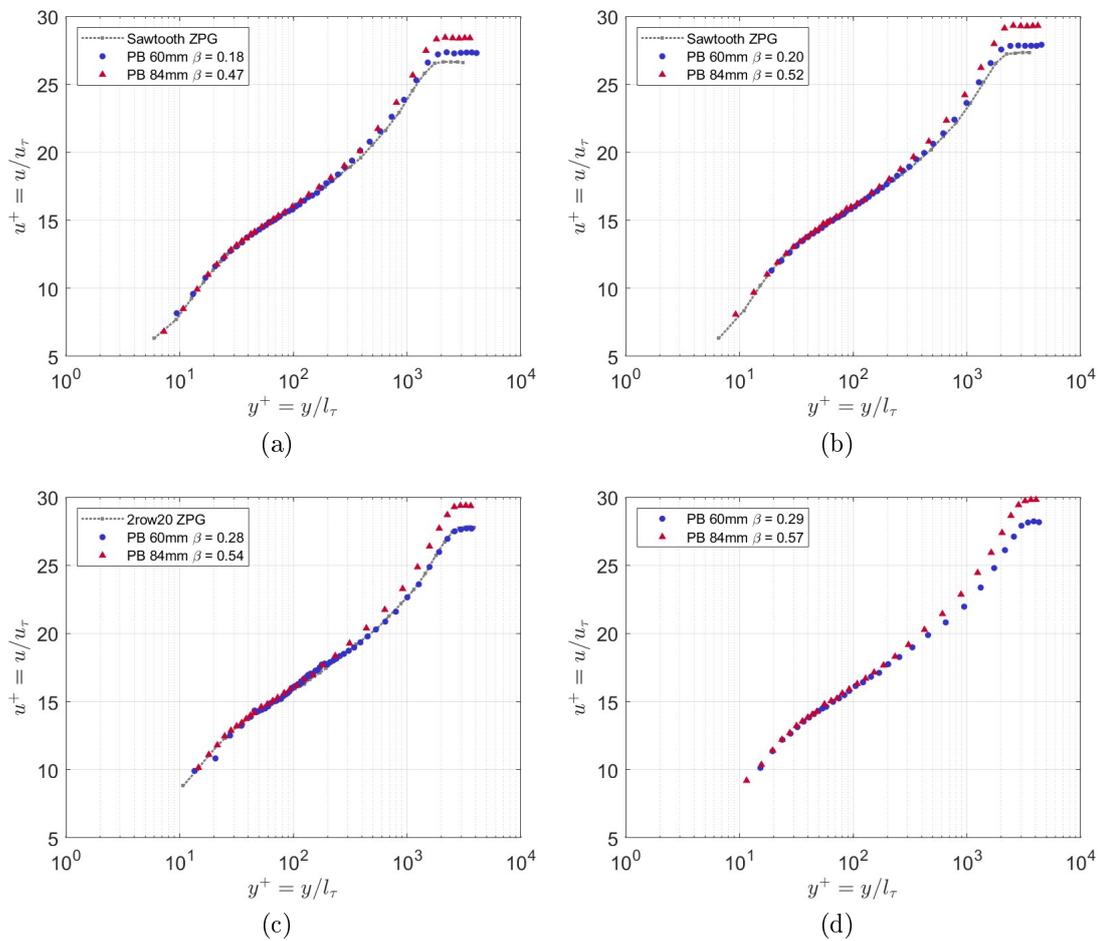


Figura 4.13: Profili di velocità dello strato limite turbolento; Variabili fissate trip e U_e : (a) Sawtooth 15m/s (b) Sawtooth 18m/s (c) 2row20 15m/s (d) 2row20 18m/s

Come già descritto la presenza del gradiente di pressione tende ad espandere la regione di scia a discapito della zona logaritmica, e questo effetto è ben visibile nelle condizioni a 18 m/s. In figura 4.13 (b) e (d) infatti vediamo che, all'aumentare della distanza della gola dal tetto, nonché del gradiente di pressione e quindi di β , il profilo si separa maggiormente confermando i risultati di Sanmiguel Vila (2019) [37] espressi in figura 1.5. L'effetto è quasi nullo per la condizione con pressure body a 60 mm, motivo per cui le successive analisi sulle riblets sono state fatte solo con la configurazione a 84 mm.

Analisi della varianza della velocità

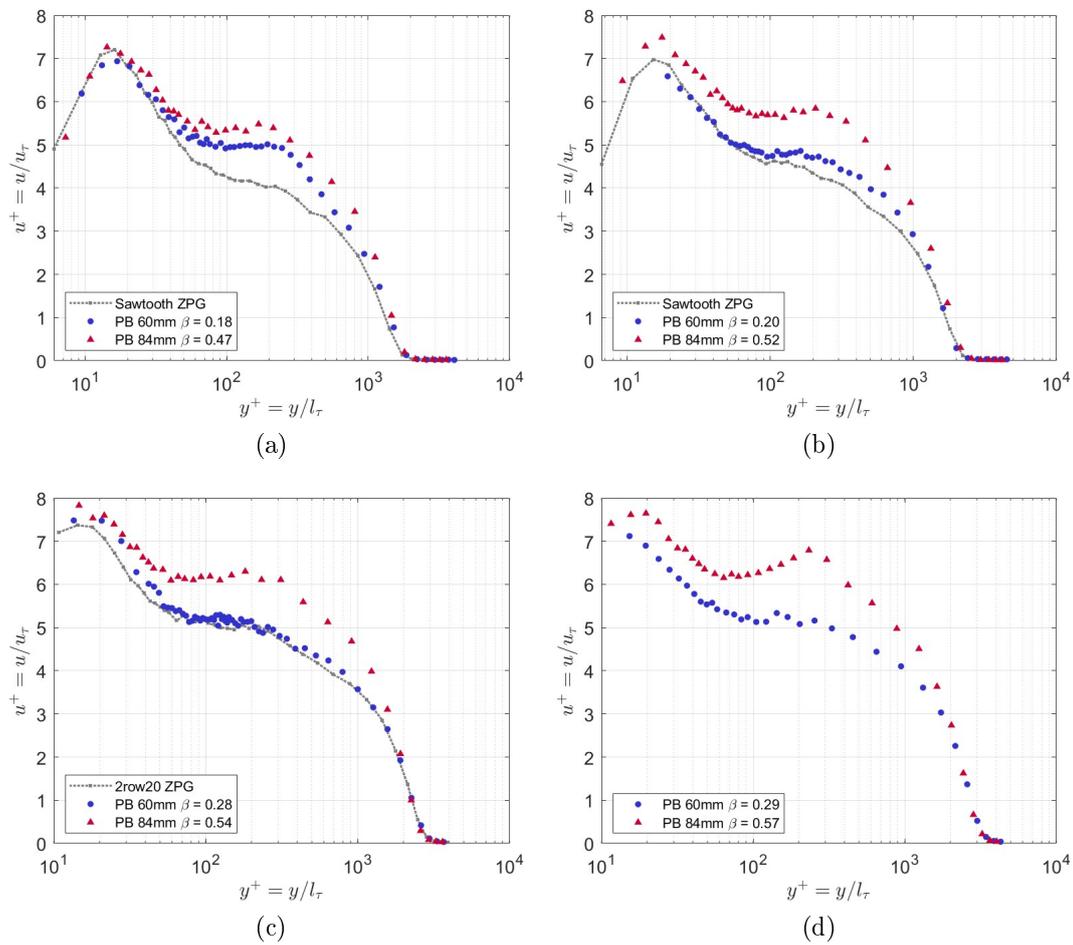


Figura 4.14: Varianza della velocità; Variabili fissate trip e U_e : (a) Sawtooth 15m/s (b) Sawtooth 18m/s (c) 2row20 15m/s (d) 2row20 18m/s

Dalla varianza della velocità possiamo questa volta togliere l'influenza del trip che alza i valori di $\overline{u^{2+}}$ e notare che la presenza del gradiente di pressione va effettivamente a creare un nuovo picco nella parte esterna dello strato limite nei valori compresi tra $150 < y^+ < 300$.

4.2.3 Effetto della velocità

Il terzo parametro da analizzare è l'aumento della velocità del flusso esterno misurata sopra la zona di misura attraverso il tubo di Pitot a pari condizioni di pressure body e trip.

L'aumento della velocità esterna comporta un aumento della velocità d'attrito u_τ , mentre il parametro $u^+ = U/u_\tau$ tende ad aumentare nella regione della scia. Inoltre, la maggiore energia cinetica del flusso tende a stabilizzare tempo-

raneamente il profilo turbolento, ritardando l'eventuale separazione indotta dal gradiente di pressione avverso.

I profili di velocità adimensionali mostreranno un'espansione della zona logaritmica, e con una gradiente di velocità più marcato in prossimità della parete. [33]

Nel caso sviluppato nella tesi si sono utilizzate due velocità di riferimento: 15 m/s e 18 m/s .

I grafici verranno riportati, in questa sezione, secondo tale schema: col cerchio (●) le misure a 15 m/s e con il triangolo (▲) le misure a 18 m/s .

Analisi del profilo di velocità

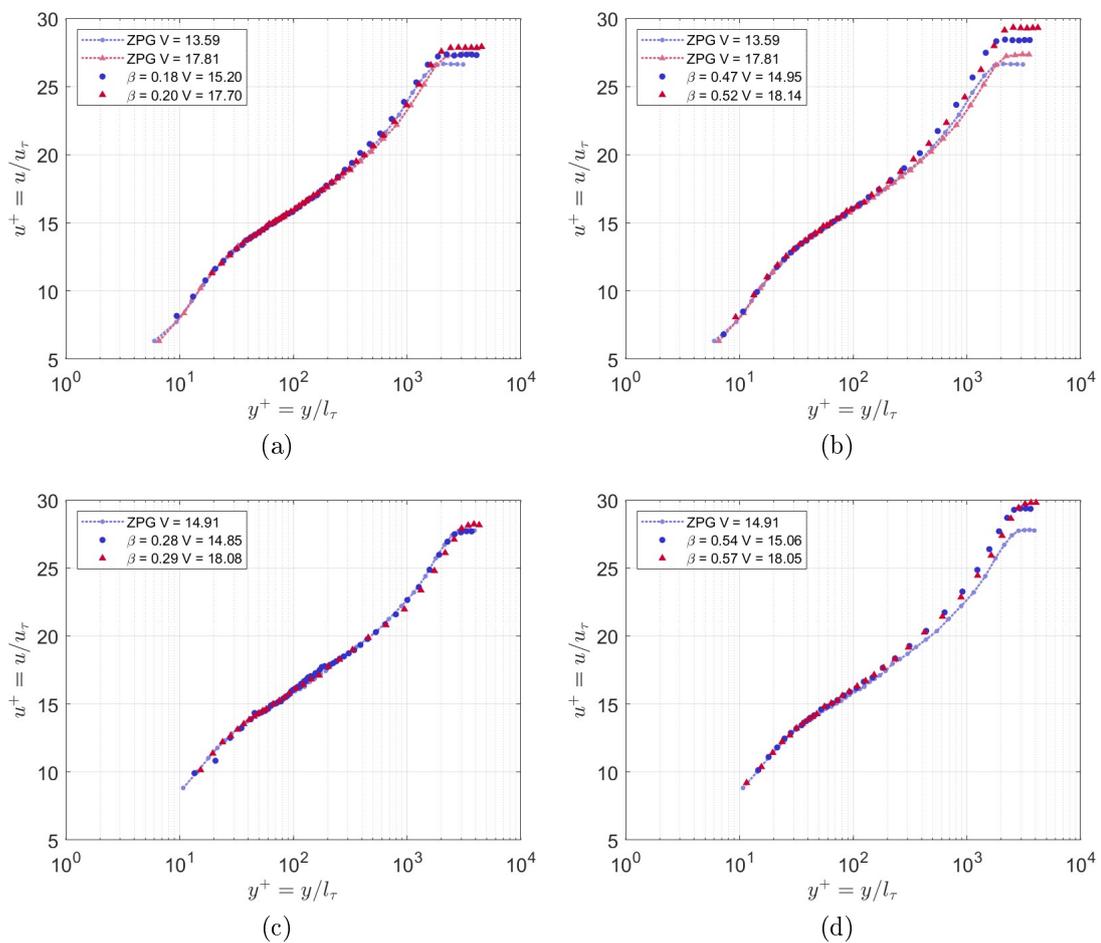


Figura 4.15: Profili di velocità dello strato limite turbolento; Variabili fissate PB e trip: (a) 60mm Sawtooth (b) 84mm Sawtooth (c) 60mm 2row20 (d) 84mm 2row20

Dai profili mostrati in figura 4.15, riferendoci alle sole misure ZPG, vediamo che la variazione principale è sulla scala interna di u^+ . Lo stesso andamento è riportato

dalla misure in condizione APG.

