

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI GENOVA

SCUOLA POLITECNICA

DIME

**Dipartimento di Ingegneria Meccanica, Energetica,
Gestionale e dei Trasporti**



**TESI DI LAUREA MAGISTRALE
IN
INGEGNERIA MECCANICA**

**Messa a punto del setup sperimentale e caratterizzazione
delle condizioni di riferimento per lo studio dell'interazione
tra scie periodiche e bolla di separazione laminare**

Relatore:

Chiar.^{mo} Prof. Ing. Daniele Simoni

Chiar.^{mo} Prof. Ing. Matteo Dellacasagrande

Allievo:

Marco Dondero

Ottobre 2026

Messa a punto del setup sperimentale e caratterizzazione delle condizioni di riferimento per lo studio dell'interazione tra scie periodiche e bolla di separazione laminare

Sommario

La presente tesi analizza sperimentalmente i fenomeni di transizione dello strato limite e di separazione che si verificano su profili aerodinamici rappresentativi delle palette di una turbina di bassa pressione (Low Pressure Turbine, LPT e compressori). L'interesse verso tale fenomeno nasce dalla crescente necessità di incrementare l'efficienza delle moderne turbomacchine attraverso la riduzione del numero di palette e il conseguente aumento del carico aerodinamico, condizione che può favorire la separazione sulla superficie di aspirazione e determinare un incremento delle perdite aerodinamiche.

In tale contesto, il lavoro si concentra sull'influenza di perturbazioni periodiche provenienti da monte sull'evoluzione dello strato limite, con particolare riferimento alla formazione, allo sviluppo e al riattacco della bolla di separazione laminare. L'attività sperimentale è stata condotta considerando differenti numeri di Reynolds e diversi livelli di gradiente avverso di pressione. Il confronto tra condizioni stazionarie e forzate periodicamente ha permesso di caratterizzare l'effetto dell'instazionarietà sulla separazione e sulla transizione laminare-turbolenta, evidenziando come la risposta dello strato limite dipenda significativamente dalle condizioni operative considerate.

Experimental setup refinement and characterization of the reference conditions for the study of interaction between periodic wakes and the laminar separation bubble

Abstract

This thesis experimentally investigates boundary-layer transition and separation phenomena occurring over aerodynamic profiles representative of low-pressure turbine (LPT and compressors) blades. The interest in this topic arises from the increasing need to improve the efficiency of modern turbomachinery through a reduction in the number of blades and the consequent increase in aerodynamic loading, which may promote flow separation on the suction side and lead to higher aerodynamic losses.

Within this context, the present work focuses on the influence of periodic upstream perturbations on boundary-layer evolution, with particular attention to the formation, development, and reattachment of the laminar separation bubble. The experimental activity was carried out under different Reynolds numbers and adverse pressure-gradient conditions. The comparison between stationary and periodically forced configurations allowed the effects of unsteadiness on flow separation and laminar-to-turbulent transition to be characterized, highlighting the significant dependence of boundary-layer response on the operating conditions considered.

INDICE

NOMENCLATURA	5
SIMBOLOGIA	5
ACRONIMI/ABBREVIAZIONI	5
LISTA DELLE FIGURE	6
1. INTRODUZIONE	8
1.1 MOTIVAZIONI DELLO STUDIO	8
2. OBIETTIVO	10
3. TRANSIZIONE DELLO STRATO LIMITE	11
3.1 PARAMETRI INTEGRALI DI STRATO LIMITE	13
3.2 SEPARATION INDUCED TRANSITION	14
3.2.1 FENOMENO DEL BURSTING	15
3.2.2 EFFETTO DEI PRINCIPALI PARAMETRI	16
3.3 WAKE INDUCED TRANSITION	19
3.3.1 NEGATIVE JET EFFECT	21
4. SETUP SPERIMENTALE	23
4.1 GALLERIA DEL VENTO	23
4.2 TEST SECTION	25
4.3 PIV (PARTICLE IMAGE VELOCIMETRY)	27
4.3.1 CALCOLO SPOSTAMENTO MEDIO CON CROSS-CORRELAZIONE	32
4.4 SISTEMA DI SEEDING	34
5. RISULTATI	36
5.1 REGIME STAZIONARIO	36
5.1.1 VISUALIZZAZIONE FULL-FRAME	37
5.1.2 VISUALIZZAZIONE REDUCED FRAME	50
5.2 REGIME INSTAZIONARIO	57
5.3 SETUP REGIME INSTAZIONARIO	57
6. CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI	63
7. APPENDICI	64
APPENDICE 1	64
8. BIBLIOGRAFIA	73

NOMENCLATURA

SIMBOLOGIA

- τ_w tensione tangenziale calcolata alla parete (Pa)
- μ viscosità dinamica (Pa*s)
- θ spessore di quantità di moto
- ν viscosità cinematica
- α angolo apertura endwalls
- ∞ grandezza riferita al flusso indisturbato
- δ spessore dello strato limite
- δ^* spessore di spostamento
- β rapporto tra spazi vuoti e superficie complessiva della griglia di turbolenza
- H_{12} fattore di forma
- C_f skin friction coefficient
- Φ funzione di cross-correlazione

ACRONIMI/ABBREVIAZIONI

- **Tu** intensità di turbolenza
- **Re** numero di Reynolds
- **Re₀** numero di Reynold basato sullo spessore di quantità di moto
- **RMS** root mean square
- **PIV** Particle Image Velocimetry
- **U_e** velocità del freestream
- **u** velocità istantanea
- **x** coordinata lungo la linea di flusso
- **y** coordinata perpendicolare alla parete
- **LPT** Low Pressure Turbine
- **BL** Boundary Layer
- **APG** Adverse Pressure Gradient
- **LSB** Laminar Separation Bubble
- **g_{bar}** passo delle barre

LISTA DELLE FIGURE

- Fig. 3.2.1 – meccanismo di transizione dello strato limite
- Fig. 3.2.2 – rappresentazione bidimensionale della bolla di ricircolazione
- Fig. 3.2.1.1 – andamento del C_p durante la fase di transizione
- Fig. 3.2.2.1 – influenza di Re sulle dimensioni della bolla
- Fig. 3.2.2.2 – influenza della turbolenza sulle dimensioni della bolla
- Fig. 3.3.1- processo transitorio con meccanismo wake induced transition
- Fig. 3.3.2 – wake induced transition
- Fig. 4.1.1 – sezione di aspirazione e fan centrifugo
- Fig. 4.1.2 – veduta dall'alto (a) e laterale (b) della camera di calma con relativi schermi
- Fig. 4.1.3 – griglia di turbolenza
- Fig. 4.2.1 – vista laterale sezione di prova
- Fig. 4.2.2 – immagine test section in fase di acquisizione
- Fig. 4.3.1 – immagine fotocamera
- Fig. 4.3.2 – sincronizzatore laser-fotocamera
- Fig. 4.3.3 – schema del merging delle foto acquisite dalle due fotocamere
- Fig. 4.3.4 – visualizzazione merging delle due fotocamere
- Fig. 4.3.1.1 – funzionamento della cross-correlazione del PIV
- Fig. 4.3.1.2 – visualizzazione 3D del risultato della cross correlazione
- Fig. 4.3.1.3 – setup fotocamere e laser
- Fig. 5.1.1.1 – U media a $Re = 30k$ (12°)
- Fig. 5.1.1.2 – rms di U a $Re = 30k$ (12°)
- Fig. 5.1.1.3 – U media a $Re = 40k$ (12°)
- Fig. 5.1.1.4 – rms di U a $Re = 40k$ (12°)
- Fig. 5.1.1.5 – U media a $Re = 50k$ (12°)
- Fig. 5.1.1.6 – rms di U a $Re = 50k$ (12°)
- Fig. 5.1.1.7 – U media a $Re = 60k$ (12°)
- Fig. 5.1.1.8 – rms di U a $Re = 60k$ (12°)
- Fig. 5.1.1.9 - Confronto delle U medie nel free stream ad $y/L = 0.035$ (12°)
- Fig. 5.1.1.10 – U media a $Re = 40k$ (9°)
- Fig. 5.1.1.11 – rms di U a $Re = 40k$ (9°)
- Fig. 5.1.1.12 – U media a $Re = 50k$ (9°)
- Fig. 5.1.1.13 – rms di U a $Re = 50k$ (9°)
- Fig. 5.1.1.14 – U media a $Re = 60k$ (9°)
- Fig. 5.1.1.15 – rms di U a $Re = 60k$ (9°)
- Fig. 5.1.1.16 – U media a $Re = 70k$ (9°)
- Fig. 5.1.1.17 – rms di U a $Re = 70k$ (9°)

- Fig.5.1.1.18 - Confronto delle U medie nel free stream ad $y/L = 0.035$ (9°)
- Fig. 5.1.2.1 – Distribuzione di velocità media U a $Re = 30k$
- Fig. 5.1.2.2 – Distribuzione di velocità media U a $Re = 60k$
- Fig. 5.1.2.3 – RMS di U a $Re = 30k$
- Fig. 5.1.2.4 – RMS di U a $Re = 60k$
- Fig. 5.1.2.5 – mappe vettoriali a 12° con $Re = 30k$
- Fig. 5.1.2.6 – mappe vettoriali a 12° con $Re = 60k$
- Fig. 5.1.2.7– spettro a $Re = 30k$
- Fig. 5.1.2.8 – spettro a $Re = 60k$
- Fig. 5.1.2.9 – FFT a $Re = 30k$
- Fig. 5.1.2.10 – FFT a $Re = 60k$
- Fig. 5.3.1 – schema movimentazione barrette
- Fig. 5.3.2 - segnale di turbolenza al passaggio delle barre
- Fig. 5.3.3 – profilo di velocità al passaggio delle barre
- Fig. 5.3.4 - barrette simulanti passaggio profilo aerodinamico
- Fig. 5.3.5 - andamenti della frequenza ridotta e del coefficiente di flusso nel caso di turbina (blu) o compressore (arancione)
- Fig. 5.3.6 – tacometro laser
- Fig. 5.3.7 – Scheda di acquisizione laser – tacometro laser
- Fig. 5.3.8 – esempio funzionamento PIV con tacometro

1. INTRODUZIONE

1.1 MOTIVAZIONI DELLO STUDIO

Una delle principali sfide nell'ambito della progettazione delle turbomacchine è rappresentata dal fatto che nelle moderne turbine si tende a diminuire il numero di pale, alleggerendo la macchina (fondamentale in campo aeronautico soprattutto), le quali saranno soggette, di conseguenza, a maggior carico aerodinamico, e questo porta inevitabilmente a rischiare più facilmente la separazione nella suction side. Si va incontro allora ad un degrado delle prestazioni. Il fatto di avere macchine che lavorino con rendimento inferiore rispetto a quello desiderato, impatta fortemente anche sui consumi e conseguentemente sull'ambiente. In una turbina a gas, perdite maggiori porteranno ad una riduzione dell'energia effettivamente convertibile in lavoro utile e quindi ad un consumo più elevato di combustibile. Una gestione ottimale della transizione consente di ridurre le perdite aerodinamiche e aumentare il rendimento di componenti e macchine, con conseguente riduzione dei consumi energetici e delle emissioni associate. Dunque, si giunge a constatare che una riduzione del peso possa essere ottenuta riducendo il numero di profili aerodinamici nei compressori e nelle turbine mediante un maggior carico aerodinamico. L'efficienza può essere aumentata attraverso un miglior controllo degli strati limite sulle palettature[21].

Si denota come la transizione dello strato limite costituisca un fenomeno di primaria importanza nella progettazione aerodinamica moderna poiché ne condiziona la distribuzione delle perdite, la propensione alla separazione e, in ultima analisi, le prestazioni del componente. Nel campo delle turbomacchine, in particolare, essa determina in larga misura le perdite di profilo e quindi il rendimento della macchina. Saperla prevedere e controllare significa non solo migliorare le prestazioni, ma anche ridurre i consumi energetici: lo studio della transizione si configura così come uno degli strumenti per l'efficientamento energetico e, di conseguenza, per la riduzione dell'impatto ambientale dei sistemi propulsivi.

Negli stadi a bassa pressione di una turbina a gas e negli stadi posteriori dei compressori, il numero di Reynolds (Re) è relativamente basso, e il flusso si trova in regime transizionale su un'ampia porzione della superficie palare. Nelle turbine a bassa pressione (Low Pressure Turbine, LPT) circa il 60% delle perdite di profilo è attribuibile al lato in depressione, il 20% al lato in pressione e il 10% al bordo d'uscita [14]. Una previsione inaccurata della transizione può alterare l'efficienza stimata di diversi punti percentuali [22]. Nei profili di compressore, soggetti a gradienti di pressione avversi più intensi, la transizione è spesso legata alla formazione di bolle di separazione laminare, la cui estensione influisce sia sulle perdite sia sul margine di stallo.

La tendenza verso motori sempre più compatti, con distanze assiali ridotte tra le schiere, accentua inoltre l'interazione tra le scie delle schiere a monte e le pale a valle. Le scie, convettendo periodicamente sulla superficie palare, inducono una transizione non stazionaria che modifica in modo sostanziale lo sviluppo dello strato limite rispetto alle condizioni di flusso indisturbato, rendendo ancora più critica una sua corretta modellazione.

Il presente lavoro è finalizzato all'analisi sperimentale della transizione dello strato limite in condizioni di flusso rappresentative di quelle dei profili palari delle turbine di bassa pressione e compressori, con l'obiettivo di caratterizzarne i principali meccanismi, anche in presenza di scie periodiche. Una migliore comprensione di tali fenomeni può fornire indicazioni utili allo sviluppo di strategie di controllo e di modelli capaci di prevederne l'evoluzione al variare delle condizioni operative, aspetti fondamentali nella progettazione di profili ad elevata efficienza.

2. OBIETTIVO

La presente tesi si propone di analizzare l'influenza delle perturbazioni periodiche provenienti da monte sul comportamento dello strato limite e, in particolare, sull'evoluzione dei fenomeni di separazione e transizione laminare-turbolenta. L'indagine sarà condotta attraverso il confronto tra configurazioni caratterizzate da una forzante instazionaria e il corrispondente riferimento stazionario, con l'obiettivo di mettere in evidenza le modifiche introdotte dalla natura periodica del flusso sulla formazione, lo sviluppo e il successivo riattacco della bolla di separazione.

In questa trattazione andremo a concentrarci sulla progettazione e messa a punto di un setup sperimentale, oltre che introdurre la successiva analisi, il quale permetta di simulare il comportamento di schiere di pale di compressore o turbina al fine di caratterizzare appunto l'effetto dei fenomeni instazionari di monte sulla transizione e bolla di separazione laminare sulle pale successive.

Si tratterà, in particolare, dei fenomeni transitori che caratterizzano profili aerodinamici, i quali lavorano con bassi Re , dove gli effetti viscosi governano l'evoluzione dello strato limite e risultano essere la principale causa di perdite aerodinamiche[10].

L'analisi sarà svolta considerando differenti condizioni di numero di Reynolds e di gradiente avverso di pressione, parametri rappresentativi delle condizioni fluidodinamiche cui è soggetto un profilo aerodinamico durante il proprio funzionamento. La variazione di tali grandezze consentirà di esaminare come differenti livelli di inerzia e di decelerazione del flusso interagiscano con le perturbazioni provenienti da monte, modificando la risposta dello strato limite e la sua predisposizione alla separazione e alla transizione. Particolare attenzione sarà dedicata all'evoluzione temporale e spaziale della bolla di separazione, valutando l'effetto delle strutture instazionarie sul suo comportamento rispetto alla condizione priva di forzante periodica. Attraverso l'analisi dei risultati sarà quindi possibile individuare le principali differenze tra i due regimi di moto e chiarire il ruolo esercitato dalle condizioni di flusso sull'interazione tra instazionarietà, separazione e transizione.

La messa a punto di un setup sperimentale come menzionato precedentemente consentirà di ottenere risultati che permetteranno di approfondire la comprensione dei meccanismi fisici che regolano la risposta dello strato limite in presenza di fenomeni periodici provenienti da monte, fornendo inoltre indicazioni sull'evoluzione della separazione al variare delle condizioni operative. Tale analisi assume particolare importanza nel contesto delle turbomacchine, nelle quali la natura intrinsecamente non stazionaria del flusso e l'interazione tra schiere palari successive possono modificare significativamente i fenomeni di separazione e transizione e, di conseguenza, le prestazioni aerodinamiche del sistema.

3 TRANSIZIONE DELLO STRATO LIMITE

Lo strato limite viene individuato dalla porzione di spazio, in direzione normale alla parete, che comprende una variazione di velocità del 99% e lo spessore di questo si indica con δ_{99} . Esso può andare incontro ad una fase di transizione nel quale si passa da un regime laminare a turbolento (o viceversa). In tale passaggio avremo un incremento del suo spessore, oltre che gradienti di velocità maggiori alla parete e ciò porta ad un incremento degli sforzi tangenziali e, conseguentemente, a perdite più elevate:

$$\tau_w = \mu \left(\frac{du}{dy} \right)_{y=0} \quad (3.1)$$

μ è la viscosità dinamica e du/dy è il gradiente di velocità calcolato alla parete (come si può notare maggiore risulta quest'ultimo e maggiori sono gli sforzi di taglio).

Per macchine piccole di solito si opera a bassi numeri di Reynolds; dunque, gli effetti viscosi che governano l'evoluzione dello strato limite rappresentano la principale fonte dissipativa (tipicamente chiamate perdite di profilo)[10]. In tale regime lo strato limite si mantiene laminare, ma potrebbe verificarsi un problema, ossia avere una separazione prima che questo subisca il processo di transizione[2].

Ciò che spinge a sviluppare modelli sulla transizione è l'impossibilità di eseguire simulazioni altamente fedeli per risolvere problematiche ingegneristiche. Nelle applicazioni industriali si utilizzano solutori CFD i quali necessitano modelli affidabili, per quel che riguarda il processo di transizione, al fine di contenere i costi computazionali. I CFD sono basati sulle cosiddette RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) le quali non consentono di descrivere gli effetti di amplificazione lineare delle perturbazioni del flusso, ovvero la crescita progressiva di piccole perturbazioni inizialmente presenti nel campo di moto.

Chiaramente, la capacità di prevedere con accuratezza lo sviluppo e la transizione dello strato limite utilizzando la fluidodinamica computazionale (CFD) rappresenta una sfida importante[23-24].

La transizione può verificarsi in quattro modalità differenti : bypass transition, natural transition, separation induced transition e wake induced transition.

- **NATURAL TRANSITION:** avviene in tre stadi;
 1. A determinati valori del numero di Reynolds lo strato limite risulta suscettibile anche a piccoli disturbi e dunque si forma un'instabilità sottoforma di onda di Tollmien-Schlichting bidimensionale¹.
 2. Dopodiché tale instabilità si amplifica generando vortici con grandi fluttuazioni.
 3. Infine, nascono punti nello strato limite che risultano essere turbolenti a causa dell'amplificarsi delle fluttuazioni, tali punti possono andare incontro a coalescenza e convertire lo strato limite da laminare a fully-turbulent.
- **BYPASS TRANSITION:** i primi due stadi precedentemente citati vengono bypassati trovando così direttamente con dei punti turbolenti, formati dall'influenza delle perturbazioni all'interno del free-stream. Tale modalità risulta essere la più tipica per motori a turbina a gas.
- **SEPARATION INDUCED TRANSITION:** quando un flusso separa dalla superficie solida la transizione può avvenire nello strato limite separato. Successivamente tale flusso può riattaccarsi come turbolento, andando a generare una bolla di separazione. Tale bolla è caratterizzata, al suo interno, da moti vorticosi con flusso invertito rispetto al verso del free stream.
- **WAKE INDUCED TRANSITION:** la transizione viene ad essere favorita grazie alla scia proveniente dalla schiera palare a monte di quella corrente. Tale scia, impattando sulla paletta, genera instabilità, le quali permettono appunto il passaggio da laminare a turbolento.

Per prevedere le condizioni di separazione tipicamente vengono usati i parametri dei gradienti di pressione di Twaites: $Re_\theta^2 * K = -0.082$

K è il parametro di decelerazione, esiste un suo valore soglia al di sotto del quale appunto si evita la separazione: $K_{lim} = \frac{(-0.082 * Tu^{\frac{5}{4}})}{400^2}$ [2].

Per il caso analizzato ci si soffermerà sugli ultimi due meccanismi di transizione: separation induced transition e wake induced transition.

La prima modalità di transizione è caratterizzata, nel caso considerato, da un'evoluzione sostanzialmente stazionaria del flusso. Al contrario, nel caso della *wake-induced transition*, l'effetto delle pale a monte introduce una variazione periodica delle condizioni di flusso, associata all'interazione con le scie generate dalla schiera palare precedente. In tal caso, dunque, l'instazionarietà a cui si fa riferimento è pertanto di natura esterna al processo di transizione considerato, in quanto imposta dalle condizioni di flusso provenienti da monte, e va distinta dalle instazionarietà generate autonomamente all'interno dello strato limite o del flusso, quali quelle associate, ad esempio, allo sviluppo di instabilità e strutture vorticali di tipo Kelvin-Helmholtz che caratterizzano i fenomeni di separation induced transition.

¹ONDE DI TOLLMIEEN- SCHILCHTING: piccole perturbazioni oscillanti di velocità e pressione del flusso, se continuano a crescere provocano un'instabilità e una successiva transizione.

3.1 PARAMETRI INTEGRALI DI STRATO LIMITE

Al fine di descrivere lo strato limite in maniera opportuna si utilizzano alcuni dei cosiddetti parametri integrali di strato limite: spessore di quantità di moto θ , spessore di spostamento δ^* e fattore di forma H_{12} . Queste grandezze consentono, tramite il loro andamento, di estrapolare indicazioni sullo stato del BL e sulla predisposizione alla separazione oltre che alla transizione. Variazioni di questi parametri permettono anche di definire modifiche dei profili di velocità e pressione. L'analisi di questi consente pertanto di caratterizzare l'evolversi dello strato limite e valutare l'influenza dei fenomeni di transizione e separazione sulle perdite aerodinamiche e sul rendimento della turbomacchina.

- **SPESSORE DI SPOSTAMENTO:** il displacement thickness (spessore di spostamento in italiano) non è altro che un difetto di portata dovuto alla presenza dello strato limite, questo risulta essere causato proprio dalla riduzione di velocità all'interno del BL in prossimità della parete. In genere un aumento di questa grandezza si associa ad un ispessimento dello strato limite:

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy \quad (3.2)$$

In presenza di una bolla di separazione tale parametro cresce significativamente.

- **SPESSORE DI QUANTITA' DI MOTO:** il momentum thickness indica un deficit di quantità di moto causata dalla presenza dello strato limite rispetto al free-stream. Tali perdite risultano essere dovute principalmente alla viscosità. Un aumento di θ comporta un deterioramento del BL causandone una predisposizione alla separazione. Questa grandezza risulta essere strettamente legata, tramite l'equazione di Von Karman, alle perdite aerodinamiche come si evidenzia successivamente:

$$\theta = \int_0^\infty \frac{u}{u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy \quad (3.3)$$

- **FATTORE DI FORMA:** lo shape factor è un parametro adimensionale che descrive la forma del profilo di velocità all'interno dello strato limite. In particolare, se tale grandezza si incrementasse, lungo la direzione del flusso, significherebbe avere un profilo di velocità più deformato con un BL che risente maggiormente del gradiente avverso di pressione, in questo modo risulta più semplice andare incontro a separazione/formazione di una bolla.

$$H_{12} = \frac{\delta^*}{\theta} \quad (3.4)$$

Per comprendere l'evoluzione del BL bisogna capire quanta quantità di moto si perde a causa della viscosità. Si fa dunque riferimento all'equazione di Von Karman:

$$\frac{d\theta}{dx} = \frac{c_f}{2} - (H_{1,2} + 2)\theta \frac{dU}{dx} \frac{1}{U} \quad (3.5)$$

dove (U) è la velocità al bordo dello strato limite e (C_f) il coefficiente di attrito superficiale.

L'incremento di θ lungo la superficie è quindi direttamente legato alla variazione della quantità di moto del flusso indotta dagli effetti viscosi. In particolare, al bordo di uscita di un profilo aerodinamico, un maggiore valore di θ corrisponde a una maggiore deficit di quantità di moto nella scia e, di conseguenza, a una maggiore perdita di pressione totale. Lo spessore di quantità di moto rappresenta pertanto una grandezza particolarmente utile per quantificare le perdite di profilo: tanto maggiore è la quantità di moto sottratta al flusso dallo strato limite, tanto maggiore risulta il deficit di velocità nella scia e, conseguentemente, la perdita aerodinamica associata al profilo.

