



POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea Magistrale in
Ingegneria Aeronautica

**Studio sperimentale dell'interazione
aerodinamica vortice-pala**

Relatore: Prof. Giuseppe GIBERTINI

Co-relatore: Ing. Alex ZANOTTI

Tesi di Laurea di:
Martino ERMACORA
Matr. 770000

Anno Accademico 2012-2013

Sommario

Il presente lavoro descrive l'attività sperimentale svolta al Politecnico di Milano, riguardante lo studio dell'interazione vortice-pala di tipo perpendicolare. Con particolare attenzione è stata studiata l'interazione in presenza di un'oscillazione di beccheggio della pala, essendo questa una condizione tipica nell'involupto di volo di un elicottero. Lo studio sperimentale è stato condotto su di un'ala oscillante con profilo NACA 23012, a monte della quale è stata installata una semiala avente la medesima sezione. La presenza della semiala ha consentito la generazione un vortice di estremità che è stato fatto impattare contro l'ala oscillante, perpendicolarmente rispetto alla direzione dell'apertura alare. L'obiettivo principale della campagna di prove sperimentali è stato quello di fornire un'analisi quanto più completa dell'aerodinamica attorno alla pala, in seguito all'interazione con il vortice. Per questa ragione si è scelto di effettuare una misura mediante PIV stereoscopica, con lo scopo di ottenere una valutazione delle tre componenti di velocità del campo di moto. Questa scelta è stata dettata dal fatto che il fenomeno in esame è fortemente tridimensionale, ed una sua esaustiva analisi necessitava quindi di una completa misurazione dei vettori velocità nello spazio. Il campo di moto è stato quindi acquisito su più finestre di misura equispaziate in direzione dell'apertura della pala ed i risultati sono stati quindi opportunamente interpolati al fine di ottenere un vero e proprio volume di misura. L'analisi dell'interazione è stata condotta a differenti istanti dell'oscillazione ed ha mostrato come, in alcuni casi, la presenza del vortice provochi una forte alterazione del campo di moto attorno alla pala, portando allo sviluppo di regioni di controcorrente. Tali condizioni non sono risultate di facile previsione poichè gli effetti legati all'oscillazione della pala possono essere tali da garantire condizioni di flusso localmente attaccato anche nel caso di angoli di incidenza locali estremamente elevati o di effetti tridimensionali particolarmente intensi.

Parole chiave: BVI; PIV stereoscopica; stallo dinamico; vortice di estremità; NACA 23012;

Abstract

The present work focuses on the experimental activity carried out at Politecnico di Milano, on the study of the perpendicular blade-vortex interaction. The work describes in particular the interaction on an oscillating blade, which is a typical condition in the flight envelope of an helicopter. The experimental study was performed over an oscillating wing having a NACA 23012 blade section, upstream of which, a half-wing with an identical section has been installed. Through the half-wing, a tip vortex has been generated and directed perpendicularly against the oscillating blade. The main goal of this experimental tests was to provide a complete analysis of the aerodynamics around the blade, after the interaction with the vortex. This is the reason why it has been chosen to make the measurements using a stereoscopic PIV technique, with the purpose of making a complete evaluation of all the three velocity components. This choice was made taking into account that the phenomenon under examination is strongly three-dimensional, and its complete evaluation requires a full measurement of the velocity over the blade. The velocity field was so acquired on several planes equally spaced over the blade span, and then suitably interpolated in order to obtain a proper measurement volume. The blade-vortex interaction analysis was carried out at different instants of the oscillation, showing how the velocity induced by the vortex is strong enough to alterate significantly the flow field over the blade, causing in some cases the development of a countercurrent region. Such condition has appeared to be difficult to predict because the beneficial effects related to the blade oscillation may be sufficient to ensure that the flow remains fully attached even in case of high angles of attack or strong three-dimensional effects.

Keywords: BVI; stereoscopic PIV; dynamic stall; tip vortex; NACA 23012;

Indice

| | |
|--|-----------|
| Introduzione | 1 |
| 1 Aspetti Aerodinamici | 3 |
| 1.1 L'aerodinamica dei profili oscillanti | 4 |
| 1.2 Blade Vortex Interaction | 7 |
| 1.3 Effetti dell'interazione tra vortice e pala oscillante | 12 |
| 2 Velocimetria a Immagini di Particelle | 15 |
| 2.1 Stereo PIV | 15 |
| 2.1.1 Condizione di Scheimpflug | 20 |
| 2.1.2 Calibrazione dell'immagine e ricostruzione del campo di moto | 21 |
| 3 Apparato Sperimentale | 27 |
| 3.1 Galleria del vento | 27 |
| 3.2 Ala oscillante | 28 |
| 3.2.1 Modello di ala | 28 |
| 3.2.2 Meccanismo di attuazione | 29 |
| 3.2.3 Controllo dell'oscillazione | 30 |
| 3.3 Semiala per la generazione del vortice | 32 |
| 3.3.1 Caratteristiche geometriche ed aerodinamiche | 32 |
| 3.4 Stereo PIV | 37 |
| 3.5 Posizionamento dei componenti | 41 |
| 4 Risultati e Considerazioni | 47 |
| 4.1 Procedura di misurazione | 47 |
| 4.2 Verifica di accuratezza a camera vuota | 49 |
| 4.3 Caratterizzazione del vortice | 50 |
| 4.4 Effetti del BVI perpendicolare sullo stallo dinamico | 58 |
| 4.4.1 10° in salita | 60 |
| 4.4.2 10° in discesa | 66 |

| | | |
|--------------------------------------|---------------------------------------|-----------|
| 4.4.3 | 15° in salita | 74 |
| 4.4.4 | Struttura della separazione | 81 |
| Conclusioni e Sviluppi Futuri | | 87 |

Elenco delle figure

| | | |
|-----|---|----|
| 1.1 | Rappresentazione schematica dell'aerodinamica di un elicottero | 3 |
| 1.2 | Rappresentazione schematica della separazione e dell'andamento dei carichi aerodinamici durante lo stallo dinamico | 5 |
| 1.3 | Interazione scia-pala di rotore | 8 |
| 1.4 | Intersezioni tra vortici e pale durante un volo discendente, per un rotore bipala | 9 |
| 1.5 | Differenti tipologie di BVI | 10 |
| 1.6 | Interazione vortice-pala di tipo perpendicolare | 11 |
| 1.7 | Misure di portanza e momento sulla pala di un rotore | 13 |
| 2.1 | Schema della configurazione ottica per una PIV | 16 |
| 2.2 | Visualizzazione stereoscopica nel piano XZ | 16 |
| 2.3 | Tipiche configurazioni stereoscopiche | 18 |
| 2.4 | Configurazione rotazionale: distorsione dell'immagine | 18 |
| 2.5 | Rapporto errori configurazione traslazionale | 19 |
| 2.6 | Rapporto errori configurazione rotazionale | 19 |
| 2.7 | Condizione di Scheimpflug | 20 |
| 2.8 | Esempio di differenti target di calibrazione | 22 |
| 3.1 | Camera di prova della galleria del vento a circuito chiuso presso il Laboratorio Aerodinamico del Politecnico di Milano | 27 |
| 3.2 | Rappresentazione del modello di ala | 28 |
| 3.3 | Particolare del supporto del modello | 29 |
| 3.4 | Particolare del motore e della trasmissione | 30 |
| 3.5 | Postazione di controllo del moto di oscillazione | 31 |
| 3.6 | Schema a blocchi del sistema di controllo dell'oscillazione | 32 |
| 3.7 | Arrotolamento della scia vorticoso | 33 |
| 3.8 | Vista in pianta della posizione reciproca tra la semiala e l'ala oscillante | 34 |
| 3.9 | Effetto della forma in pianta e della distribuzione di circolazione sullo sviluppo completo di un vortice | 35 |

| | | |
|------|---|----|
| 3.10 | Rappresentazione della struttura della semiala | 36 |
| 3.11 | Rappresentazione della finestra di elaborazione dei dati PIV (lunghezze in <i>mm</i>) | 38 |
| 3.12 | Braccio di supporto delle telecamere | 39 |
| 3.13 | Vista interna del montaggio delle telecamere | 40 |
| 3.14 | Schema della sequenza di temporizzazione | 41 |
| 3.15 | Schema di ricostruzione del campo di moto con PIVview3C | 42 |
| 3.16 | Posizionamento reciproco fra le due ali (lunghezze in <i>mm</i>) | 43 |
| 3.17 | Struttura di supporto della semiala | 44 |
| 3.18 | Sistema di riferimento di lavoro | 45 |
| | | |
| 4.1 | Rappresentazione della posizione dei piani di acquisizione della PIV | 48 |
| 4.2 | Posizione del volume di misura | 50 |
| 4.3 | Vorticità sul piano $y - z$ in corrispondenza del bordo d'at- tacco dell'ala oscillante ($Re = 6 \cdot 10^5$) | 52 |
| 4.4 | Q criterion sul piano $y - z$ in corrispondenza del bordo d'attacco dell'ala oscillante ($Re = 6 \cdot 10^5$) | 53 |
| 4.5 | Lambda2 sul piano $y - z$ in corrispondenza del bordo d'at- tacco dell'ala oscillante ($Re = 6 \cdot 10^5$) | 53 |
| 4.6 | Rappresentazione tridimensionale del vortice d'estremità ($Re = 6 \cdot 10^5$) | 54 |
| 4.7 | Intensità del campo di moto indotto dal vortice ($Re = 6 \cdot$ 10^5) | 55 |
| 4.8 | Schematizzazione dei piani di sezione del vortice | 56 |
| 4.9 | Confronti tra le velocità rilevate con l'anemometria a filo caldo e la PIV stereoscopica | 57 |
| 4.10 | Immagine PIV che mostra la posizione relativa tra l'ala oscillante e l'asse del vortice | 59 |
| 4.11 | Confronto dell'intensità degli effetti indotti dal vortice nel- le condizioni di 8° e 10° in salita: vorticità (a,b) e veloci- tà trasversali estratte sul piano di mezzeria (c,d), per un centraggio del vortice ad $\alpha=10^\circ$ in salita | 61 |
| 4.12 | Confronto tra i campi di moto in presenza ed in assenza del vortice ($\alpha=10^\circ$ in salita) | 62 |
| 4.13 | Confronto tra i campi di moto in presenza del vortice, con e senza oscillazione($\alpha=10^\circ$) | 63 |
| 4.14 | Profili di velocità U ($\alpha=8^\circ$ in salita) | 64 |
| 4.15 | Profili di velocità U ($\alpha=10^\circ$ in salita) | 65 |
| 4.16 | Confronto dei profili di velocità verticale estratti per $\alpha=10^\circ$ in salita, rispetto ai dati di filo caldo del vortice isolato | 66 |

| | | |
|------|---|----|
| 4.17 | Confronto dell'intensità degli effetti indotti dal vortice nelle condizioni di 12° e 10° in discesa: vorticità (a,b) e velocità trasversali estratte sul piano di mezzeria (c,d), per un centraggio del vortice ad $\alpha=10^\circ$ in discesa | 67 |
| 4.18 | Confronto tra i campi di moto in presenza ed in assenza del vortice ($\alpha=10^\circ$ in discesa) | 68 |
| 4.19 | Confronto tra i campi di moto in presenza del vortice, con e senza oscillazione ($\alpha=10^\circ$) | 69 |
| 4.20 | Profili di velocità U ($\alpha=12^\circ$ in discesa) | 71 |
| 4.21 | Profili di velocità U ($\alpha=10^\circ$ in discesa) | 72 |
| 4.22 | Profili di velocità U , in assenza del vortice ($\alpha=10^\circ$ in discesa) | 73 |
| 4.23 | Profili di velocità U , con profilo statico($\alpha=10^\circ$) | 74 |
| 4.24 | Confronto dell'intensità degli effetti indotti dal vortice nelle condizioni di 13° e 15° in salita: vorticità (a,b) e velocità trasversali estratte sul piano di mezzeria (c,d), per un centraggio del vortice ad $\alpha=15^\circ$ in salita | 75 |
| 4.25 | Confronto tra i campi di moto in presenza ed in assenza del vortice ($\alpha=15^\circ$ in salita) | 76 |
| 4.26 | Confronto tra i campi di moto in presenza del vortice, con e senza oscillazione ($\alpha=15^\circ$) | 77 |
| 4.27 | Profili di velocità U ($\alpha=13^\circ$ in salita) | 78 |
| 4.28 | Profili di velocità U ($\alpha=15^\circ$ in salita) | 79 |
| 4.29 | Profili di velocità U , con profilo statico ($\alpha=15^\circ$) | 80 |
| 4.30 | Isosuperfici di vorticità | 81 |
| 4.31 | Linee di corrente e isosuperfici di vorticità($\alpha=10^\circ$ in salita) | 82 |
| 4.32 | Linee di corrente e isosuperfici di vorticità($\alpha=15^\circ$ in salita) | 83 |
| 4.33 | Linee di corrente($\alpha=10^\circ$ in discesa) | 84 |
| 4.34 | Impronta delle linee di corrente sul piano $x-y$ ad un'altezza $z/c = 0.09$ ($\alpha=10^\circ$ in discesa) | 84 |