La variazione della velocità non influenza molto il valore del parametro di Clauser β . Ricordiamo che $\beta = \frac{\delta^*}{\tau_w} \frac{\partial p}{\partial x}$ e, sebbene aumentando la velocità in galleria risulti un gradiente di pressione più elevato, l'effetto viene controbilanciato dall'aumento del τ_w .

Analisi della varianza della velocità

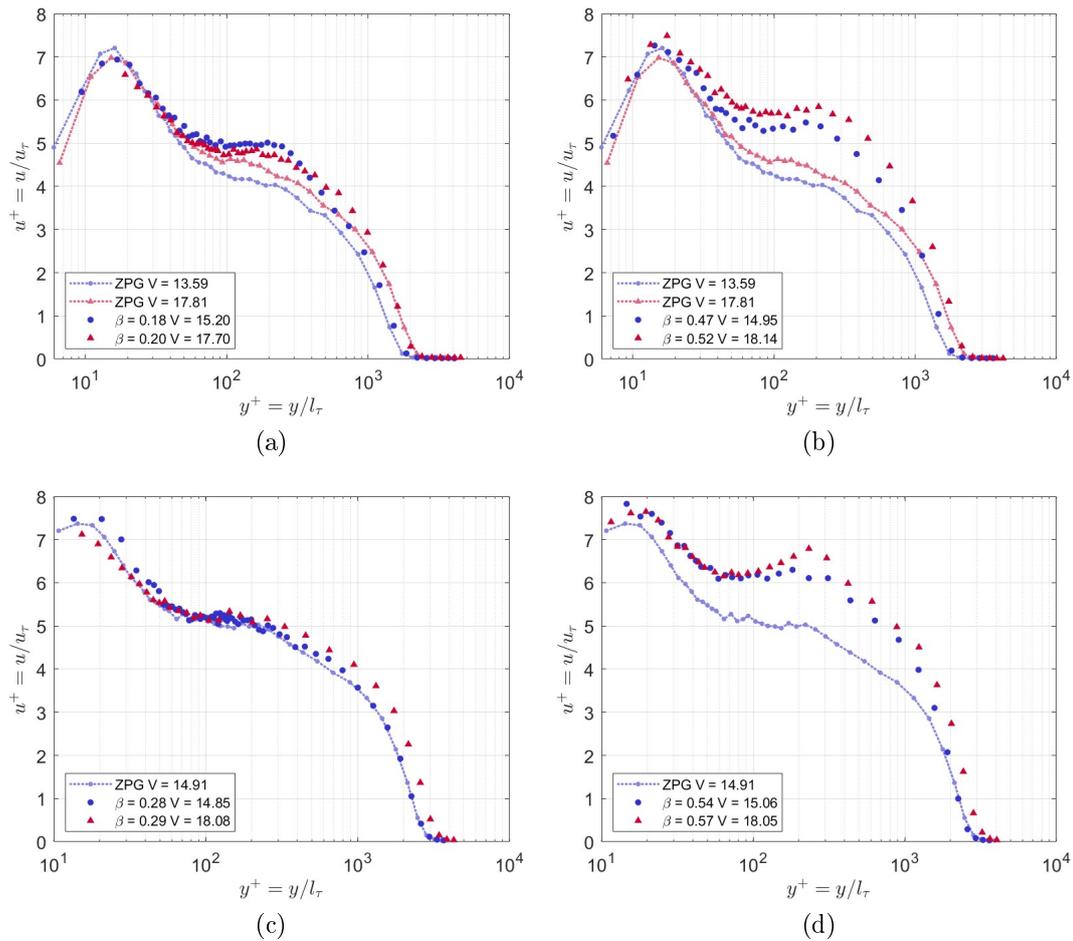


Figura 4.16: Varianza della velocità; Variabili fissate PB e trip: (a) 60mm Sawtooth (b) 84mm Sawtooth (c) 60mm 2row20 (d) 84mm 2row20

Gli stessi effetti descritti nelle precedenti sezioni della tesi si notano anche nel confronto della varianza al variare della velocità. L'incremento di U_e comporta un leggero aumento della deviazione standard, un comportamento che si mantiene coerente sia in condizioni ZPG che APG.

4.2.4 Analisi dello spettro di velocità

Un secondo aspetto da valutare delle misure su placca liscia è l'analisi spettrale della velocità.

Secondo l'ipotesi di Taylor di frozen turbulence, quando la velocità media del flusso domina sulle fluttuazioni turbolente, le strutture turbolente vengono trasportate in modo "congelato". Ciò consente di convertire misure temporali puntuali in distribuzioni spaziali mediante la relazione $x = \bar{U}t$ [19].

Riferendoci agli studi effettuati da Sanmiguel Vila et Al (2020) [32, 31], si sono esaminati gli spettri in funzione di:

$$\lambda^+ = \lambda \frac{u_\tau}{\nu}; \quad \lambda = \frac{U}{f}$$

$$t^+ = \frac{1}{f} \frac{u_\tau^2}{\nu}$$

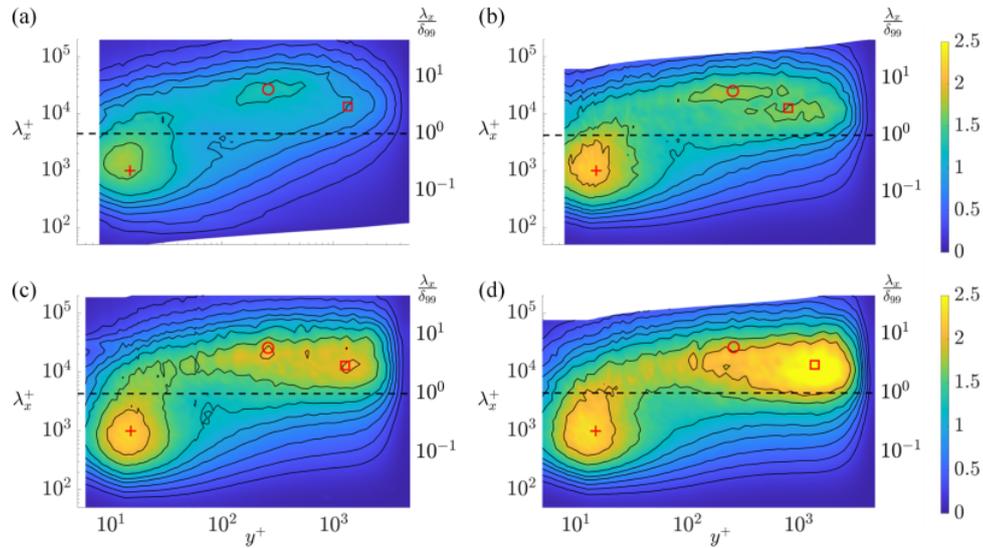


Figura 4.17: Analisi spettrale di Sanmiguel Vila et Al. [32] in funzione di λ^+ ; $Re_\tau = 4400$ con livelli di contorno $\kappa_x^+ \Phi_{uu}^+ = 0.25, 0.4, 0.575, 0.775, 0.95, 1.2, 1.6, 2.0$; Intensità del gradiente di pressione: (a) $\beta = 0$ (b) $\beta = 0.75$ (c) $\beta = 1.1$ (d) $\beta = 2.2$;

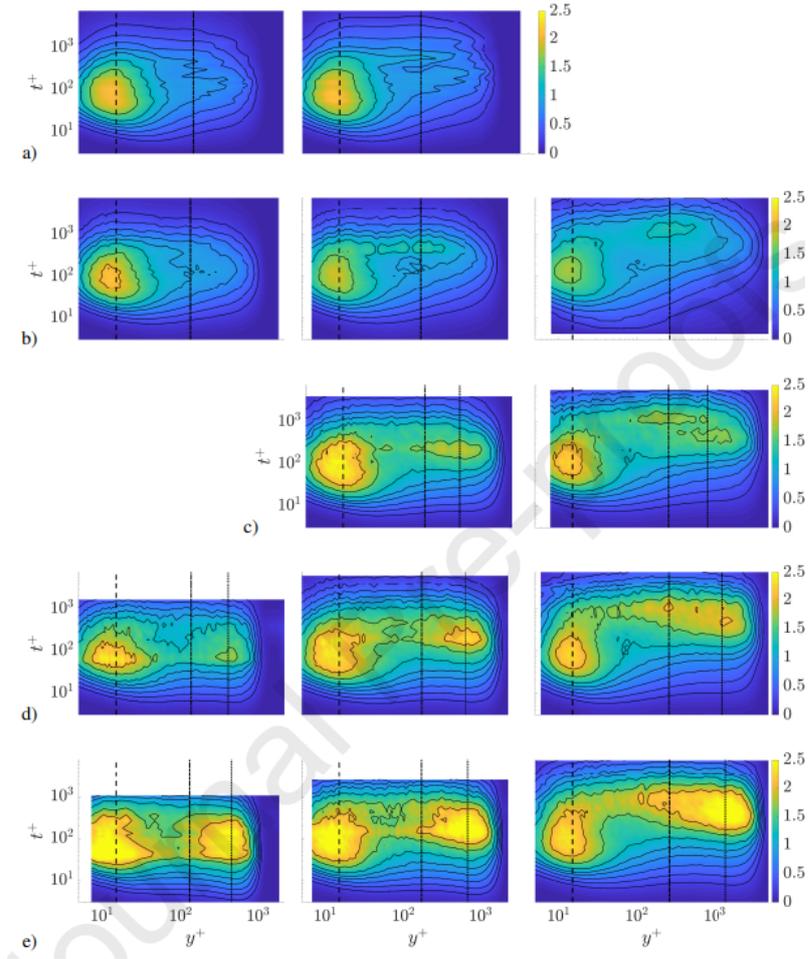


Figura 4.18: Analisi spettrale di Sanmiguel Vila et Al. [31] in funzione di t^+ ; $Re_\tau = 1200, 1900, 4400$ (rispettivamente colonna sx, centrale e dx) con livelli di contorno $\kappa_x^+ \Phi_{uu}^+ = 0.25, 0.4, 0.575, 0.775, 0.95, 1.2, 1.6, 2.0$; Intensità del gradiente di pressione: (a) $\beta = 0$ (b) $\beta = 0$ (c) $\beta = 0.75$ (d) $\beta = 1.1$ (e) $\beta = 2.2$;

Seppur con valori di β e Re_τ differenti le figure mostrate in 4.17 e 4.18 sono un importante riferimento per comprendere meglio l'analisi spettrale.

Nei grafici illustrati sono stati aggiunti diversi riferimenti per λ^+ , y^+ e λ/δ . In particolare in figura 4.17 il simbolo $+$ è inserito a $y^+ = 15$ e $\lambda^+ = 1000$, il simbolo \circ è inserito a $y^+ = 3.9Re^{0.5}$ e $\lambda/\delta = 6$. Le stesse y^+ sono state utilizzate per le linee verticali in figura 4.18. In aggiunta in entrambe le figure vi è una linea orizzontale per $\lambda/\delta = 1$.

Negli spettri analizzati da Sanmiguel Vila le regioni vicino a parete sono relativamente simili sia nei casi ZPG che nei casi APG, presentano entrambe un picco interno per $\lambda^+ \sim 1000$ ed $y^+ = 15$, con un incremento dell'energia all'aumentare del valore di β .

Le principali differenze si iniziano a notare per $y^+ > 100$. Da questa posizione, all'incrementarsi di β , vi è una maggior densità spettrale, che si traduce nella formazione di un secondo picco nella zona esterna dello strato limite.

Ponendoci sulla stessa scala interna si sono valutate le misure del lavoro di tesi svolto alle seguenti condizioni:

PB [mm]	Trip	U_e [m/s]	Re_θ	Re_τ	dp/dx [Pa/m]	β
/	Sawtooth	13.59	5500	2000	/	/
/	Sawtooth	17.81	7100	2500	/	/
/	2row20	14.91	8800	3100	/	/
84	Sawtooth	14.95	6400	2000	17.46	0.47
84	Sawtooth	18.14	8100	2400	25.76	0.52
84	2row20	15.06	9300	3000	17.46	0.69
84	2row20	18.05	11100	3500	25.76	0.73

Tabella 4.4: Valori di riferimento per l'analisi spettrale

Si è scelto di non inserire le misure effettuate con il pressure body a 60 mm per due motivi: i valori di β non sono molto rilevanti per vedere l'effetto desiderato, alcune misure non si sono sufficientemente avvicinate a parete per visualizzare al meglio lo spettro di velocità.

Come nei risultati ottenuti da Sanmiguel Vila [32] in figura 4.17 e 4.18, nei grafici degli spettri sono stati aggiunti i riferimenti per λ^+ , y^+ e λ/δ .