3.2 SEPARATION INDUCED TRANSITION

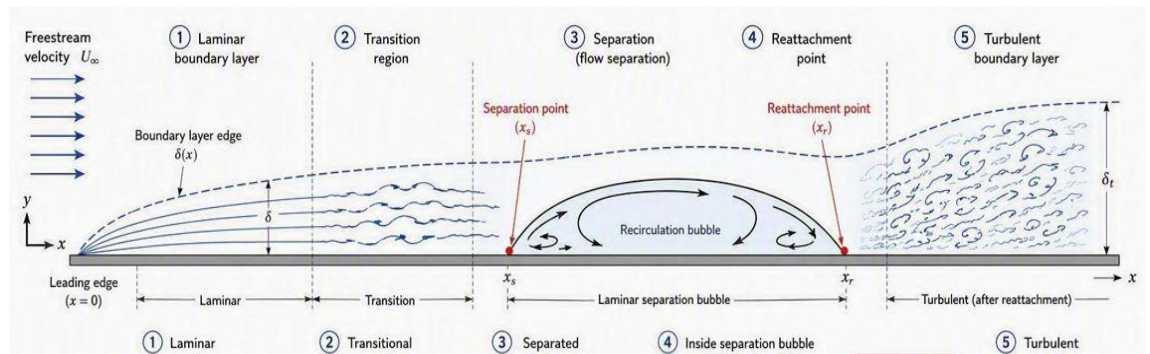


Fig. 3.2.1 – transizione dello strato limite

In Fig. 3.2.1 si rappresenta come avviene il processo di transizione secondo il meccanismo di separation induced transition, il quale viene caratterizzato dalla formazione di punti d'instabilità (i quali vengono generati, per il criterio di Rayleigh, in presenza di un punto di flesso a seguito di una distribuzione di velocità ad "S": free-stream con velocità pari ad U_e e bolla con al suo interno velocità nulla od addirittura negativa) e, di seguito a coalescenza, portano ad un flusso "fully turbulent", terminando così tale fase transitoria

Qui troviamo la presenza di una bolla di separazione laminare, formatasi a causa di un gradiente avverso di pressione. Esso porta ad un abbassamento della tensione di taglio (valutata a parete, vedi formula 3.1), e se tale tensione va a zero, allora abbiamo il punto di formazione della bolla stessa. All'interno di una bolla di separazione laminare in condizioni di flusso stazionario lo shear layer laminare separato, a causa dei suoi profili di velocità inflessionali (profilo di velocità che presenta un punto di flesso), risulta fortemente instabile, va rapidamente incontro a rottura e subisce la transizione. Lo shear layer diventa quindi turbolento e ingloba fluido proveniente dal flusso indisturbato caratterizzato da un maggiore contenuto di quantità di moto (maggiormente energetico).

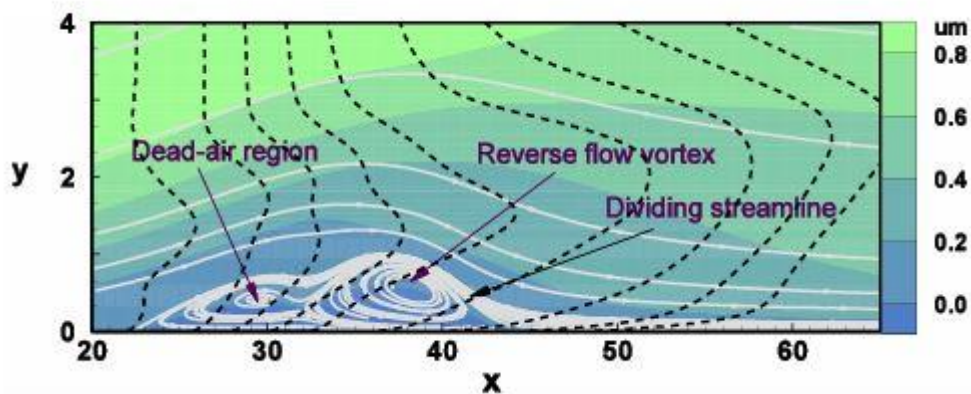


Fig. 3.2.2 – rappresentazione 2D della bolla [20]

Il mescolamento turbolento, promosso dai vortici presenti all'interno della bolla, tra il fluido del free-stream e lo shear layer, trasporta quantità di moto dagli strati esterni verso le regioni più interne dello strato stesso in direzione normale alla parete[17]. L'aumento della quantità di moto consente al flusso separato di riattaccarsi alla superficie della pala[4]. In questo caso prevalgono i meccanismi di Kelvin-Helmholtz, soprattutto durante la fase iniziale del processo di transizione con meccanismo separation induced. Tali instabilità causano il roll-up iniziale dello shear layer[20].

Le bolle di separazione si presentano in due tipologie: corte o lunghe. Le bolle corte hanno soltanto effetti sul carico aerodinamico, per cui prima e dopo di esse la distribuzione della pressione è vicina a quella prevista per il flusso sulla superficie in assenza di separazione, il punto di riattacco è situato poco dopo il massimo spessore di essa[17]. Le bolle lunghe, invece, interagiscono con il flusso esterno tale per cui la distribuzione della pressione sull'intera superficie risulta sensibilmente differente da quella che si avrebbe in assenza di esse.

La bolla di separazione che si crea tra punto di separazione e punto di riattacco determina una diversa distribuzione del carico stesso; inoltre, la generazione di una turbolenza porta inevitabilmente ad un degrado delle prestazioni[14].

3.2.1 FENOMENO DEL BURSTING

Le dimensioni della bolla e di conseguenza l'abbassarsi dell'efficienza, di cui essa è causa, sono controllate dalla transizione tra flusso laminare e turbolento nello strato limite[18].

Piccole variazioni di Reynolds o dell'angolo di attacco di un profilo aerodinamico possono causare una trasformazione catastrofica della bolla da corta a lunga, fenomeno detto "bursting", (in italiano collasso) con perdita di portanza e possibile stallo[2]. Quest'ultimo può verificarsi anche portando ad una separazione senza successivo riattacco. Gaster ipotizzò che un'espansione della bolla di separazione laminare (LSB) determina un maggiore incremento della pressione attraverso la bolla stessa, favorendone un'ulteriore espansione fino al verificarsi del fenomeno di bursting [17].

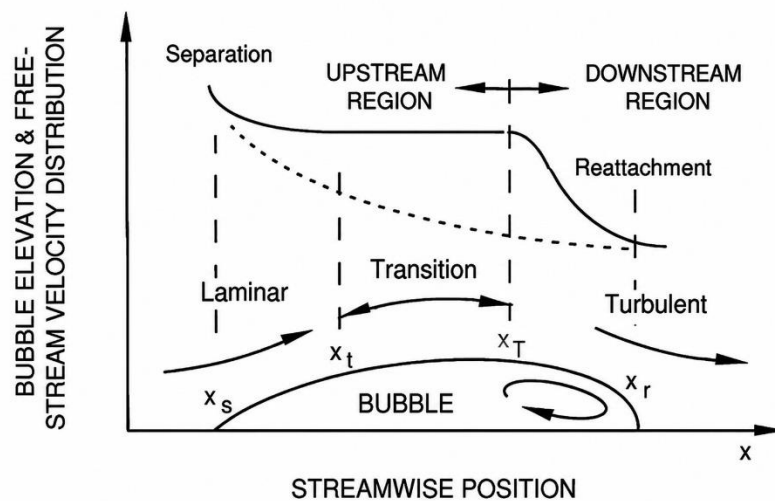


Fig. 3.2.1.1 – andamento del C_p in fase di separazione

Nella figura 3.2.1 si indicano con :

- x_s inizio separazione
- x_t inizio transizione
- x_T fine transizione
- x_r riattacco

Possiamo identificare due regioni : upstream region, caratterizzato da una pressione pressoché costante e una downstream region dove si ha il recupero di pressione, come evidenziato dall'andamento del C_p durante l'evoluzione della curva lungo le ascisse.

In particolare, un aumento del numero di Reynolds o del coefficiente di turbolenza (Tu) porta ad una riduzione della lunghezza della bolla, questo è dovuto principalmente ad un riattacco precoce del flusso[3].

3.2.2 EFFETTO DEI PRINCIPALI PARAMETRI

La transizione è influenzata da numerosi fattori ambientali, quali il numero di Reynolds, il gradiente di pressione, la turbolenza del flusso libero, la rugosità superficiale, il rumore e le vibrazioni[2].

I parametri fondamentali, per quanto riguarda l'elaborato in questione, sono il grado di turbolenza, il numero di Reynolds e il gradiente di pressione.

- **NUMERO DI REYNOLDS:** caratterizza lo strato limite e ne definisce il regime. Un suo incremento porta ad essere in presenza di forze inerziali (a numeratore) che sovrastano quelle viscosi (a denominatore) (vedi formula 5.1) e ciò causa una riduzione dello spessore di strato limite. In accordo con la soluzione di Blasius, ad una data posizione x su di una lastra piana lo spessore dello strato limite diminuisce all'aumentare del numero di Reynolds:

$$\delta^* \propto \frac{1}{Re_x^{\frac{1}{2}}}$$

Di conseguenza si osserva che se aumenta Re_x il displacement thickness diminuisce, riducendo così le dimensioni della bolla di separazione.

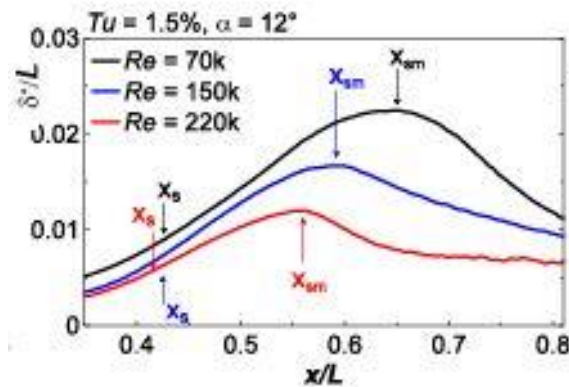


Fig. 3.2.2.1 – influenza di Re sulle dimensioni della bolla [3]

In figura precedente, viene evidenziato come il numero di Reynolds vada ad interessare le dimensioni di una bolla di separazione a parità di grado di turbolenza e angolo di apertura degli endwalls; si evince di come maggiore sia il valore di Re e più corta e sottile risulti essere quest'ultima rispettando la relazione precedentemente citata (δ^*) [3].

Spesso nelle trattazioni viene utilizzato il numero di Reynolds basato sullo spessore di quantità di moto che, a differenza del Reynolds globale, calcolato su una dimensione geometrica caratteristica, utilizza lo spessore di quantità di moto θ , definito come:

$$Re_\theta = \frac{\theta * U_e}{\nu} \quad (3.5)$$

Dove:

- U_e è la velocità al bordo dello strato limite

- Θ è lo spessore di quantità di moto:
- ν è la viscosità cinematica del fluido

Tale parametro risulta utile al fine di estrapolare correlazioni, le quali permettono di prevedere la transizione stessa e la sua estensione (in termini geometrici). Questo perché lo spessore di quantità di moto, in una determinata posizione, dipende dal gradiente di pressione imposto al flusso e dallo stato dello strato limite fino a quella posizione. A tal proposito, si cita la correlazione di Mayle [2], la quale è la più diffusa al fine di prevedere il numero di Reynolds basato sulla distanza tra il punto di separazione e il punto in cui ha inizio la transizione. Tale correlazione è proprio funzione del Re basato sullo spessore di quantità di moto:

$$Re_{x_{st}} = 300 Re_{\theta,s}^{0.7} \quad \text{Per bolle corte} \quad (3.6)$$

$$Re_{x_{st}} = 1000 Re_{\theta,s}^{0.7} \quad \text{Per bolle lunghe} \quad (3.7)$$

Solitamente un $240 < Re_{\theta} < 320$ dà vita a bolle corte, se invece tale valore si riduce al di sotto del limite inferiore, la bolla risulta essere più lunga[7].

- **GRADIENTE DI PRESSIONE:** parametro più direttamente responsabile della formazione della bolla, definito come $\frac{dp}{dx}$, può essere sia positivo (avverso) e dunque rallentare il flusso, oppure negativo (favorevole) e accelerarlo. Nel caso di gradiente avverso, il fluido vicino alla parete, che a bassi Re possiede poca quantità di moto, non riuscendo a contrastare l'aumento di pressione, separa. Nel punto di separazione avremo $\tau_w = 0$ e quindi $\frac{dU}{dy}$ nullo. A valle, inoltre, la velocità può assumere valore negativo generando una zona di ricircolazione (bolla). Tale effetto influenza, ed in particolare anticipando, la transizione amplificando le perturbazioni interne allo strato limite (Kelvin–Helmholtz). Al contrario, nel caso di gradiente favorevole, questo accelera il flusso rendendo più energetico e stabile il BL, con elevata quantità di moto anche nelle zone più prossime alla parete solida. L'intensità delle fluttuazioni di pressione risulta essere legata all'intensità delle fluttuazioni di velocità. Anche a valle del corpo si genera una scia e questa presenta anch'essa delle fluttuazioni di pressione direttamente legate al numero di Reynolds: dagli studi condotti da Yarusevych e Boutilier si ritrova di come tali fluttuazioni aumentano se aumenta il Re[19].
- **TURBOLENZA:** un flusso turbolento presenta al suo interno maggiori perturbazioni ed è caratterizzato da un più consistente trasporto di quantità di moto, rispetto al caso laminare. Questo consente alla porzione di flusso nei pressi della parete di resistere meglio ad un gradiente avverso di pressione. Le turbolenze presenti nel free stream sono responsabili, inoltre, del trasporto delle fluttuazioni di velocità all'interno del BL. Nel caso di bolla di separazione laminare, il livello di turbolenza è proprio quello che ne favorisce il riattacco.

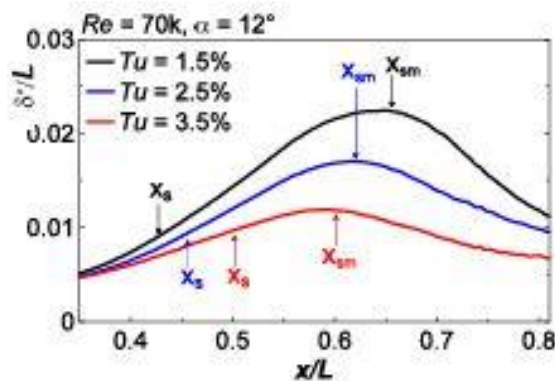


Fig. 3.2.2.2 – influenza della turbolenza sulle dimensioni della bolla [3]

In Fig. 3.2.3.2 si analizza di come, a parità di Re e angolo di apertura delle pareti terminali, la turbolenza influenzi lunghezza e spessore della bolla di separazione. come possiamo notare essa risulta essere tanto più corta e sottile quanto più elevata è la turbolenza.

3.3 WAKE INDUCED TRANSITION

Negli stadi di compressori e turbine, la presenza della palettatura di monte provoca una scia instazionaria. Il passaggio da un regime ad un altro risulta quindi complicato dall'intrinseca instazionarietà della macchina multistadio: Le scie generate da una schiera palare vengono trasportate a valle dal flusso attraverso i passaggi interpallari, interagendo in modo periodico con gli strati limite delle pale successive[18].

Tale fenomeno influenza quindi il processo di transizione, il quale allora non potrà essere predetto a dovere con studi su strati limite stazionari. Pfeil e Herbst hanno evidenziato come l'interazione delle scie con la superficie della piastra possa favorire l'innesco della transizione dello strato limite da laminare a turbolento[2].

Le fasi fondamentali che caratterizzano la wake induced transition sono:

- Si crea una scia a causa del passaggio periodico delle palette rotatorie
- Tale scia contiene una perturbazione
- Questa entra nello strato limite e viene trasportata dal flusso mentre questo evolve
- La perturbazione si amplifica man mano che avanza
- Avviene infine la transizione

Le scie portano con esse delle “turbulent strips” (zone allungate in cui il flusso d'aria è altamente perturbato, caratterizzato da forte instabilità, vorticità e fluttuazioni di velocità), e queste sono responsabili della fase transitoria; infatti, quando la scia proveniente da una pala passa sopra quella successiva, fa nascere dei piccoli spot turbolenti. Questo succede proprio a causa dei piccoli vortici presenti in essa[5].

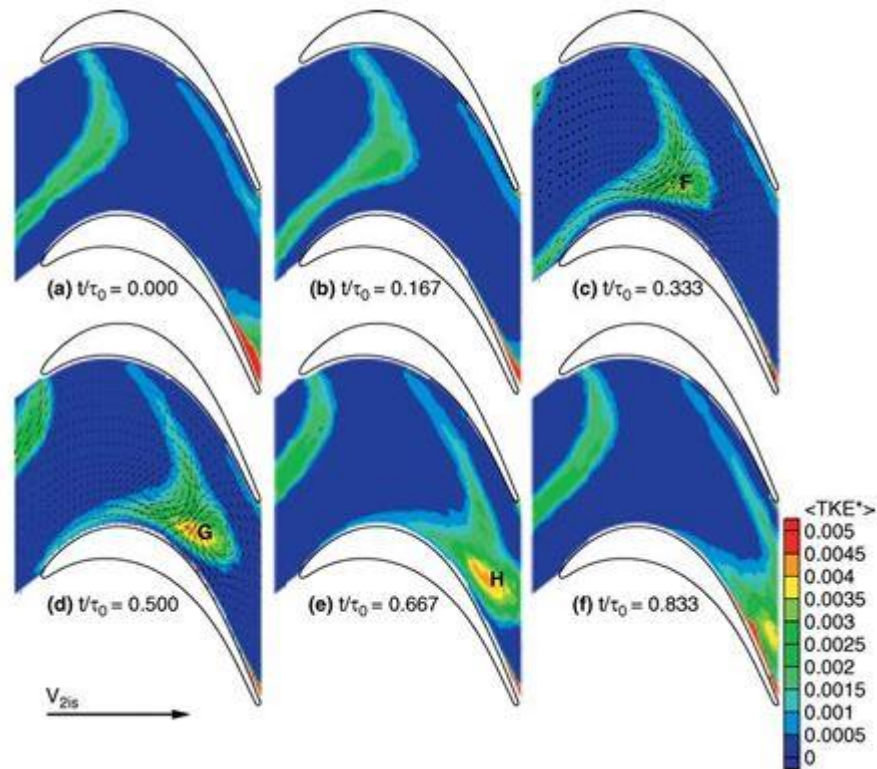


Fig.3.3.1- processo transitorio con meccanismo wake induced transition

In Fig.3.3.1 si può osservare come la scia, proveniente da una schiera, influenzi il processo di transizione. I dati ottenuti tramite media in fase confermano che l'energia cinetica turbolenta (TKE) viaggia lungo la superficie della pala, alterando la distribuzione del carico e modificando dinamicamente l'estensione delle bolle di separazione laminare[4].

Si afferma inoltre che più è elevata la frequenza di passaggio della pala e più a monte avviene la transizione[5].

Nelle pale di turbine, le bolle di separazione si formano nelle regioni più arretrate della suction side dove si ha un gradiente di pressione avverso. La transizione avviene dentro alla bolla, questo perché, se non avvenisse il riattacco sulla suction side della pala corrente, questa potrebbe incrementare le proprie dimensioni e, non riattaccandosi, genererebbe una scia spessa e disordinata, altamente dissipativa. Ciò provoca una zona con deficit di quantità di moto che porta ad aumentare perdite di profilo, disuniformità della scia e modifica i triangoli di velocità variando l'impingement sulle palette a valle.

A causa delle diverse lunghezze e orientazioni dei vettori di velocità relativa della scia e del flusso indisturbato, compare una velocità di slittamento, che è responsabile proprio della modifica della direzione d'impatto del flusso sulla superficie[6].

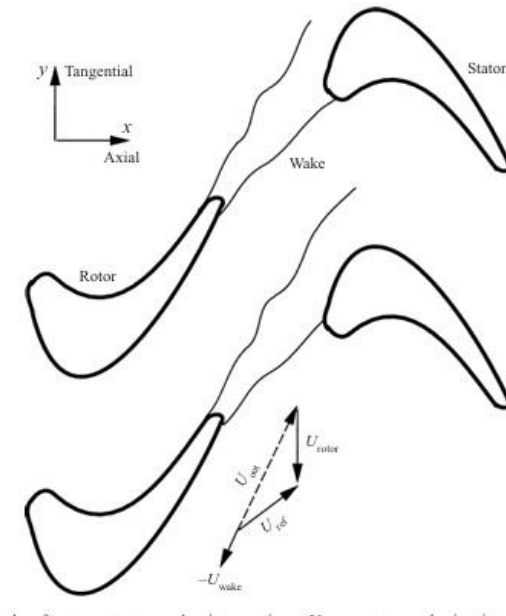


Fig.3.3.2 – wake induced transition

I disturbi più intensi si propagano a circa il 70% della velocità del flusso libero[18].

Se il numero di Reynolds è sufficientemente alto da far sì che la transizione si completi prima che possa verificarsi la separazione laminare, o se lo strato limite non si separa perché i gradienti di pressione avverso sull'estradosso sono lievi, allora la transizione è indotta dall'elevata turbolenza nelle scie. Se invece la decelerazione sull'estradosso è più severa e il numero di Reynolds è basso, lo strato limite laminare tende a separarsi e la transizione indotta da scia si verifica nello shear layer di una bolla di separazione[4].

3.3.1 NEGATIVE JET EFFECT

Il deficit di velocità nella regione di scia porta ad avere una zona jet che impatta contro la suction side nella pala successiva. Esso modifica localmente il campo di velocità e di pressione nello strato limite. Nel sistema di riferimento assoluto, associato allo statore, le scie presentano una velocità inferiore rispetto al flusso indisturbato; nel sistema di riferimento relativo, associato al rotore, questo deficit di velocità può essere interpretato come un “negative jet”, sovrapposto al flusso indisturbato, che impatta sulla superficie del componente[18] (nelle LPT e nei compressori sarà presente sulla Suction Side). Il negative jet trasporta il fluido turbolento contenuto nella scia fino al bordo del BL. Queste perturbazioni inducono periodicamente una transizione anticipata dello strato limite [18]. Il negative jet fa sì che si abbia una grande differenza di velocità tra i vari strati di flusso, questo causa allora delle instabilità di Kevin Helmholtz (lo shear layer inizia ad ondularsi)

e successivamente, grazie all'energia della scia, nascono dei roll-up vortices; tali vortici promuovono il riattacco dello strato limite [5] con il passaggio da laminare a turbolento.

Il negative jet e la turbolenza della scia promuovono entrambi la transizione ma in differenti modalità:

- Quando la transizione avviene prima della separazione, il passaggio da laminare a turbolento viene dominato dall'instabilità della scia stessa.
- Quando si crea una bolla di separazione invece è di fondamentale importanza l'intervento del negative jet, che interagendo con lo shear layer, favorisce il cambio di regime [5].

4. SETUP SPERIMENTALE

4.1 GALLERIA DEL VENTO

Le misure sono state eseguite nella galleria del vento nel laboratorio di aerodinamica dell'università di Genova; sono state acquisite diversi dataset al variare dei parametri elencati al paragrafo 3.2.1, in particolare abbiamo impostato cinque diversi valori di Re oltre che aver variato il APG (andando a modificare gli angoli delle pareti mobili superiore ed inferiore, impostandole a 9° e a 12° , pur mantenendole simmetriche rispetto alla corda del profilo aerodinamico).

All'interno della galleria del vento il flusso viene ad essere generato grazie ad un fan centrifugo supportato da un motore elettrico da 55 kW.

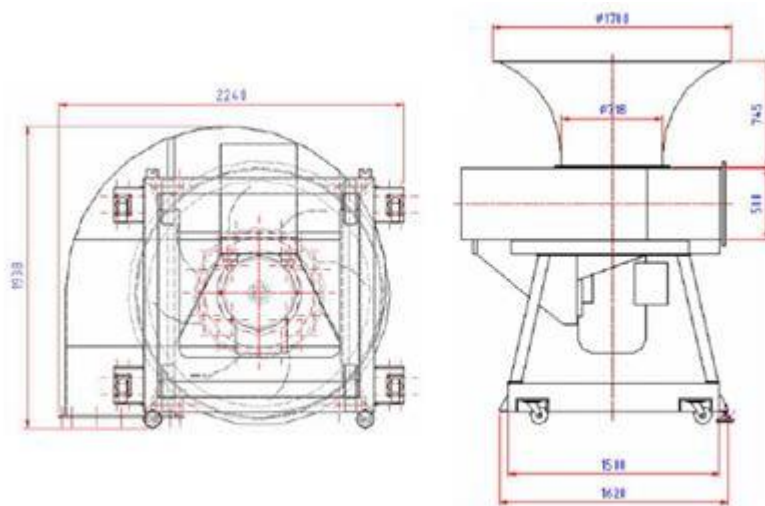


Fig. 4.1.1 – sezione di aspirazione e fan centrifugo

Tale motore è regolato da un inverter che, a sua volta, ha un proprio sistema di controllo. Quest'ultimo permette una regolazione della frequenza con risoluzione pari a 0.01 Hz. La regolazione della frequenza di uscita dell'inverter consente di modificare la velocità di rotazione del fan e, di conseguenza, la velocità del flusso d'aria all'interno della galleria. Tale variazione di velocità permette pertanto di controllare il numero di Reynolds caratteristico del flusso. La bocca di adduzione è posta proprio sopra al fan e viene dotata di un filtro per evitare eventuale introduzione d'impurità o polvere. La deposizione di particelle di polvere sulle pareti della sezione di prova, munita di apposite finestre ottiche, può determinare la comparsa di riflessioni luminose indesiderate. Tali riflessi, causati da corpi estranei, possono compromettere l'affidabilità delle misure ottiche, in particolare nelle regioni del flusso prossime alla parete, inoltre, tra aspirazione e sezione di prova vi è una camera di calma che permette di uniformare il flusso e ridurre parzialmente la turbolenza.