Elenco delle tabelle

| | | |
|-----|-------------------------------|----|
| 4.1 | Condizioni di prova | 58 |
|-----|-------------------------------|----|

Introduzione

Nell'ambito dello studio dell'aerodinamica attorno al rotore di un elicottero, l'interazione vortice-pala (BVI) riveste un interesse non secondario ed è tuttora fonte continua di ricerca. Le interazioni che avvengono tra le pale del rotore ed i vortici generati dalle pale stesse introducono infatti diversi effetti negativi.

Il primo e probabilmente più studiato di questi è l'elevato impatto acustico che accompagna il BVI. Le variazioni del campo di pressione attorno alla pala associate alla presenza del vortice sono infatti così intense da costituire una delle principali fonti di rumore durante il volo di un elicottero.

Il BVI non è però solamente un problema aeroacustico ma anche aerodinamico, ed è in questo ambito che si è sviluppato il presente lavoro. Infatti la forte alterazione del campo di moto introdotta dal vortice può far variare in modo importante i carichi aerodinamici e portare allo stallo della pala, con evidenti problematiche sia in termini di performance complessiva che di vibrazioni ed instabilità.

Ciascuna delle problematiche elencate è associata ai particolari tipi di interazione che intercorrono tra i vortici e le pale. È possibile distinguere, in funzione della direzione dell'asse del vortice, interazioni di tipo parallelo, quando gli assi di vortice e pala sono fra loro paralleli; interazioni perpendicolari, quando gli assi sono ortogonali e su piani paralleli; interazioni oblique nei casi intermedi. L'interazione di tipo parallelo è fortemente instazionaria, sostanzialmente bidimensionale e distribuita su buona parte della pala. È in questo caso che si ha la più forte generazione di rumore aeroacustico. Al contrario, l'interazione perpendicolare è caratterizzata da un'alta tridimensionalità, dal momento che il vortice introduce una variazione antisimmetrica dell'angolo di incidenza, inoltre mostra una localizzazione limitata all'estensione della sezione del vortice ed un basso grado di instazionarietà. Sebbene in questo caso non si presenti una forte generazione di rumore, le variazioni di incidenza indotte localmente dal vortice possono portare a condizioni di stallo oltre che causare vibrazioni

della pala.

Il presente lavoro è il risultato dell'attività sperimentale svolta al Politecnico di Milano avente lo scopo di studiare le variazioni del campo di moto introdotte dalla presenza del vortice perpendicolare su di un'ala oscillante. Diversi esperimenti sono stati condotti riguardo a questo tema, come ad esempio i lavori di Ham (1975)[9], Wittmer e Davenport (1999)[10]; ma sempre considerando un profilo in condizioni statiche. In tal senso si è voluto studiare il fenomeno sotto un nuovo aspetto andando ad allestire una prova che tenesse in considerazione anche l'effetto dell'oscillazione di beccheggio della pala.

Come detto ci si è voluti concentrare particolarmente sullo studio dei cambiamenti del campo di moto attorno alla pala e su come, conseguentemente, le prestazioni aerodinamiche vengano influenzate. Il regime analizzato è quello di *light dynamic stall* (Leishman[4]), rappresentativo di una tipica condizione sulla pala retrocedente per un elicottero in volo in crociera.

Per la descrizione topologica dell'interazione aerodinamica in esame è stata utilizzata una PIV stereoscopica in maniera tale da cogliere in modo quanto più esatto possibile la forte tridimensionalità caratterizzante il fenomeno studiato.

Il lavoro è strutturato come segue.

Nel **Capitolo 1** vengono richiamati brevemente gli aspetti aerodinamici relativi ai profili oscillanti. Inoltre si introduce la fenomenologia tipica che caratterizza il BVI, descrivendo le particolarità associate ai diversi tipi di interazione. Infine viene fornita un'analisi qualitativa dei possibili effetti dell'interazione tra vortice e pala oscillante.

Il **Capitolo 2** presenta una breve introduzione alla tecnica di misura della PIV stereoscopica. Vengono descritti i metodi di ricostruzione del campo di velocità e di calibrazione dell'immagine, ponendo altresì in rilievo quali possono essere le fonti di inaccuratezza della misurazione condotta attraverso questa tecnica.

La descrizione dettagliata dell'intero apparato sperimentale è riportata nel **Capitolo 3**. In particolare vengono presentate le caratteristiche del sistema stereo PIV e del meccanismo di attuazione e controllo dell'oscillazione della pala.

Nel **Capitolo 4**, infine, sono descritti i risultati ottenuti dalla campagna di prove sperimentali. In una prima parte vengono esposte la procedura di misurazione adottata e le verifiche di accuratezza condotte. Viene quindi riportata la caratterizzazione del vortice isolato, avente lo scopo di identificarne in modo quantitativo la struttura e le caratteristiche. Svoltata l'analisi preliminare sul vortice si passa quindi alla descrizione della sua interazione con la pala al variare dell'incidenza.

ala fissa, principalmente per le interazioni di ciascuna pala con la scia ed i vortici di estremità generati dalle pale che la precedono. Inoltre per una velocità di volo diversa da zero l'intrinseca asimmetria del flusso attorno al rotore dà luogo a diversi problemi aerodinamici che limitano la performance dell'elicottero. In particolare le pale sul lato avanzante del rotore possono entrare in regime transonico, mentre sul lato retrocedente si possono sviluppare condizioni di stallo.

In questo capitolo si vuole quindi dare un'analisi qualitativa di quelli che sono i principali fenomeni instazionari e le principali interazioni a cui è soggetto il rotore di un elicottero.

1.1 L'aerodinamica dei profili oscillanti

L'aerodinamica dei profili oscillanti descrive in modo appropriato il comportamento tipico del rotore di un elicottero, quando viene dato passo ciclico alle pale.

In condizioni di volo ad alta velocità ed in manovra sotto un modesto fattore di carico, la pala retrocedente si trova ad avere una discreta velocità relativa ed un angolo di incidenza che è comunque estremamente elevato ed opera quindi in condizioni vicine al limite nel quale il flusso può rimanere attaccato alla superficie della pala.

Globalmente, a causa della variazione temporale dell'angolo di incidenza della pala dovuto al moto di flappeggio, dei comandi del pilota sul passo ciclico e dell'interazione con la scia del rotore, lo stallo sulle pale di rotore avviene in modo dinamico, con una fenomenologia fortemente diversa dal caso statico. Per questo motivo, lo stallo sulle pale di rotore è chiamato stallo dinamico. Studi passati [1], [2] hanno mostrato come la fenomenologia della separazione della corrente nel caso di stallo dinamico sia profondamente differente dal meccanismo di stallo esibito dallo stesso profilo nel caso statico. In Figura (1.2) sono rappresentati il flusso attorno al profilo e l'andamento dei carichi aerodinamici agenti su un profilo oscillante.

Innanzitutto si può vedere come sia presente un ritardo nella comparsa della separazione, che avviene quindi ad un angolo di incidenza maggiore rispetto al caso statico. Inoltre, la separazione della corrente a seguito dello stallo dinamico è caratterizzata dalla formazione e conseguente rilascio di un vortice a partire dal bordo d'attacco del profilo. Finché tale vortice si trova sul dorso del profilo genera una depressione, provocando un aumento della portanza generata. Tuttavia, la posizione del vortice non è stabile e quest'ultimo viene rapidamente trasportato lungo la corda

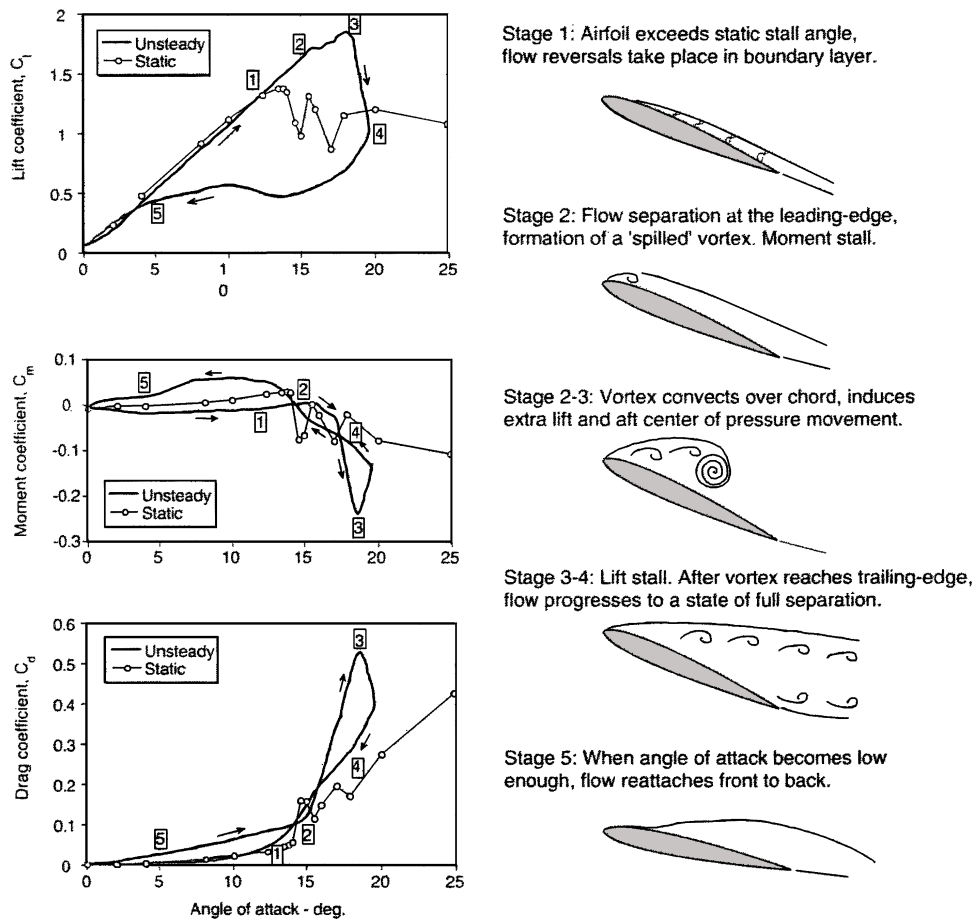


Figura 1.2: Rappresentazione schematica della separazione e dell'andamento dei carichi aerodinamici durante lo stallo dinamico

della pala dalla corrente esterna, percorrendo l'intero profilo. Ciò produce uno spostamento a valle estremamente rapido del centro di pressione, provocando un elevato momento picchiante sul profilo ed un incremento del momento torcente sulla pala. Se l'iniziale ritardo della separazione rappresenta un vantaggio nell'ambito delle prestazioni e dell'involuppo di volo del rotore di un elicottero, lo stesso non si può dire dell'incremento del momento torcente che di fatto rappresenta il principale aspetto negativo legato allo stallo dinamico.