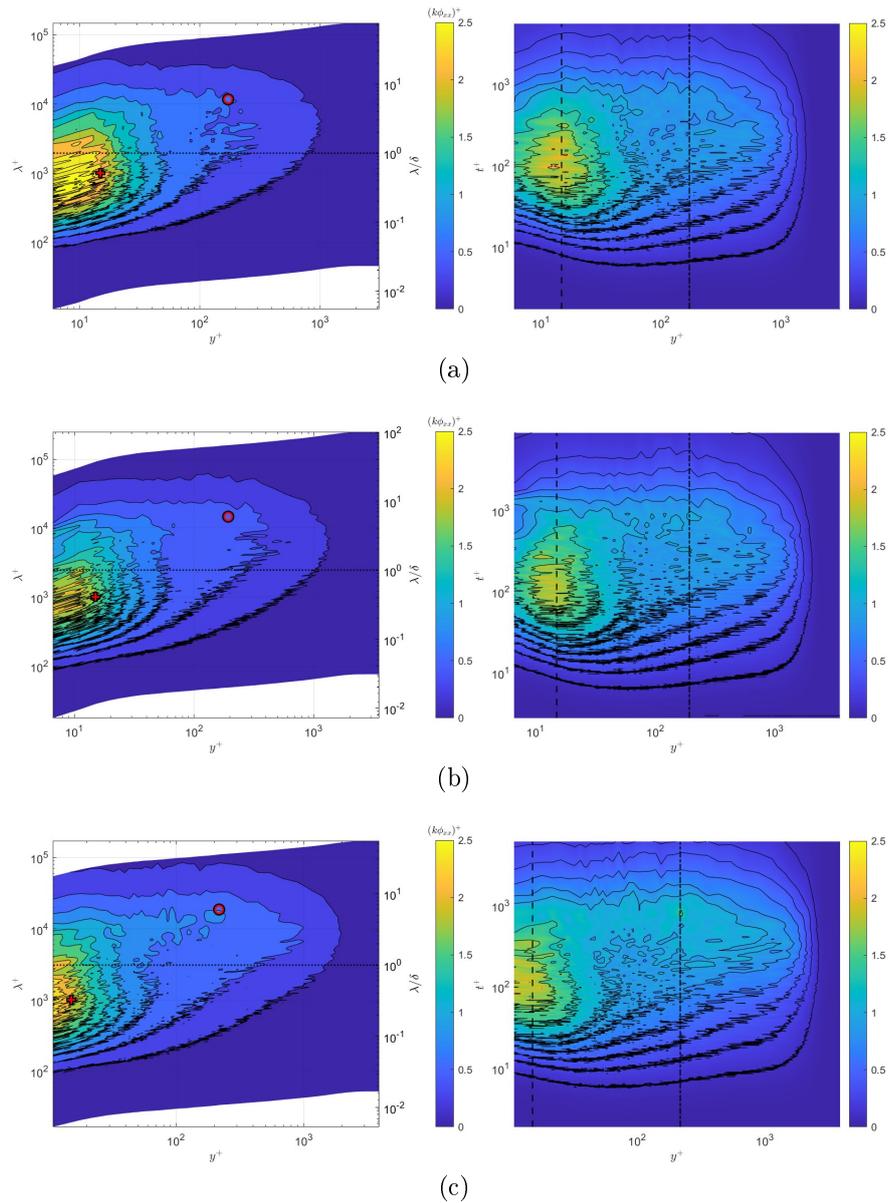


Figura 4.19: Analisi spettrale della velocità; configurazione ZPG (a) Sawtooth 15m/s (b) Sawtooth 18m/s (c) 2row20 15m/s

In figura 4.19 vengono riportate le misure effettuate in condizione di pressione di gradiente nullo, così da poter paragonare i risultati.

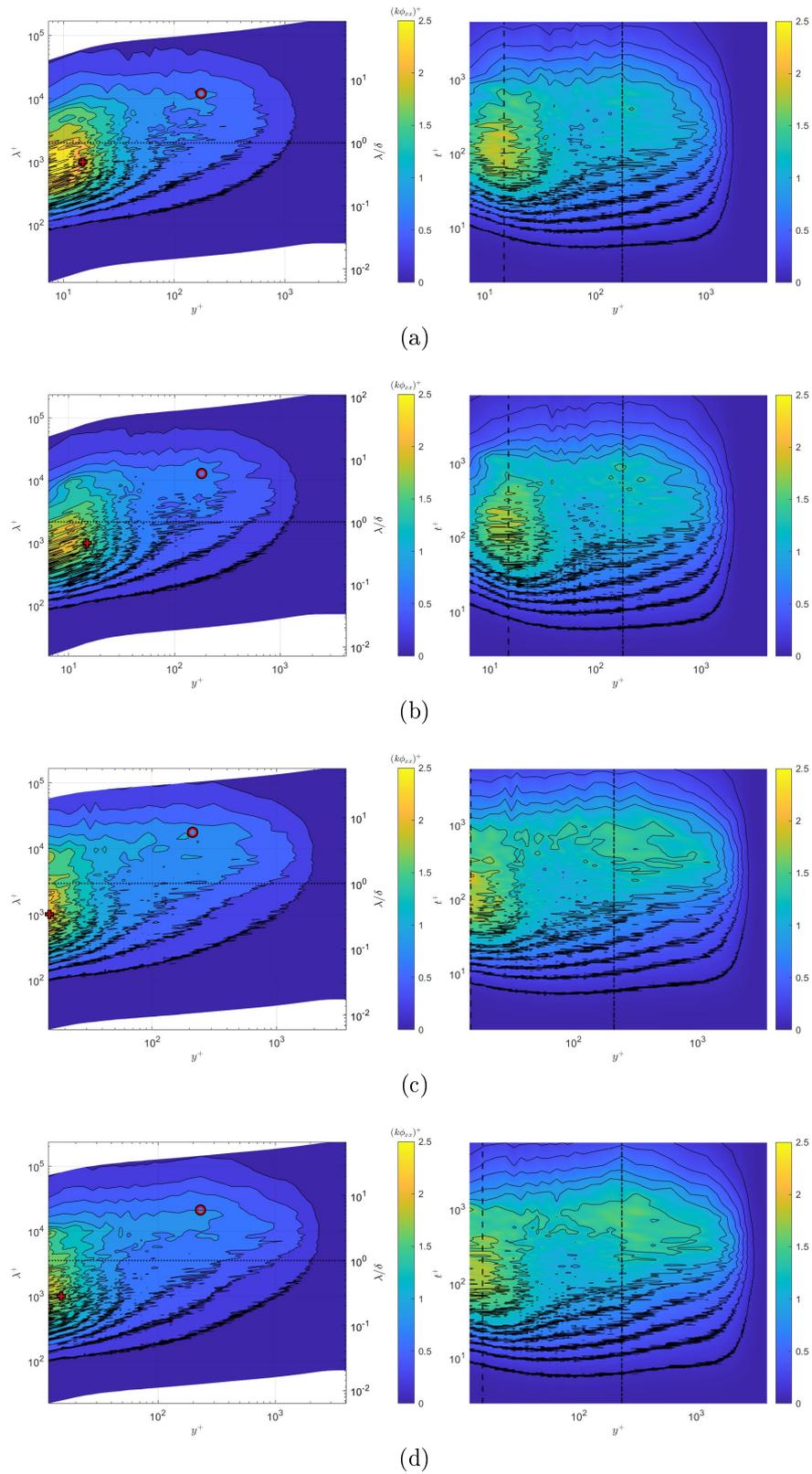


Figura 4.20: Analisi spettrale della velocità; configurazione APG con PB 84 mm
 (a) Sawtooth 15m/s $\beta = 0.47$ (b) Sawtooth 18m/s $\beta = 0.52$ (c) 2row20 15m/s $\beta = 0.69$ (d) 2row20 18m/s $\beta = 0.73$

Paragonando figura 4.20 con 4.19 vediamo subito che per y^+ maggiori, intorno ai $200 \sim 300$, si eccitano maggiormente le alte frequenze intorno ai $t^+ \sim 1000$. Questo effetto è sicuramente più visibile sulla scala temporale/frequenziale.

L'effetto della presenza del gradiente di pressione avverso è quello di rafforzare le strutture su larga scala, come mostrato negli studi di Harun (2013). [18] Il picco evidenziato a $y^+ = 3.9Re^{0.5}$ e $\lambda/\delta = 6$ e contrassegnato dal cerchio rosso, è presente sia in condizione di ZPG che in condizione APG. Il gradiente di pressione avverso sposta questo picco a y^+ maggiori e lo rafforza.

Capitolo 5

Risultati: riblets

In questo capitolo verranno osservati i risultati finali del lavoro di tesi. Lo studio è stato fatto su diverse geometrie di riblets sulle quali sono stati studiati i profili di velocità, da cui si sono ricavati i valori di u_τ e conseguentemente τ_{wall} e c_f .

Le misure con le riblets sono state fatte con il trip precedentemente presentato come "Sawtooth", per facilitarne le misure vicino a parete ed avere delle stime più precise dell'effetto ottenuto.

In particolare le geometrie presentate sono state già utilizzate dal lavoro di Cafiero, Amico e Iuso [7], e presentano le seguenti caratteristiche:

	R Long	R Sin1	R Sin2
s (mm)	0.30	0.30	0.30
h (mm)	0.21	0.21	0.21
h/s	0.70	0.70	0.70
a (mm)	0	0.15	0.60
λ (mm)	∞	19.2	19.2
N_λ	0	13	13

Tabella 5.1: Caratteristiche geometriche delle placche utilizzate

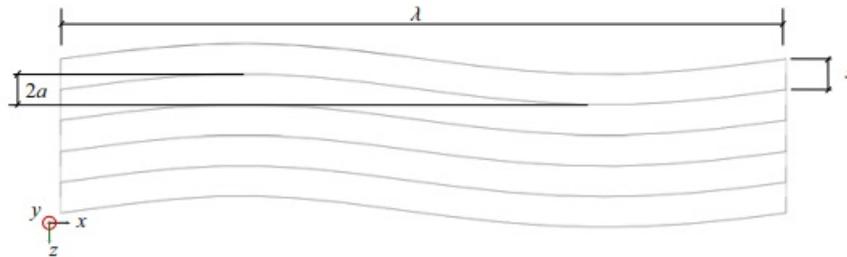


Figura 5.1: Rappresentazione grafica delle grandezze geometriche [7]

Le "R Long" sono riblets longitudinali dove s è lo spazio fra una cresta e un'altra ed h l'altezza di quest'ultime. Le riblets sinusoidali vengono chiamate "R

Sin1" e "R Sin2" per distinguerne la geometria, infatti le R Sin2 presentano un'ampiezza della sinusoide maggiore delle prime.

5.1 Analisi del flusso sulle riblets

L'acquisizione dei dati necessari allo studio dello strato limite è stata fatta attraverso la sonda a filo caldo, come già espresso prima, per diverse velocità per ogni placca. In particolare si è misurato il campo a 13 m/s , 15 m/s e 18 m/s , questo per variare s^+ , che ricordiamo $s^+ = \frac{s}{l_\tau} = \frac{s}{\nu} u_\tau$, in modo da vedere come varia il comportamento delle riblets al variare della scala viscosa.

Il processo di ottimizzazione utilizzato si basa sui risultati ottenuti per la placca liscia. Il codice prende i valori di k (costante di Von-Karman) e Π (parametro di scia) ottenuti dalla placca liscia e fa variare il parametro s legato al profilo di Musker, ottenendo un incremento di ΔB , parametro legato all'altezza di protrusione (Cap. 2.1.1).[14]

Nel tentativo di validare la robustezza del codice sono state fatte diverse ottimizzazioni sugli stessi dati, variando range, iterazioni e ipotesi iniziali, ottenendo sempre risultati coerenti al limite della precisione di macchina.

I risultati ottenuti vengono riportati nelle tabelle sottostanti.