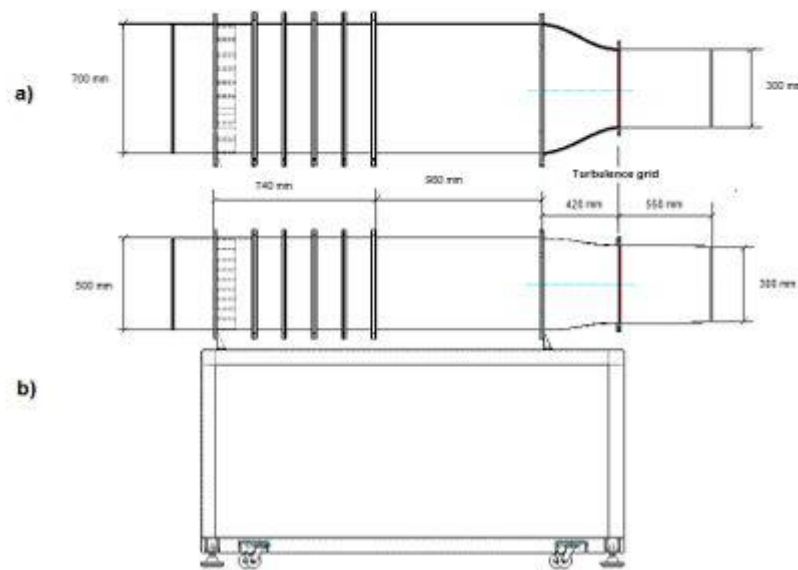


Fig. 4.1.2 – veduta dall'alto (a) e laterale (b) della camera di calma con relativi schermi

In questo tratto sono presenti delle reti, che limitano la scala di turbolenza, ed una struttura a nido d'ape che consiste in una lamina metallica ripiegata con piccoli fori esagonali, i quali costringono il flusso a passare in essi, facendo sopravvivere solamente la componente assiale di velocità e riducendo ulteriormente la turbolenza. Tale struttura permette di abbattere i piccoli vortici ancora presenti all'interno del flusso rendendolo il più possibile laminare. La camera di calma termina con un condotto convergente, di lunghezza pari a 420 mm, che presenta un rapporto fra le aree definito dal valore di 2.77. Il convergente accelera il flusso fino alla velocità richiesta nella test section, contemporaneamente va a rendere lo strato limite più sottile. Con lo scopo di eliminare lo strato limite che interessa tale tratto viene ad essere prevista una fessura per l'aspirazione continua sulle pareti laterali del wind tunnel, al fine che esso non vada ad influenzare i fenomeni che si sviluppano successivamente nella camera di prova. Concluso il tratto divergente si trova una griglia di turbolenza (nel caso di studio con una dimensione dei setti che fissi il valore di $Tu = 1.5\%$), posizionata a 500 mm di distanza dal leading edge del profilo aerodinamico.

Il grado di turbolenza risulta essere un parametro particolarmente importante dal momento che influenza lo sviluppo dello strato limite oltre che il meccanismo di transizione, per questo la griglia di turbolenza viene ad essere disposta a monte del leading edge del profilo. Risulta essere montata in un apposito sostegno, il quale ne limita le oscillazioni/vibrazioni in maniera che questi effetti indesiderati alterino la turbolenza imposta al flusso medesimo.

Il parametro più significativo che definisce la geometria di una griglia è il rapporto tra gli spazi vuoti tra le barre e la superficie complessiva della maglia [8].

Tale parametro viene calcolato come:

$$\beta = \left(1 - \frac{s}{m}\right)^2 \quad (4.1)$$

Facendo riferimento a Fig. 4.1.3, le grandezze utilizzate all'interno della formula precedente vengono ad essere riportate in maniera esaustiva.

Tale valore di β è direttamente correlabile al livello di turbolenza; quindi, modificando le dimensioni dei setti della griglia posso andare a modificare il mio valore di Tu .

Il fattore di turbolenza Tu viene ad essere definito come:

$$Tu = \frac{u'}{U_{avg}} \quad (4.2)$$

con:

- u' = valore RMS delle fluttuazioni di velocità
- U_{avg} = velocità media del flusso

Tale valore nel caso di studio, come già accennato, è fissato a $Tu = 1,5\%$.

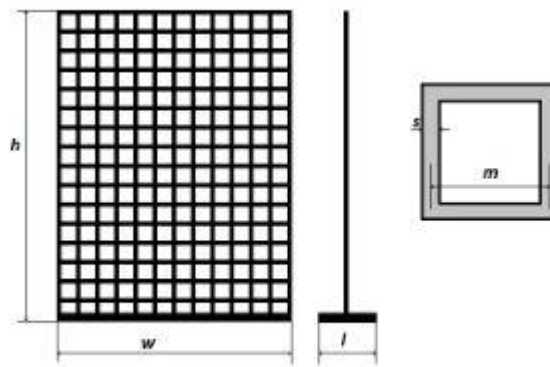


Fig. 4.1.3 – griglia di turbolenza

A valle di questa griglia di turbolenza si trova poi la sezione di prova nella quale verrà montato il profilo su cui verranno ad essere eseguiti i test.

La galleria del vento termina con una valvola a diaframma motorizzata la quale è in grado di variare la pressione della sezione a valle della test section.

4.2 TEST SECTION

La sezione di prova è costituita da una lastra con il leading edge ellittico, al fine di limitare la possibilità che ci sia separazione al naso, con perturbazioni dello strato limite portando ad alterazioni nel processo di transizione. La zona anteriore, che va dal leading edge alla sezione di gola, ha il compito di accelerare il flusso. Tale porzione di test section è fissata, mentre la zona a valle porta ad una modifica della distribuzione di pressione, effetto

accentuato o meno a seconda dell'angolo di calettamento degli endwalls (superiore ed inferiore) [3].

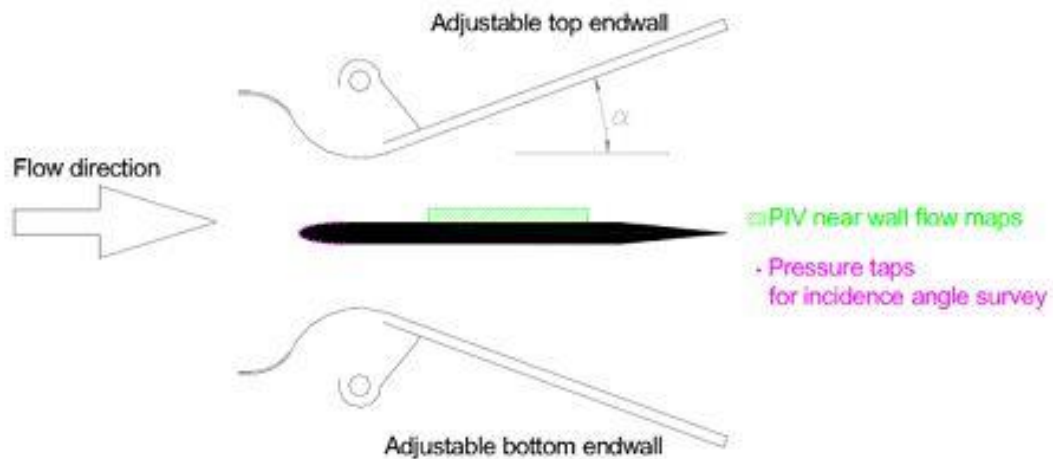


Fig. 4.2.1 – vista laterale sezione di prova

La piastra, di dimensioni pari a 300 mm × 300 mm, è stata progettata in modo da assicurare che, nella regione di mid-span il flusso medio risulti essenzialmente bidimensionale. Essa è inoltre montata tra due pareti terminali regolabili (vedi Fig. 4.2.2), l'una indipendente dall'altra, le quali permettono di imporre e variare il gradiente di pressione avverso (APG) lungo la direzione del flusso. Inoltre, esse possono essere anche posizionate in maniera non simmetrica in modo da controllare l'angolo d'incidenza al leading edge.

Nel caso in esame si mantengono gli endwalls simmetrici. Al fine di analizzare il campo di velocità, viene ad essere utilizzata la tecnica PIV (Particle Image Velocimetry) all'interno di un'area. Vengono ad essere acquisiti cinque set di dati, uno per ogni valore di Reynolds imposto.

Nella figura è stato catturato il momento in cui viene ad essere eseguita una calibrazione (con assenza di particelle di seeder) del laser.

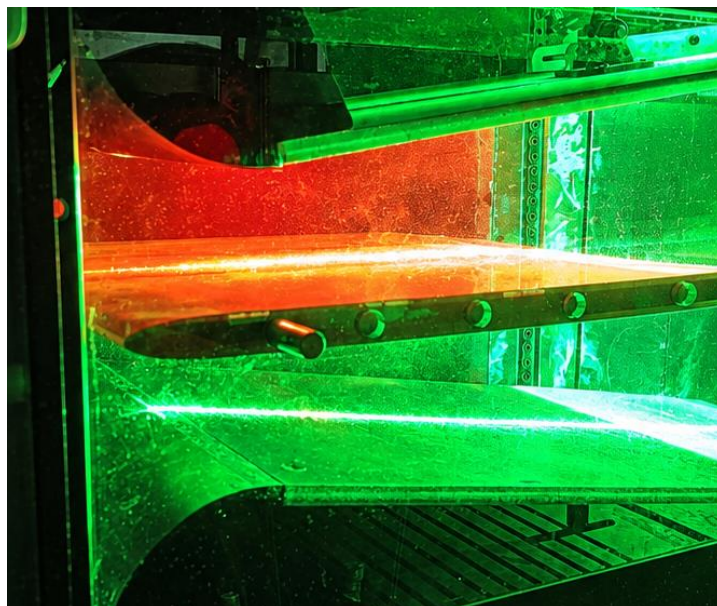


Fig. 4.2.2 – immagine test section in fase di acquisizione

Il numero di Reynolds desiderato viene ad essere imposto andando a fissare un valore di pressione dinamica.

Tale valore di pressione dinamica è ottenuto andando a sottrarre alla pressione totale (letta dalla sonda Kiel, opportunamente inserita a monte del leading edge, in grado di misurare la pressione totale del flusso libero) il valore della pressione statica (valutata da un manometro attraverso le prese di pressione poste su uno dei due lati della test section. Il foro di tali sensori è, ovviamente, posizionato in direzione perpendicolare rispetto a quella del flusso in maniera tale che queste non risentano della componente dinamica).

A questo punto, ricavando la velocità dalla p_{din} , siamo in grado di calcolare il valore di Re e vedere se questo è concorde con quello voluto e di conseguenza campionare i dati con il sistema di acquisizione (vedi paragrafo 4.3).

4.3 PIV (PARTICLE IMAGE VELOCIMETRY)

La PIV è una tecnica di misura ottica non intrusiva che permette di risolvere una mappa vettoriale 2-D di velocità. Con tale tecnica è possibile ottenere un quadro accurato del flusso, visualizzando le fluttuazioni di velocità e i profili di velocità nel dominio di misura [9].

Un sistema PIV si compone di:

- Un laser ad alta potenza
- Fotocamere CCD (Charge-Coupled Device camera)
- Sincronizzatore
- Calcolatore per il post processamento

La “linea” da seguire inizia proprio dal laser, il quale emette una luce pulsata che, attraverso un sistema di ottiche e lenti, permette di ottenere una sottile “lama”, la quale andrà ad illuminare la sezione di prova.

Si adotta un sistema di luce pulsata per brevissimi istanti di modo tale che le foto risultino nitide e prive di qualsiasi tipo di striature; le minuscole gocce di seeding devono apparire come se fossero immobili, rendendo così l’acquisizione istantanea. Una configurazione frequentemente adottata per ottenere un’illuminazione adeguata prevede l’impiego combinato di lenti cilindriche e sferiche. La lente cilindrica consente di trasformare il fascio laser in una sottile lama di luce, mentre la corretta disposizione delle lenti successive, determinata dalla loro geometria, orientamento e distanza reciproca, permette di controllarne e ottimizzarne la forma e le caratteristiche[9].

Tali pulsazioni vengono poi sincronizzate con il sistema di acquisizione che si compone di due fotocamere CCD, l’impiego di queste, utilizzate in coppia, ha consentito di estendere il campo visivo mantenendo una risoluzione spaziale sufficientemente elevata da permettere la ricostruzione dettagliata delle principali strutture coerenti presenti nel flusso [12].

Queste vengono posizionate perpendicolarmente alla regione illuminata dal laser e, grazie al sincronizzatore, sono in grado di acquisire nell’esatto istante in cui il laser illumina la test section in modo tale che in ogni immagine venga riportata la posizione istantanea delle particelle di tracciante. Gli obbiettivi delle fotocamere vengono dotati di filtri per la luce così che esse rilevino solo una determinata banda di lunghezze d’onda, corrispondente a quella della luce laser utilizzata, eliminando così effetti indesiderati quali riflessioni o luce diffusa (tali fenomeni possono alterare le immagini e di conseguenza falsare il processo di cross-correlazione); la piastra è stata colorata con vernice arancione, in modo che i filtri possano rilevare solo la luce emessa dalle particelle ed eliminando quella riflessa dal profilo stesso. I sensori di cui è provvisto il sistema di acquisizione sono costituiti da elementi fotosensibili di dimensione $m \times n$, corrispondenti ai pixel, e da un uguale numero di celle di memorizzazione. Le immagini catturate sono convertite in scala di grigi ed elaborate per avere una misura quantitativa del campo di velocità.

Queste sono divise in aree di interrogazione (16 pixel x 16 pixel) solitamente quadrate, le quali dimensioni ne determinano la risoluzione spaziale (spesso al fine di aumentare la risoluzione le aree d’interrogazione vengono ad essere parzialmente sovrapposte, quindi con un certo grado di overlap, nel nostro caso 50%). Inoltre, Il fattore di ingrandimento per questi esperimenti è stato impostato a circa 0,16. L’incertezza nelle misurazioni della velocità istantanea è stata stimata inferiore al 3% nella regione di corrente libera, aumentando fino al 6% nello strato limite[12].

Nella seguente immagine si può vedere il setup delle due fotocamere: esse risultano essere montate su di un supporto di posizionamento micrometrico composte da due rotaie in alluminio, sul quale queste possono muoversi impostando le coordinate relative dal computer stesso su cui verranno ad essere elaborati i dati di acquisizione; Tale sistema di guide lineari consente la traslazione controllata e il perfetto allineamento geometrico dei dispositivi lungo l’asse longitudinale e verticale. La rigidità meccanica dell’insieme è fondamentale per prevenire derive di calibrazione e smorzare eventuali vibrazioni indotte dall’impianto durante le campagne di acquisizione ad alta frequenza. In questo modo possiamo identificare la zona in cui si verifica il fenomeno oggetto di studio.



Fig. 4.3.1 – immagine fotocamera

Guardando la foto soprastante inoltre possiamo identificare anche i cavi che, partendo da esse, vanno ad essere collegati con il sincronizzatore, strumento utilizzato al fine di avere, appunto, una perfetta sincronia tra sistema di acquisizione visivo (fotocamera) e il sistema d'illuminazione, dal momento che gli istanti in cui viene acquisita l'immagine coincidano con gli impulsi luminosi emessi dal laser (vedi Fig.4.3.2).

Al fine di non surriscaldare il sistema ottico, ogni fotocamera viene poi ad essere munita di un suo sistema di raffreddamento (le due griglie avvitate sul retro), cosicchè le immagini non risentano di fenomeni indesiderati come alterazioni delle immagini causate da un livello eccessivo di temperatura.

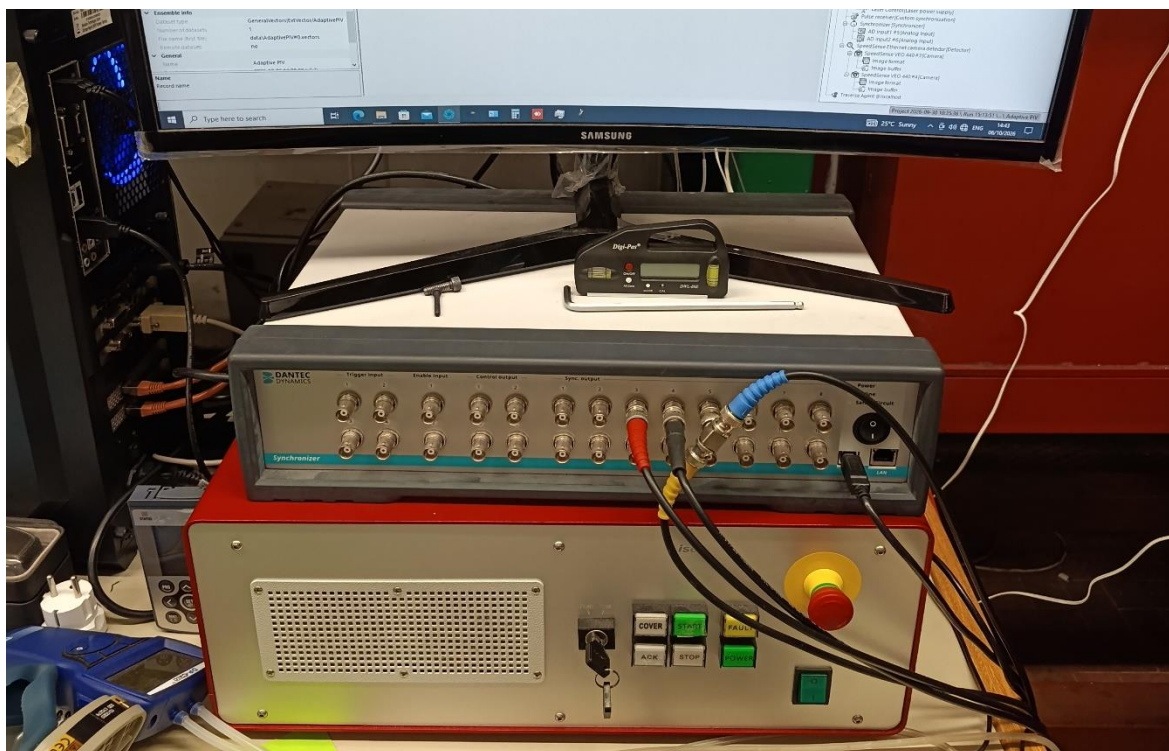


Fig. 4.3.2 – sincronizzatore laser-fotocamera

L'apparato di acquisizione si avvale di un'unità di sincronizzazione ad alta precisione, la quale costituisce il sistema centrale per la temporizzazione e il controllo coordinato dell'intera catena di misura PIV. Questo dispositivo ha il compito fondamentale di gestire con estrema accuratezza i segnali di trigger e i ritardi temporali tra l'emissione degli impulsi del laser e l'apertura degli otturatori delle telecamere CCD, consentendo di attuare la tecnica di esposizione a doppio fotogramma.

Il pannello frontale dell'unità è caratterizzato da una serie di connettori BNC dedicati alla gestione degli ingressi di sincronismo e delle uscite di comando per i dispositivi ottici e di illuminazione. L'interfacciamento operativo avviene tramite il software di acquisizione dedicato, visibile sul monitor in figura sovrastante, il quale permette di impostare la frequenza di ripetizione degli scatti e i delta temporali, garantendo che l'illuminazione del flusso da parte del laser coincida perfettamente con la finestra di acquisizione dei sensori per una corretta stima dei campi di velocità.

Il merging (unione) delle due immagini catturate dalle due fotocamere viene ad essere eseguito nel seguente modo:

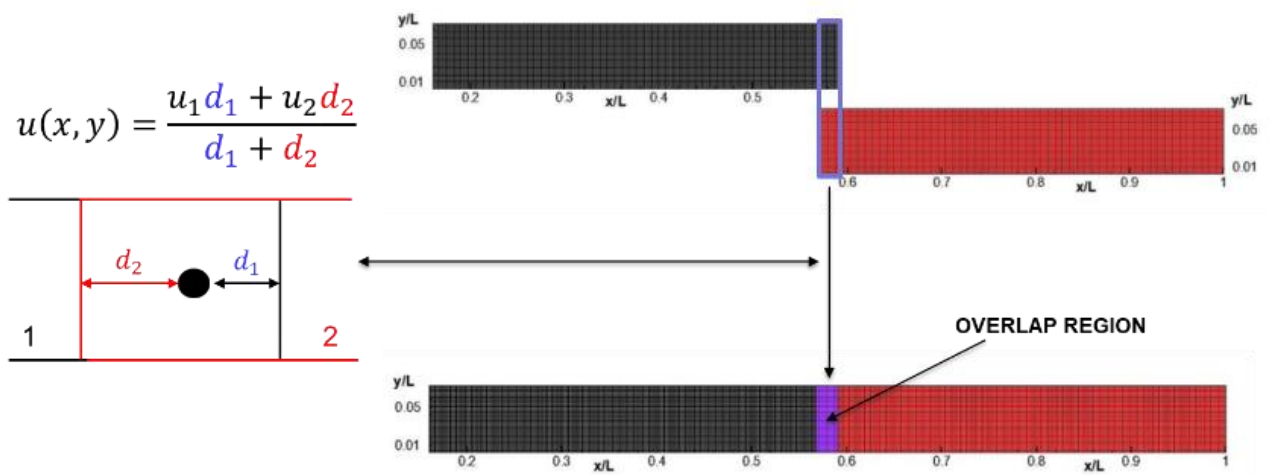


Fig. 4.3.3 – schema del merging delle foto acquisite dalle due fotocamere

Al fine di estendere il campo di indagine spaziale delle misurazioni PIV, garantendo al contempo un'elevata risoluzione spaziale, l'assetto sperimentale ha previsto l'impiego simultaneo di due fotocamere adiacenti, come già precedentemente specificato. Il dominio di acquisizione complessivo è stato pertanto suddiviso in due sottodomini contigui: la prima fotocamera ha inquadrato la regione di monte (sezione 1), mentre la seconda ha coperto la regione di valle (sezione 2).

Per ricomporre un campo cinematico globale continuo e privo di discontinuità non fisiche all'interfaccia tra i due campi visivi, le ottiche sono state accuratamente allineate in modo da inquadrare una porzione di spazio comune, definita da un overlap (regione di sovrapposizione). All'interno della regione di sovrapposizione per fondere i due set di dati indipendenti in un unico campo di velocità omogeneo, è stata implementata una procedura di merging spaziale basata su di una formula di media pesata lineare in funzione della distanza tra un punto specifico e le sezioni 1 e 2.

Nello specifico, la generica componente di velocità $u(x, y)$ in un dato nodo (punto di riferimento da cui si calcolano le distanze delle due sezioni) della griglia spaziale condivisa è stata calcolata tramite la seguente relazione:

$$u(x, y) = \frac{u_1 d_1 + u_2 d_2}{d_1 + d_2} \quad (4.3)$$

In tale espressione, u_1 e u_2 rappresentano i valori di velocità estratti nel medesimo punto di coordinate (x, y) rispettivamente dalla fotocamera 1 e dalla fotocamera 2. I parametri d_1 e d_2 costituiscono i coefficienti di ponderazione geometrica e indicano le distanze del nodo in esame dai bordi dell'area di sovrapposizione. Più precisamente, d_2 rappresenta la distanza dal margine sinistro dell'overlap (che costituisce il limite iniziale del campo visivo della fotocamera 2), mentre d_1 rappresenta la distanza dal margine destro (limite terminale del campo visivo della fotocamera 1).