Il ritardo nella comparsa della separazione della corrente è sostanzialmente dovuto a tre principali fenomeni instazionari [4]. Nella fase in cui l'angolo di incidenza aumenta nel tempo, le instazionarietà della corrente che risultano dalla circolazione rilasciata nella scia in corrispondenza del

bordo d'uscita causano una riduzione della portanza generata ed un gradiente di pressione maggiore rispetto al caso statico allo stesso angolo di incidenza. In secondo luogo l'effetto cinematico di oscillazione del profilo ha sulla corrente l'effetto di aumentare la curvatura del profilo stesso, contribuendo a ridurre ulteriormente sia la pressione nella regione del bordo d'attacco, sia i suoi gradienti per un dato valore di portanza. Infine, in risposta ai gradienti di pressione esterni, vi sono anche effetti instazionari aggiuntivi che avvengono all'interno dello strato limite, come ad esempio la presenza di inversioni nella direzione di moto del flusso senza che vi sia una separazione osservabile. Nonostante il comportamento dello strato limite turbolento instazionario non sia ancora stato compreso appieno, si è trovato che generalmente l'inizio della separazione sui profili alari viene ritardato dagli effetti instazionari associati ad un rateo positivo di variazione dell'angolo.

In definitiva, la combinazione della sopra citata riduzione dei gradienti di pressione e la comparsa posticipata della separazione dello strato limite fanno sì che lo stallo dinamico avvenga ad angoli di incidenza significativamente superiori rispetto al caso di stallo statico.

Incrementando ulteriormente l'angolo di incidenza, l'elevato gradiente di pressione avverso che si forma nella regione di bordo d'attacco comporta che la separazione avvenga per prima in questa regione. L'evidenza sperimentale (McCroskey [1], [2]) ha mostrato che in questa condizione si forma uno strato vorticoso libero immediatamente a valle del bordo d'attacco che si avvolge rapidamente divenendo un vortice. Questa è una caratteristica peculiare ed estremamente importante dello stallo dinamico. Infatti, come già anticipato, il vortice viene immediatamente trasportato verso valle dalla corrente asintotica e inizia un effetto di convezione sul campo di moto nella regione del dorso del profilo. Data la rapidità del fenomeno, ciò induce un'onda di pressione che rafforza la portanza generata e produce carichi aerodinamici decisamente maggiori rispetto a quelli che è possibile ottenere in caso statico allo stesso angolo di incidenza. Quando il vortice viene trasportato a valle del bordo d'uscita del profilo i suoi effetti si riducono e il flusso sul dorso del profilo passa ad uno stato di totale separazione. A questo fenomeno è associato un improvviso calo della portanza, un improvviso aumento della resistenza e il raggiungimento del massimo momento picchiante sul profilo (si veda Figura (1.2)). In questa condizione i carichi aerodinamici sono approssimativamente gli stessi che si registrano in condizioni statiche allo stesso angolo di incidenza. Il riattacco della corrente può avvenire solo quando l'angolo di incidenza del profilo torna nuovamente su angoli sufficientemente bassi, ma c'è in genere un significativo ritardo anche in questo processo. Innanzitutto vi è

un ritardo nella “riorganizzazione” della corrente tra lo stato totalmente separato e quello in cui la corrente è soggetta a riattacco. In secondo luogo vi è un ritardo a causa dell’effetto cinematico di oscillazione del profilo che genera una “curvatura indotta” che sarà di segno opposto rispetto al caso precedente, dal momento che ora il rateo di variazione dell’angolo di incidenza è negativo. Questo provoca un aumento del gradiente di pressione nella regione del bordo d’attacco, ed è quindi necessario che il profilo si trovi abbondantemente al di sotto dell’angolo di stallo nel caso statico perchè possa avvenire un completo riattacco dello strato limite sul dorso del profilo. A causa di questi ritardi, sia nella fase di salita che nella fase di discesa, il fenomeno dello stallo dinamico presenta una notevole isteresi, sia sulle forze che sui momenti aerodinamici.

Le forti non linearità dei carichi aerodinamici agenti sulla pala in presenza di stallo dinamico possono portare a problemi di stabilità aeroelastica. In particolare, quando lo smorzamento aerodinamico assume valore negativo può rendere divergente uno dei modi aeroelastici torsionali stabili [4]. Questa instabilità è nota in letteratura con il nome di *stall flutter* [5], la sua presenza può causare notevoli danni strutturali alle pale ed eccessive vibrazioni in cabina.

Da quanto appena presentato si può comprendere come il ritardo della separazione tipico dei profili oscillanti sia di grande interesse nella progettazione di un elicottero ma allo stesso tempo come il fenomeno dello stallo dinamico presenti delle complicazioni che possono risultare limitanti. Inoltre, al di là delle problematiche intrinseche associate allo stallo dinamico stesso, va tenuto conto della possibilità che tutti i benefici associati al ritardo della separazione vengano meno nel momento in cui il campo di moto attorno alla pala sia perturbato in modo tale da causare la separazione anticipata dello strato limite, prima che si abbia il forte incremento di portanza. Tra le perturbazioni del campo di moto che sono sufficientemente intense per provocare questi effetti, vi sono senza dubbio le interazioni tra la pala in esame ed i vortici d’estremità generati dalle pale che la precedono.

1.2 Blade Vortex Interaction

Con il termine *Blade-Vortex Interaction* (BVI) si indica l’interazione di una pala del rotore di un elicottero con il vortice di estremità generato dalla pala che la precede. Questo tipo di interazione si verifica tipicamente quando un elicottero compie una traiettoria di volo lentamente discendente (Figura (1.3(b))) o quando è in fase di manovra con ridotti ratei di

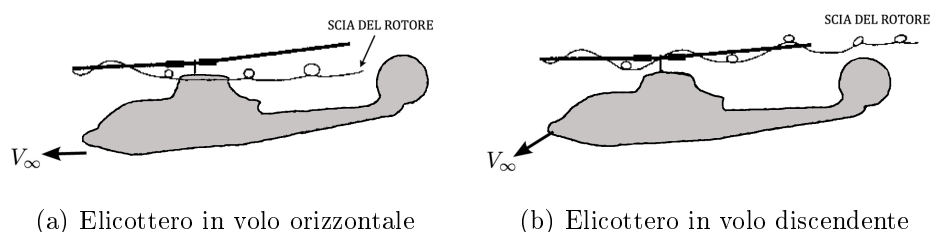


Figura 1.3: Interazione scia-pale di rotore

avanzamento; è in queste condizioni infatti che le pale del rotore principale impattano o si trovano molto vicine ai vortici di estremità generati in precedenza dalle pale stesse. Il fenomeno del BVI produce variazioni impulsive dell'angolo di incidenza e quindi della distribuzione di pressione attorno alle pale, provocando importanti problemi di rumore acustico e di vibrazioni strutturali.

Data la sua complessità e la natura interdisciplinare, il problema del BVI rappresenta una delle sfide più critiche per l'aeromeccanica in ambito elicotteristico. Il fenomeno dell'interazione vortice-pala nei rotori è particolarmente complesso a causa delle differenti forme di interazione che è possibile riscontrare tra una pala e i vortici.

A basse velocità di avanzamento, infatti, la scia del rotore rimane nel piano del rotore stesso per diverse rotazioni complete di quest'ultimo; ciò è dovuto alla presenza di *upwash* nella regione immediatamente a monte della pala, che contribuisce a richiamare la scia vorticoso verso la quota alla quale è stata generata. Tale *upwash* è associato alla presenza di un'intensa circolazione dovuta alla portanza sviluppata dalle pale. Ciò comporta che un vortice generato da una pala sia soggetto a interazioni multiple con le pale rotanti del rotore e questo si traduce in complicati problemi aerodinamici e di dinamica strutturale delle pale stesse.

L'effetto è ulteriormente amplificato nel caso di traiettoria di volo in discesa, nella quale non solo vi è il contributo dovuto alla circolazione, ma è presente anche un importante contributo di *upwash* relativo dovuto alla velocità verticale assunta dall'elicottero. Le prove sperimentali condotte su un modello in scala reale dell'elicottero Bell AH-1G [6] hanno mostrato che per condizioni di volo in discesa caratterizzate da un rapporto di avanzamento di 0.15 e ratei di discesa compresi tra 0 e 1000 *ft/min* avvengono sette differenti intersezioni tra i vortici di estremità e le pale, sia dal lato della pala avanzante che dal lato della pala retrocedente.

Con riferimento alla Figura (1.4) è possibile osservare le diverse in-

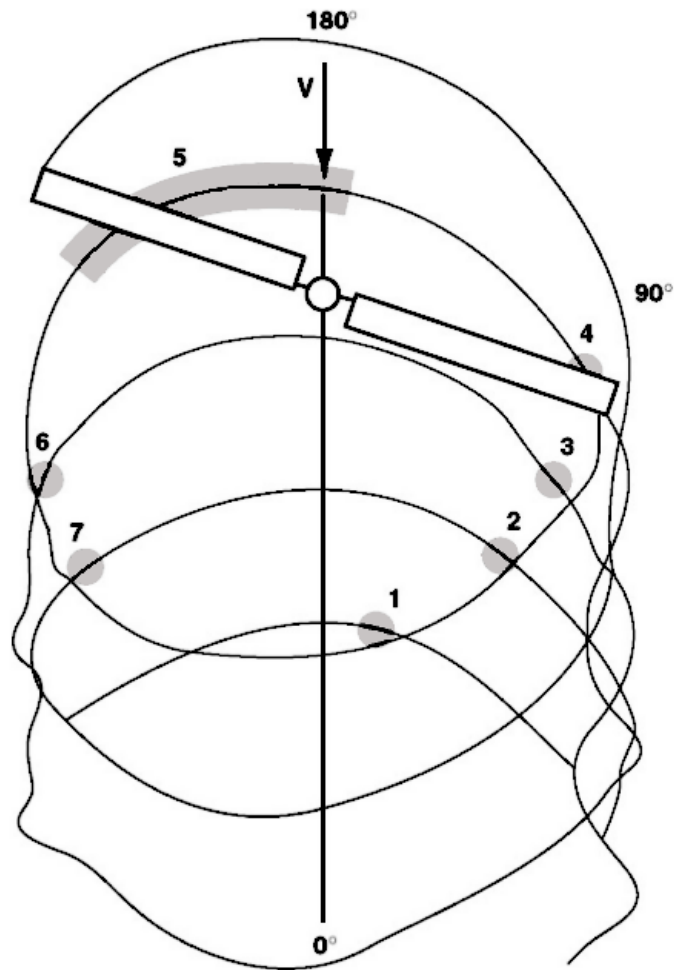


Figura 1.4: Intersezioni tra vortici e pale durante un volo discendente, per un rotore bipala

terazioni di cui sopra. Considerando un sistema di riferimento in cui la coordinata angolare ψ , che descrive il piano azimutale della pala, abbia origine in corrispondenza della condizione di pala maggiormente arretrata e cresca nella direzione di rotazione del rotore si vede come quattro delle sette interazioni avvengano nel primo quadrante, per angoli ψ pari a 25° , 42° , 55° e 70° . La quinta intersezione avviene in corrispondenza del 50-60% dell'apertura della pala ed interessa l'intero terzo quadrante. Infine le ultime due intersezioni avvengono nel quarto quadrante per angoli ψ pari a 280° e 310° . [7]