U_e [m/s]	δ [mm]	δ^* [mm]	u_τ [m/s]	τ_w [Pa]	Re_θ	Re_τ	β	s^+	H
13.00	57.031	9.431	0.442	0.234	5800	1700	0.53	8.75	1.38
14.88	56.095	9.323	0.504	0.305	6600	1900	0.54	10.0	1.38
18.32	56.908	9.307	0.600	0.432	8200	2300	0.56	11.88	1.37

Tabella 5.2: Risultati ottimizzazioni Riblets Longitudinali

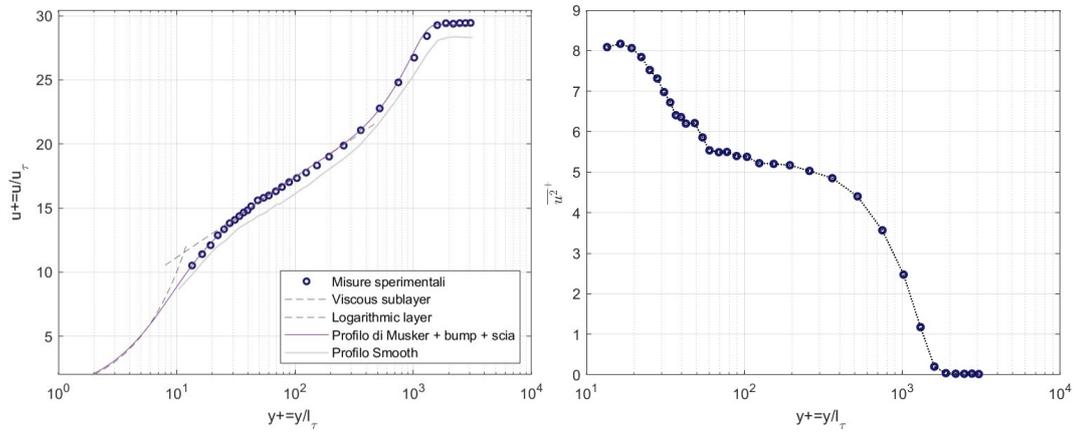
U_e [m/s]	δ [mm]	δ^* [mm]	u_τ [m/s]	τ_w [Pa]	Re_θ	Re_τ	β	s^+	H
13.00	56.975	9.253	0.441	0.233	5800	1700	0.52	8.73	1.38
15.12	57.618	9.299	0.510	0.312	6800	2000	0.52	10.10	1.37
18.54	58.327	9.499	0.612	0.450	8400	2400	0.55	12.12	1.38

Tabella 5.3: Risultati ottimizzazioni Riblets Sinusoidali 1

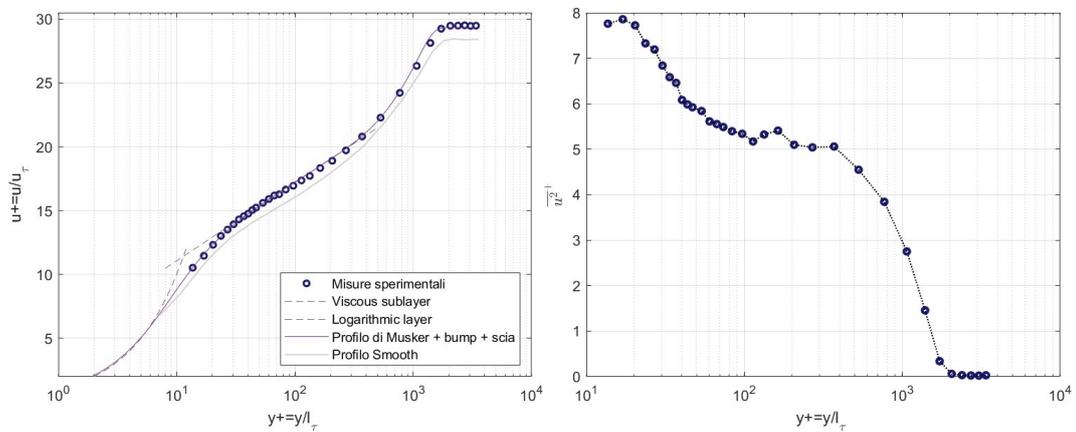
U_e [m/s]	δ [mm]	δ^* [mm]	u_τ [m/s]	τ_w [Pa]	Re_θ	Re_τ	β	s^+	H
12.82	57.795	9.786	0.440	0.232	6000	1700	0.56	8.71	1.39
14.94	57.967	9.502	0.505	0.306	6800	1900	0.55	10.00	1.38
18.38	57.392	9.279	0.602	0.435	8200	2300	0.55	11.92	1.38

Tabella 5.4: Risultati ottimizzazioni Riblets Sinusoidali 2

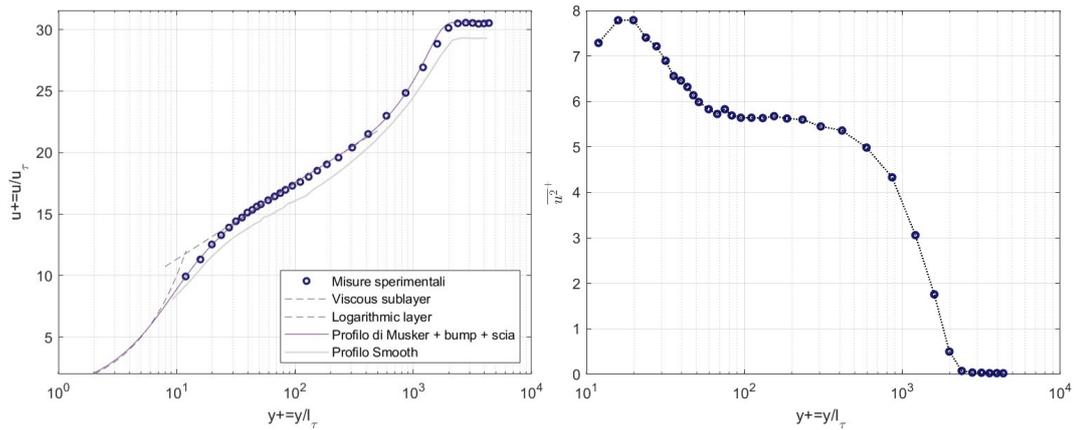
A cui corrispondono i profili di velocità e la varianza legati all'ottimizzazione.



(a) $U_e = 13$ m/s

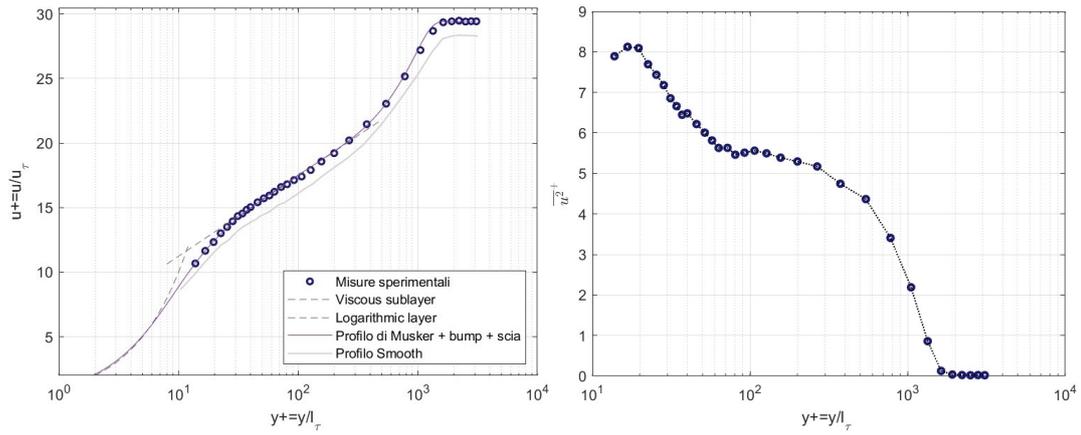


(b) $U_e = 15$ m/s

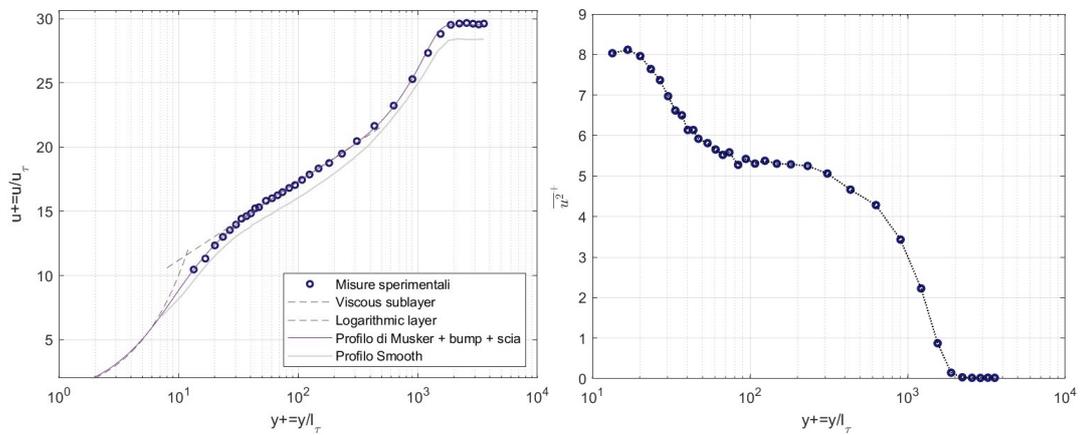


(c) $U_e = 18$ m/s

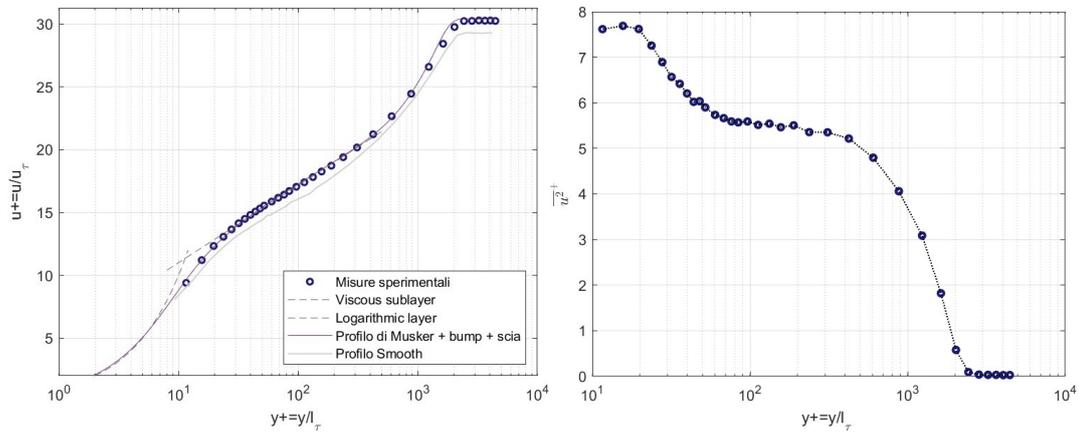
Figura 5.2: Grafici Riblets Longitudinali; (sx) Profilo di velocità adimensionale (dx) Varianza della velocità



(a) $U_e = 13 \text{ m/s}$

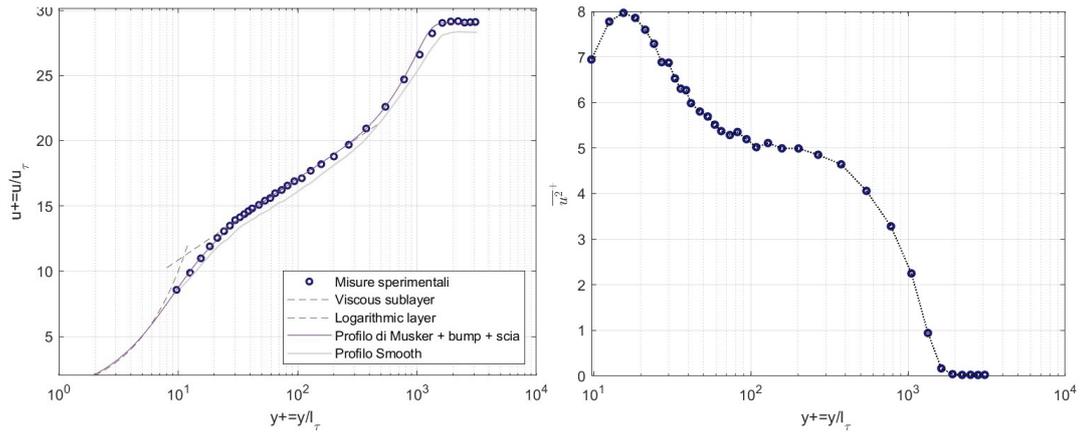


(b) $U_e = 15 \text{ m/s}$

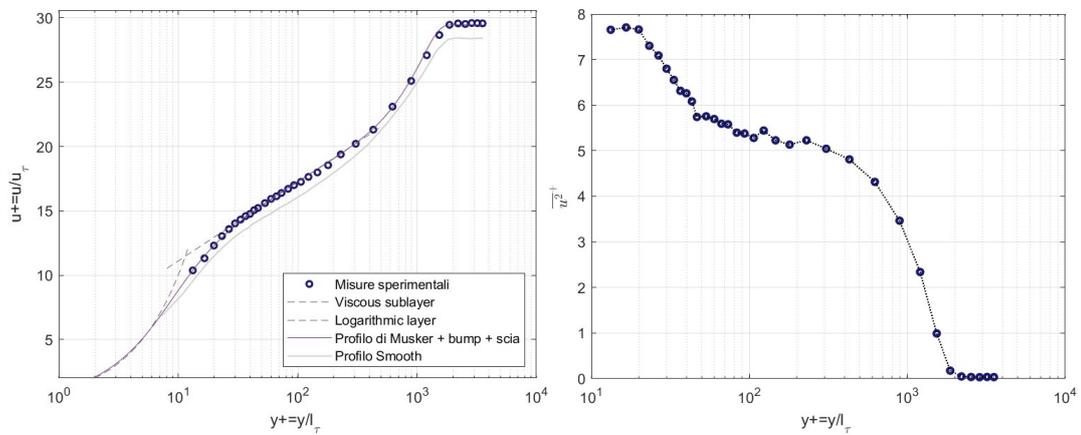


(c) $U_e = 18 \text{ m/s}$

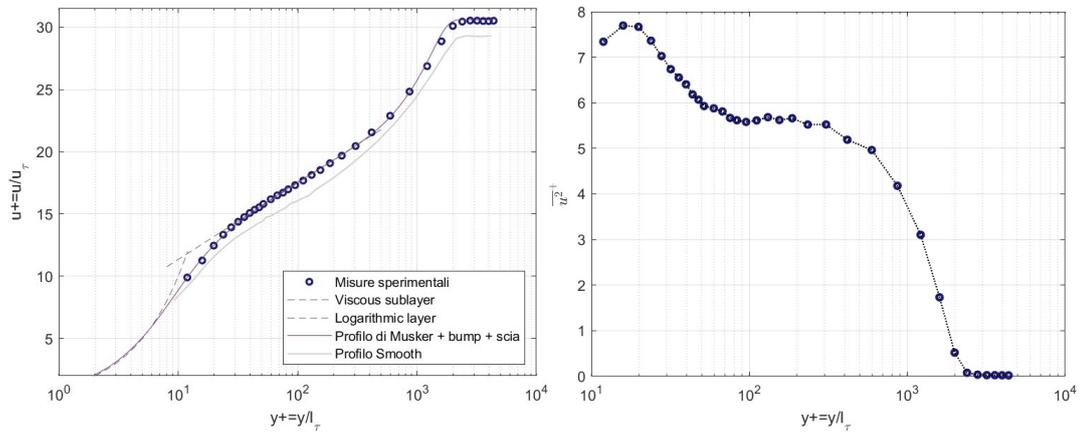
Figura 5.3: Grafici Riblets Sinusoidali 1; (sx) Profilo di velocità adimensionale (dx) Varianza della velocità