Questa specifica legge di ponderazione geometrica riveste un'importanza fondamentale in quanto assegna progressivamente un peso maggiore al dato acquisito dal sensore che si

trova in condizioni ottiche più favorevoli. Valorizzando le misurazioni più lontane dai bordi periferici delle lenti, la formula garantisce una transizione del segnale ottimale. Di conseguenza, agli estremi della zona di overlap il campo di moto ricostruito si raccorda in modo esatto con i domini a singola fotocamera, mentre nelle posizioni intermedie si realizza una transizione fluida e lineare. Questo approccio permette di mitigare in modo robusto le eventuali discrepanze locali indotte da lievi distorsioni ottiche marginali o da inevitabili micro-disallineamenti di calibrazione tra i due dispositivi di acquisizione[12].

In Appendice 1 viene riportato il codice di calcolo MATLAB utilizzato al fine di eseguire il l'unione delle due immagini ottenute dalle fotocamere. Nella figura successiva possiamo avere la prova visiva di come avviene il merging, andando a verificare anche l'attendibilità delle operazioni da noi eseguite:

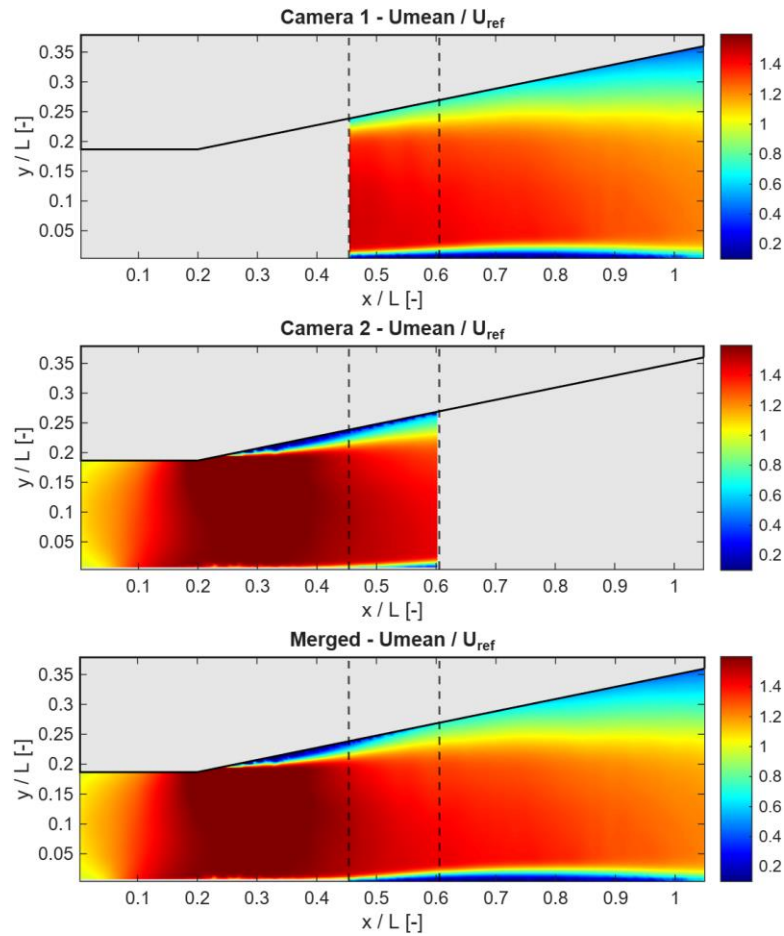


Fig. 4.3.4 – visualizzazione merging delle due fotocamere

4.3.1 CALCOLO SPOSTAMENTO MEDIO CON CROSS-CORRELAZIONE

Il campo di velocità PIV viene calcolato come lo spostamento più probabile di un gruppo di particelle contenute in ciascuna regione di interrogazione. Per una singola coppia di immagini, ogni regione della prima immagine viene confrontata con le regioni corrispondenti della seconda immagine al fine di determinare lo spostamento medio delle particelle contenute in ciascuna regione di interrogazione. Affinché sia permessa la cross-

correlazione bisogna fissare un sistema di riferimento che grazie al fattore di scala permetta di passare da un sistema di riferimento cartesiano (x, y) a quello digitale (m, n) . Per ciascuna regione di interrogazione vengono definite due funzioni: $f_1(m, n)$ all'istante t e $f_2(m, n)$ all'istante $t + \Delta t$, dove Δt è il passo temporale tra i due impulsi laser; entrambe le funzioni f_1 e f_2 sono matrici in cui ciascun elemento assume un valore compreso tra 0 e 1, associato alla luminosità in scala di grigi. I pixel scuri hanno valore nullo, mentre quelli saturi e più luminosi assumono valore unitario. Lo spostamento medio più probabile delle particelle, indicato con $\Delta x = (\delta x, \delta y)$, è determinato individuando il massimo della funzione di cross-correlazione Φ , trovandolo come:

$$\phi = \int f_1(x + \Delta x) * f_2(x) dx \quad (4.4)$$

Od in forma discretizzata:

$$\phi = \sum_m \sum_n f_1(m + i, n + j) * f_2(m, n) dx \quad (4.5)$$

Dove i e j possono variare dal valore iniziale 1 fino al numero di pixel dell'immagine campionata.

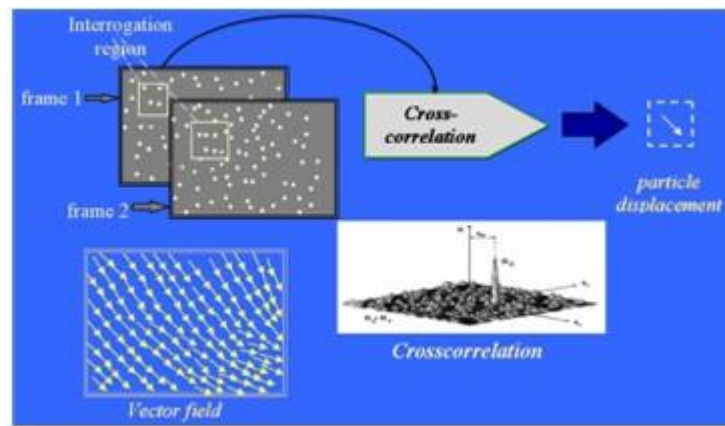


Fig. 4.3.1.1 – funzionamento della cross-correlazione del PIV

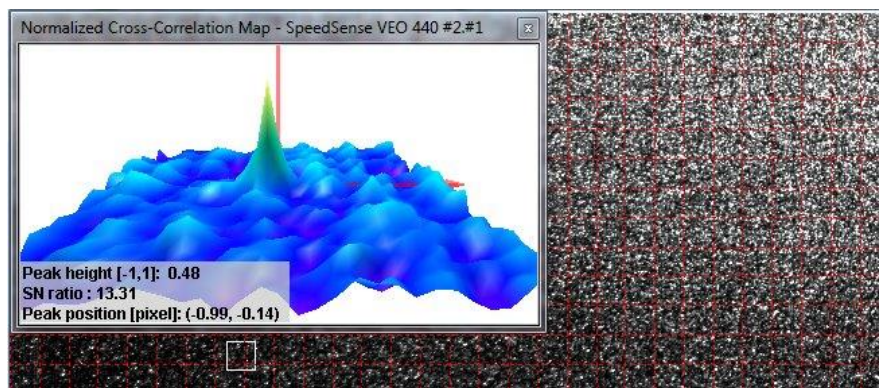


Fig. 4.3.1.2 – visualizzazione 3D del risultato della cross correlazione

Tale massimo nella cross-correlazione viene ad essere identificato quando un gran numero di particelle soggette ad uno stesso spostamento, trovano corrispondenza anche nella seconda immagine. Una volta fatto ciò, lo spostamento medio probabile viene ad essere ricavato e conseguentemente mostrato nella mappa vettoriale 2-D fornitaci dal software di processamento dei dati.

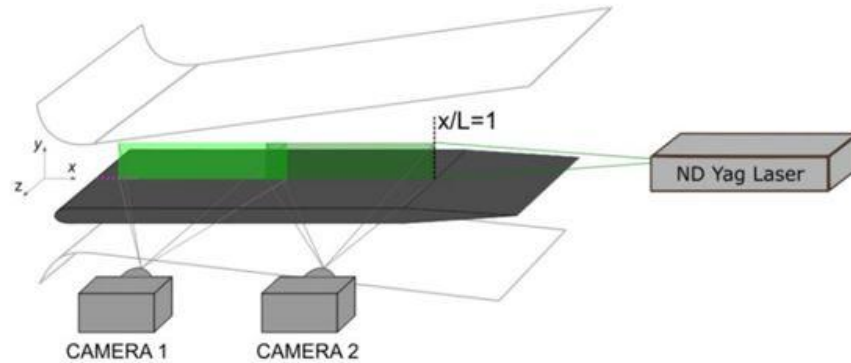


Fig.4.3.1.3 – setup fotocamere e laser

Il sistema PIV è costituito da un laser pulsato Nd:YAG a doppia cavità (*dual-cavity ND:YAG pulsed laser*) Litron LDY 300, caratterizzato da un'energia di impulso di 30 mJ, una frequenza di ripetizione di 1000 Hz e una lunghezza d'onda di 527 nm [1].

La luce diffusa dalle goccioline di olio di vaselina viene acquisita mediante una fotocamera digitale ad elevata sensibilità, modello SpeedSense M340, dotata di un sensore raffreddato con una matrice di 2560×1600 pixel.

4.4 SISTEMA DI SEEDING

Al fine di osservare, catturare e studiare l'evolversi del fenomeno oggetto di studio, è necessario inseminare il flusso con delle particelle di tracciante. Queste hanno il compito di diffondere la luce laser da cui sono colpite in maniera tale da poter essere "catturate" dalle fotocamere. In particolare, il caso in questione prevede l'utilizzo di vasellina. Il tracciante viene ad essere inserito in un piccolo serbatoio all'interno di un macchinario (atomizzatore) il quale, grazie all'ausilio di aria compressa, viene atomizzato. Tale sistema prevede anche un meccanismo di regolazione delle dimensioni delle gocce oltre che della loro quantità. Riguardo al diametro medio di tali particelle, questa grandezza va scelta in funzione del fatto di avere gocce che seguono fedelmente il flusso (non troppo grandi) e che siano ben visibili dalla fotocamera (non troppo piccole).

La regolazione delle dimensioni permette di avere uno scarto percentuale minimo tra la velocità delle gocce e quella del flusso:

$$\varepsilon = \frac{u-u_p}{u} \quad (4.6)$$

Con:

- u = velocità effettiva del flusso
- u_p = velocità particelle
- ε = scarto percentuale

La dimensione media delle gocce si aggira intorno all'1.5 μ m

Il sistema di seeding presenta un outlet in concomitanza dell'aspirazione della galleria del vento, a valle del filtro.

5. RISULTATI

5.1 REGIME STAZIONARIO

Dapprima si è analizzato il regime stazionario nel quale la turbolenza della corrente libera prodotta dalla griglia induce nello strato limite striature di Klebanoff². La transizione è favorita da tali streaks e dall'intrinseca instabilità di Kelvin–Helmholtz della bolla di separazione[18].

In tale regime abbiamo studiato il flusso osservando il fenomeno, oggetto di studio, a cinque valori differenti di Reynolds:

In particolare, si analizzeranno dei dataset corrispondenti a:

- $Re = 30'000$
- $Re = 40'000$
- $Re = 50'000$
- $Re = 60'000$
- $Re = 70'000$

Inizialmente si sarebbe voluto aggiungere un sesto valore (20'000) ma questo dava vita a molte instabilità, le quali potevano ritrovarsi anche sugli endwalls e soprattutto nel caso con $\alpha = 12^\circ$.

Il numero di Reynolds viene ad essere calcolato nel seguente modo:

$$Re_L = \frac{U_{in} * L_l}{\nu} \quad (5.1)$$

Con:

- U_{in} = velocità in ingresso
- L_l = dimensione geometrica caratteristica
- ν = viscosità cinematica aria

Per ogni valore del numero di Reynolds si andranno ad analizzare i risultati ottenuti sia in full-frame che facendo uno zoom nella zona di maggior interesse (zona di formazione della bolla di separazione). Qui verranno ad essere presentate le fasi transitorie all'interno della separation induced transition. Per ogni numero di Reynolds si andranno a scattare 3 set da 3000, specificatamente 9000 foto (per ogni fotocamera), dunque, per ogni valore di Re analizzato (tale procedura verrà ad essere ripetuta sia per la configurazione a 9° che per

² KLEBANOFF STREAKS: strisce di fluido che presentano velocità differenti, dando vita ad instazionarietà.

quella a 12°). Sono stati acquisiti un numero multiplo di set dati, indipendenti l'uno dall'altro, al fine di riuscire ad ottenere un'affidabile media statistica delle grandezze di nostro interesse. I parametri di campionamento ad ogni acquisizione, mantenuti costanti per ogni prova, risultano essere i seguenti:

- N° foto: 3000
- Time between pulses: variabile a seconda del Re (se il fenomeno risulta essere più veloce allora servirà un TBP inferiore di modo da ritrarre più fedelmente le dinamiche che lo riguardano, altrimenti funziona a viceversa se il fenomeno risulta avere tempi caratteristici inferiori (ho più tempo per acquisire un fenomeno poiché le particelle risultano essere più lente). In ogni caso si necessitasse di una caratterizzazione più smooth di un fenomeno, anche se lento, si può abbassare il time between pulses.
- Trigger rate: 500 Hz (per full frame), al fine di caratterizzare i vortici tale parametro verrà ad essere significativamente innalzato.

Il gradiente di pressione nella porzione posteriore della lastra è stato regolato mediante la variazione dell'angolo di apertura delle pareti terminali (α). Quest'ultimo è stato impostato a 9° e 12°, corrispondenti a valori di AP rispettivamente pari a -0.27 e -0.41, definiti dalla relazione :

$$AP = \frac{L}{\Delta x} \left(\frac{\Delta U_e}{U_e} \right) \quad (5.2)$$

Tale parametro è formulato in funzione della lunghezza della lastra (L), della velocità del free-stream in corrispondenza della gola del canale (U_e) e del gradiente medio di velocità lungo la sezione posteriore della lastra. Le velocità istantanee sono calcolate tenendo conto di un'incertezza inferiore al 3% nella zona di free stream ed una inferiore al 6% nella zona interessata dallo strato limite[12].

5.1.1 VISUALIZZAZIONE FULL-FRAME

In tale schema andremo a visualizzare i risultati nella loro interezza, ossia nell'intero campo visivo delle fotocamere. Con tale modalità andremo a documentare quello che accade sia nel caso stazionario che nel caso instazionario. Come già precedentemente anticipato, si analizzeranno una serie di regimi caratterizzati da cinque differenti valori di Re ed impostando gli endwalls dapprima a 9° e successivamente a 12° con conseguente variazione dell'APG (tale procedura interesserà sia il caso stazionario sia quello instazionario, vedi 5.1). La rappresentazione dei risultati PIV sull'intero campo di misura consente di ottenere una visione complessiva della struttura del flusso e dell'evoluzione della bolla di separazione. In particolare, la visualizzazione full-frame del campo di velocità permette di individuare la regione interessata dalla separazione, seguirne l'estensione spaziale e identificare le zone corrispondenti ai punti di separazione e di riattacco.

Nel caso in esame, il campo di moto è influenzato dal gradiente avverso di pressione imposto dalle angolazioni assunte per quanto riguarda la parete superiore ed inferiore della sezione di prova, che determina una progressiva decelerazione del flusso lungo la direzione di esso. La visualizzazione full-frame permette pertanto di valutare in maniera opportuna la risposta dello strato limite a tale condizione e di mettere in evidenza le principali caratteristiche della bolla di separazione. Il confronto tra differenti condizioni operative consente inoltre di analizzare le variazioni della posizione e dell'estensione della bolla, nonché le modifiche della struttura del flusso associate alla transizione laminare-turbolenta. Nei grafici verranno rappresentate diverse grandezze; saranno poi adimensionalizzate con valori di riferimento (U all'inlet per la velocità e diverso caso per caso, L lunghezza utile della lastra per quel che riguarda le coordinate spaziali) questo permette un confronto immediato tra i vari regimi acquisiti.

In particolare, le U all'inlet saranno ricavate a partire dalla pressione dinamica letta dalla Kiel, a monte della sezione di gola.

Queste assumono valori pari a:

Re	30'000	40'000	50'000	60'000	70'000
U_{ref} [m/s]	1.52	2.06	2.6	3.1	3.61

Vengono di seguito riportate le immagini di: velocità media lungo le ascisse (U media), rms della velocità U , questo perché tali due quantità risultano strettamente legate una all'altra; dal momento che la velocità in sé si compone di componente media sommata ad una fluttuante (l'RMS appunto misura la fluttuazione attorno al valore medio):

- $U = U_{mean} + u'$

Con u' componente fluttuante.

Si andranno a scorporre queste ultime ed in particolare: dove si trovano alti valori di U media avremo bassi RMS e viceversa, questo spiega il perché le mappe delle due grandezze siano "complementari".

Inoltre, si andrà a caratterizzare l'effetto che la presenza della bolla causa sulla distribuzione di velocità del free stream, tale procedura sarà resa possibile andando ad estrarre diverse linee (ad y fissato) e vedere come varia la U media scorrendo lungo le ascisse.

1. CASO 1: ENDWALLS INCLINATI A 12°

Con questo setup della sezione di prova si precisa di come si sia tralasciata la prova con numero di Reynolds pari a 70'000, dal momento che non si avevano evidenti differenze rispetto al 60'000.