Questi risultati sono stati ottenuti nel caso di rotore bipala le cui pale hanno svergolamento pari a -10° ; differenti valori di svergolamento forni-

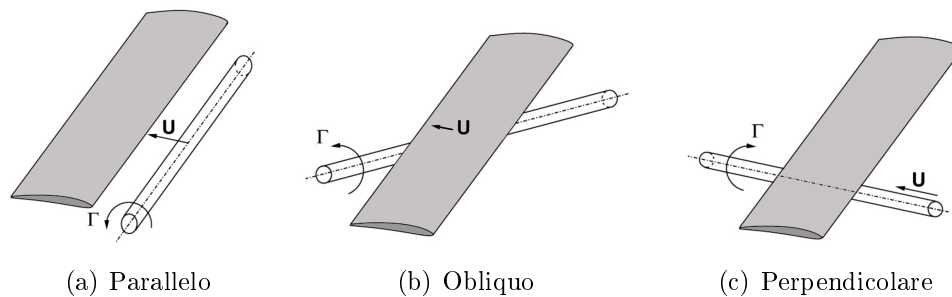


Figura 1.5: Differenti tipologie di BVI

scono risultati che sono diversi solo quantitativamente, mentre la sostanza e la tipologia delle intersezioni rimane inalterata. Nel caso di rotori con un numero maggiore di pale, invece, si ottiene una differente disposizione delle intersezioni lungo il piano azimutale ma le tipologie di interazione rimangono le stesse. Dalle intersezioni evidenziate in Figura (1.4), possiamo osservare che in alcuni casi l'asse del vortice è parallelo all'asse della pala (2, 3 e 7), in altri è obliquo (1, 4 e 6) e nel caso dell'intersezione numero 5 rimane per buona parte perpendicolare. Si parla quindi rispettivamente di BVI parallelo, obliquo e perpendicolare per distinguere i tre possibili casi di interazione. In Figura (1.5) sono schematizzate le tre diverse tipologie.

L'effetto principale associato al BVI parallelo è quello di far variare l'incidenza relativa su gran parte della pala. Data l'elevata velocità di rotazione del rotore, la variazione di angolo di incidenza avviene in un tempo estremamente breve e ciò provoca una variazione quasi impulsiva del carico aerodinamico a cui è associata la generazione di onde di pressione e, conseguentemente, di rumore aeroacustico. Inoltre il campo di moto indotto dal vortice può portare ad un'aumento dell'incidenza sufficientemente elevato da causare lo stallo della pala.

L'interazione vortice-pala di tipo perpendicolare è caratterizzata da un'elevata tridimensionalità ed interessa la pala lungo parte della sua apertura. Con riferimento alla Figura (1.6) si può osservare che il campo di moto indotto dal vortice perpendicolare provoca una variazione dell'angolo di incidenza locale α della pala; in particolare ne causa un aumento nella regione che si trova dal lato ascendente del vortice (regione della pala più vicina all'estremità) e una diminuzione nel lato opposto (regione della pala più vicina alla radice). Questi cambiamenti hanno una forte influenza sia sullo strato limite che sulla scia prodotta dalla pala.

Nella zona esterna, dove l'angolo di incidenza locale aumenta, lo spessore dello strato limite sul dorso della pala aumenta e con esso anche lo

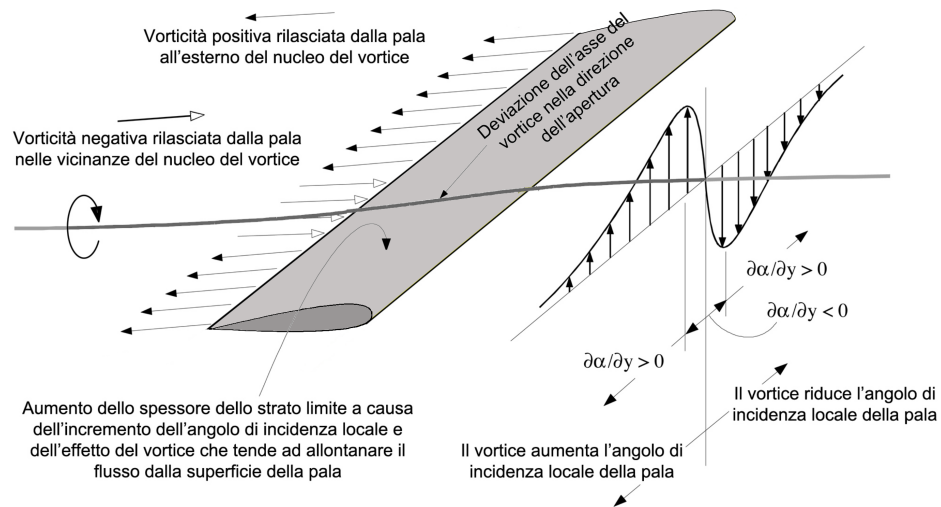


Figura 1.6: Interazione vortice-pala di tipo perpendicolare

spessore della scia. Se il vortice è sufficientemente intenso e sufficientemente vicino, l'interazione può provocare una separazione anticipata dello strato limite con conseguente brusca variazione del carico aerodinamico agente sulla pala. [10]

Nella zona della pala verso la radice, al contrario, lo spessore dello strato limite e la scia vengono ridotti a causa della diminuzione dell'angolo di incidenza locale indotta dalla presenza del vortice.

Inoltre, quando il vortice passa nelle vicinanze della pala subisce una deviazione del suo asse nella direzione dell'apertura. Tale deviazione è dovuta all'interazione con la parete rappresentata dalla pala e può essere modellata con la sostituzione di quest'ultima con il vortice "immagine" di quello principale; questo giustifica la deviazione del vortice verso l'estremità esterna della pala nel caso di passaggio sul dorso del profilo e verso la radice nel caso di passaggio sul ventre.

Un'eccezione a quanto appena affermato è riscontrabile nel caso in cui il nucleo del vortice impatti nelle immediate vicinanze del bordo d'attacco del profilo della pala; in questo caso non vi è nessuna sostanziale deviazione dell'asse del vortice e si assiste piuttosto ad una biforcazione del vortice in due filamenti vorticosi distinti, uno che passa sul dorso del profilo e l'altro sul ventre.

Il secondo aspetto che differenzia il BVI perpendicolare da quello parallelo riguarda l'instazionarietà, i cui effetti sono alla base della nascita di fenomeni aeroacustici. Infatti, mentre l'interazione parallela provoca rumore aeroacustico di tipo impulsivo a causa del rapido cambiamento

dell'angolo di incidenza locale della pala provocato dal campo di moto tangenziale del vortice, l'interazione perpendicolare è responsabile della formazione di un rumore di sottofondo ad ampio spettro.

Va inoltre considerato che, oltre alla possibile separazione della corrente associata all'incremento dell'angolo di incidenza locale in corrispondenza del lato ascendente del vortice, si potrebbe assistere a fenomeni di separazione tridimensionale dovuti all'interazione tra il campo di moto indotto dal vortice e lo strato limite.

Il BVI parallelo e perpendicolare rappresentano due casi limite del più generale BVI obliquo. Gli effetti aerodinamici della presenza di un vortice obliquo nei pressi della pala rotante possono essere identificati considerando che, a tutti gli effetti, si ha una combinazione delle caratteristiche peculiari dell'interazione parallela con quelle dell'interazione perpendicolare. L'intensa velocità verticale indotta dal vortice provoca una variazione dell'angolo di incidenza locale che risulta variabile sia lungo la direzione della corda della pala che lungo la direzione della sua apertura.

Con lo scopo di individuare queste similitudini, Caradonna et al. [13] hanno condotto una serie di prove sperimentali su un modello in scala ridotta di un rotore completo strumentato con prese di pressione sulle pale, a differenti stazioni sia in corda che in apertura, con l'obiettivo di acquisire la storia temporale della pressione agente sulle pale per differenti posizioni azimutali di quest'ultime e per due tipi di interazione vortice-pala: parallela e obliqua.

I risultati hanno mostrato che l'effetto aerodinamico del BVI obliquo in termini di variazione di pressione è qualitativamente molto simile a quello risultante dal BVI parallelo, ma agisce su tempi che risultano più lunghi, contribuendo a dare un effetto aerodinamico e aeroacustico meno brusco.

1.3 Effetti dell'interazione tra vortice e pala oscillante

L'analisi aerodinamica dei profili oscillanti oltre che del fenomeno dello stallo dinamico è stata studiata in modo esteso su casi idealizzati bidimensionali. Va a questo punto sottolineato come, quando avvenga sulla pala di un rotore, lo stallo dinamico abbia un carattere fortemente tridimensionale e possa presentarsi simultaneamente in diversi settori sia radiali che azimutali del piano di rotazione. Diversi studi, tra cui quello di Bousman [14], basati sull'analisi di dati in volo, hanno permesso di comprendere meglio questi aspetti.

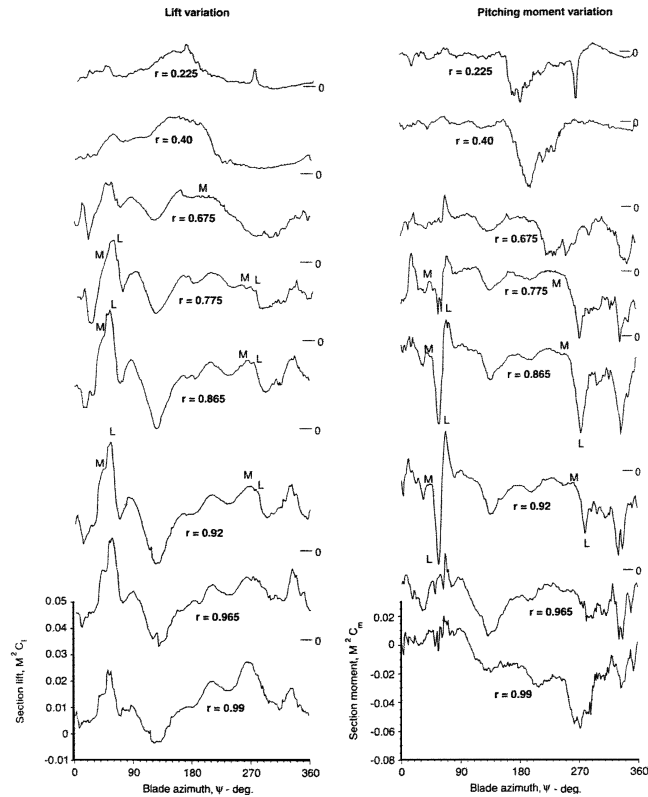


Figura 1.7: Misure di portanza e momento sulla pala di un rotore

In Figura (1.7) sono riportati gli andamenti temporali di portanza e momento aerodinamico, misurati a diverse stazioni in apertura della pala. Utilizzando le misure di pressione in corda come indicatori, Bousman [14], ha identificato i settori di pala in cui si presentano l'incremento di portanza e di momento picchiante tipici dello stallo dinamico (identificati con le lettere L ed M in Figura (1.7)). In particolare è stato riscontrato che lo stallo dinamico avviene quando la pala si trova nel primo ($\psi \simeq 90^\circ$) o nel terzo ($\psi \simeq 270^\circ$) quadrante; inoltre si può vedere come il fenomeno si sviluppi su una porzione di pala compresa fra circa il 77% ed il 92% dell'apertura.