(a) $U_e = 13$ m/s



(b) $U_e = 15$ m/s



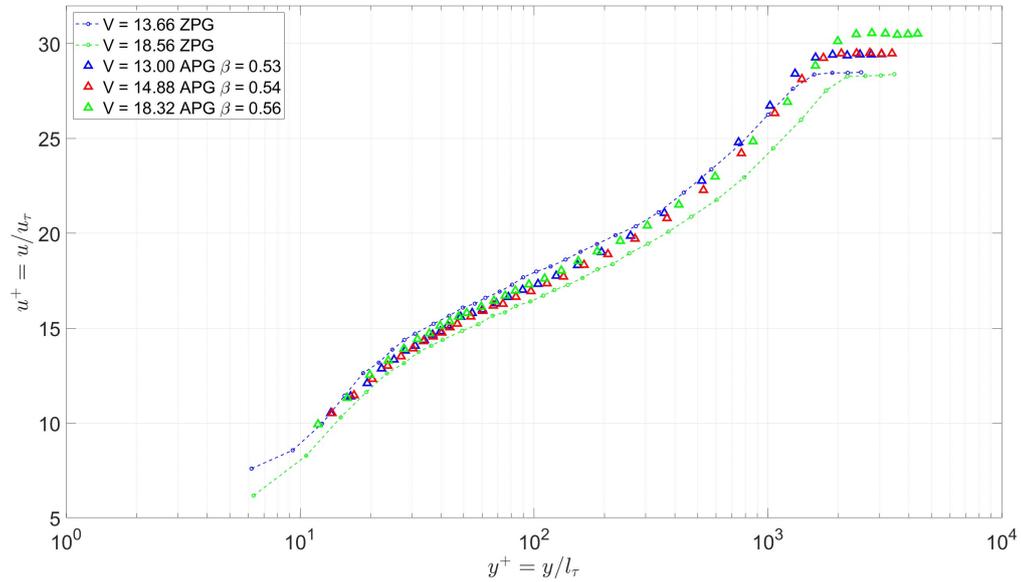
(c) $U_e = 18$ m/s

Figura 5.4: Grafici Riblets Sinusoidali 2; (sx) Profilo di velocità adimensionale (dx) Varianza della velocità

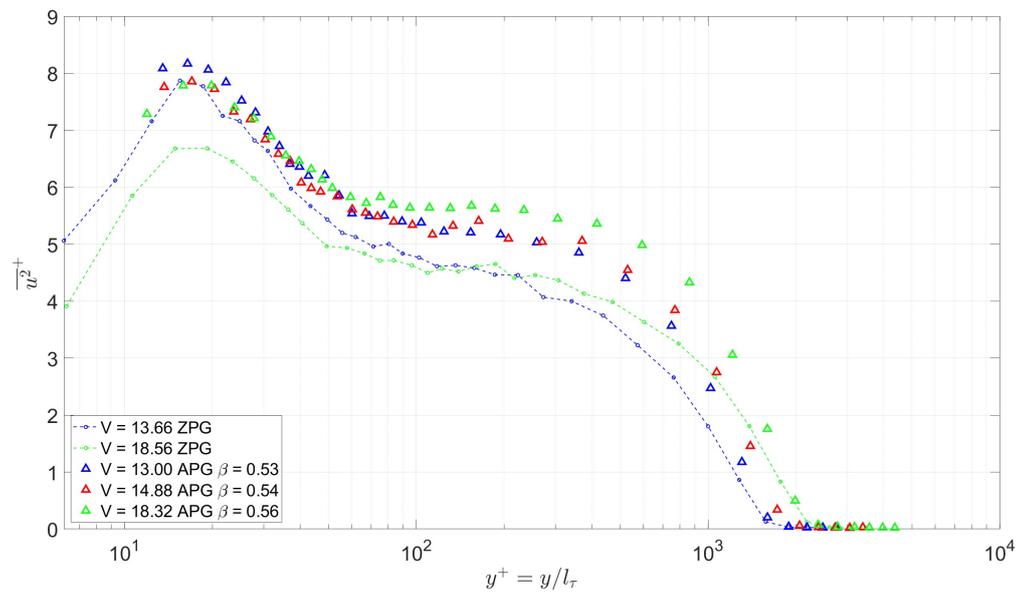
I profili ottimizzati seguono il profilo teorico di Musker. Nello stesso grafico per ogni caso studiato viene riportato in grigio anche il profilo ottenuto nel caso

di placca liscia a pari velocità esterna, misura da cui sono stati presi i parametri k e Π citati prima.

Per ulteriore dettaglio vengono riportati i profili sulle stesse riblets, confrontando i casi ZPG disponibili con i casi APG misurati.



(a)



(b)

Figura 5.5: Grafico Comparativo ZPG-APG Riblets Longitudinali

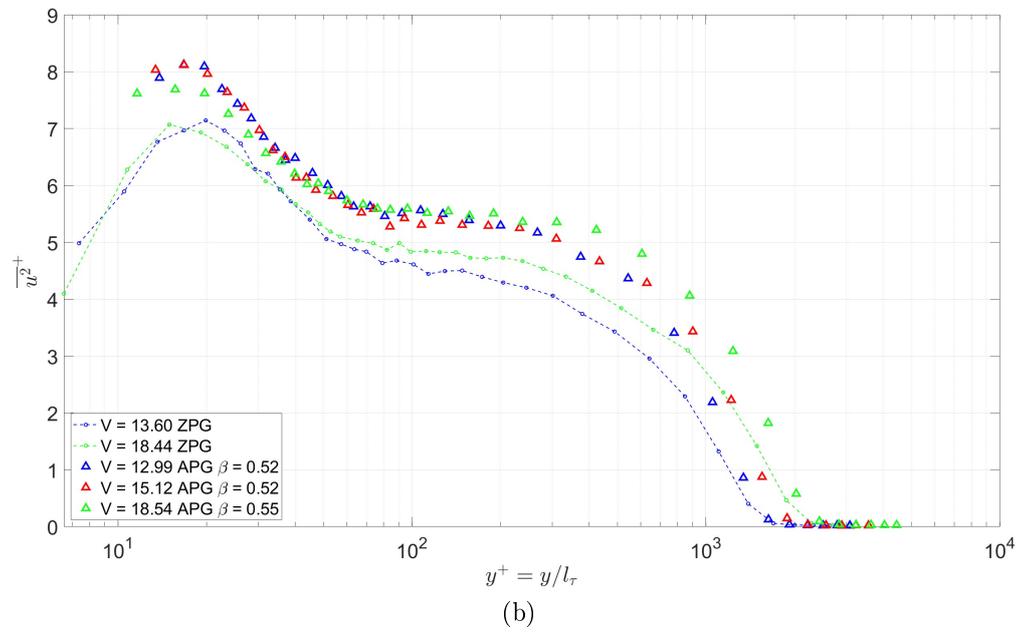
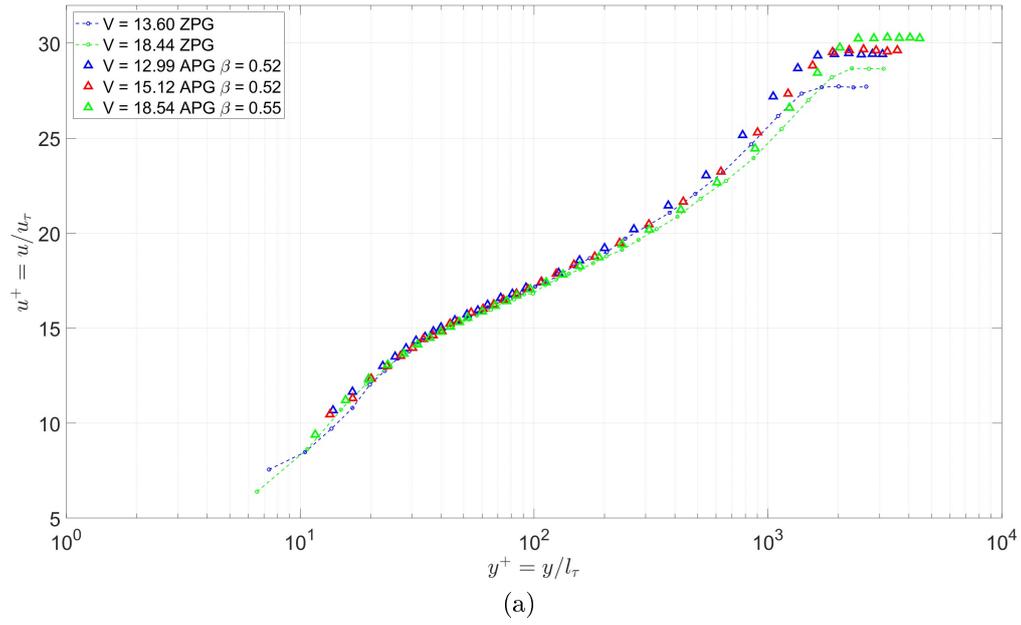


Figura 5.6: Grafico Comparativo ZPG-APG Riblets Sinusoidali 1

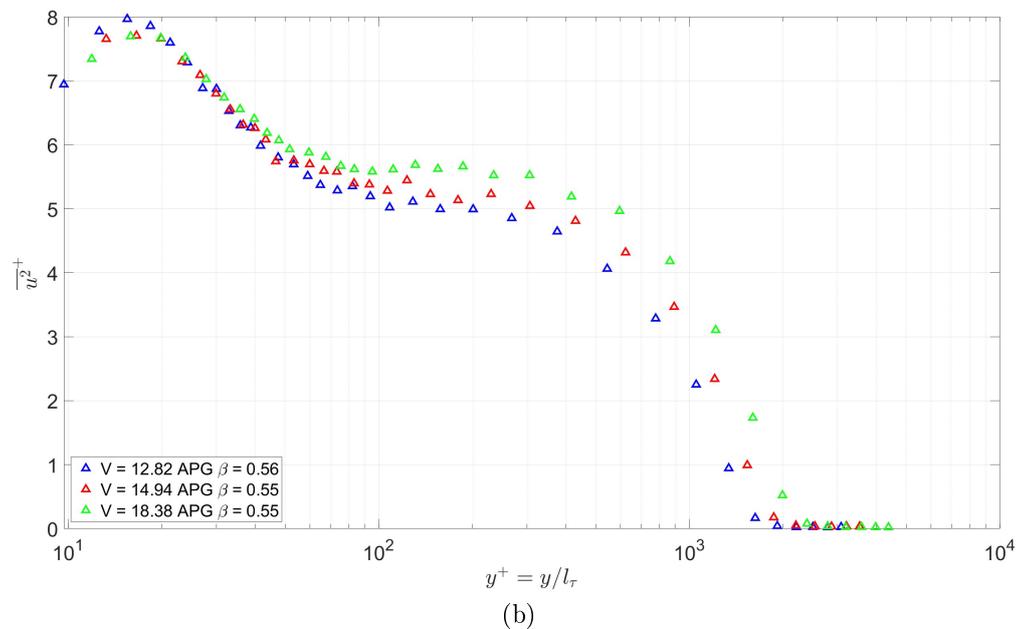
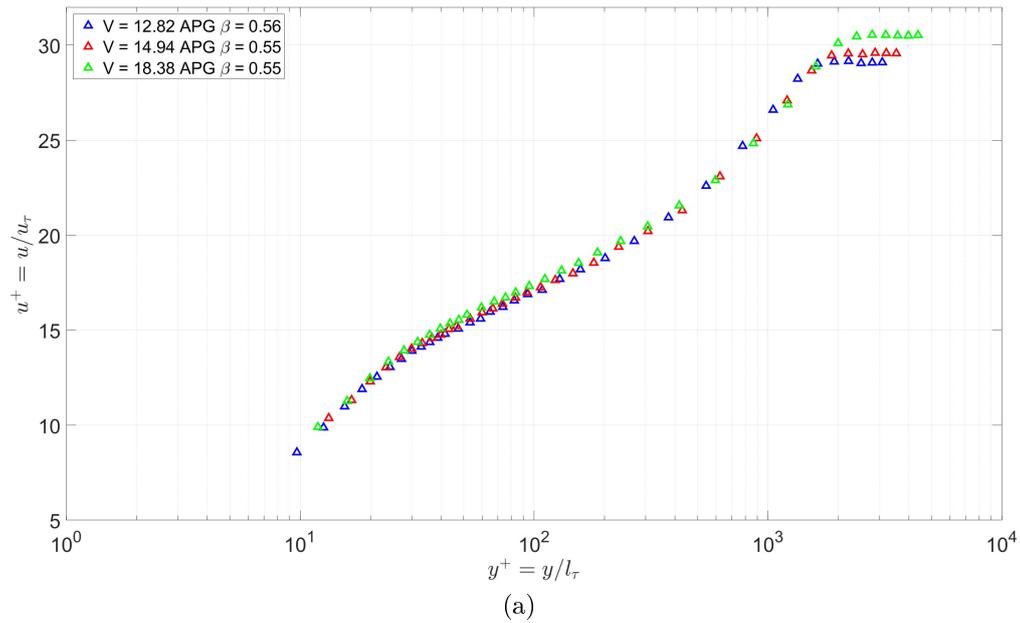