- $Re = 30'000$

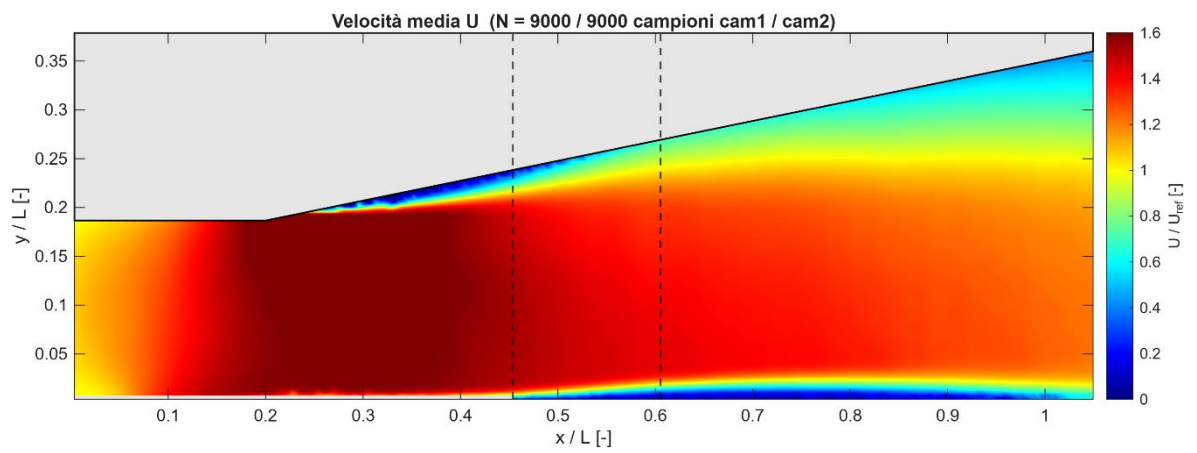


Fig.5.1.1.1 – U media a $Re = 30k$

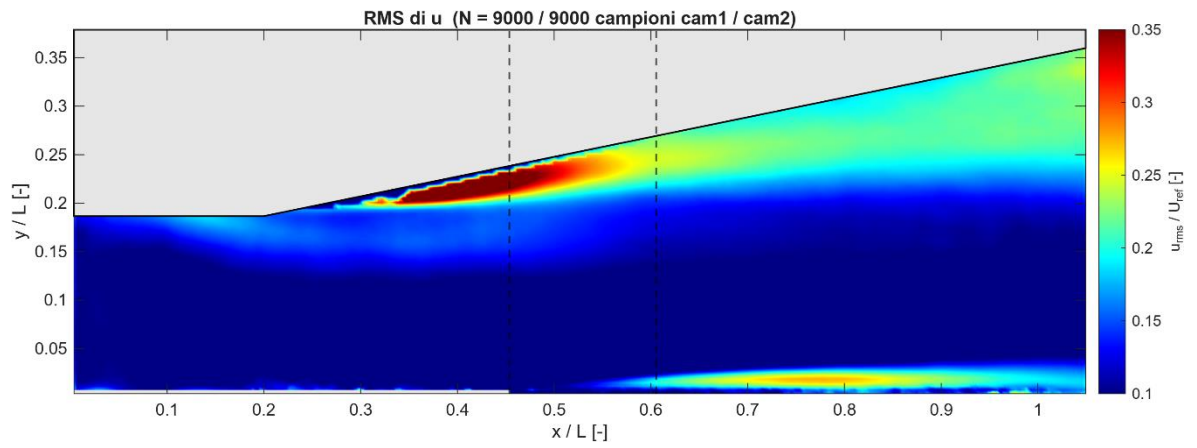


Fig.5.1.1.2 – rms su U a $Re = 30k$

- $Re = 40'000$

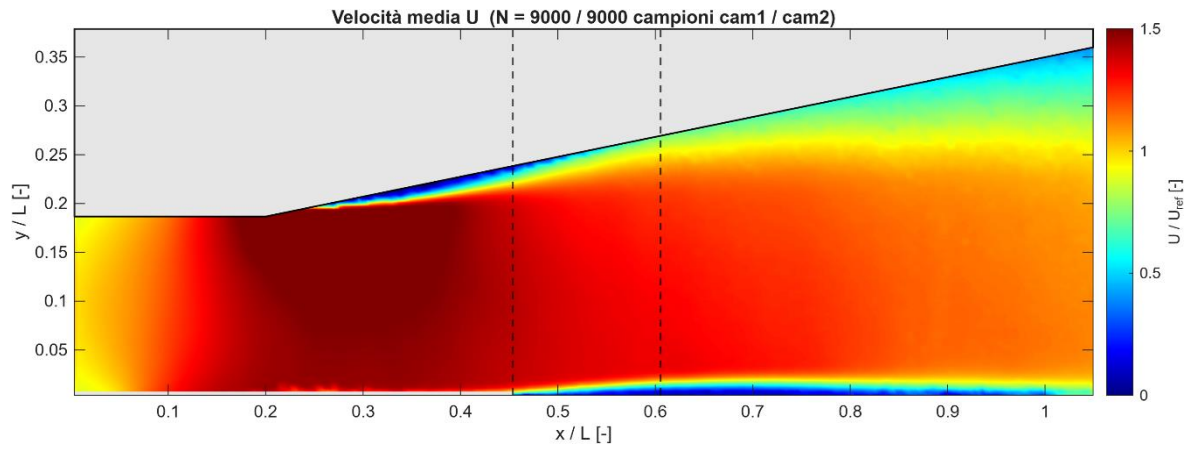


Fig.5.1.1.3 – U media a $Re = 40k$

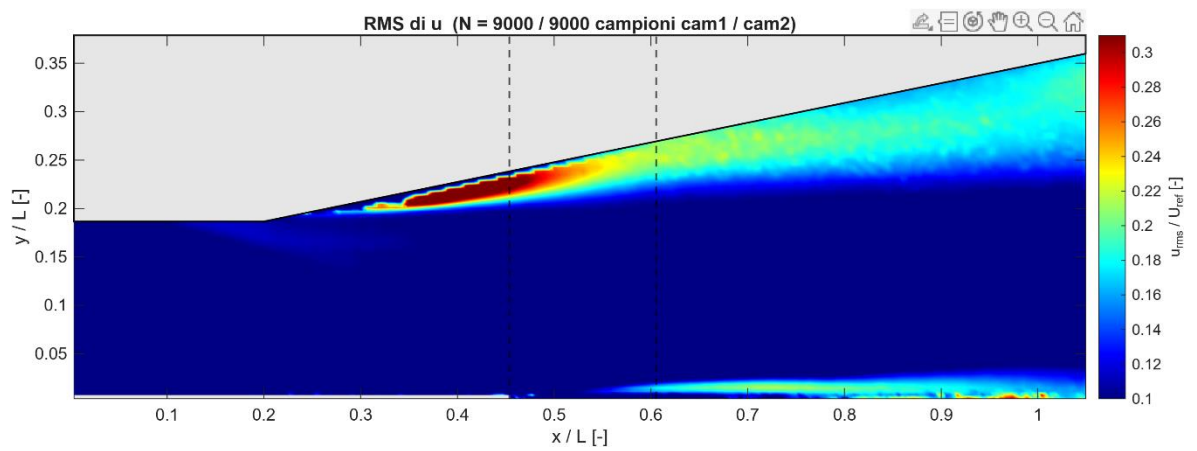


Fig.5.1.1.4 – rms su U a $Re = 40k$

- $Re = 50'000$

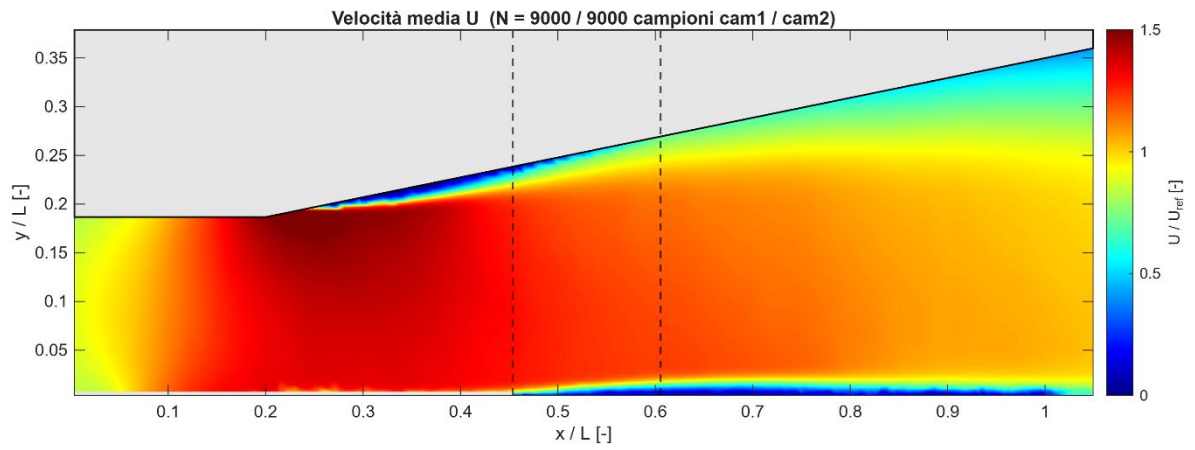


Fig.5.1.1.5 – U media a $Re = 50k$

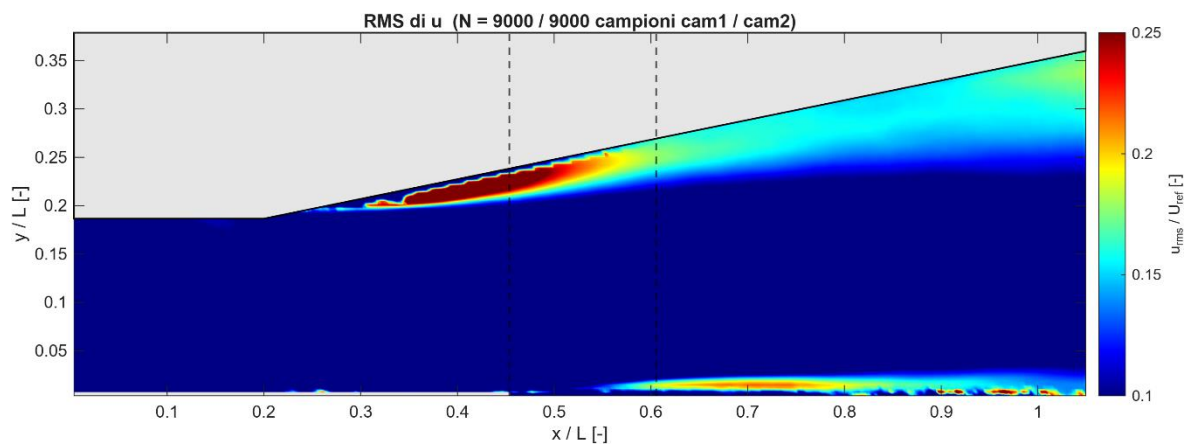


Fig.5.1.1.6 – rms su U a $Re = 50k$

- $Re = 60'000$

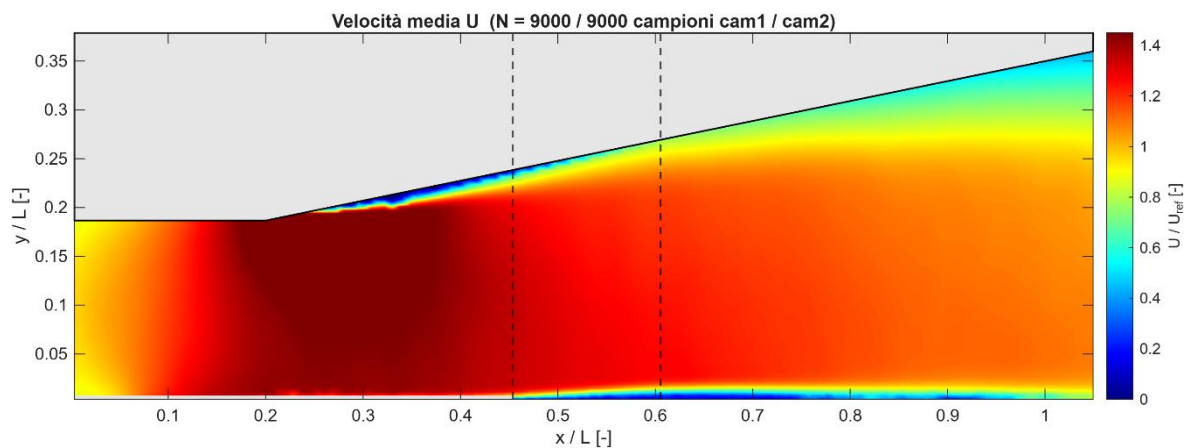


Fig.5.1.1.7 – U media a $Re = 60k$

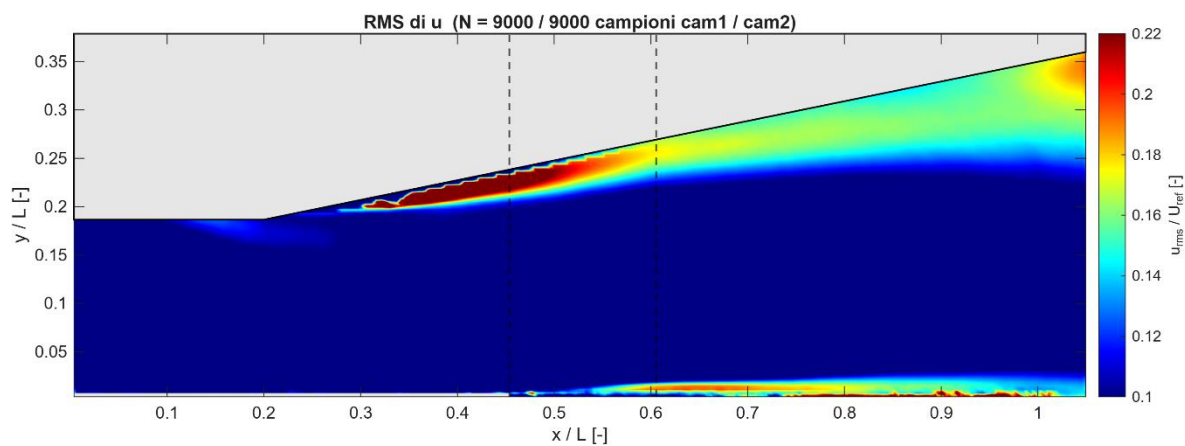


Fig.5.1.1.8– rms su U a $Re = 60k$

L'analisi comparativa dei campi di velocità media U (lungo le ascisse) e delle relative fluttuazioni turbolente RMS al variare del numero di Reynolds permette di tracciare l'evoluzione della bolla di separazione sotto l'effetto di un APG. La configurazione geometrica, caratterizzata da un tratto d'ingresso, una gola di accelerazione e una successiva espansione guidata da due endwalls (superiore ed inferiore) inclinati di 12° rispetto alla lastra piana inferiore, impone un distacco dello strato limite e la conseguente transizione di tipo separation induced.

Passando in rassegna i differenti regimi indagati, l'analisi dei contour evidenzia variazioni strutturali notevoli nel comportamento del flusso:

- Nel regime a $Re = 30'000$, la bolla di ricircolazione inferiore (mappata dai valori di U più esigui) mostra un'estensione longitudinale marcata e persistente lungo il profilo aerodinamico. Il corrispondente campo di RMS evidenzia uno shear layer caratterizzato da un'elevata intensità di fluttuazione e da gradienti molto netti, indice di un flusso fortemente influenzato dagli effetti viscosi in cui la transizione e il rimescolamento avvengono in modo meno efficiente, ritardandone il riattacco.
- Nei casi intermedi a $Re = 40'000$ e $Re = 50'000$, l'aumento dell'inerzia del fluido comincia a modificare la topografia della zona di ricircolazione. I rispettivi valori di RMS mostrano una transizione progressiva, segnalando una maggiore reattività dello shear layer alle instabilità di Kelvin-Helmholtz e un inizio di interazione trasversale di quantità di moto.
- Nel regime a $Re = 60'000$, si osserva una modifica più evidente nella risposta aerodinamica: l'intensità di picco normalizzata di RMS decresce rispetto ai casi a Reynolds inferiore (con valori massimi che si attestano su soglie inferiori, intorno a 0.22) e la distribuzione delle fluttuazioni riflette un'accelerazione dei processi di interazione turbolenta, la quale come già accennato, favorisce il riattacco facendo terminare in maniera anticipata la fase transitoria. Questo comportamento dimostra che un incremento del numero di Reynolds modifica la stabilità dello shear layer, conferendo al flusso una maggiore capacità di superare l'avversità del gradiente di pressione avverso e influenzando direttamente l'estensione e la chiusura della bolla di ricircolazione.

Nel complesso, queste differenze evidenziano chiaramente come la variazione del numero di Reynolds e i diversi effetti fluidodinamici vadano a modificare il bilancio tra effetti viscosi e turbolenza all'interno del canale.

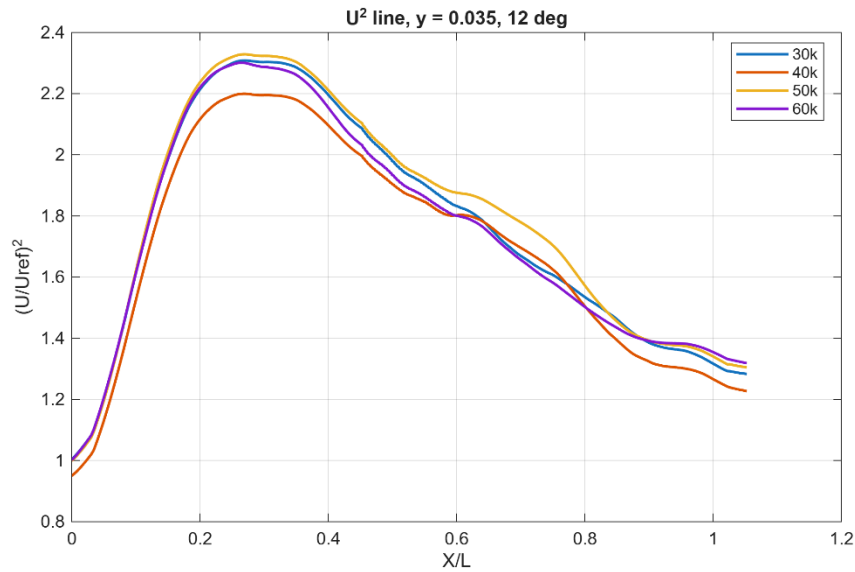


Fig.5.1.1.9 - Confronto delle U medie nel free stream ad $y/L = 0.035$

Per analizzare come la bolla di ricircolazione interferisca con il flusso esterno, è stata tracciata l'evoluzione della velocità $U_{\text{mean}}/U_{\text{mean_ref}}$ a una quota fissata a $y/L = 0.035$ (pari a $y = 10.5$ mm) lungo tutto lo sviluppo longitudinale x/L , nello specifico i valori raffigurati sono il rapporto delle velocità precedentemente citati ma elevandoli al quadrato, di modo tale da poter essere direttamente confrontabili con i rispettivi rapporti di pressione. Inoltre si precisa come sia stato eseguito uno smoothing delle curve allo scopo di rendere maggiormente comprensibili gli andamenti delle varie curve. Scegliere un'ordinata costante appena fuori dalla regione interessata dai fenomeni ricircolatori permette di catturare gli effetti di spostamento generati dalla bolla di separazione sul free stream.

L' "ingombro" della bolla e la modifica dello strato limite variano infatti la sezione utile al passaggio del fluido, riflettendosi direttamente sull'andamento della velocità a quella quota. Osservando i profili per i quattro regimi ($Re = 30'000$, $Re = 40'000$, $Re = 50'000$ e $Re = 60'000$), le curve seguono tutte la stessa impostazione geometrica del canale, accelerando fino al picco, in corrispondenza della gola (intorno a $X/L = 0.2$), e decelerando progressivamente a causa dell'espansione generata dagli endwalls.

Tuttavia, confrontando i vari regimi, si notano leggere variazioni nei livelli di velocità: ad esempio, il caso a $Re = 40'000$ scorre leggermente al di sotto degli altri, mentre a $Re = 30'000$, $50'000$ e $60'000$ si mantengono più vicini tra loro. Queste differenze evidenziano come una diversa estensione e un diverso comportamento della bolla di ricircolazione alterino in misura sottile ma percettibile l'interazione con il free stream valutato a quota costante.

2. CASO 2: ENDWALLS INCLINATI A 9°

In questo caso sono stati spostati gli endwalls, tramite un sistema apposito, andando a conferirgli un'inclinazione di 9°. In seguito, sono state ripetute le procedure di misura ed acquisizione al fine di avere profili di velocità ed RMS per ogni regime. Si è preferito non mostrare il caso interessato da $Re = 30'000$ dal momento che esso risultava particolarmente affetto da rumore di misura, falsando, di conseguenza, i risultati graficati.