È quindi chiaro come gli aspetti peculiari associati al moto oscillante della pala si manifestino in diversi settori del piano azimutale del rotore. È altresì evidente a questo punto come la pala oscillante possa andare incontro a molteplici e differenti interazioni con i vortici d'estremità rilasciati.

Come si è potuto osservare in Figura (1.4), per un rotore bipala, le interazioni avvengono sia sul lato avanzante che su quello retrocedente

della pala, andando quindi ad interessare fasi dell'oscillazione differenti, ovvero sia in aumento che in diminuzione dell'angolo di incidenza.

In letteratura esistono pochi studi riguardo all'interazione tra il vortice ed un profilo oscillante, particolarmente per quanto riguarda le interazioni di tipo obliquo e perpendicolare che, come visto, sono quelle che maggiormente interagiscono con lo strato limite della pala.

Risulta evidente l'importanza di studiare gli effetti che queste interazioni possono avere sull'aerodinamica di un profilo oscillante per poter comprendere l'entità dei fenomeni prodotti da tale tipo di intersezione. La presenza del vortice che impatta sul profilo, infatti, potrebbe comportare la separazione anticipata della corrente con conseguente impossibilità di sfruttare localmente l'incremento della portanza e causando, inoltre, problemi di vibrazioni che potrebbero ridurre il comfort di cabina oltre che le performance dell'elicottero. È perciò necessario condurre uno studio approfondito degli aspetti tridimensionali che, come già evidenziato, dominano questo tipo di interazioni.

Sulla base del lavoro svolto da Mencarelli [15], si vuole quindi approfondire lo studio degli effetti che il BVI di tipo perpendicolare può avere sul fenomeno dello stallo dinamico e sull'aerodinamica di un profilo oscillante in generale. Particolare attenzione verrà posta sulla caratterizzazione del campo di moto attorno al profilo, con lo scopo di fornire un'analisi dettagliata degli effetti indotti dalla presenza del vortice. Inoltre, nel caso in cui l'interazione sia tale da determinare la separazione anticipata della corrente, si cercherà di valutare l'entità di tale separazione.

Capitolo 2

Velocimetria a Immagini di Particelle

Per l'acquisizione del campo di moto attorno al profilo oscillante, in analogia con il lavoro di Mencarelli [15] è stata utilizzata la velocimetria a immagini di particelle(PIV). Questa scelta è strettamente legata al fenomeno in esame ed all'analisi che se ne vuole fornire. Per poter evidenziare gli effetti che il BVI perpendicolare ha sullo stallo dinamico (e viceversa) è necessario infatti disporre di una descrizione completa dell'intero campo di moto attorno al profilo; in tal senso la PIV consente una accurata, quantitativa e simultanea valutazione dei vettori velocità su un ampio campo di misura.

Questa tecnica ha trovato ampio utilizzo in ambito sperimentale nello studio sia dello stallo dinamico che del BVI perpendicolare. Tuttavia, come già accennato, poco è stato fatto nei confronti della combinazione dei due fenomeni. Inoltre, come già evidenziato da Mencarelli, per uno studio più completo degli effetti del BVI sullo stallo dinamico è necessario poter descrivere in maniera quanto più esatta possibile un fenomeno che risulta essere altamente tridimensionale.

In quest'ottica si è scelto di realizzare la misura del campo di moto utilizzando una velocimetria a immagini di particelle di tipo stereoscopico.

2.1 Stereo PIV

Il principio alla base di una misurazione PIV è quello di valutare lo spostamento delle particelle di tracciante all'interno della regione di interesse durante un breve intervallo temporale. Lo schema di base di una configurazione PIV generica è riportato in Figura (2.1), risulta evidente come un

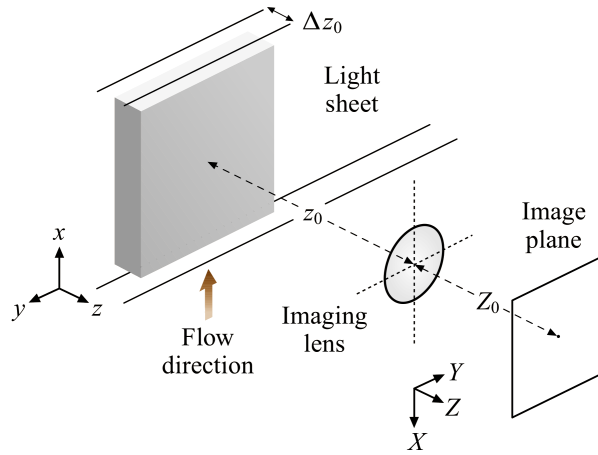


Figura 2.1: Schema della configurazione ottica per una PIV

allestimento di questo tipo permetta al più di ricavare le componenti dei vettori velocità che sono parallele al piano definito dal fascio laser. La presenza di una eventuale componente di velocità fuori dal piano diventerebbe in questo caso una fonte di errore della misura.

La velocimetria a immagini di particelle stereoscopica (Stereo PIV) si basa invece sull'utilizzo di due telecamere per la registrazione di due immagini simultanee ma distinte della medesima regione di interesse.

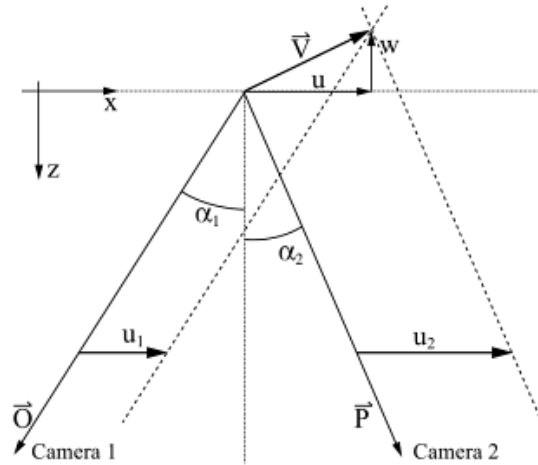


Figura 2.2: Visualizzazione stereoscopica nel piano XZ

Dalla coppia di immagini si dispone di sufficienti informazioni da poter estrarre la componente di velocità delle particelle perpendicolare al piano di misura. Infatti il problema di trovare i tre spostamenti incogniti

$(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ non può essere risolto con le sole due equazioni che si possono ottenere dalla singola vista. L'aggiunta di una seconda telecamera fornisce due equazioni aggiuntive che vengono utilizzate per risolvere il sistema nelle 3 incognite.

Con riferimento alla Figura (2.2) si possono scrivere gli spostamenti sulla base dei valori misurati dalle due telecamere,

$$\Delta x = \frac{\Delta x_1 \tan \alpha_2 + \Delta x_2 \tan \alpha_1}{\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2} \quad (2.1)$$

$$\Delta y = \frac{\Delta y_1 \tan \beta_2 + \Delta y_2 \tan \beta_1}{\tan \beta_1 + \tan \beta_2} \quad (2.2)$$

$$\Delta z = \frac{\Delta x_1 - \Delta x_2}{\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2} = \frac{\Delta y_1 - \Delta y_2}{\tan \beta_1 + \tan \beta_2} \quad (2.3)$$

queste formule hanno validità generale e si possono applicare a qualsiasi geometria. Il termine β definisce l'angolo rispetto al piano YZ ; nel momento in cui le telecamere vengono poste alla stessa altezza questi angoli tendono ad essere nulli e la 2.2 va riscritta come,

$$\Delta y = \frac{\Delta y_1 + \Delta y_2}{2} + \frac{\Delta z}{2}(\tan \beta_1 - \tan \beta_2) \quad (2.4)$$

si vede chiaramente che se gli angoli β sono piccoli la componente dello spostamento in direzione y sarà data semplicemente dalla media aritmetica delle rispettive componenti misurate dalle due telecamere, senza alcun contributo legato allo spostamento fuori dal piano Δz .

I sistemi stereo PIV sono tipicamente divisi in due categorie: traslazionali e rotazionali. Una schematizzazione elementare di entrambi è riportata in Figura (2.3).

In un sistema di tipo traslazionale(Figura (2.3) a) gli assi delle telecamere sono paralleli tra loro ed allo stesso tempo ortogonali al piano di misura. Il vantaggio principale di questo tipo di configurazione è la sua semplicità. Inoltre, dal momento che piano di misura, piano delle lenti e piano dell'immagine sono paralleli l'un l'altro, il campo d'immagine ha un ingrandimento uniforme e ciò non rende necessari accorgimenti particolari per la messa a fuoco.

La maggiore problematica che si incontra con una configurazione di questo tipo è legata alla limitazione dell'angolo θ sotteso tra il centro della regione di interesse ed il centro della lente. Questa restrizione è dovuta puramente al design della lente; difatti se la separazione s tra le due lenti è troppo grande (per una data distanza tra lenti e piano di misura), la

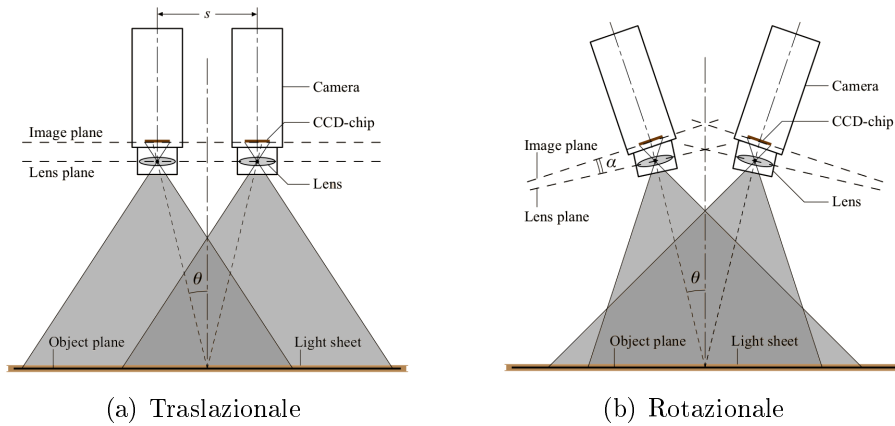


Figura 2.3: Tipiche configurazioni stereoscopiche

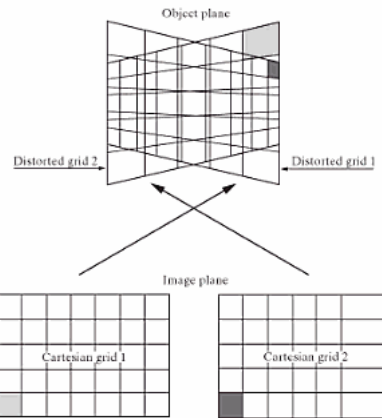


Figura 2.4: Configurazione rotazionale: distorsione dell'immagine

prestazione della singola lente degrada dal momento che viene forzata ad operare ai limiti della sua condizione di progetto.

La restrizione su θ non è più presente per configurazioni rotazionali, come si vede in Figura (2.3) gli assi delle due telecamere non sono più paralleli ma vengono ruotati facendo in modo che si intersechino in corrispondenza del piano del laser. A questo punto l'angolo θ può essere incrementato senza incorrere in problemi di prestazione delle lenti, permettendo con ciò una maggior accuratezza nella ricostruzione della componente di velocità fuori dal piano, oltre che un più ampio campo di misura.

Tuttavia l'ingrandimento non sarà più uniforme su tutto il campo dell'immagine e ciò comporta la presenza di una distorsione. In Figura (2.4)

viene mostrata la proiezione sul piano fisico di una serie di dati ottenuti su una griglia cartesiana ortogonale, si può notare come, seppur restino dritte, le linee non abbiano più una spaziatura uniforme e come regioni identiche nel piano dell'immagine si vengano a trovare in posizioni differenti e con aree diverse sul piano fisico.