Figura 5.7: Grafico Comparativo ZPG-APG Riblets Sinusoidali 2

Nei grafici comparativi, come visibile in legenda, vengono evidenziati dalle linee tratteggiate i casi ZPG e dai triangoli \triangle i casi APG, inoltre dal blu i casi a $U_e \sim 13m/s$, dal rosso i casi a $U_e \sim 15m/s$ e dal verde i casi $U_e \sim 18m/s$.

In fig. 5.5 si mostrano i risultati ottenuti con riblets longitudinali. I casi ZPG mostrano un profilo che, con l'aumentare della velocità esterna, si sposta a u^+ minori per pari y^+ . I profili in presenza di gradiente di pressione invece collasano sulla stessa zona logaritmica. La presenza del APG si nota maggiormente nella scia. Infatti i profili mostrano una zona logaritmica ridotta ed u^+ massime maggiori rispetto ai casi con gradiente di pressione nullo.

La varianza della velocità mostra invece dei picchi di turbolenza per $y^+ > 100$, similmente ai casi precedentemente studiati di placca liscia con gradiente di pressione e come già mostrato dagli studi condotti da Sanmiguel Vila [31], Harun [18] e Bobke [5], motivo per cui è lecito assegnare questa variazione alla presenza del gradiente di pressione avverso.

In fig. 5.6 e 5.7 vengono mostrati i dati ottenuti nel caso di riblets sinusoidali. In questo caso la zona logaritmica dei profili di velocità si mostra coincidente tra i casi ZPG e APG. La maggior influenza del gradiente di pressione si nota anche qui nella scia, la quale risulta rafforzata con u^+ maggiori a pari y^+ rispetto al relativo caso ZPG. Infatti a pari condizioni di flusso il profilo risulta più esteso.

Guardando alla scala interna relativa a $\overline{u^{2+}}$ in fig 5.6 (b) si nota un incremento complessivo delle turbolenze.

Isolando i casi con s^+ vicino alla condizione di ottimo, ovvero con $U_e \sim 18 m/s$ di tutte le placche considerate, si può notare maggiormente l'effetto che riblets e APG hanno sui profili di velocità a pari Reynolds.

In figura 5.8 si nota chiaramente come la scia dei profili in APG raggiunga u^+ maggiori rispetto ai casi ZPG, effetto dovuto alla riduzione della velocità viscosa u_τ e alla presenza del gradiente di pressione avverso. Nella zona logaritmica invece le varie riblets in APG non mostrano un grande cambiamento come si può notare invece nel caso ZPG dove le riblets longitudinali si mantengono a u^+ minori.

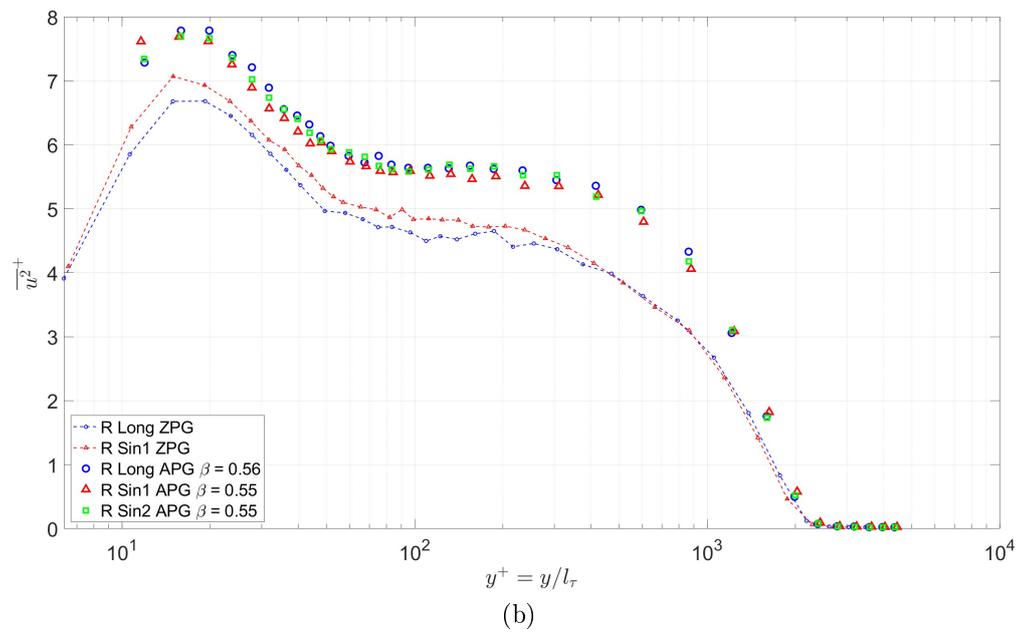
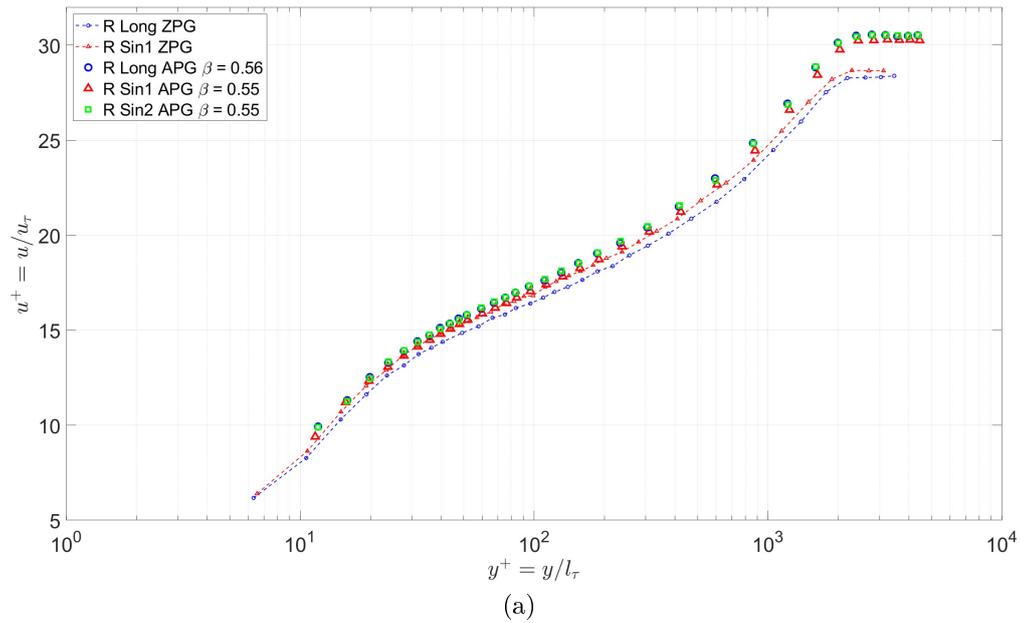


Figura 5.8: Grafico Comparativo ZPG-APG Riblets con $U_e \sim 18 \text{ m/s}$

5.2 Calcolo della riduzione della resistenza d'attrito

La riduzione della resistenza d'attrito viene calcolata seguendo la formula utilizzata da Garcia Mayoral [14], basata sulla variazione dell'altezza di protrusione tra la placca liscia e la placca riblettata.

$$DR = \frac{\Delta c_f}{c_{f0}} = \frac{\Delta \tau}{\tau_0} = - \frac{\Delta B}{(2c_{f0})^{-1/2} + (2\kappa)^{-1}}$$

Dove:

- ΔB : variazione dell'altezza di protrusione
- c_{f0} : coefficiente di attrito della placca liscia, ottenuto da u_τ come $\frac{2u_\tau^2}{U_e^2}$.
Infatti $c_f = \frac{\tau_w}{0.5\rho U_e^2}$ e $u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$
- k : costante di Von Karman che rimane invariata tra placca liscia e riblets

Come confronto si sono utilizzati i dati ottenuti da Cafiero et Al. [7], dove si è considerata la velocità u_τ calcolata in una precedente indagine [8] attraverso anemometria a filo caldo e successivamente ottenuti i dati riportati come $\Delta c_f/c_{f0}$ attraverso celle di carico.

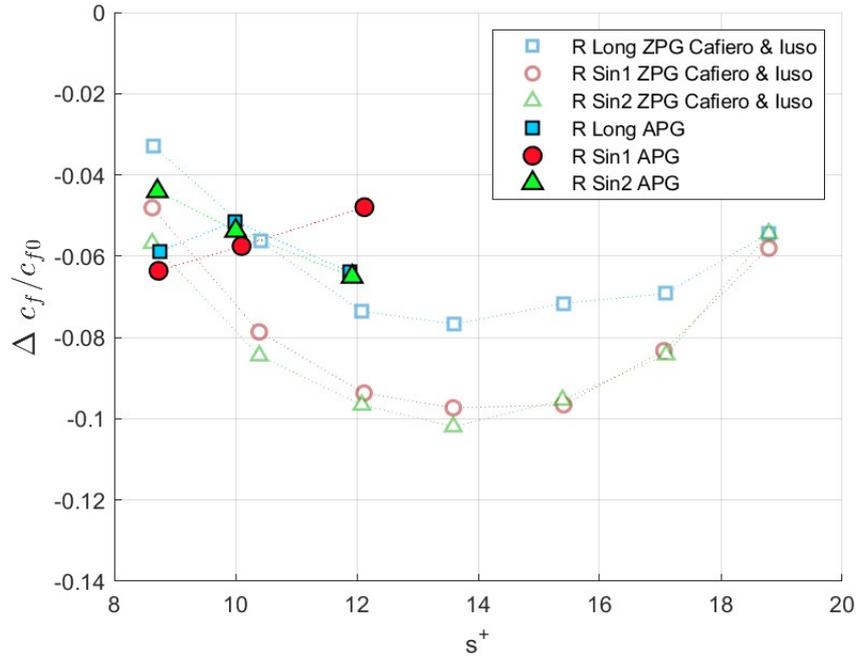


Figura 5.9: Variazione della resistenza di attrito

	R Long		R Sin1		R Sin2	
	s^+	$\Delta c_f/c_{f0}$	s^+	$\Delta c_f/c_{f0}$	s^+	$\Delta c_f/c_{f0}$
$U_e = 13m/s$	8.75	-0.0588	8.73	-0.0636	8.71	-0.0440
$U_e = 15m/s$	10.00	-0.0514	10.10	-0.0575	10.00	-0.0537
$U_e = 18m/s$	11.88	-0.0639	12.12	-0.0479	11.92	-0.0651

Tabella 5.5: Valori di riferimento per la variazione della resistenza d'attrito

I dati mostrati in fig. 5.9 vengono riportati come valori in tabella 5.5.

Nel grafico si può notare come i risultati ottenuti dalle misure con le riblets longitudinali (■) mostrano valori simili ai dati riportati da Cafiero e Iuso ad eccezione di $s^+ = 8.75$ che mostra una riduzione maggiore.

Le riblets sinusoidali mostrano invece andamenti diversi. La geometria con ampiezza minore (●) mostra un andamento strettamente crescente. Questo avviene probabilmente a causa dell'errore di macchina dell'ottimizzatore, essendo nell'ordine di 10^{-3} , in particolare per $s^+ \sim 12$, dove si dovrebbe vedere la maggior riduzione del coefficiente di attrito.