- $Re = 40'000$

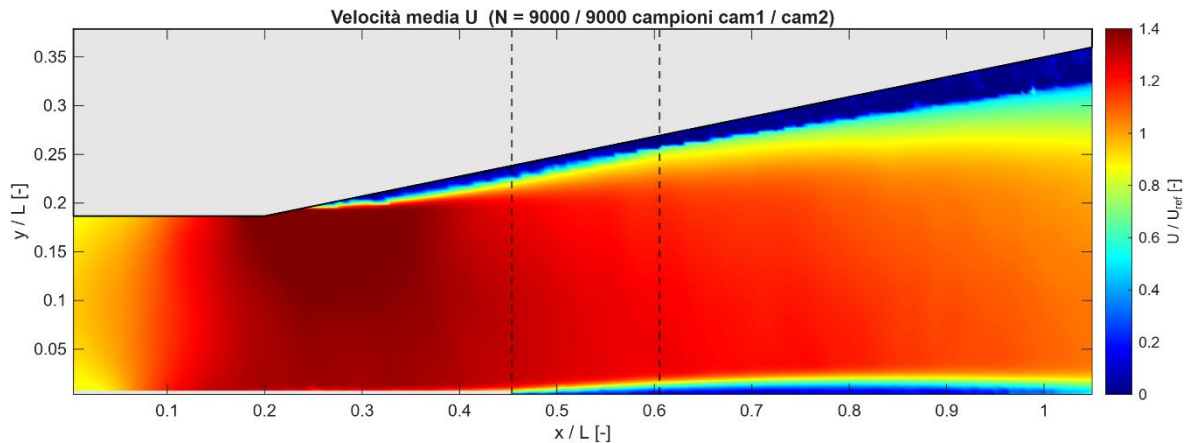


Fig. 5.1.1.10 – U media a $Re = 40k$

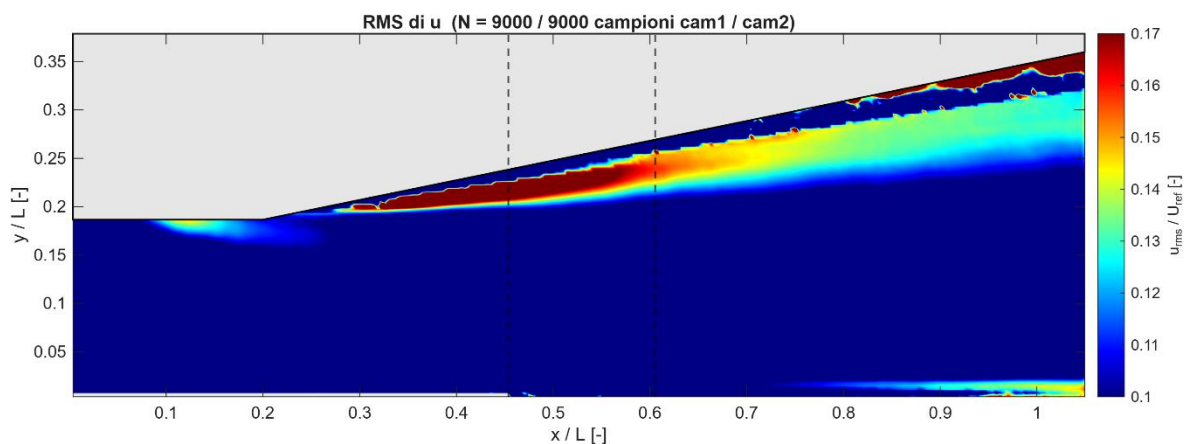


Fig. 5.1.1.11 - rms su U a $Re = 40k$

- $Re = 50'000$

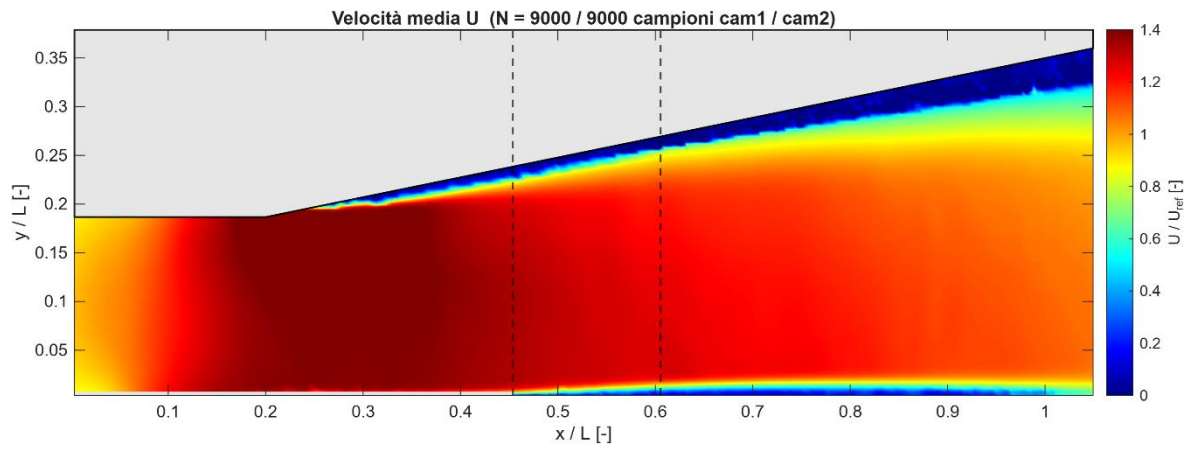


Fig. 5.1.1.12 - U media a $Re = 50k$

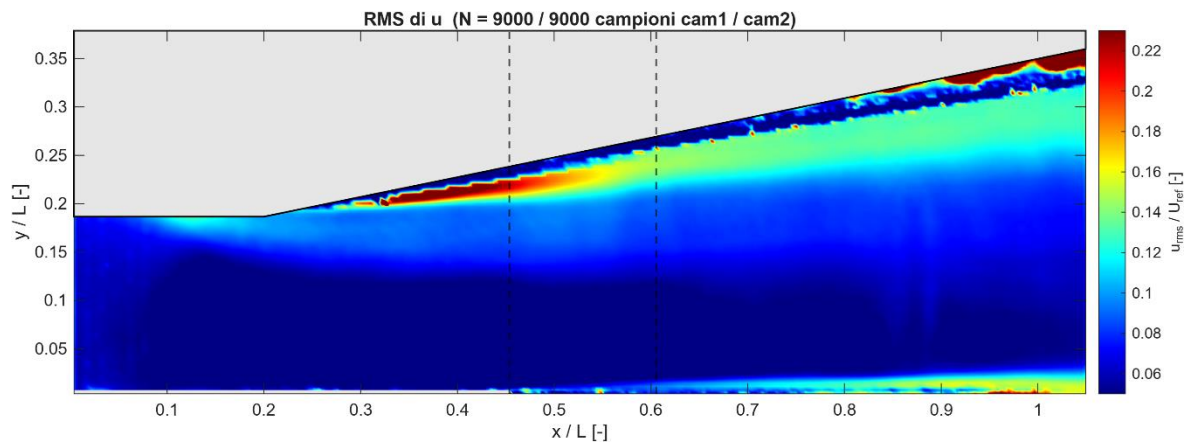


Fig. 5.1.1.13 - rms su U a $Re = 50k$

- $Re = 60'000$

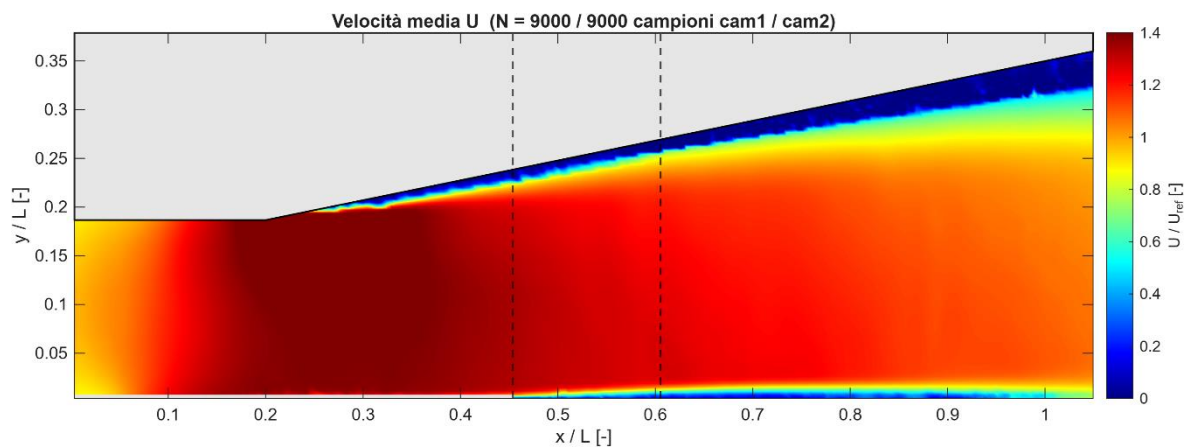


Fig. 5.1.1.14 - U media a $Re = 60k$

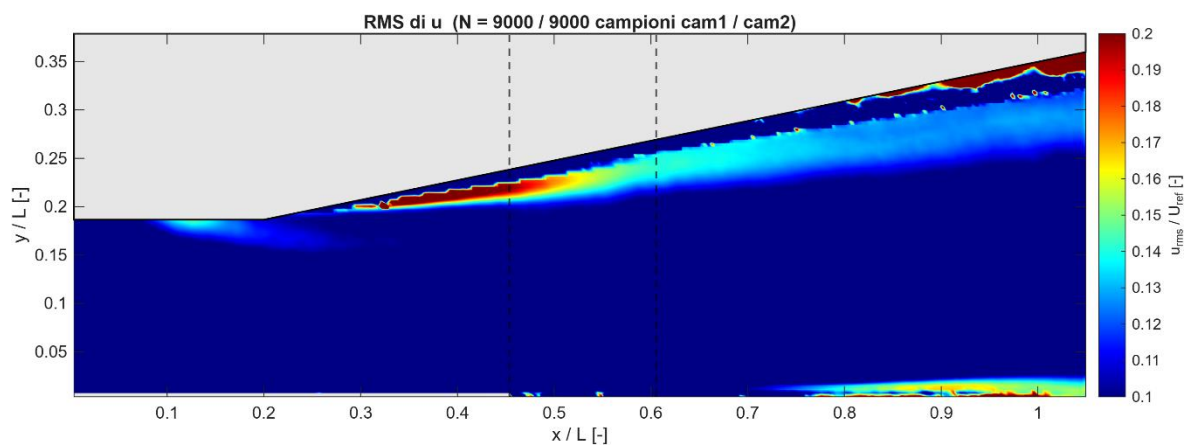


Fig. 5.1.1.15 - rms su U a $Re = 60k$

- $Re = 70'000$

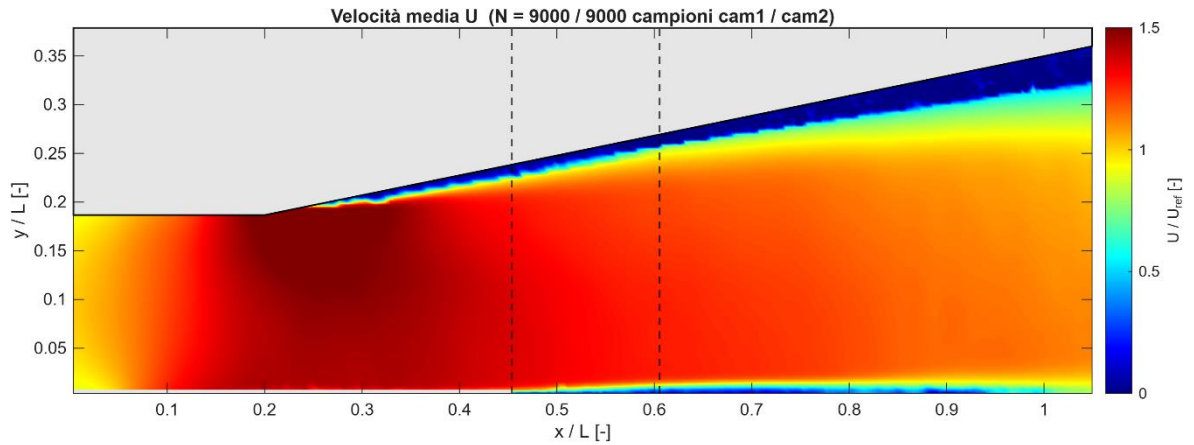


Fig. 5.1.1.16 - U media a $Re = 70k$

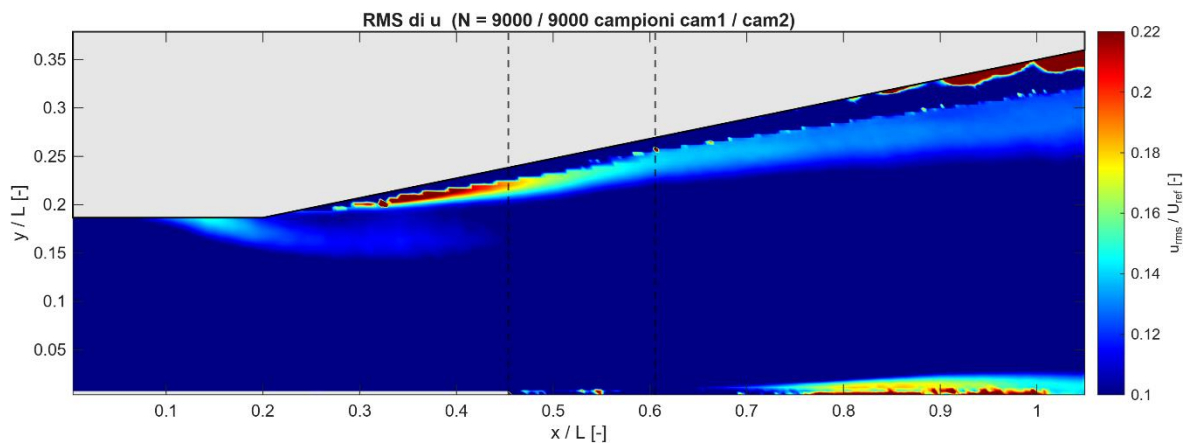


Fig. 5.1.1.17 - rms su U a $Re = 70k$

Guardando l'evoluzione dei campi di velocità media longitudinale $U_{\text{mean}}/U_{\text{mean_ref}}$ e delle relative fluttuazioni turbolente $u_{\text{rms}}/U_{\text{mean_ref}}$ lungo il profilo aerodinamico, analizzati a partire dalla zona di ingresso e attraverso la gola del canale con endwall inclinato questa volta di 9° ($L = 300$ mm), emerge chiaramente la dinamica della separation-induced transition al variare del numero di Reynolds da $Re = 40'000$ a $Re = 70'000$. Focalizzandoci unicamente sulla parete inferiore e tralasciando completamente i fenomeni sull'endwall superiore, i contour di velocità media evidenziano che a $Re = 40'000$ la bolla di ricircolazione è particolarmente estesa e spessa, indicando un ristagno prolungato e un riattacco decisamente ritardato. Salendo con il Reynolds a $Re = 50'000$ e $Re = 60'000$, la

topografia del flusso cambia in modo sensibile: la regione di ricircolazione si contrae progressivamente sia in lunghezza che in spessore. Questa chiusura anticipata della bolla trova un riscontro diretto nelle mappe delle fluttuazioni u_{rms} , dove la sottile fascia di elevata intensità che delimita inferiormente lo shear layer mostra che l'aumento del Reynolds sposta i picchi di turbolenza più verso monte. In questo modo, l'energia si amplifica prima e stimola una transizione allo stato turbolento molto più vigorosa, fornendo al fluido la spinta necessaria per superare l'effetto del gradiente di pressione avverso e chiudere la bolla in modo netto e anticipato nel caso a $Re = 70'000$.

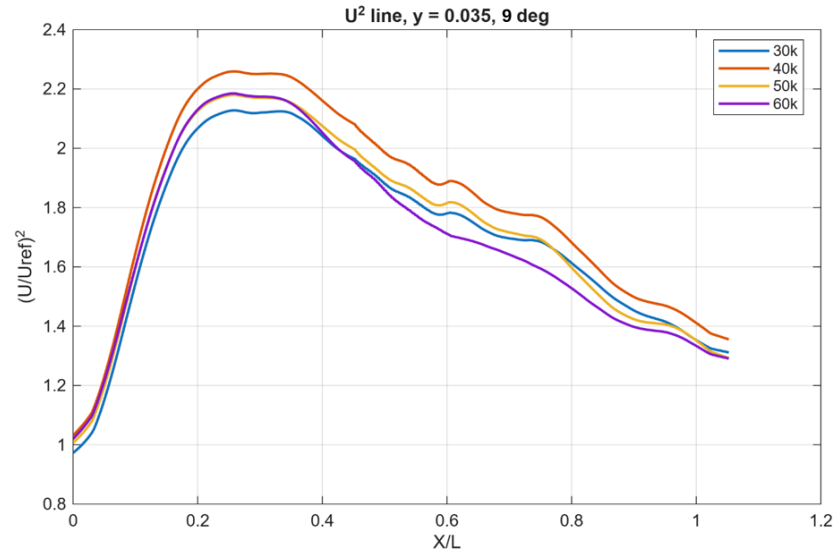


Fig.5.1.1.18 - Confronto delle U medie nel free stream ad $y/L = 0.035$

In entrambe le configurazioni (sia quella a 9° che 12°) la linea in free stream ha la stessa struttura: una forte accelerazione iniziale, un massimo esteso a plateau e una decelerazione quasi monotona che non si esaurisce nella finestra misurata. Essendo la linea esterna agli strati limite. Come già detto il quadrato della velocità è circa il complementare della pressione statica. La forma complessiva e la posizione del massimo non dipendono dall'angolo; quindi, sono dettate dalla geometria, la quale risulta essere identica a monte.

L'inclinazione cambia invece l'intensità. A 12° la depressione è più marcata e il flusso deve poi decelerare di più per arrivare, sulla stessa lunghezza, a un livello finale simile a quello a 9° . Il gradiente avverso medio è maggiore e più concentrato verso valle, mentre a 9° è più graduale. Gli strati limite sulle endwall sono quindi più sollecitati a 12° , con un rischio di separazione più alto.

Sul regime non emerge un andamento sistematico: il caso più alto a 9° è il più basso a 12° . Le differenze tra regimi sembrano quindi legate alla normalizzazione e alle condizioni d'ingresso più che a un vero effetto del Reynolds. A 12° , dove il gradiente avverso è più severo, le curve si separano e si incrociano di più. È coerente con una maggiore sensibilità del flusso esterno allo stato dello strato limite, ma resta un'ipotesi. Le ondulazioni compaiono nelle stesse posizioni in tutti i casi, e questo punta più a effetti geometrici o di acquisizione PIV che a una dinamica del flusso.

Le casistiche comuni sia ai 9° che ai 12° risultano essere quelle con $Re = 40k, 50k$ e $60k$ (come già precisato per inconvenienti in fase di misurazione e rumore che falsava i risultati delle prove); dunque ci si concentrerà particolarmente su tali tre regimi affinché possa essere eseguito un confronto tra i due setup. Passando dai 9° ai 12° di inclinazione dell'endwall, la differenza fondamentale risiede nell'aumento della severità del gradiente di pressione avverso che agisce lungo la lastra piana inferiore. Questa variazione geometrica modifica in modo evidente la risposta della bolla di separazione laminare a parità di numero di Reynolds, senza tirare in ballo valori numerici specifici per il gradiente.

Mettendo a confronto i due assetti a $Re = 40'000$, si nota subito che nel canale a 9° la bolla di ricircolazione ha una sua estensione definita, ma passando al setup a 12° l'effetto di un gradiente di pressione avverso più marcato accentua il ristagno vicino alla parete, rendendo il distacco del flusso più pronunciato e ritardando ulteriormente il punto di riattacco.

Salendo a $Re = 50'000$, la tendenza si conferma: confrontando il caso a 9° con quello a 12°, la maggiore severità del gradiente nella configurazione più inclinata contrasta l'energia del fluido, impedendo alla bolla di chiudersi con la stessa rapidità e mantenendo una zona di ricircolazione più estesa nei campi di velocità U/U_{ref} .

Infine, arrivando a $Re = 60'000$, sebbene l'aumento dell'inerzia aiuti a dare più energia al sistema in entrambi i setup, la configurazione a 9° riesce a gestire la chiusura della bolla in modo più anticipato. Il rispettivo caso a 12°, risentendo maggiormente dell'avversità del gradiente di pressione, oppone una resistenza maggiore all'avanzamento, spostando la chiusura della bolla più verso valle e confermando come la pendenza dell'endwall condizioni pesantemente il bilancio tra forze viscosi e turbolenza.

Da notare inoltre come, facendo riferimento alla zona prossima agli endwalls in entrambi i casi, la separazione risulti essere più marcata nel caso a 9° che non in quella a 12°, ciò deriva dal fatto di avere, nel secondo caso, un AP più elevato (in valore assoluto: da -0.27 a -0.41) il quale, generando instazionarietà maggiori nello shear layer, promuove un riattacco anticipato dello strato limite, riducendo le dimensioni della zona separata.

5.1.2 VISUALIZZAZIONE REDUCED FRAME

Sebbene la rappresentazione sull'intero campo di misura consenta di fornire una descrizione complessiva della struttura del flusso, l'analisi di dettaglio della regione interessata dalla separazione richiede una visualizzazione a scala maggiore. Per tale ragione, viene effettuato un ingrandimento della porzione in prossimità della parete, in corrispondenza della regione corrispondente alla separazione.

La visualizzazione Reduced Frame (RF) permette di evidenziare con maggiore chiarezza le caratteristiche locali del campo di moto, consentendo una più accurata identificazione della regione separata. In particolare, l'aumento della scala di rappresentazione facilita l'individuazione delle variazioni di velocità nelle immediate vicinanze della parete e dei fenomeni associati alla progressiva transizione dello shear layer verso il regime turbolento.

Si andranno ad analizzare due casi che denotano fra loro particolari/evidenti differenze, nel rispetto di ciò, sono stati selezionati come casi su cui investigare quello con $Re = 30'000$ e quello con $Re = 60'000$, una coppia di regimi per ogni valore dell'angolo di calettamento degli endwall α . Per ogni sotto-casistica (una per ogni valore di Re e per ogni angolo α) si acquisiscono un singolo set di 12000 immagini, e si analizzeranno esclusivamente quelle della fotocamera più a valle (in termini di flusso) dal momento che in RF solo questa inquadra la zona interessata dalla transizione. In questo caso al fine di caratterizzare i fenomeni vorticosi che si sviluppano e l'evoluzione dello shear layer, l'acquisizione è stata eseguita a $f = 1.1$ kHz, contro i 500 Hz nel caso del FF.

➤ ENDWALL INCLINATI DI 12°

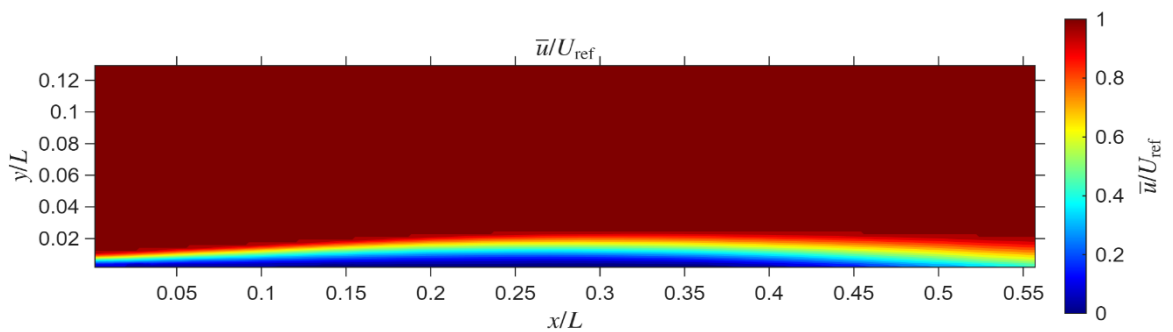


Fig. 5.1.2.1 – Distribuzione di velocità media U a $Re = 30k$

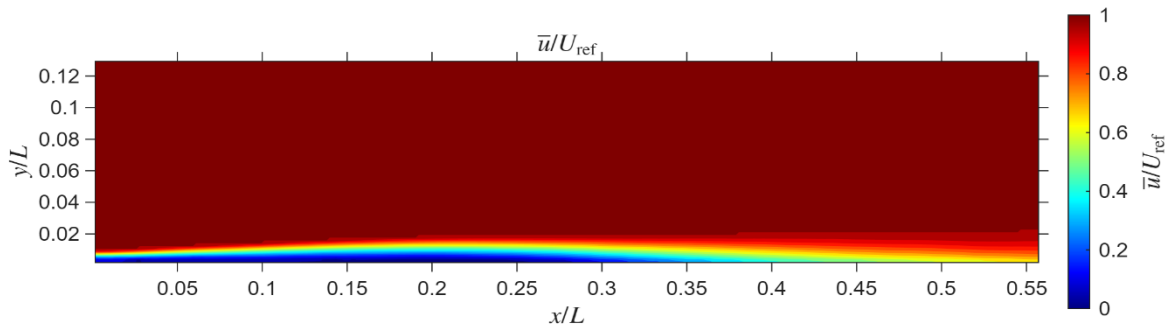


Fig. 5.1.2.2 – Distribuzione di velocità media U a $Re = 60k$

Possiamo notare come la bolla (contour caratterizzato dalle tonalità fredde nella colormap) risulti essere sensibilmente di altezza, oltre che di lunghezza, ridotta, sintomo di un riattacco anticipato causato da un innalzamento del numero di Reynolds.

Guardando le distribuzioni di U media e le mappe vettoriali, successivamente riportate, possiamo affermare che tale fenomeno transitorio si esaurisce per un $x/L = 0.50 - 0.55$ nel caso di $Re = 30'000$, mentre per un valore di x/L pari a $0.35 - 0.4$ nel caso di $Re = 60'000$.

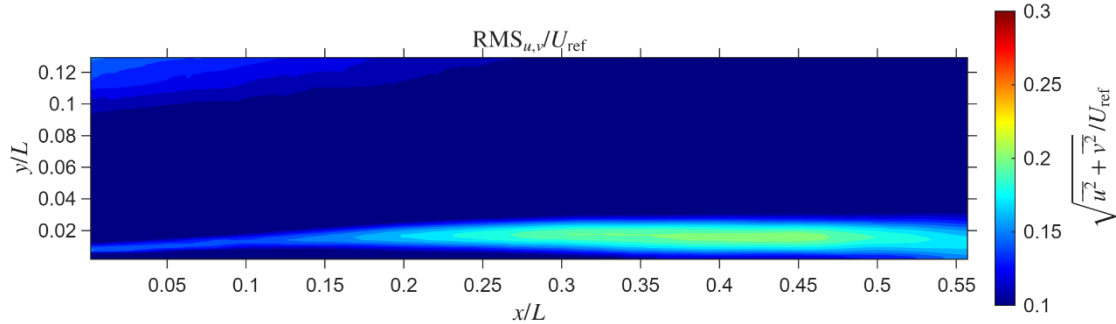


Fig. 5.1.2.3 – RMS di U valutato a $Re = 30k$

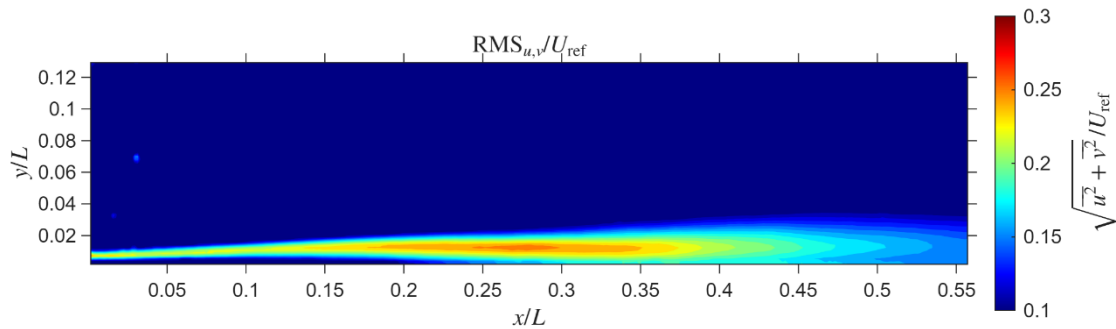


Fig. 5.1.2.4 – RMS di U valutato a $Re = 60k$

Inoltre, sono state riportate anche delle mappe vettoriali, con lo scopo di studiare e mostrare l'evoluzione nel tempo e nello spazio del fenomeno della transizione.

Tali mappe sono state ottenute mediante ausilio del software Matlab andando a selezionare 5 snapshot riportati nei relativi 5 subplot. Il codice permette la scelta dell'indice del fotogramma da cui partire, oltre che il numero di snapshot da saltare tra un subplot ed un altro: nello specifico i campioni da noi riportati comprendono appunto cinque fotogrammi, lo step tra uno e quello successivo è di 5 istantanee. Come possiamo notare dalle figure sottostanti, nella zona del riattacco si vanno a formare delle strutture vorticosi, indice di una fase di transizione dello strato limite.

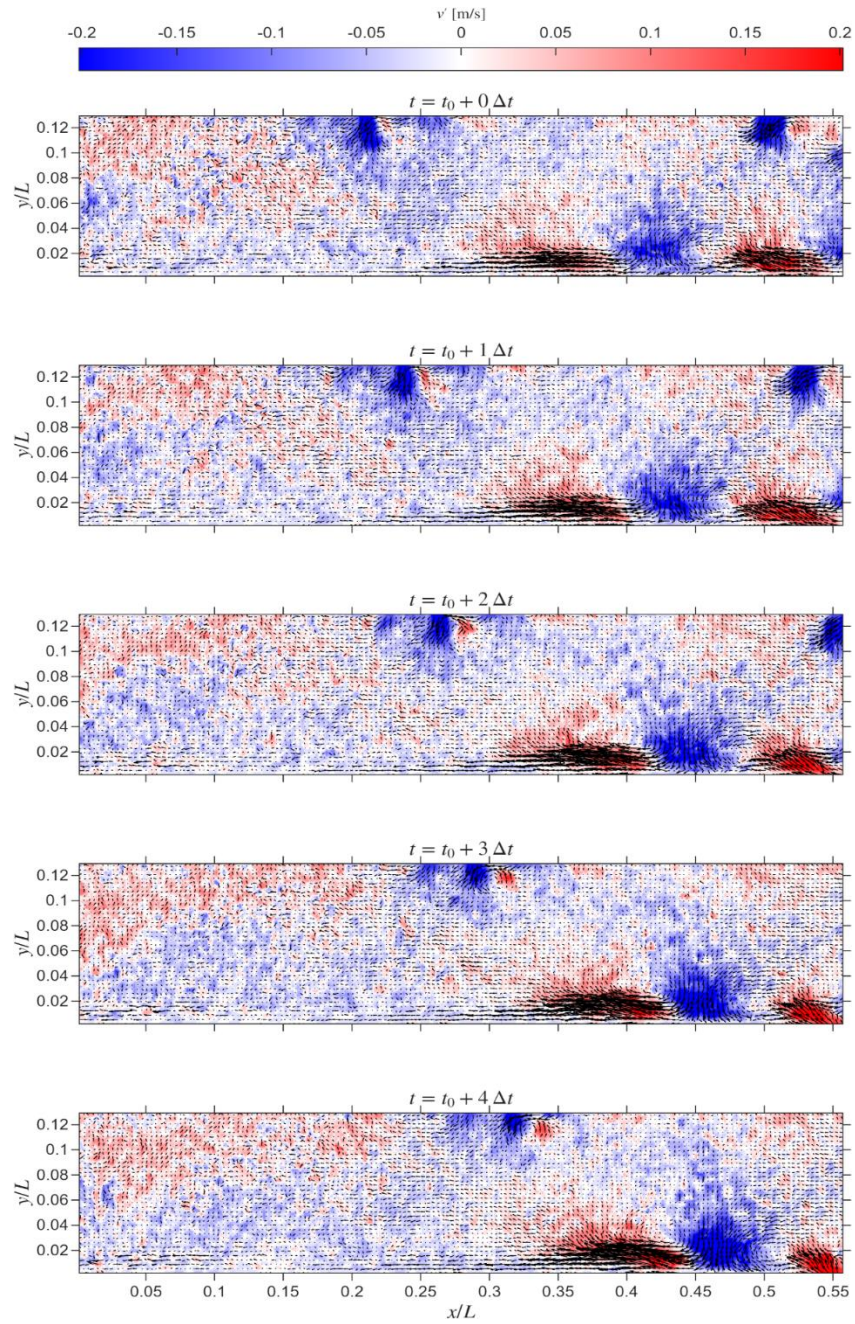


Fig. 5.1.2.5 – mappe vettoriali a 12° con $Re = 30k$

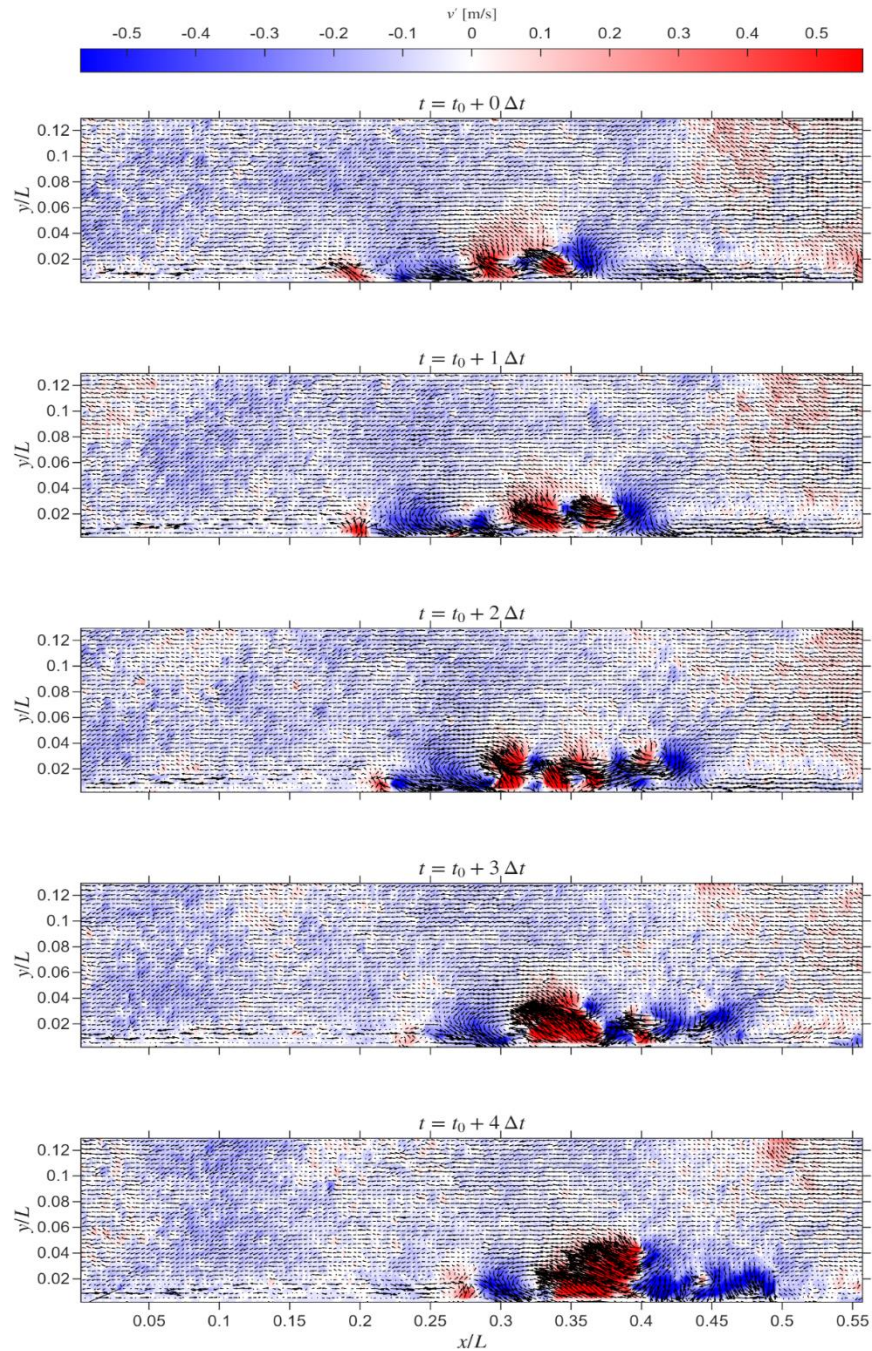


Fig. 5.1.2.6 – mappe vettoriali a 12° con $Re = 60k$

Grazie a tali visualizzazioni è stato reso possibile seguire l'evoluzione dei vortici nel tempo, fotogramma dopo fotogramma. Come si evince, questi vanno a transitare verso valle andando ad ingrandire le loro dimensioni, promuovendo la transizione laminare-turbolenta del flusso.