Inoltre, per ottenere una messa a fuoco uniforme su tutto il campo, anche il piano dell'immagine dev'essere ruotato rispetto al piano della lente di un angolo α di modo che tutti e tre i piani (misura, lente, immagine) si intersechino sulla stessa linea. Questo accorgimento prende il nome di *condizione di Scheimplug* e verrà trattata in maniera più estesa nel paragrafo successivo.

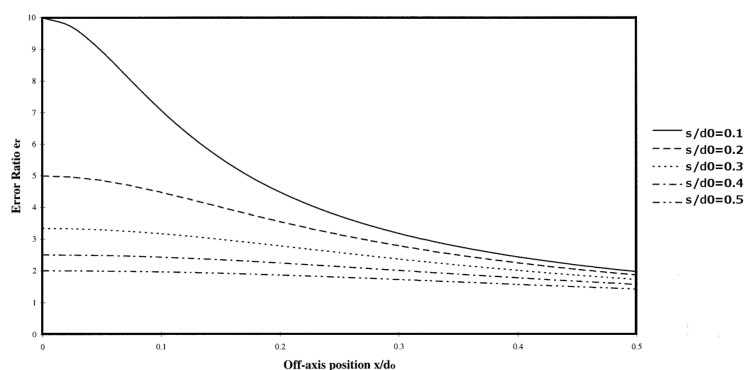


Figura 2.5: Rapporto errori configurazione traslazionale

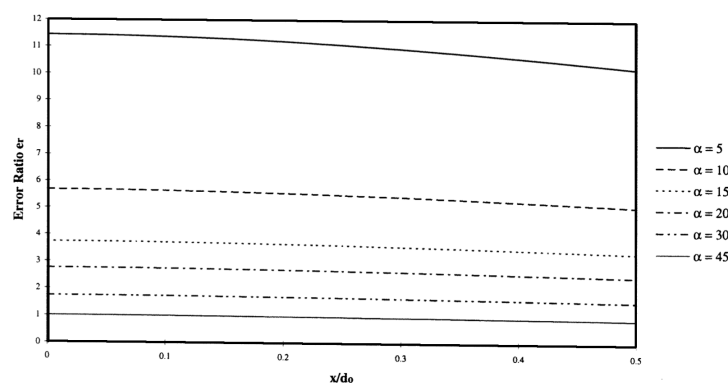


Figura 2.6: Rapporto errori configurazione rotazionale

Come brevemente evidenziato, entrambe le configurazioni presentano vantaggi e svantaggi, la valutazione dell'errore di misura diventa quindi un fattore determinante nella scelta della configurazione da utilizzare. Nel

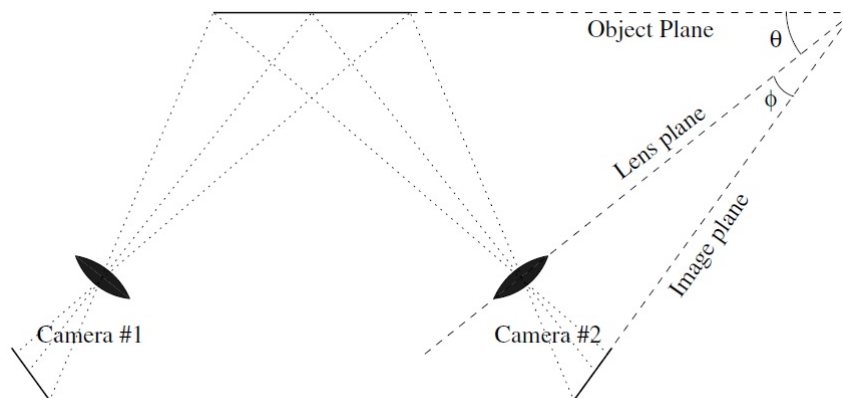


Figura 2.7: Condizione di Scheimpflug

loro lavoro, Lawson e Wu [16] hanno introdotto un modello geometrico per la valutazione dell'errore, in modo da ottenere una base di dati analizzabili per entrambe le configurazioni. I risultati principali sono riportati in Figura (2.5) e (2.6).

Come indicatore della qualità della misura è stato scelto il rapporto tra l'errore della componente di velocità ortogonale al piano di misura rispetto all'errore della componente nel piano; ed è stato valutato in funzione della distanza dal centro della regione di interesse.

È evidente come la configurazione traslazionale presenti un andamento non lineare dell'indice e con valori massimi che risultano tanto più alti quanto più piccola è la distanza s tra le due telecamere. Viceversa per un sistema rotazionale il rapporto tra gli errori si mantiene pressochè costante e diminuisce all'aumentare dell'angolo θ , raggiungendo valore unitario per un angolo di 45° .

I risultati ottenuti da Lawson e Wu in [16], confrontati anche con precedenti lavori, hanno messo definitivamente in luce come, a parità di condizioni di prova, una configurazione di tipo rotazionale fornisca un'accuratezza nella misura della componente di velocità fuori dal piano che può essere migliore del 40% rispetto ad un equivalente sistema traslazionale.

2.1.1 Condizione di Scheimpflug

Come già sottolineato, per ottenere una messa a fuoco uniforme su tutto il campo, è necessario che tutti e tre i piani (misura, lente, immagine) si intersechino sulla stessa linea, come schematizzato in Figura(2.7). Ovviamente questa è una condizione che va introdotta nel caso in cui si scelga di

adottare una configurazione rotazionale delle telecamere. In questo caso infatti non essendo il piano di misura e delle lenti paralleli fra loro, si introduce una distorsione dell'immagine che porta ad una messa a fuoco non uniforme su tutta l'immagine.

Per far sì che la *condizione di Scheimplflug* sia verificata è necessario montare le telecamere su appositi supporti che ne consentano la rotazione indipendente. In questo modo, mantenendo fisso l'obbiettivo e ruotando solamente il corpo della telecamera si è in grado di garantire una corretta messa a fuoco dell'immagine.

2.1.2 Calibrazione dell'immagine e ricostruzione del campo di moto

L'accuratezza delle misurazioni di velocità effettuate con tecniche PIV è strettamente legata alla precisione con la quale si è in grado di misurare gli spostamenti sull'immagine acquisita ed all'accuratezza con la quale si è in grado di metterli in relazione ai corrispettivi spostamenti fisici delle particelle all'interno della finestra di misura. Un terzo fattore, che non verrà tuttavia considerato nel seguito di questo lavoro, è legato alla fedeltà con la quale le particelle sono in grado di seguire il moto della corrente.

Le fonti di imprecisione possono quindi identificarsi in: errori di messa a fuoco, che producono una immagine più allargata delle particelle rendendo più complessa la misura dello spostamento; ed errori di distorsione dell'immagine, che creano una relazione non lineare tra la posizione fisica della particella e la corrispettiva posizione sull'immagine.

In particolare il termine distorsione dell'immagine si riferisce ad un qualsiasi agente che porti ad avere un ingrandimento non uniforme sul campo dell'immagine e quindi imperfezione delle lenti, presenza di riflessi e disallineamento tra piano di misura e piano di registrazione dell'immagine. Quest'ultima condizione è necessariamente presente in configurazioni stereoscopiche rotazionali per garantire una buona messa a fuoco.

In generale, la relazione tra le posizioni \mathbf{x} nello spazio fisico (tridimensionale) e le posizioni \mathbf{X} nel piano (bidimensionale) dell'immagine, è esprimibile da una funzione di mappatura non lineare,

$$\mathbf{X} = \mathbf{F}(\mathbf{x}) \tag{2.5}$$

per una configurazione stereoscopica, l'utilizzo di una coppia di telecamere porta alla scrittura di due set di equazioni approssimate del

tipo:

$$\Delta \mathbf{X} \simeq (\nabla \mathbf{F}) \cdot \Delta \mathbf{x} \quad (2.6)$$

dove $\nabla \mathbf{F} = F_{i,j} = \partial F_i / \partial x_j$.

Scrivendo assieme le equazioni per entrambe le telecamere si ottiene il sistema finale per misurazioni PIV stereoscopiche in presenza di distorsioni dell'immagine,

$$\begin{pmatrix} \Delta X_{sx} \\ \Delta Y_{sx} \\ \Delta X_{dx} \\ \Delta Y_{dx} \end{pmatrix} \simeq \begin{pmatrix} F_{1,1}^{sx} & F_{1,2}^{sx} & F_{1,3}^{sx} \\ F_{2,1}^{sx} & F_{2,2}^{sx} & F_{2,3}^{sx} \\ F_{1,1}^{dx} & F_{1,2}^{dx} & F_{1,3}^{dx} \\ F_{2,1}^{dx} & F_{2,2}^{dx} & F_{2,3}^{dx} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

dal quale, operativamente, si procede al calcolo degli spostamenti fisici.

Idealmente si vorrebbe essere in grado di trovare una funzione di mappatura \mathbf{F} che associ con completa accuratezza un qualsiasi punto \mathbf{x} nel piano fisico con il suo corrispondente nel piano dell'immagine \mathbf{X} . Per problemi reali, vale a dire con geometria arbitrariamente complessa, non si è in grado di ottenere sperimentalmente una \mathbf{F} che fornisca un errore nullo. Lo scopo della calibrazione è quindi quello di generare una funzione di mappatura approssimata $\hat{\mathbf{F}}$ che permetta di ricavare gli spostamenti fisici delle particelle partendo da quelli misurati dalle immagini. Per poter fare ciò è necessario acquisire l'immagine di un apposito target di calibrazione sul quale sia rappresentata una griglia di punti equispaziati (Figura 2.8). Per massimizzare l'accuratezza della calibrazione è auspicabile che il target riempi interamente il campo di visualizzazione delle telecamere, è inoltre necessario conoscere la spaziatura fra punti (o croci) adiacenti e la loro dimensione caratteristica.

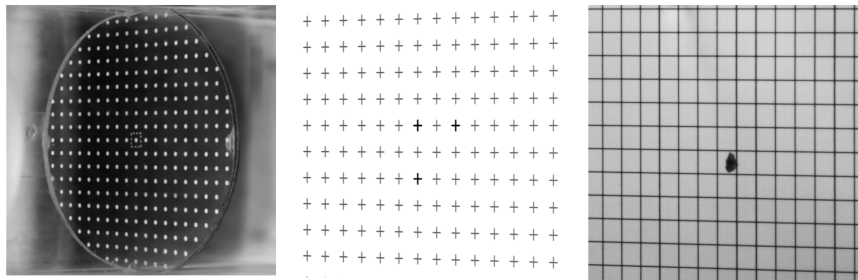


Figura 2.8: Esempio di differenti target di calibrazione

L'immagine del target viene quindi acquisita da entrambe le telecamere e viene determinata la posizione dei punti di riferimento utilizzando

do una tecnica *template-matching* che consiste nell'effettuare una cross-correlazione spaziale tra l'immagine del target ed una opportuna maschera. Ad esempio per le griglie di Figura (2.8) si utilizzeranno maschere di correlazione a forma di + o di ●, il picco di correlazione andrà quindi ad identificare le coordinate dei punti della griglia di riferimento.

Calibrazione 2-D

Una prima elementare mappatura può essere ricavata per il caso in cui il piano fisico ed il piano dell'immagine siano paralleli, la calibrazione consiste in questo caso in una scalatura ed una traslazione,

$$x = M_x X + C_x \quad (2.8)$$

$$y = M_y Y + C_y \quad (2.9)$$

ma non può tenere in considerazione la presenza di distorsioni dell'immagine od un ingrandimento non uniforme della stessa.