Le riblets sinusoidali 2, con ampiezza maggiore (▲), mostrano invece un andamento più regolare, la riduzione aumenta con s^+ avvicinandosi alla condizione di ottimo. Nonostante si ottenga una riduzione minore del previsto vi sono comunque lievi miglioramenti rispetto alle riblets longitudinali.

Sia le riblets longitudinali che le riblets sinusoidali 2 confermano inoltre l'andamento previsto di una maggior riduzione per s^+ che tende a ~ 13 .

5.3 Analisi dello spettro di velocità

L'influenza delle riblets in condizione di APG sul flusso viene inoltre analizzata attraverso l'analisi spettrale della velocità, come già fatto con la placca liscia.

Vengono riportati gli spettri delle misure effettuate vicine al valore di ottimo di s^+ come $\Delta((k\phi_{xx})_{riblets}^+ - (k\phi_{xx})_{smooth}^+)$, così da renderne maggiormente evidenti le differenze.

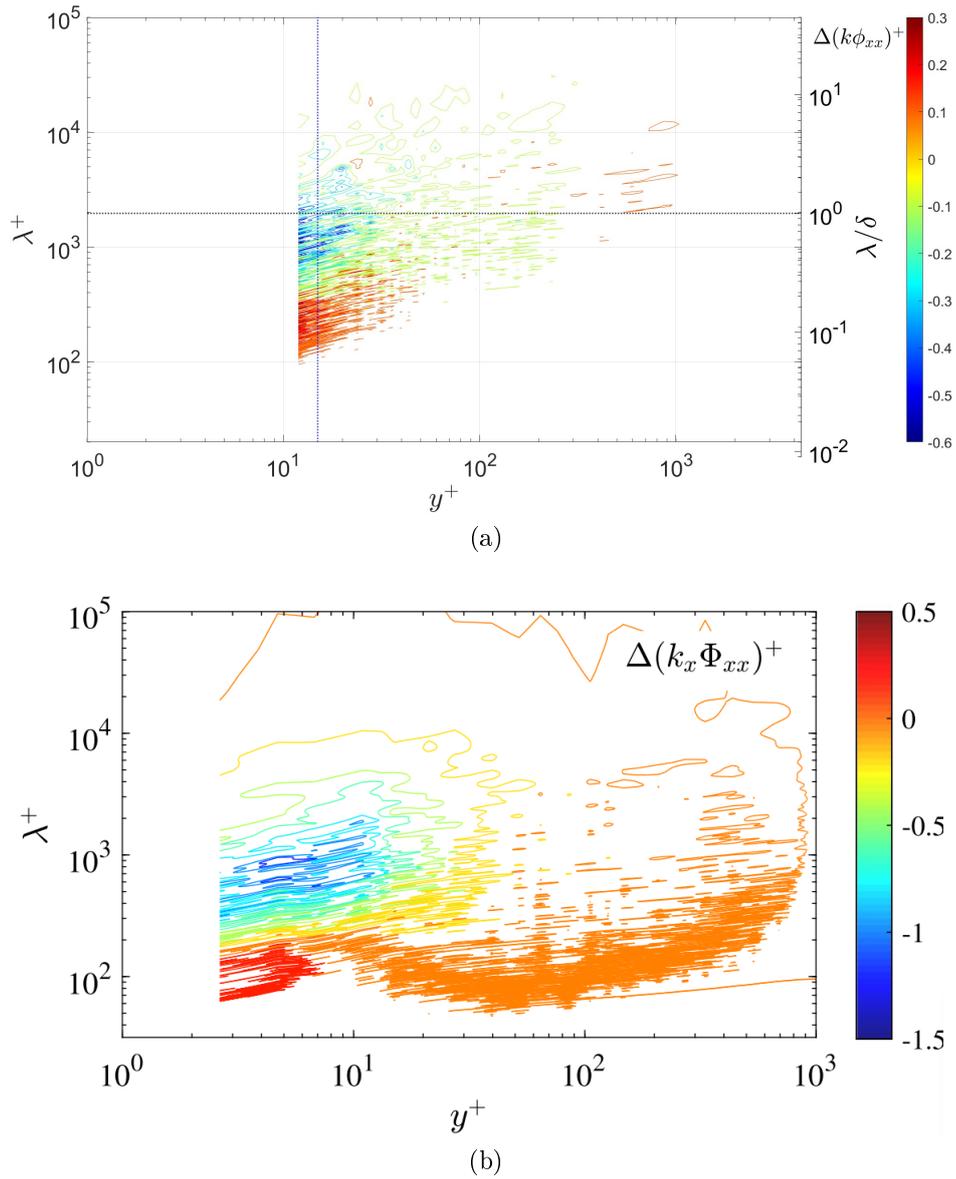


Figura 5.10: $\Delta((k\phi_{xx})^+_{riblets} - (k\phi_{xx})^+_{smooth})$: Confronto tra riblets longitudinali e placca liscia in APG. $s^+ \sim 12$; (a) Dati sperimentali in APG (b) Dati di Cafiero e Iuso in ZPG [7]

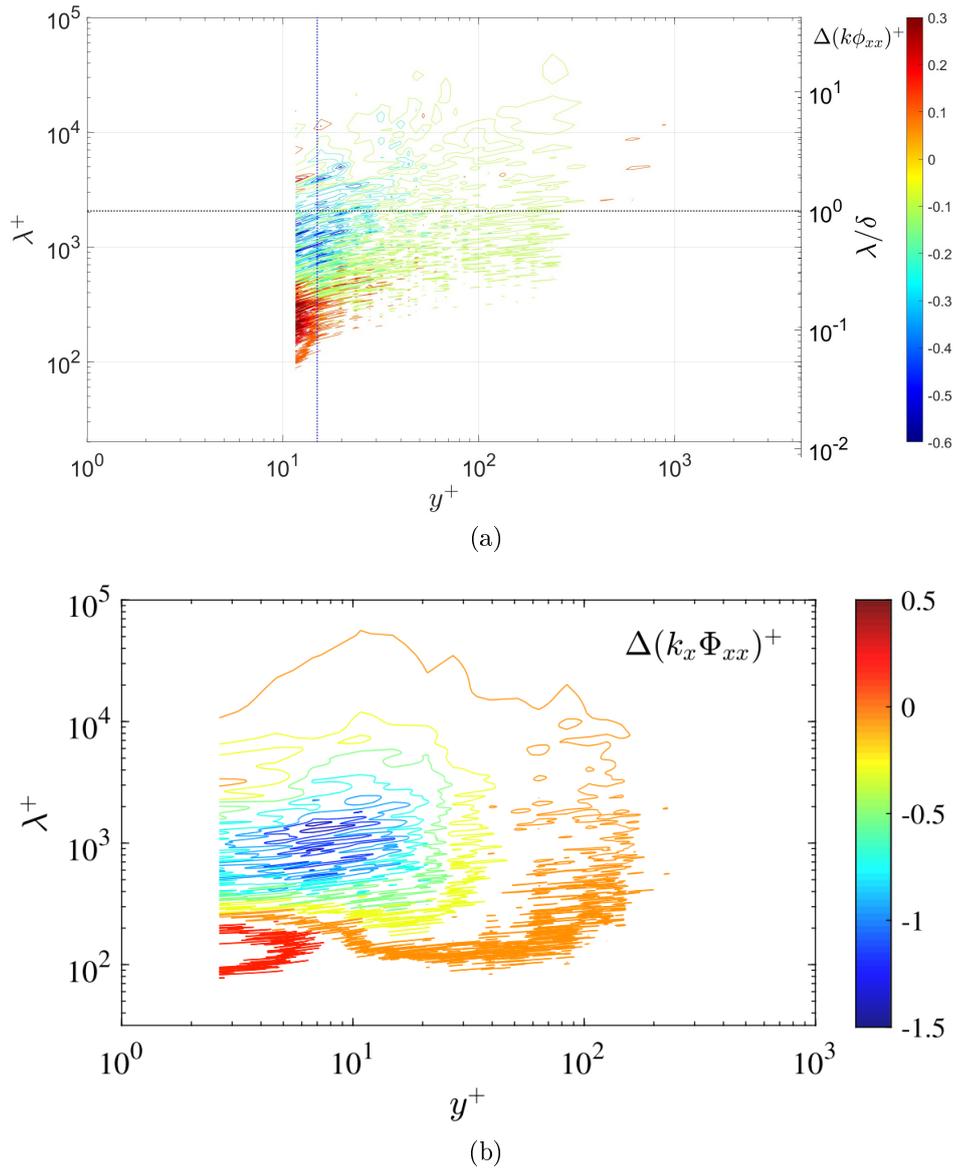


Figura 5.11: $\Delta((k\phi_{xx})^+_{riblets} - (k\phi_{xx})^+_{smooth})$: Confronto tra riblets sinusoidali 1 e placca liscia in APG. $s^+ \sim 12$; (a) Dati sperimentali in APG (b) Dati di Cafiero e Iuso in ZPG [7]

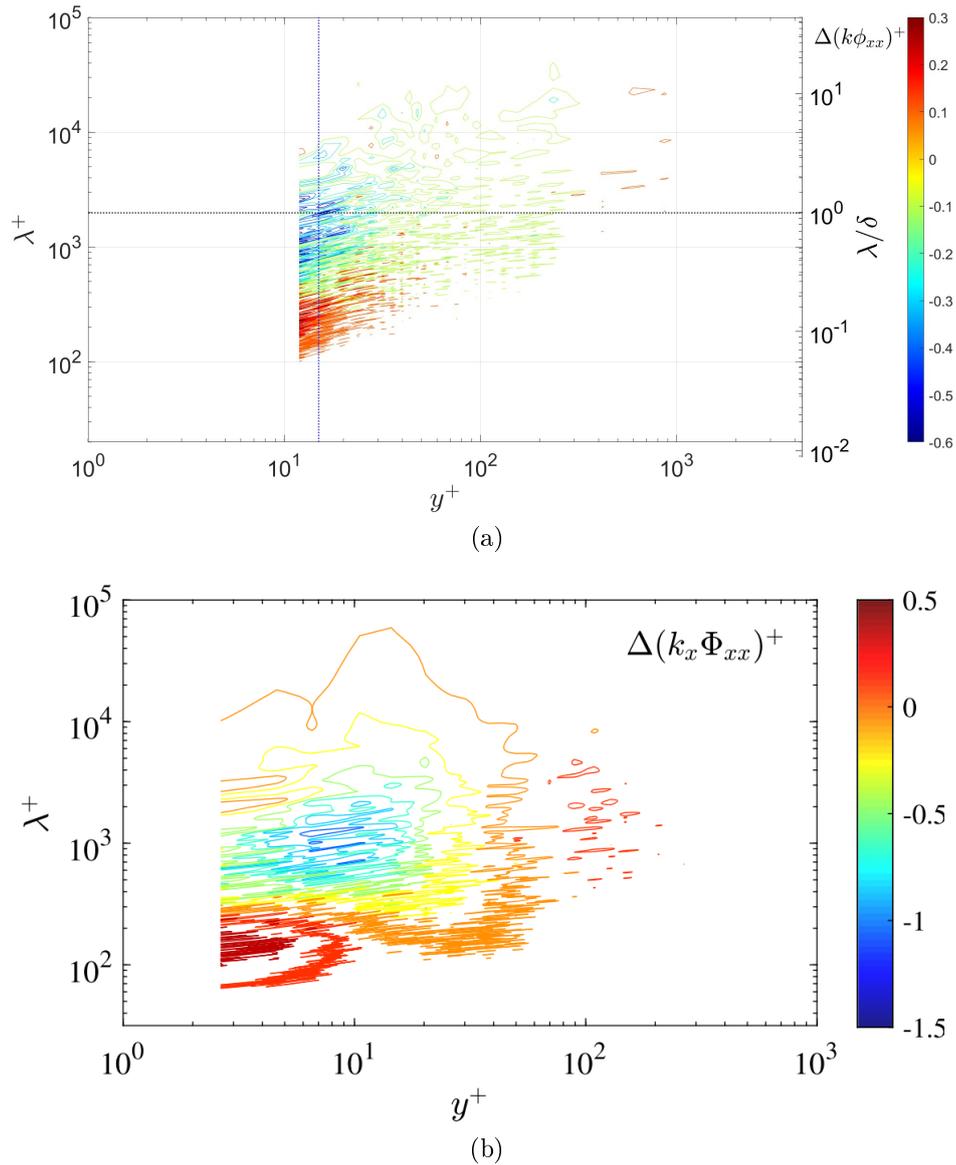


Figura 5.12: $\Delta((k\phi_{xx})_{riblets}^+ - (k\phi_{xx})_{smooth}^+)$: Confronto tra riblets sinusoidali 2 e placca liscia in APG. $s^+ \sim 12$; (a) Dati sperimentali in APG (b) Dati di Cafiero e Iuso in ZPG [7]

Nei grafici (a) la linea verticale rappresenta $y^+ = 15$, valore indicato per la presenza del picco di energia.