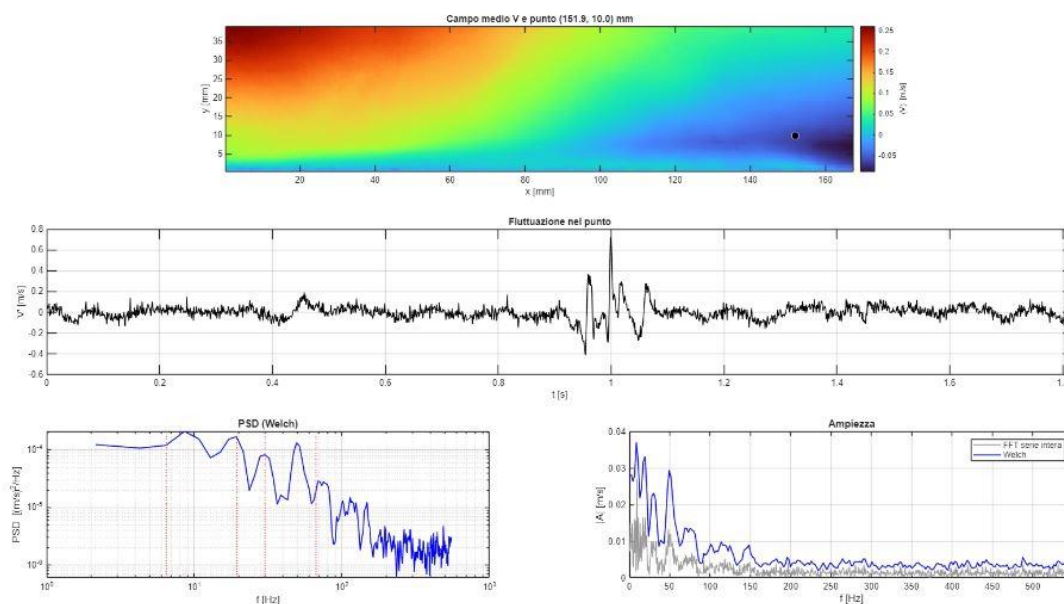


Fig. 5.1.2.7 - spettro $Re = 30k$

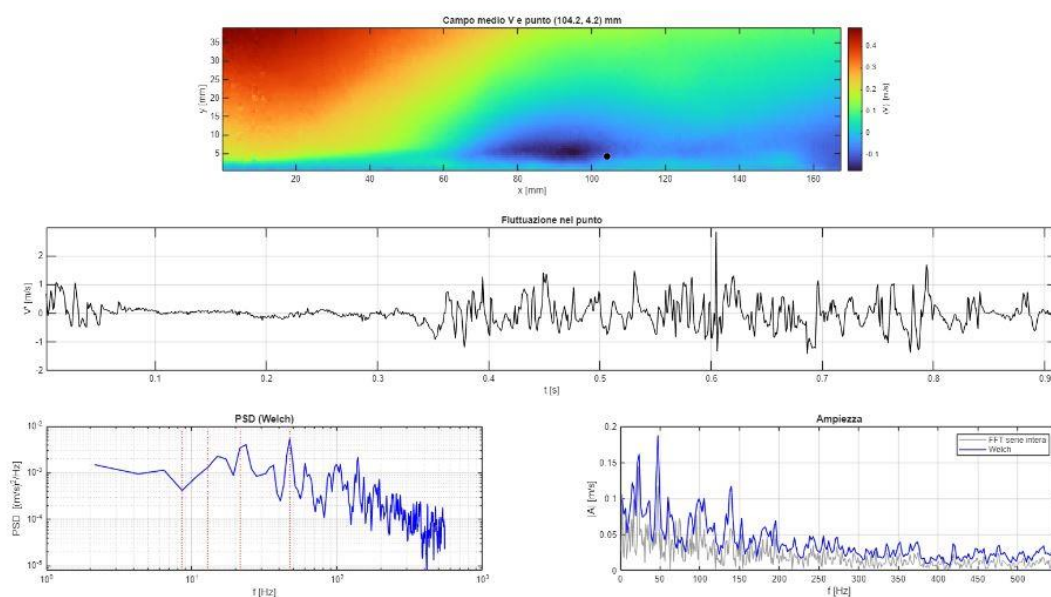


Fig. 5.1.2.8 - spettro $Re = 60k$

In questi due immagini (Fig. 5.1.2.7 e Fig. 5.1.2.8) andiamo ad osservare l'analisi spettrale della velocità. Si denota come le velocità passino da positive a negative in corrispondenza della bolla (zona in blu scuro). All'interno di essa troviamo un picco di velocità negativa a riprova della presenza di fenomeni di ricircolazione.

Evidenziamo nuovamente come tale bolla di separazione risulti essere più spostata a monte nel caso del 60k che non in quello a 30k, confermando un riattacco anticipato.

In ogni figura troviamo altri grafici tra cui: le oscillazioni di velocità nel tempo (grafico nella mezzeria), la distribuzione di energia al variare delle frequenze (in basso a sinistra) ed infine ampiezze (in basso a destra), ossia a quali frequenze abbiamo oscillazioni di velocità più marcate.

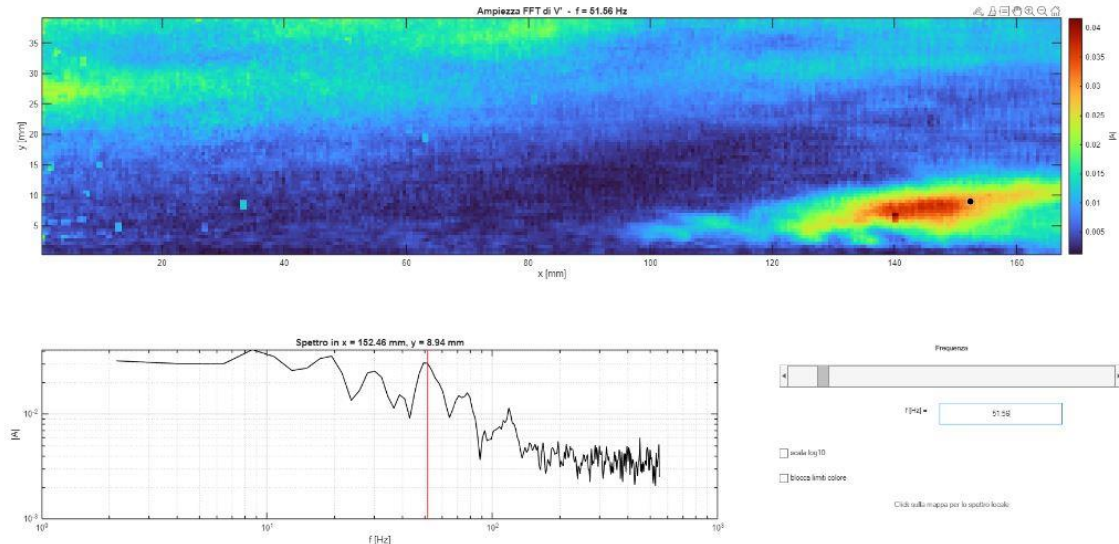


Fig. 5.1.2.9 – FFT a $Re = 30k$

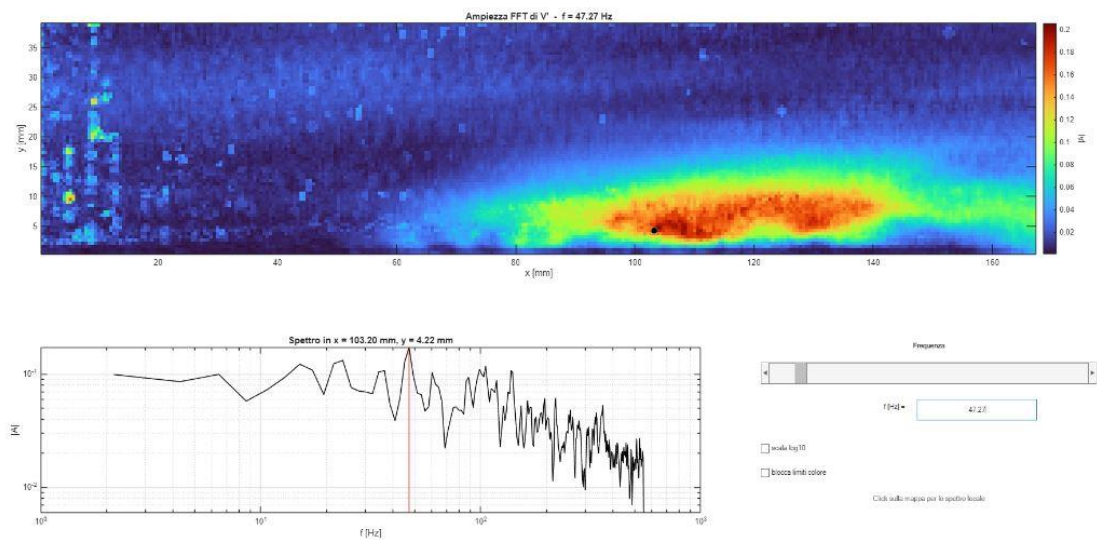


Fig. 5.1.2.10 – FFT a $Re = 60k$

Servendoci delle trasformate di Fourier, siamo andati a valutare l'ampiezza delle oscillazioni a determinati valori di frequenze nei punti in cui risulta essere presente la bolla di separazione. In sostanza si ha la possibilità di selezionare un punto a nostro piacimento nella mappa in alto, andare a vedere per quel punto la distribuzione di ampiezza di

oscillazione al variare delle frequenze (in basso a sinistra, in scala logaritmica in Fig.5.1.2.9 per il 30k e Fig. 5.1.2.10 per il 60k) e selezionare manualmente un valore di frequenza di nostro interesse.

➤ ENDWALL INCLINATI DI 9°

Per quel che riguarda il setup che prevede endwall con angolo $\alpha = 9^\circ$, sono stati ottenuti risultati analoghi a quelli riscontrati nelle precedenti trattazioni.

5.2 REGIME INSTAZIONARIO

Nelle macchine reali, le condizioni di flusso indisturbato spesso non sono stazionarie, ma presentano un comportamento periodico dovuto alla presenza di schiere a monte [23].

In questa casistica analizzeremo come la transizione viene ad essere influenzata dal passaggio periodico delle pale a monte dell'ipotetica test section di turbina o compressore. La modellizzazione in laboratorio prevede l'ausilio di barrette metalliche, le quali una volta inserite su di una catena negli opportuni alloggiamenti, verrà ad essere movimentata attraverso un motore elettrico il quale, opportunamente controllato, potrà cambiare frequenza e dunque sarà possibile modularne la velocità di rotazione. Queste simulano l'interazione periodica con la palettatura di monte. In tal caso ci troviamo a studiare il fenomeno della wake induced transition (fenomeno descritto al paragrafo 3.3). Qui avremo delle condizioni al contorno differenti, tra cui la frequenza di passaggio delle sbarrette oltre che le dimensioni delle stesse.

Questo, come spiegato nella sezione 3.3.1, provocherà il formarsi di scie le quali, andando ad impattare sul profilo aerodinamico, altereranno il processo di transizione, promuovendo un riattacco precoce della bolla ed inducendo un flusso turbolento grazie alle instazionarietà presenti nella scia stessa.

5.3 SETUP REGIME INSTAZIONARIO

- **Sistema di movimentazione:** Tale meccanismo si compone dapprima di un motore elettrico controllato in maniera tale da poterne modulare la velocità di rotazione. Esso movimenterà una delle due corone metalliche le quali, a loro volta, andranno a “trasportare” una catena sulla quale verranno ad essere montate le barrette, simulanti il passaggio periodico delle pale. Questo motore sarà dunque colui che andrà a determinare la velocità delle barrette stesse.

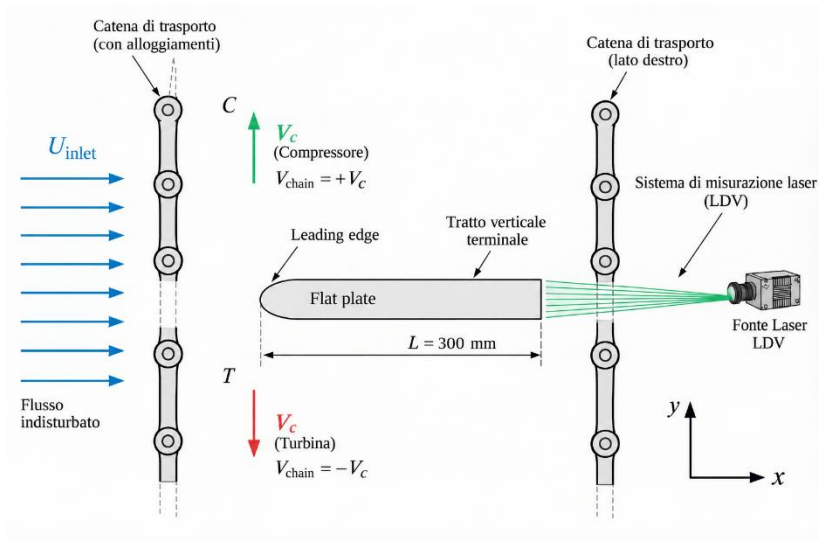


Fig.5.3.1 – schema sistema movimentazione

Allo scopo di ottenere profili di turbolenza, in accordo con la letteratura [25], di pale di turbina o compressore, queste verranno ad essere fatte transitare di fronte alla flat plate, rispettivamente, verso il basso o verso l'alto, andando così a simulare un processo di transizione di tipo wake induced (vedi paragrafo 3.3).

- **Barrette metalliche:** Trattasi di barrette metalliche cilindriche con diametro variabile, le quali saranno caratterizzate in un caso da sezione con dimensione caratteristica (diametro) pari a 4mm e nell'altro 3mm. Tali valori sono stati selezionati al fine di andare a variare lo spessore di scia e quindi la turbolenza della stessa.

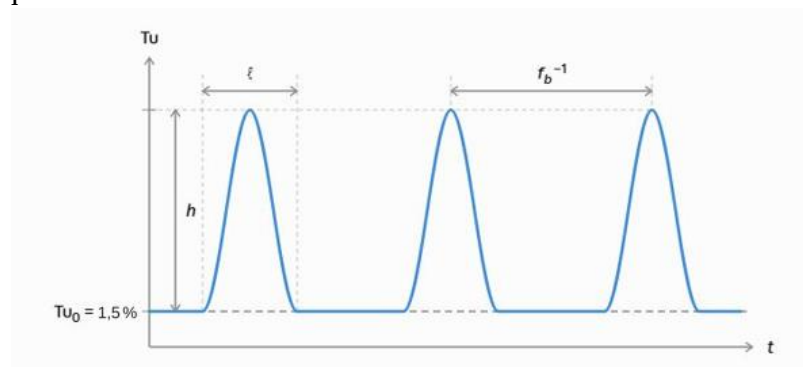


Fig. 5.3.2 – segnale di turbolenza al passaggio delle barre

Richiamando la Fig. 5.3.2 il diametro delle barre andrà dunque a modificare tale diagramma, in particolare variando altezza e spessore dei picchi rappresentati, dunque la turbolenza stessa.

In Fig.5.3.3 dove troveremo un massimo per quanto riguarda il profilo di velocità avremo un minimo per quel che riguarda la turbolenza (dunque un massimo per quanto riguarda la quantità di moto):

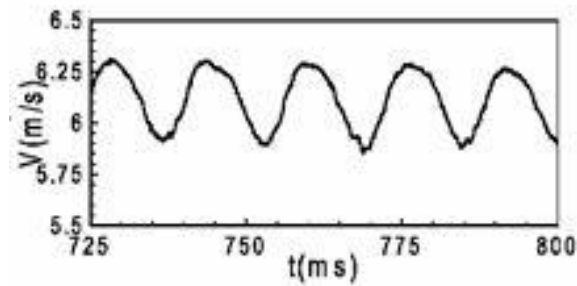


Fig.5.3.3 – Profilo di velocità con passaggio delle barre[25]

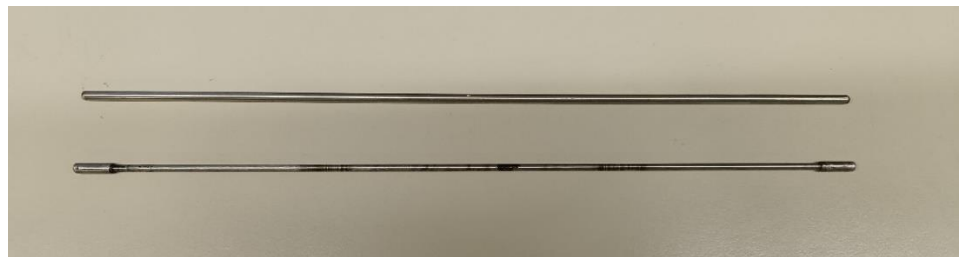


Fig.5.3.4 – barrette simulanti passaggio profilo aerodinamico

Il passaggio di tali barrette dovrà garantire un valore di frequenza ridotta il quale ricade all'interno di un range tipico, necessario a caratterizzare il passaggio periodico di pale di turbina o compressore:

$$f_c = \frac{f_b \cdot L_{plate}}{U_{inlet}} \quad (5.3)$$

Con:

- f_b = frequenza passaggio barre (U_{chain} = velocità della catena determinato dal motore, g_{bar} = distanza fra le sbarrette)

$$f_b = \frac{U_{chain}}{g_{bar}} \quad (5.4)$$

- L_{plate} = dimensione caratteristiche lastra.
- U_{inlet} = velocità flusso all'inlet.

Come si può notare nella figura successiva tale valore dovrà risultare compreso in un range 0.5-2.

Verrà anche ad essere analizzato il coefficiente di flusso:

$$\Phi = \frac{U_{inlet}}{U_{chain}} \quad (5.5)$$

Tale grandezza dovrà idealmente assumere valori che ricadono nel range 0.3-0.5, per il caso interessato dai regimi (Re) oggetti di studio.

In Fig.5.3.4 vengono ad essere riportati i valori tipici, in rispetto della letteratura, di frequenza ridotta e coefficiente di flusso.

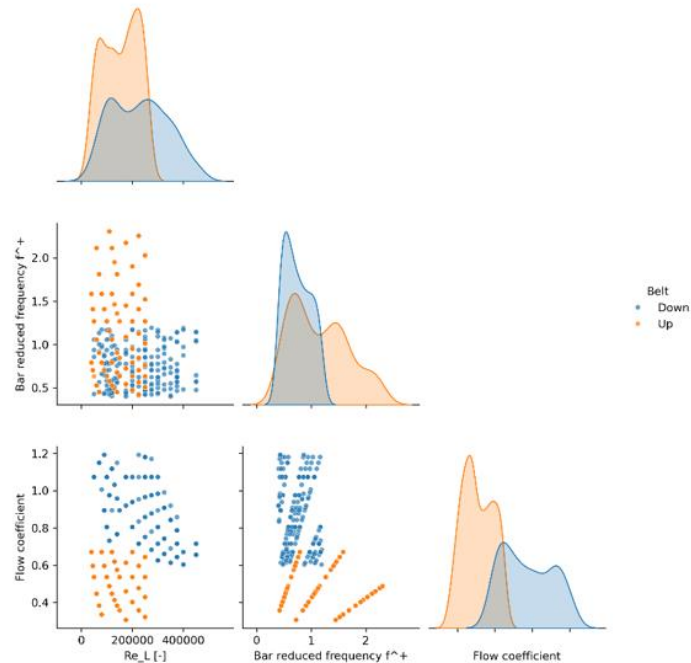


Fig. 5.3.5 – andamenti della frequenza ridotta e del coefficiente di flusso nel caso di turbina (blu) o compressore (arancione) [25]

Come possiamo osservare, l’andamento “Up” presenta differenze significative (compressore) rispetto a quello denominato in figura come “Down” (turbina) (rimando a Fig. 5.3.1).

La distanza (e conseguentemente il loro numero) tra una sbarretta e quella consecutiva sarà opportunamente scelta allo scopo di rientrare nei range di frequenza ridotta e coefficiente di flusso suggeriti dalla letteratura.

- **Sistema di rilevamento ottico a riflessione:** Questo è composto da una striscia riflettente applicata su due elementi di riferimento (la barretta iniziale e quella finale) solidali all'organo in rotazione e da un tacometro laser a due vie (composto da due fibre ottiche, una che emette e una che rileva). Ad ogni passaggio della striscia davanti al fascio, la luce viene riflessa, il cui segnale presenta un picco di intensità, identica procedura quando passa quella finale; in questo modo è possibile capire quando tutto il treno di barre è transitato. Il segnale funge quindi da trigger e permette di associare a ogni campione acquisito la corrispondente fase. Questa informazione è necessaria per il calcolo della media in fase, che consiste nel mediare i campioni corrispondenti alla

stessa fase su un numero elevato di cicli, così da isolare la componente periodica del segnale ed attenuare rumore e fluttuazioni non sincrone con la rotazione.



Fig. 5.3.6 – tacometro laser

- **Scheda di acquisizione:** A questo punto il segnale del laser e quello del tacometro andranno ad essere letti ed acquisiti contemporaneamente da una scheda di acquisizione mediante due cavi coassiali BNC. Dunque, avremo il segnale di “sparo” del laser e quello del tacometro (il primo segnale funziona da trigger ossia quello che determina il “tempo zero”). Tale apparecchio permetterà di riconoscere quando avremo un inizio ed una fine del passaggio del treno di barre e dunque sarà permesso andare a verificare quali set di dati andare ad analizzare.

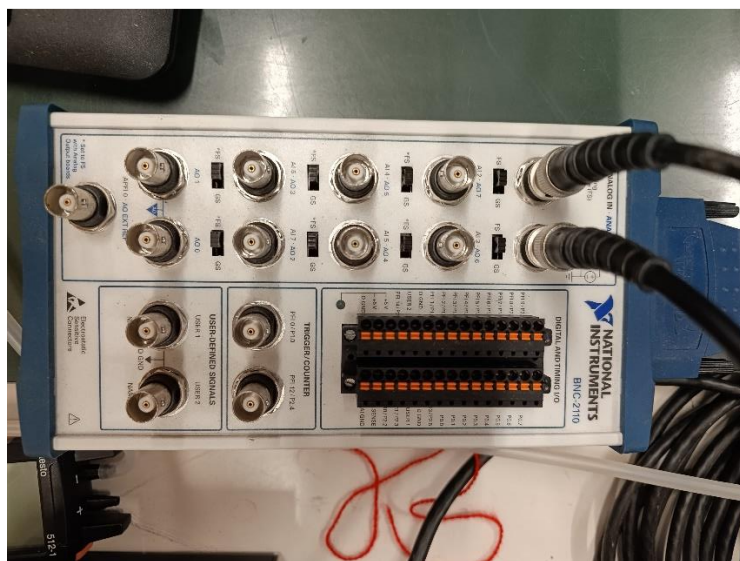


Fig. 5.3.7 – scheda di acquisizione laser-tacometro laser

La catena di misura, in sintesi, funziona nel seguente modo:

- Si rileva la prima barretta tramite tacometro
- Il sincronizzatore “avvisa” il laser passato un tempo di ritardo τ
- Inizio acquisizione con combinazione di laser+fotocamere
- Si stoppa l’acquisizione non appena si rileva l’impulso di fine treno di barre tramite il tacometro.