Per questa ragione, Westerweel e van Oord [18] hanno introdotto una mappatura del second'ordine.

$$x = a_1 X^2 + a_2 Y^2 + a_3 XY + a_4 X + a_5 Y + a_6 \quad (2.10)$$

$$y = b_1 X^2 + b_2 Y^2 + b_3 XY + b_4 X + b_5 Y + b_6 \quad (2.11)$$

I coefficienti a_1, a_2, \dots, a_6 e b_1, b_2, \dots, b_6 possono essere determinati risolvendo le equazioni

$$\begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{pmatrix} = \mathbf{A} \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ a_5 \\ a_6 \end{pmatrix}; \quad \begin{pmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{pmatrix} = \mathbf{B} \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_4 \\ b_5 \\ b_6 \end{pmatrix} \quad (2.12)$$

dove:

$$\mathbf{A} = \mathbf{B} = \begin{bmatrix} X_1^2 & Y_1^2 & X_1 Y_1 & X_1 & Y_1 & 1 \\ X_2^2 & Y_2^2 & X_2 Y_2 & X_2 & Y_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ X_n^2 & Y_n^2 & X_n Y_n & X_n & Y_n & 1 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Il risultato sarà quello di avere una mappatura univoca di ciascun punto dal piano dell'immagine al piano fisico. Tale procedura può essere facilmente estesa a funzioni di ordine più elevato.

A questo punto il target può essere rimosso e si procede all'acquisizione delle immagini. Si valutano quindi gli spostamenti visti da ciascuna telecamera e si proiettano, utilizzando gli stessi coefficienti di calibrazione, sul piano fisico. Viene quindi corretta la deformazione interpolando i dati su una griglia cartesiana ortogonale ed infine vengono calcolati gli spostamenti utilizzando le equazioni 2.1-2.3 .

Questa tecnica è stata utilizzata da Westerweel e Van Oord [18], Westerweel e Nieuwstadt [19], Lawson e Wu [17] e Willert [20]. Lo svantaggio più grande associato alla calibrazione 2-D è legato alla conoscenza della geometria del setup dell'esperimento. Infatti per utilizzare le equazioni 2.1-2.3 è necessario conoscere l'orientazione angolare delle telecamere; nel caso di configurazione traslazionale, anche se qui non riportato, dovranno invece essere note la distanza tra piano fisico e piano dell'immagine, la separazione tra le lenti e l'ingrandimento dell'immagine, come riportato da Prasad in [21]. L'approccio più pragmatico è quello della misura diretta di tali grandezze [20], tuttavia questa può spesso non essere facile ed in ogni caso è fonte di errore.

Calibrazione 3-D

Al contrario della tecnica di calibrazione 2-D, l'approccio seguito da Soloff et al. [22] non richiede, in nessuna fase della ricostruzione del campo di moto, la conoscenza della geometria del sistema di misura. La procedura utilizzata in questo caso combina proiezione e ricostruzione di un passo solo, per fare ciò è necessario acquisire immagini del target di calibrazione a diverse z , quindi:

- il target viene posizionato in corrispondenza del piano fisico
- il target viene traslato dietro al piano fisico, mantenendosi però parallelo ad esso
- il target viene traslato davanti al piano fisico.

La separazione in z fra i diversi piani acquisiti dev'essere dello stesso ordine di grandezza dello spessore del fascio del laser.

A questo punto, ricordando il sistema 2.7, possiamo utilizzare uno sviluppo polinomiale per ricavare una funzione di mappatura approssimata nella forma

$$\hat{\mathbf{F}} = \mathbf{a}_0 + \mathbf{a}_1x + \mathbf{a}_2y + \mathbf{a}_3z + \mathbf{a}_4x^2 + \mathbf{a}_5y^2 + \mathbf{a}_6z^2 + \mathbf{a}_7xy + \dots + \mathbf{a}_mz^n \quad (2.14)$$

L'ordine massimo del polinomio in x ed y dipende dal numero di punti del target di calibrazione, mentre l'ordine massimo in z dipende da quante traslazioni del target sono state realizzate. Il valore dei coefficienti \mathbf{a}_i viene determinato risolvendo il sistema (sovradeterminato) 2.7 con un approccio ai minimi quadrati scegliendo di minimizzare il quadrato della norma euclidea del residuo $\epsilon = |\Delta\mathbf{X} - \nabla\hat{\mathbf{F}}\Delta\mathbf{x}|^2$.

A questo punto sarà possibile calcolare il termine

$$\nabla\hat{\mathbf{F}} = \hat{F}_{i,j} = \partial\hat{F}_i/\partial x_j$$

e quindi valutare gli spostamenti sulla base dell'equazione 2.6. Ancora una volta va notato come la configurazione stereoscopica porti ad un sistema sovradeterminato, oltre alla consueta risoluzione attraverso il metodo dei minimi quadrati va citata la possibilità, per sistemi di misura simmetrici, di mediare due delle equazioni (tipicamente la seconda e la quarta) per ottenere un sistema determinato ed allo stesso tempo una maggiore accuratezza su uno degli spostamenti.

Capitolo 3

Apparato Sperimentale

3.1 Galleria del vento

L'attività sperimentale è stata condotta presso il Laboratorio Aerodinamico del Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali del Politecnico di Milano, in una galleria del vento a bassa velocità e a circuito chiuso. La camera di prova ha sezione rettangolare di altezza pari a 1.5 m , larghezza pari a 1 m e lunghezza pari a 2.9 m . La massima velocità del vento raggiungibile in camera di prova è di 55 m/s con un livello di turbolenza inferiore allo 0.1% .



Figura 3.1: Camera di prova della galleria del vento a circuito chiuso presso il Laboratorio Aerodinamico del Politecnico di Milano

3.2 Ala oscillante

Per lo studio degli effetti del BVI su di un'ala oscillante è stato in parte utilizzato l'apparato sperimentale realizzato da Alex Zanotti durante il suo progetto di dottorato di ricerca relativamente allo stallo dinamico di un profilo in condizioni di pala retrocedente [23].

3.2.1 Modello di ala

Per lo studio sperimentale dello stallo dinamico venne realizzato un modello di ala a sezione uniforme con profilo NACA 23012 e corda costante pari a 0.3 m . Il modello ha un allungamento di 3.1, il che gli conferisce un'apertura alare inferiore di soli pochi centimetri alla larghezza della camera di prova. Va sottolineato inoltre come la dimensione della corda del modello sia paragonabile a quella delle pale di rotore al vero in elicotteri di media grandezza.

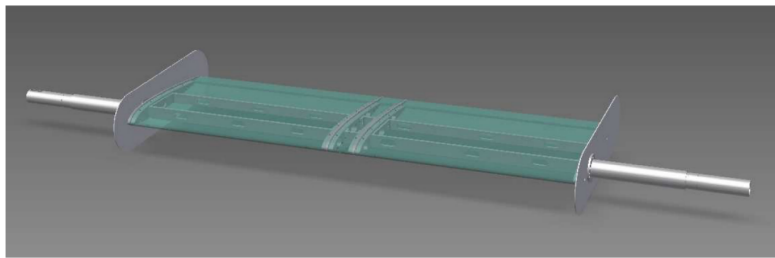


Figura 3.2: Rappresentazione del modello di ala

La struttura interna del modello è composta da quattro centine in alluminio collegate da tre cassoni alari, anch'essi in alluminio. Le due centine di estremità sono collegate ad alberi in acciaio in corrispondenza del 25% della corda del profilo in modo che una rotazione dell'albero attorno al suo asse si traduce in una rotazione del profilo attorno al quarto di corda.

La struttura esterna del modello è composta da tre gusci in alluminio di spessore 3 mm realizzati a controllo numerico e collegati alla struttura interna in corrispondenza delle centine. Il modello è infine dotato di piastre sagomate da posizionare alle estremità per minimizzare gli effetti di interferenza dello strato limite presente sulle pareti della galleria. Il peso complessivo dell'ala è di circa 8.75 Kg .

3.2.2 Meccanismo di attuazione

La movimentazione continua del profilo oscillante venne realizzata mediante un meccanismo di attuazione appositamente progettato e realizzato. Il modello di ala è montato orizzontalmente nella camera di prova della galleria del vento e la rotazione avviene attorno al quarto di corda del profilo mediante la rotazione dei due alberi (con asse allineato) posizionati su cuscinetti a sfera. Il modello è vincolato a terra mediante una pesante struttura metallica di supporto composta da una base d'acciaio e una struttura di profilati di alluminio che ospita l'alloggiamento per i cuscinetti a sfera, ai quali sono collegati gli alberi dell'ala (si veda Figura 3.3).

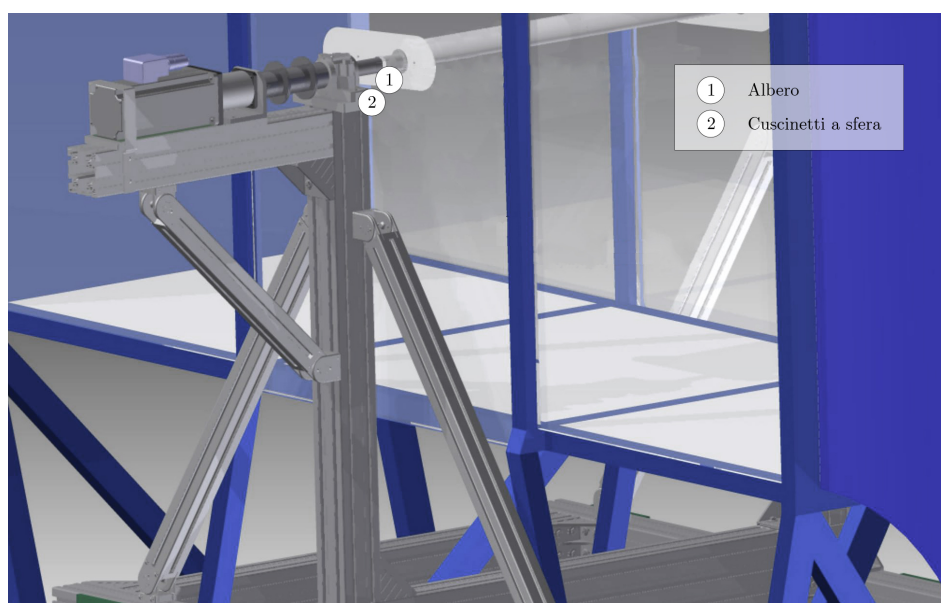


Figura 3.3: Particolare del supporto del modello

Il peso complessivo della struttura è di circa 400 Kg e quindi più che sufficiente per garantire un sicuro vincolo dell'ala anche in previsione di elevati carichi aerodinamici dovuti allo stallo dinamico.

L'oscillazione del modello è comandata da un motore elettrico brushless accoppiato ad un riduttore. Il modello è connesso al gruppo motore-riduttore attraverso due coppie di dischi di acciaio che hanno elevata rigidità torsionale ma permettono spostamenti assiali e inclinazioni trasversali (si veda Figura 3.4).