Dai grafici riportati si può notare come il picco di energia a $y^+ = 15$ si sposta a λ^+ inferiori, come già notato dai risultati di Cafiero e Iuso [8, 7]. La variazione di energia è dovuta all'interazione del flusso con le riblets che vanno ad alterare il sottostrato viscoso. Spostandoci invece a $y^+ \sim 1000$ si notano nei casi APG piccoli incrementi di energia, dovuti principalmente all'effetto del APG più che delle riblets.

Capitolo 6

Conclusioni e sviluppi futuri

L'attività svolta in questa tesi ha riguardato lo studio e la caratterizzazione sperimentale dello strato limite turbolento in presenza di gradiente di pressione avverso (APG), con l'obiettivo finale di valutare l'efficacia delle riblets come tecnica passiva di riduzione della resistenza d'attrito.

La prima fase ha previsto la progettazione del pressure body, un nuovo tetto installato nella galleria del vento per generare controllatamente un gradiente di pressione lungo la superficie del pianetto. La progettazione si è concentrata sulla modularità e funzionalità della struttura, in modo da ottenere un flusso adeguato e poter valutare diverse configurazioni senza stampare nuovamente componenti.

Successivamente, si è passati alla caratterizzazione del pressure body, che ha compreso la mappatura del campo di pressione statico e la verifica dell'effettiva presenza di un gradiente di pressione avverso. Tale fase ha permesso di identificare le condizioni ottimali per l'indagine dello strato limite turbolento modificato, raggiungendo la configurazione finale del pressure body con la gola a 84 mm dal tetto originale.

Una parte fondamentale dell'attività è stata dedicata all'analisi comparativa tra configurazioni con e senza gradiente di pressione, ossia tra i casi ZPG e APG. Sono stati analizzati i profili di velocità e le caratteristiche turbolente dello strato limite su placca liscia, mettendo in evidenza l'effetto del gradiente di pressione in termini di variazioni nella struttura del flusso, nella posizione della zona logaritmica e della scia, ed attraverso varianza e analisi spettrale la nascita di nuove strutture energetiche nella regione esterna.

Infine, è stato analizzato l'effetto delle riblets, applicate in tre diverse configurazioni, una longitudinale e due varianti sinusoidali con differente ampiezza. I dati acquisiti hanno mostrato come le riblets interagiscano con il flusso turbolento in presenza di APG, evidenziando una riduzione dello sforzo di taglio a parete in specifiche configurazioni, coerente con quanto riportato in letteratura per casi ZPG. L'analisi spettrale ha ulteriormente confermato una mitigazione delle componenti turbolente più energetiche nella regione prossima alla parete.

Nel complesso, il lavoro ha permesso di validare la funzionalità del sistema sperimentale sviluppato e ha fornito indicazioni preliminari sull'efficacia delle

riblets in condizioni di flusso reale.

Ulteriori sviluppi del presente lavoro possono riguardare il perfezionamento della configurazione sperimentale e l'ampliamento delle tecniche di misura.

In particolare, è stato già progettato un nuovo pressure body con una nuova geometria, che prevede una gola ad una distanza di 95 mm dal tetto originale della galleria, al fine di generare un gradiente di pressione avverso più intenso. La nuova struttura, più rigida rispetto a quella attualmente utilizzata, è stata ottimizzata per garantire una migliore stabilità meccanica e una maggiore ripetibilità delle condizioni di prova.

Un ulteriore sviluppo riguarda l'introduzione di una bilancia integrata, basata su due LVDT (Linear Variable Differential Transformer), posizionati in corrispondenza della zona di misura. Tale sistema permetterà di agganciare direttamente la placca liscia o quella dotata di riblets, consentendo una misura diretta dello sforzo di taglio a parete (τ_{wall}). Questo approccio fornirà stime più accurate della variazione di resistenza dovuta all'introduzione delle microstrutture, migliorando la precisione delle valutazioni di resistenza d'attrito a parete.

Bibliografia

- [1] R J Adrian, C D Meinhart, and C D Tomkins. Vortex organization in the outer region of the turbulent boundary layer. *J. Fluid Mech.*, 422(S0022112000001580):1–54, November 2000.
- [2] John Anderson. *Fundamentals of aerodynamics*. McGraw-Hill Education, 2016.
- [3] D W Bechert and M Bartenwerfer. The viscous flow on surfaces with longitudinal ribs. *J. Fluid Mech.*, 206:105–129, sep 1989.
- [4] D W Bechert, M Bruse, W Hage, J G T Van Der Hoeven, and G Hoppe. Experiments on drag-reducing surfaces and their optimization with an adjustable geometry. *J. Fluid Mech.*, 338(S0022112096004673):59–87, may 1997.
- [5] A Bobke, R Vinuesa, R Orlu, and P Schlatter. History effects and near equilibrium in adverse-pressure-gradient turbulent boundary layers. *J. Fluid Mech.*, 820:667–692, June 2017.
- [6] ORH Buxton, M Ewenz Rocher, and E Rodríguez-López. Influence of strong perturbations on wall-bounded flows. *Physical Review Fluids*, 3(1):014605, 2018.
- [7] Gioacchino Cafiero, Enrico Amico, and Gaetano Iuso. Manipulation of a turbulent boundary layer using sinusoidal riblets. *J. Fluid Mech.*, 984(A59), April 2024.
- [8] Gioacchino Cafiero and Gaetano Iuso. Drag reduction in a turbulent boundary layer with sinusoidal riblets. *Exp. Therm. Fluid Sci.*, 139(110723):110723, November 2022.
- [9] Jin Choi, Woo-Pyung Jeon, and Haecheon Choi. Mechanism of drag reduction by dimples on a sphere. *Phys. Fluids (1994)*, 18(4):041702, April 2006.
- [10] Kwing-So Choi and Mark Graham. Drag reduction of turbulent pipe flows by circular-wall oscillation. *Phys. Fluids (1994)*, 10(1):7–9, January 1998.

-
- [11] Francis H Clauser. Turbulent boundary layers in adverse pressure gradients. *J. Aeronaut. Sci. (Inst. Aeronaut. Sci.)*, 21(2):91–108, February 1954.
- [12] Donald Coles. The law of the wake in the turbulent boundary layer. *J. Fluid Mech.*, 1(2):191–226, July 1956.
- [13] Commissione europea e Direzione generale della Ricerca e della innovazione e Direzione generale della Mobilita e dei trasporti. *Flightpath 2050: Europe's vision for aviation : Maintaining global leadership and serving society's needs*. Publications Office of the European Union, 2011.
- [14] Ricardo Garcia-Mayoral and Javier Jimenez. Drag reduction by riblets. *Philos. Trans. A Math. Phys. Eng. Sci.*, 369(1940):1412–1427, apr 2011.
- [15] Ricardo Garcia-Mayoral, Javier Jimenez, and Grupo de Mecanica de Fluidos Computacional. Breakdown of the viscous regime and maximum drag reduction in riblet surfaces. pages 12–14, 2009.
- [16] Rene Gruneberger, Felix Kramer, Erik Wassen, Wolfram Hage, Robert Meyer, and Frank Thiele. *Influence of Wave-Like Riblets on Turbulent Friction Drag*, pages 311–329. Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2012.
- [17] James M Hamilton, John Kim, and Fabian Waleffe. Regeneration mechanisms of near-wall turbulence structures. *J. Fluid Mech.*, 287(-1):317–348, March 1995.
- [18] Zambri Harun, Jason P Monty, Romain Mathis, and Ivan Marusic. Pressure gradient effects on the large-scale structure of turbulent boundary layers. *J. Fluid Mech.*, 715:477–498, January 2013.
- [19] Chad W Higgins, Martin Froidevaux, Valentin Simeonov, Nikki Vercauteren, Caitlin Barry, and Marc B Parlange. The effect of scale on the applicability of Taylor's frozen turbulence hypothesis in the atmospheric boundary layer. *Boundary Layer Meteorol.*, 143(2):379–391, May 2012.
- [20] Javier Jimenez. On the structure and control of near wall turbulence. *Phys. Fluids (1994)*, 6(2):944–953, February 1994.
- [21] B. Lagraa, L. Labraga, and A. Mazouz. Characterization of low-speed streaks in the near-wall region of a turbulent boundary layer. *European Journal of Mechanics - B/Fluids*, 23(4):587–599, 2004.
- [22] Michael A Leschziner, Haecheon Choi, and Kwing-So Choi. Flow-control approaches to drag reduction in aerodynamics: progress and prospects. *Philos. Trans. A Math. Phys. Eng. Sci.*, 369(1940):1349–1351, apr 2011.

-
- [23] Shan Li, Nan Jiang, Shaoqiong Yang, Yongxiang Huang, and Yanhua Wu. Coherent structures over riblets in turbulent boundary layer studied by combining time-resolved particle image velocimetry (trpiv), proper orthogonal decomposition (pod), and finite-time lyapunov exponent (ftle). *Chinese Physics B*, 27(10):104701, 2018.
- [24] Paolo Luchini, Fernando Manzo, and Amilcare Pozzi. Resistance of a grooved surface to parallel flow and cross-flow. *J. Fluid Mech. Digit. Arch.*, 228:87, jul 1991.
- [25] Giuseppe Marchesano. *PROGETTO E CARATTERIZZAZIONE DI UN SISTEMA DI MISURA PER LA RESISTENZA AERODINAMICA BASATO SU LVDT. = DESIGN AND CHARACTERIZATION OF A MEASUREMENT SYSTEM FOR AERODYNAMIC DRAG BASED ON LVDT*. PhD thesis, Politecnico di Torino, 2024.
- [26] Jean Mathieu and Julian Scott. *An Introduction to Turbulent Flow*. Cambridge University Press, 2000.
- [27] Paolo Olivucci, Daniel J Wise, and Pierre Ricco. Reduction of turbulent skin-friction drag by passively rotating discs. *J. Fluid Mech.*, 923(A8), September 2021.
- [28] Stephen B. Pope. *Turbulent Flows*. Cambridge University Press, 2000.
- [29] Maurizio Quadrio and Stefano Sibilla. Numerical simulation of turbulent flow in a pipe oscillating around its axis. *J. Fluid Mech.*, 424(S0022112000001889):217–241, December 2000.
- [30] Eduardo Rodriguez-Lopez, Paul J. K. Bruce, and Oliver R. H. Buxton. Near field development of artificially generated high reynolds number turbulent boundary layers. *Phys. Rev. Fluids*, 1:074401, Nov 2016.
- [31] C Sanmiguel Vila, R Vinuesa, S Discetti, A Ianiro, P Schlatter, and R Orlu. Experimental realisation of near-equilibrium adverse-pressure-gradient turbulent boundary layers. *Exp. Therm. Fluid Sci.*, 112(109975):109975, April 2020.
- [32] C Sanmiguel Vila, R Vinuesa, S Discetti, A Ianiro, P Schlatter, and R Örlü. Separating adverse-pressure-gradient and reynolds-number effects in turbulent boundary layers. *Phys. Rev. Fluids*, 5(6), June 2020.
- [33] Philipp Schlatter and Ramis Orlu. Assessment of direct numerical simulation data of turbulent boundary layers. *J. Fluid Mech.*, 659:116–126, September 2010.
- [34] Hermann Schlichting (Deceased) and Klaus Gersten. *Boundary-Layer Equations in Plane Flow; Plate Boundary Layer*, pages 145–164. Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2017.

-
- [35] Hermann Schlichting (Deceased) and Klaus Gersten. *Fundamentals of Boundary-Layer Theory*, pages 29–49. Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2017.
- [36] M P Schultz, J A Finlay, M E Callow, and J A Callow. Three models to relate detachment of low form fouling at laboratory and ship scale. *Biofouling*, 19 Suppl(sup1):17–26, April 2003.
- [37] Sanmiguel Vila. Turbulent boundary layers with adverse pressure gradient, 2019.
- [38] R Vinuesa, A Bobke, R Orlu, and P Schlatter. On determining characteristic length scales in pressure-gradient turbulent boundary layers. *Phys. Fluids (1994)*, 28(5):055101, May 2016.
- [39] Ricardo Vinuesa, Ramis Orlu, Carlos Sanmiguel Vila, Andrea Ianiro, Stefano Discetti, and Philipp Schlatter. Revisiting history effects in adverse-pressure-gradient turbulent boundary layers. *Appl. Sci. Res.*, 99(3-4):565–587, December 2017.
- [40] P.R Viswanath. Aircraft viscous drag reduction using riblets. *Progress in Aerospace Sciences*, 38(6):571–600, 2002.
- [41] Fabian Waleffe. On a self-sustaining process in shear flows. *Physics of Fluids*, 9(4):883–900, 04 1997.
- [42] M Walsh. Turbulent boundary layer drag reduction using riblets. In *20th Aerospace Sciences Meeting*, Reston, Virginia, January 1982. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [43] M Walsh and L Weinstein. Drag and heat transfer on surfaces with small longitudinal fins. In *11th Fluid and Plasma Dynamics Conference*, Reston, Virginia, jul 1978. American Institute of Aeronautics and Astronautics.