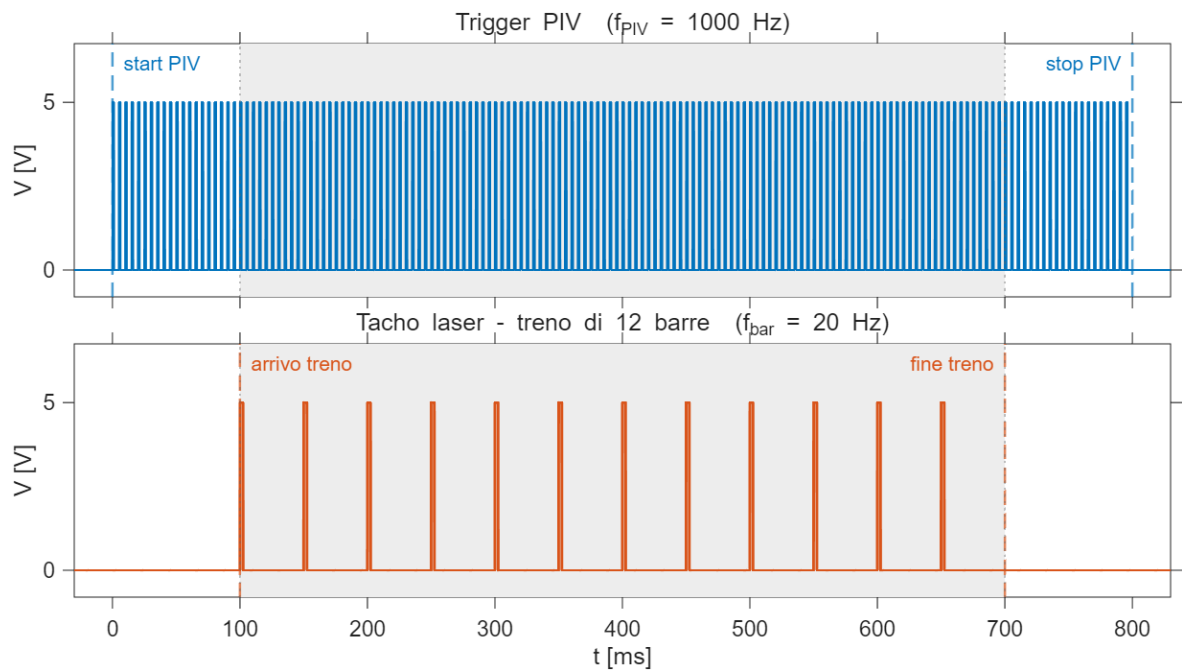


Fig.5.3.8 – esempio funzionamento sistema PIV con tacometro

In figure 5.3.8 ritroviamo un esempio di funzionamento della catena di acquisizione nel caso instazionario: come notiamo, non appena abbiamo l’arrivo della prima barra (su cui è montata la striscia riflettente), il segnale del tacometro genera una sorta di impulso (tempo zero), di conseguenza può iniziare la fase di campionamento. La fine di quest’ultimo viene determinata dall’arrivo dell’ultima barretta del treno. Come riportato nella figura soprastante il numero di barre evidenzia il numero di impulsi rilevati (in rosso: 12 barre -> 12 impulsi).

6. CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

Il presente lavoro ha avuto come obiettivo la messa a punto del setup sperimentale e la caratterizzazione delle condizioni di riferimento stazionarie per lo studio dell'interazione tra scie periodiche e bolla di separazione laminare. La campagna di misure PIV ha fornito una base dati statisticamente affidabile, ottenuta da set indipendenti da 3000 acquisizioni per ciascuna condizione, con incertezza inferiore al 3% nel flusso libero e al 6% nello strato limite. Sono stati esclusi dall'analisi i casi a $Re = 30'000$ con endwalls a 9° , per il rumore di misura, e a $Re = 70'000$ con endwalls a 12° , non distinguibile dal caso a $60'000$. L'analisi dei campi di velocità media e RMS ha mostrato che, a parità di AP, l'aumento del numero di Reynolds riduce estensione e spessore della bolla e ne anticipa il riattacco, come riscontrato nella letteratura. Nella configurazione a 12° , il processo transitorio si esaurisce a $x/L \approx 0.50-0.55$ per $Re = 30'000$ e a $x/L \approx 0.35-0.40$ per $Re = 60'000$. Al crescere di Re i picchi di RMS diminuiscono e si spostano verso monte, segno di uno shear layer più reattivo alle instabilità di Kelvin-Helmholtz. A parità di Re , il passaggio da 9° a 12° rende il gradiente più severo e ritarda la chiusura della bolla. La distribuzione di velocità nel free stream ($y/L = 0.035$) è dettata dalla geometria del canale (angolo alpha endwalls), il numero di Reynolds ne modifica l'intensità. Non emerge un andamento sistematico con Re , e le ondulazioni ricorrenti nelle stesse posizioni sono verosimilmente legate a effetti geometrici o di acquisizione più che alla fisica del flusso.

È stato inoltre predisposto il sistema per la generazione delle scie periodiche: barrette cilindriche (3 e 4 mm di diametro) movimentate da catena e motore a velocità regolabile, con frequenza ridotta nel range 0.5-2 e coefficiente di flusso nel range 0.3-0.5, tipici delle turbomacchine. Un sistema di rilevamento ottico a riflessione individua il treno di barre mediante segnale di inizio e fine, consentendo successivamente la media in fase.

Purtroppo, a causa di complicazioni riscontrate in fase di misurazione, non si è riusciti a acquisire i dati con setup instazionario: temperatura ambiente elevata portava a malfunzionamenti per quanto riguarda il laser oltre che le fotocamere, rendendo poco efficace l'acquisizione dei dati, e conseguentemente, ritardando il raggiungimento del traguardo prefissatoci inizialmente.

Come sviluppo futuro, le condizioni di riferimento qui caratterizzate permettono di acquisire campi PIV in regime instazionario e di confrontarli con il caso stazionario. Si potrà così valutare l'effetto del negative jet e delle turbulent strips su estensione della bolla e posizione del riattacco, al variare di frequenza ridotta, diametro delle barre, Re e gradiente avverso. L'analisi potrà essere completata con i parametri integrali di strato limite (θ , δ^* , H_{12}) per quantificare l'impatto sulle perdite di profilo.

7. APPENDICI

APPENDICE 1

%% 0. PARAMETRI

```
suff      = fullfile('.', '30k9degWO');  
nx        = 159;  
ny        = 99;  
nt_max    = 3000;  
sets_to_use = [];  
colU      = 1;  
colV      = 2;  
nHeader   = 10;  
tag       = '30k9degWO';  
file_coord1 = 'xy_1.8mszub47.000010-19.9999.txt';  
file_coord2 = 'xy_2_modificato.txt';  
swap_coords = true;  
U_ref      = 1.52;  
L          = 300;
```

```
clim_Umean = [];  
clim_Vmean = [];  
clim_urms  = [];  
clim_vrms  = [];
```

```
mask_mode = 'line';  
xb        = [ 0 60 315];  
yb        = [ 58 58 110];  
margin    = 2;  
y_blind   = 60;  
mask_file = 'mask_blind_poly.mat';  
%% 1. COORDINATE
```

```

readCoord = @(fname) reshape(table2array(readtable(fname, 'FileType','text', ...
    'NumHeaderLines',5, 'Delimiter','t')), nx, ny, 2);
c1 = readCoord(file_coord1);
c2 = readCoord(file_coord2);
if swap_coords
    X1 = c2(:, :, 1); Y1 = c2(:, :, 2);
    X2 = c1(:, :, 1); Y2 = c1(:, :, 2);
else
    X1 = c1(:, :, 1); Y1 = c1(:, :, 2);
    X2 = c2(:, :, 1); Y2 = c2(:, :, 2);
end

%% 2. CARTELLE: coppie (cam1, cam2) per ogni set
d = dir(suff);
d = d([d.isdir] & ~ismember({d.name}, {'.', '..'}));
names = sort({d.name});
nSetFound = floor(numel(names)/2);
if mod(numel(names),2) ~= 0
    warning('Numero dispari di cartelle (%d): l\'ultima verrà ignorata.', numel(names));
end

if isempty(sets_to_use), sets_to_use = 1:nSetFound; end
fprintf('Set trovati: %d, usati: %s\n', nSetFound, mat2str(sets_to_use));

%% 3. STATISTICHE IMPILATE SU TUTTI I SET
npts = nx*ny;
S1 = initStats(npts);
S2 = initStats(npts);
for s = sets_to_use
    folder1 = fullfile(suff, names{2*s-1});
    folder2 = fullfile(suff, names{2*s});
    fprintf('Set %d: %s | %s\n', s, names{2*s-1}, names{2*s});

```

```

[U, V] = readSet(folder1, npts, nt_max, colU, colV, nHeader);
S1 = addToStats(S1, U, V);
fprintf(' cam1: %d campioni (tot %d)\n', size(U,2), S1.n);
[U, V] = readSet(folder2, npts, nt_max, colU, colV, nHeader);
S2 = addToStats(S2, U, V);
fprintf(' cam2: %d campioni (tot %d)\n', size(U,2), S2.n);
clear U V
end

F1.Umean = reshape(S1.meanU, nx, ny);
F1.Vmean = reshape(S1.meanV, nx, ny);
F1.urms = reshape(sqrt(S1.M2U/(S1.n-1)), nx, ny);
F1.vrms = reshape(sqrt(S1.M2V/(S1.n-1)), nx, ny);
F2.Umean = reshape(S2.meanU, nx, ny);
F2.Vmean = reshape(S2.meanV, nx, ny);
F2.urms = reshape(sqrt(S2.M2U/(S2.n-1)), nx, ny);
F2.vrms = reshape(sqrt(S2.M2V/(S2.n-1)), nx, ny);
N1 = S1.n; N2 = S2.n;
save(sprintf('Stats_cam_%.mat', tag), 'F1','F2','X1','Y1','X2','Y2','N1','N2','sets_to_use');
%% 4. MERGE + MASCHERA
M = mergeFields(X1, Y1, F1, X2, Y2, F2);
mp = struct('mode',mask_mode, 'xb',xb, 'yb',yb, 'margin',margin, ...
           'y_blind',y_blind, 'file',mask_file);
[blind, blind_plot, maskPoly] = buildMask(M, mp);
M = applyMask(M, blind, blind_plot, maskPoly);
M.N1 = N1; M.N2 = N2; M.sets = sets_to_use;
save(sprintf('Stats_merged_%.mat', tag), '-struct', 'M');
%% 5. FIGURE
xL = M.X_glob / L;

```

```

yL = M.Y_glob / L;

plotField(xL, yL, M.plot.Umean/U_ref, M, L, 'U / U_{ref} [-]', 'Velocità media U',
'seq', ['Umean_' tag], clim_Umean);

plotField(xL, yL, M.plot.Vmean/U_ref, M, L, 'V / U_{ref} [-]', 'Velocità media V',
'div', ['Vmean_' tag], clim_Vmean);

plotField(xL, yL, M.plot.urms /U_ref, M, L, 'u_{rms} / U_{ref} [-]', 'RMS di u',
'seq', ['urms_' tag], clim_urms);

plotField(xL, yL, M.plot.vrms /U_ref, M, L, 'v_{rms} / U_{ref} [-]', 'RMS di v',
'seq', ['vrms_' tag], clim_vrms);


plotCheck(xL, M, 'Umean', U_ref, L, ['check_Umean_' tag], clim_Umean);
plotCheck(xL, M, 'urms', U_ref, L, ['check_urms_' tag], clim_urms);
plotWeights(xL, M, L);
disp('Fatto.');
```

%% 6. PROFILO x/L vs U MEDIA A y/L FISSATO

```

nLinee = 4;
colori = lines(nLinee);
h = gobjects(nLinee,1);
etichette = cell(1,nLinee);
xl = [inf -inf];
fig = figure('Color','w','Position',[100 100 900 450]);
hold on; grid on; box on;
for i = 1:nLinee
    yL_target = 0.1/(i-0.05*i);
    yt = yL_target * L;
    Xc = {X1, X2}; Yc = {Y1, Y2}; Uc = {F1.Umean, F2.Umean};
    Fint = cell(1,2); xcam = cell(1,2);
    for c = 1:2
        [~, j] = min(abs(mean(Yc{c}, 1, 'omitnan') - yt));
        xcam{c} = Xc{c}(:, j);
    end
end
```

```

    ok = isfinite(Xc{c}(:)) & isfinite(Yc{c}(:)) & isfinite(Uc{c}(:));
    Fint{c} = scatteredInterpolant(Xc{c}(ok), Yc{c}(ok), Uc{c}(ok), 'linear', 'none');
end
x_mm = unique([xcam{1}; xcam{2}]);
U1 = Fint{1}(x_mm, yt*ones(size(x_mm)));
U2 = Fint{2}(x_mm, yt*ones(size(x_mm)));
if mean(Xc{1}(:)) <= mean(Xc{2}(:)), UL = U1; UR = U2; else, UL = U2; UR = U1; end
both = isfinite(UL) & isfinite(UR);
U_mm = NaN(size(x_mm));
U_mm(isfinite(UL)) = UL(isfinite(UL));
U_mm(isfinite(UR) & ~isfinite(UL)) = UR(isfinite(UR) & ~isfinite(UL));
if any(both)
    xa = min(x_mm(both)); xb_ov = max(x_mm(both));
    w = (x_mm(both) - xa) / max(xb_ov - xa, eps);
    U_mm(both) = (1-w).*UL(both) + w.*UR(both);
end
x_line = x_mm(isfinite(U_mm)) / L;
U_line = U_mm(isfinite(U_mm)) / U_ref;
fprintf('Linea y/L = %.3f: %d punti, x/L in [%.3f, %.3f]\n', ...
    yL_target, numel(x_line), min(x_line), max(x_line));
T_line = table(x_line, U_line, 'VariableNames', {'x_over_L','U_over_Uref'});
save(sprintf('Uline_y%.3f_%.3f.mat', yL_target, tag), 'x_line','U_line','yL_target');
writetable(T_line, sprintf('Uline_y%.3f_%.3f.csv', yL_target, tag));
h(i) = plot(x_line, U_line, '-', 'Color', colori(i,:), 'LineWidth', 1.8);
etichette{i} = sprintf('y/L = %.3f', yL_target);
xl = [min(xl(1), min(x_line)), max(xl(2), max(x_line))];
end
xlabel('x / L [-]'); ylabel('U / U_{ref} [-]');
title('Velocità media U');

```

```

set(gca, 'FontSize', 14, 'TickDir', 'out');
xlim(xl);
clear legend
legend(h, etichette, 'Location','best');
exportgraphics(fig, sprintf('Uline_%s.png', tag), 'Resolution', 300);

%% 7. CAMPO LISCIO E CONTINUO: FILTRO CELLE CALDE A SINISTRA +
SMUSSATURA GAUSSIANA + COLORMAP

x_cut_L    = 0.20;
w_ref      = 0.25;
thr_prc    = 80;
thr_caldo   = [];
thr_hi_prc  = 99;
n_dil      = 2;
s_fill     = 3;
sigma_glob  = 2;
sigma_left  = 5;
trans      = 0.05;
clim_prc    = [1 99.5];
clim_round  = 0.05;
edge_band_clim = 7;
campi_pulisci = {'urms'};

%% 7a. KERNEL E MAPPE DI SERVIZIO

Mm  = M;
dy_mm = abs(Mm.Y_glob(1,2) - Mm.Y_glob(1,1));
xLg  = Mm.X_glob / L;
yL   = Mm.Y_glob / L;
g1 = @(s) exp(-(-ceil(3*s):ceil(3*s)).^2 / (2*s^2));
mkK = @(s) (g1(max(s,1e-6))' * g1(max(s,1e-6))) / sum(g1(max(s,1e-6)))^2;
Kf  = mkK(s_fill);
Kg  = mkK(sigma_glob);

```

```

Kl = mkK(sigma_left);

[kx, ky] = meshgrid(-n_dil:n_dil);
Kd = double(kx.^2 + ky.^2 <= n_dil^2);
nBand = ceil(edge_band_clim / dy_mm);
bs = Mm.blind;
for k = 1:nBand
    bs(:,1:end-k) = bs(:,1:end-k) | Mm.blind(:,k+1:end);
end
cfg = struct( ...
    'name', {'urms','vrms'}, ...
    'label', {'u_{rms} / U_{ref} [-]','v_{rms} / U_{ref} [-]'}, ...
    'ttl', {'RMS di u','RMS di v'}, ...
    'lim', {clim_urms, clim_vrms});
%% 7b. FILTRO + SMUSSATURA + FIGURE
for q = 1:numel(cfg)
    f = cfg(q).name;
    if ~ismember(f, campi_pulisci), continue; end
    Z = Mm.plot(f) / U_ref;
    vis = ~Mm.blind & ~isnan(Z);
    src = vis & ~bs;
    zone = xLg < x_cut_L;
    ref = src & (xLg >= x_cut_L) & (xLg < x_cut_L + w_ref);
    if isempty(thr_caldo), thr = prctile(Z(ref), thr_prc); else, thr = thr_caldo; end
    thr_hi = prctile(Z(ref), thr_hi_prc);

    calde = zone & vis & (Z > thr);
    bad = (conv2(double(calde), Kd, 'same') > 0) & zone & vis;
    nCalde = nnz(calde); nBad = nnz(bad);
    good = vis & ~bad & ( (zone & (Z <= thr)) | (~zone & (Z <= thr_hi)) );

```

```

Zw = Z; Zw(~good) = 0;
G = good; bd = bad;
wmin = 0.15;
for it = 1:500
    if ~any(bd(:)), break; end
    Ws = conv2(double(G), Kf, 'same');
    Nw = conv2(Zw .* G, Kf, 'same');
    can = bd & (Ws > wmin);
    if ~any(can(:))
        wmin = wmin / 2; continue
    end
    Zw(can) = Nw(can) ./ Ws(can);
    G(can) = true; bd(can) = false;
end
Zw(bd) = median(Z(ref));
Zf = Z; Zf(bad) = Zw(bad);

Ss = double(src);
Zt = Zf; Zt(~src) = 0;
Zsg = conv2(Zt, Kg, 'same') ./ max(conv2(Ss, Kg, 'same'), eps);
Zsl = conv2(Zt, Kl, 'same') ./ max(conv2(Ss, Kl, 'same'), eps);
wz = min(max((x_cut_L + trans - xLg) / trans, 0), 1);
Zn = Zf;
Zn(src) = (1 - wz(src)) .* Zsg(src) + wz(src) .* Zsl(src);

if ~isempty(cfg(q).lim)
    lim = cfg(q).lim;
else
    lim = prctile(Zn(src), clim_prc);

```

```

    lim(1) = 0;

    lim = [floor(lim(1)/clim_round), ceil(lim(2)/clim_round)] * clim_round;
end

fig = figure('Name', [cfg(q).ttl ' (liscio)'], 'Position', [50 50 1100 420]);
ax = axes(fig);
pcolor(ax, xLg, yL, Zn); shading(ax, 'interp');
clim(ax, lim);
colormap(ax, jet);
cb = colorbar(ax); cb.Label.String = cfg(q).label;
title(ax, sprintf('%s (N = %d / %d campioni cam1 / cam2)', cfg(q).ttl, Mm.N1,
Mm.N2));
decorate(ax, Mm, L);

nZone = nnz(zone & vis);
mR = src & (xLg > x_cut_L + trans);

fprintf('%s: soglia calda = %.3f | calde = %d (%.0f%% zona sx) | sostituite con alone =
%d (%.0f%%)\n', ...
    f, thr, nCalde, 100*nCalde/nZone, nBad, 100*nBad/nZone);

fprintf(' zona sx: mediana %.3f -> %.3f | destra (x/L>%.2f): mediana %.3f -> %.3f,
massimo %.3f -> %.3f, scarto rms %.4f\n', ...
    median(Z(zone & vis)), median(Zn(zone & vis)), x_cut_L + trans, ...
    median(Z(mR)), median(Zn(mR)), max(Z(mR)), max(Zn(mR)), sqrt(mean((Zn(mR) -
Z(mR)).^2)));

fprintf(' clim = [%.3f %.3f]\n', lim(1), lim(2));
exportgraphics(fig, sprintf('%s_liscio_%.s.png', f, tag), 'Resolution', 300);
savefig(fig, sprintf('%s_liscio_%.s.fig', f, tag));
end

```

8. BIBLIOGRAFIA

- [1] Instability processes in short and long laminar separation bubbles
Matteo Dellacasagrande¹ · Dario Barsi¹ · Davide Lengani¹ · Daniele Simoni
- [2] Mayle R. E., (1991) the role of Laminar-Turbulent transition in Gas Turbines Engines
- [3] Matteo Dellacasagrande¹ · Dario Barsi¹ · Davide Lengani¹ · Daniele Simoni¹ · Jacopo Verdoya¹, (2020) Response of a flat plate laminar separation bubble to Reynolds number, free-stream turbulence and adverse pressure gradient variation
- [4] BLADEROW INTERACTIONS, TRANSITION, AND HIGH-LIFT AEROFOILS IN LOW-PRESSURE TURBINES Howard P. Hodson¹ and Robert J. Howell
- [5] XIAOHUA WU¹, ROBERTG. JACOBS¹, JULIAN C. R. HUNT² AND PAULA. DURBIN¹ - Simulation of boundary layer transition induced by periodically passing wakes
- [6] Ronald Mailach, Ingolf Lehmann, Konrad Vogeler. Periodical Unsteady Flow Within a Rotor Blade Row of an Axial Compressor—Part I: Flow Field at Midspan.
- [7] The role of transition in high-lift low-pressure turbines for aeroengines Howard P. Hodson^a, Robert J. Howell
- [8] Kurian, T. and Fransson, J. H. (2009). Grid-generated turbulence revisited. Fluid dynamics research
- [9] Dabiri, D. (2006). Cross-correlation digital particle image velocimetry—a review. Turbul. ABCM Curitiba
- [10] Daniele Simoni, Marina Ubaldi, Pietro Zunino Aerodynamics and Turbomachinery Laboratory GENOVA UNIVERSITY. TOWARD ULTRA-HIGH-LIFT (UHL) BLADE PROFILES FOR TURBOMACHINERY APPLICATIONS
- [11] Schlichting, H. and Gersten, K. (2000). Boundary Layer Theory. Springer.
- [12] Matteo Dellacasagrande * , Davide Lengani , Daniele Simoni and Marina Ubaldi - An Experimental Database for the Analysis of Bursting of a Laminar Separation Bubble
- [13] Currie, I. (1974). Fundamental mechanics of fluids. &, 41:40
- [14] -Aditi Sengupta ; Paul Tucker - Effects of forced frequency oscillations and unsteady wakes on the separation-induced transition in pressure gradient dominated flows
- [15] Schlichting, H. & Gersten, K. (2017). Boundary-Layer Theory
- [16] Hain, R., Kähler, C. J., and Radespiel, R. (2009). Dynamics of laminar separation bubbles at low-Reynolds- number aerofoils. J. Fluid Mech., 630:129–153.
- [17] Connor Toppings¹ · Serhiy Yarusevych¹ - Transient dynamics of laminar separation bubble formation and bursting

- [18] JOHND.COULL†AND HOWARDP.HODSON Whittle Laboratory, University of Cambridge, Cambridge CB3 0DY, UK - Unsteady boundary-layer transition in low-pressure turbines
- [19] Parametric study of separation and transition characteristics over an airfoil at low Reynolds numbers Michael S. H. Boutilier • Serhiy Yarusevych
- [20] Instability and Transition in a Laminar Separation Bubble N. K. Singh Department of Mechanical Engineering, National Institute of Technology, Kurukshetra, Haryana, 136119, India
- [21] Transition Mechanisms in Laminar Separated Flow Under Simulated Low Pressure Turbine Aerofoil Conditions Available Jerit Dähnert, Christoph Lyko, Dieter Peitsch
- [22] Luo J. and Lakshminarayana B. 1997 - Numerical Simulation of Turbine Blade Boundary Layer and Heat Transfer and Assessment of Turbulence Models. *Turbomach*
- [23] Computational Fluid Dynamics Study of Wake-Induced Transition on a Compressor-Like Flat Plate -D. Keith Walters1 James H. Leylek Advanced Computational Research Laboratory, Department of Mechanical Engineering, Clemson University, Clemson, SC 29634 USA
- [24] Boundary Layer Transition Induced by Periodic Wakes - Xiaohua Wu, Paul A. Durbin; Center for Integrated Turbulence Simulation and Department of Mechanical Engineering, Stanford University, Building 500, Stanford, CA 94305-3030
- [25] SCHOBEIRI, M. T.; ÖZTÜRK, B.; ASHPIS, David E. Effect of Reynolds number and periodic unsteady wake flow condition on boundary layer development, separation, and intermittency behavior along the suction surface of a low pressure turbine blade. 2007.