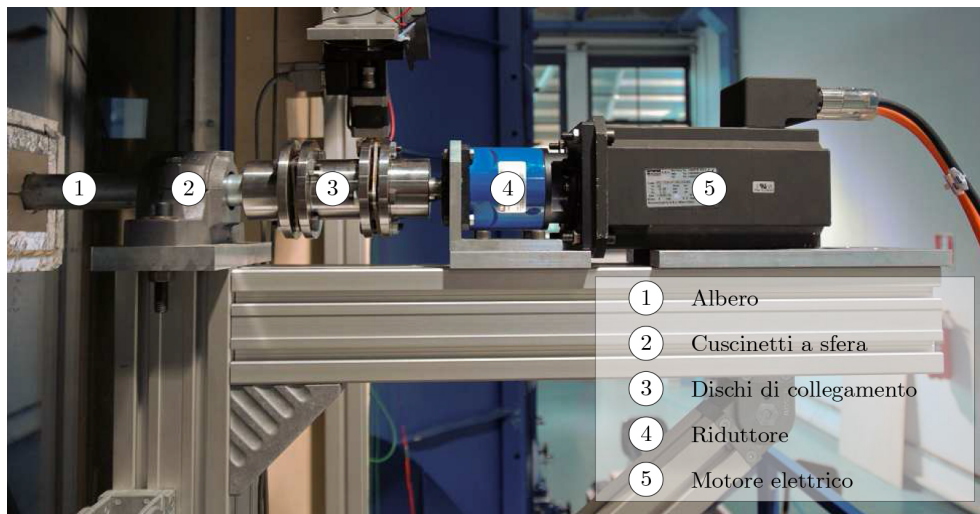


Figura 3.4: Particolare del motore e della trasmissione

Per il controllo della posizione angolare del modello sono presenti due encoder montati su uno dei due alberi dell'ala. Un primo encoder è digitale e assoluto con risoluzione pari a 11bit, che permette di identificare 2048 impulsi per giro ed è utilizzato per il controllo in retroazione della posizione angolare dell'ala mediante il protocollo EnDat 2.2. Il secondo encoder è analogico e incrementale con una risoluzione di 4096 impulsi per giro ed è utilizzato per determinare la posizione istantanea del modello.

I calcoli di dimensionamento condotti da Zanotti per il suo progetto di dottorato evidenziarono che il meccanismo di attuazione deve sviluppare una coppia massima di 30 Nm ed una velocità angolare di 83 giri al minuto. Per soddisfare tali richieste venne scelto un motore elettrico con 10 Nm di coppia continua a 3000 giri al minuto ed un riduttore con rapporto di trasmissione 12:1. Questa soluzione permette al meccanismo di attuazione di fornire una coppia continua di 120 Nm ad una velocità angolare che può arrivare fino a 250 giri al minuto; garantisce perciò un notevole margine rispetto alle condizioni di dimensionamento e permette quindi di operare con ali con differente profilo e/o con corda maggiore (nell'ordine di $0.3 - 0.5 \text{ m}$).

3.2.3 Controllo dell'oscillazione

Il moto di oscillazione sinusoidale del modello è controllato da un'interfaccia software che è stata implementata in Labview [24]. Tale interfaccia permette anche la scelta di tutti i parametri caratteristici del ciclo di

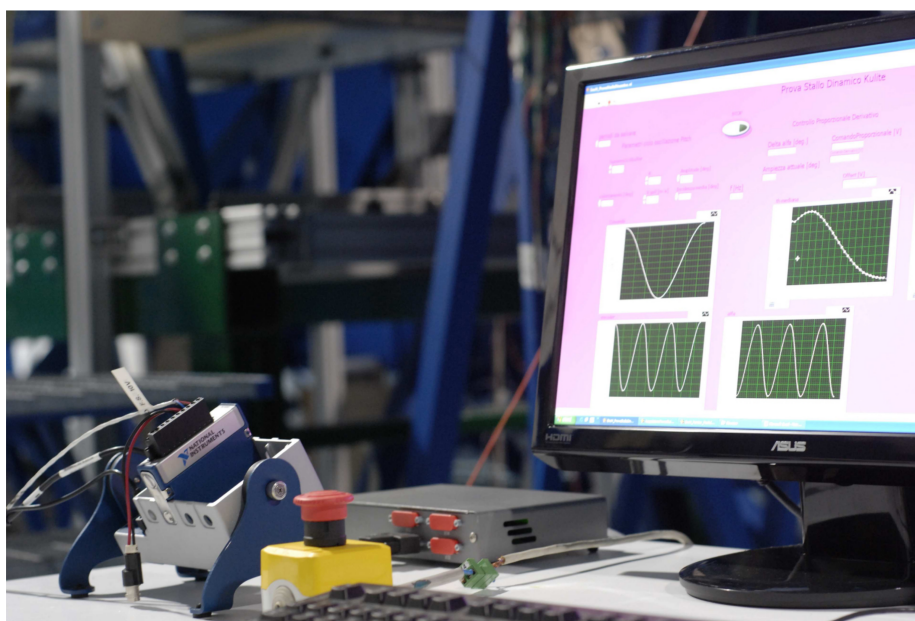


Figura 3.5: Postazione di controllo del moto di oscillazione

oscillazione come ad esempio l'angolo di incidenza medio ed ampiezza e frequenza di oscillazione.

La movimentazione dell'ala avviene attraverso il controllo del moto di rotazione del motore. Quest'ultimo è controllato da un segnale analogico sotto forma di tensione che viene mandato come ingresso al servattuatore del motore stesso. Il controllo del motore avviene sulla sua velocità mediante la richiesta di un moto sinusoidale. Il segnale di comando al motore è controllato da un sistema di controllo di tipo proporzionale-derivato che agisce su un determinato periodo T che copre una certa frazione (scelta dall'utente) di un ciclo di oscillazione. Tale sistema di controllo è necessario per mantenere una corretta legge di moto sinusoidale anche sotto l'effetto degli elevati carichi aerodinamici non stazionari presenti. Il parametro di errore sul quale agisce il controllo proporzionale-derivativo è dato dalla differenza tra l'angolo di incidenza medio (sul periodo T) misurato dall'encoder assoluto e l'angolo di incidenza medio richiesto dalla posizione attuale del moto oscillatorio. La parte proporzionale del controllore agisce direttamente sulla base di questo parametro di errore mentre la parte derivativa agisce sulla sua derivata temporale.

Inoltre è presente un controllo sull'ampiezza di oscillazione del ciclo che è applicato utilizzando un fattore che è pari al rapporto tra il doppio dell'ampiezza di oscillazione del ciclo richiesta e l'angolo effettivo che

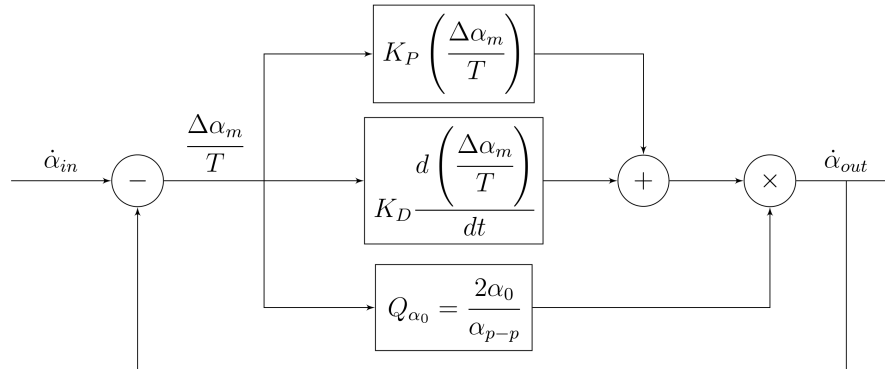


Figura 3.6: Schema a blocchi del sistema di controllo dell'oscillazione

intercorre tra il picco minimo e il picco massimo dell'oscillazione in un semiperiodo (Q_{α_0}). Una rappresentazione dello schema a blocchi del sistema di controllo dell'oscillazione implementato da Zanotti è riportato in Figura 3.6. Una tale implementazione del sistema di controllo permette di ottenere un errore sull'angolo di incidenza dell'ala $\Delta\alpha_m$ inferiore a 0.1° . Tale risultato viene raggiunto a seguito dell'esaurimento del transitorio del moto di avviamento che richiede non più di qualche oscillazione completa.

3.3 Semiala per la generazione del vortice

Lo studio del BVI perpendicolare richiede la generazione continua di un vortice all'interno della camera di prova della galleria del vento; tale vortice deve avere asse parallelo alla direzione longitudinale della camera in modo da impattare l'ala oscillante con direzione perpendicolare. Una tale condizione viene creata in camera di prova mediante la collocazione di una semiala che, posta in incidenza, possa sviluppare un vortice d'estremità sufficientemente intenso da interagire con l'ala oscillante.

Il progetto e la realizzazione di questa semiala sono stati condotti da Mencarelli nell'ambito del suo lavoro di tesi [15].

3.3.1 Caratteristiche geometriche ed aerodinamiche

Per simulare il più fedelmente possibile l'interazione vortice-pala su un elicottero al vero si è scelto di realizzare una semiala avente la stessa corda e lo stesso profilo NACA 23012 dell'ala oscillante.

In questo modo si ricrea la condizione in cui la pala che interagisce con il vortice e quella che lo ha generato sono dello stesso tipo. Successiva-

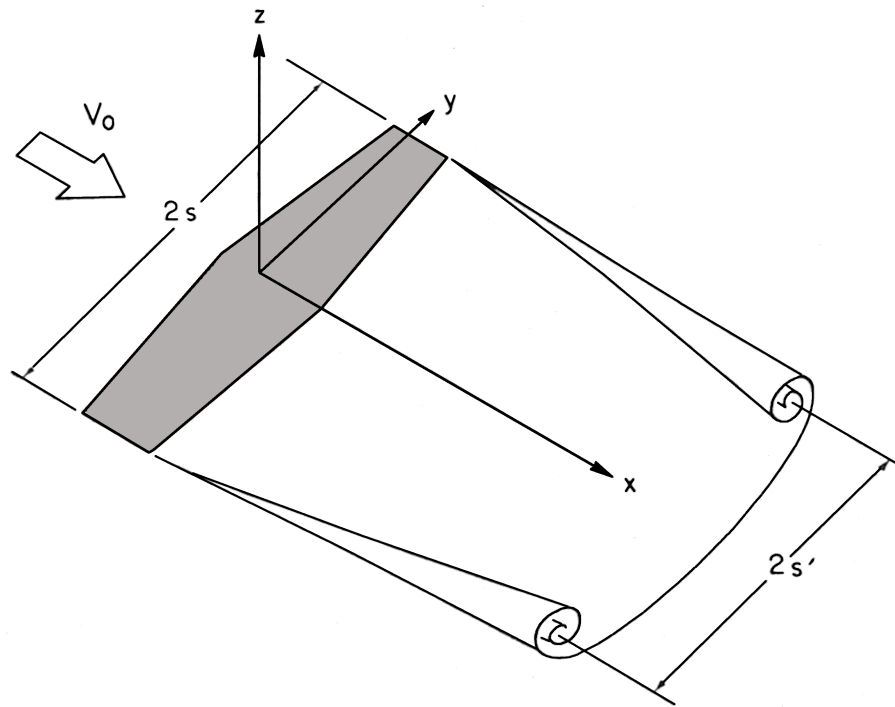


Figura 3.7: Arrotolamento della scia vorticoso

mente è stato condotto uno studio dedicato alla scelta dell'apertura alare, dal momento che la posizione in apertura del vortice di estremità varia allontanandosi dall'ala che l'ha generato. Questo è dovuto al fatto che (si veda la Figura 3.7) la scia vorticoso piana rilasciata dall'ala si arrotola e condensa la sua vorticità all'interno dei vortici che si formano all'estremità delle ali. A causa del fenomeno di arrotolamento e dell'induzione dei vortici di estremità, quest'ultimi non seguono una traiettoria parallela alla velocità asintotica ma subiscono una deflessione che tende a farli convergere verso la mezzera dell'ala. Il rateo di arrotolamento e l'entità della deflessione dell'asse dei vortici dipende quasi totalmente dall'allungamento alare, dalla forma in pianta dell'ala e dal suo coefficiente di portanza, come descritto da Spreiter *et al.* [27].

Non potendo utilizzare la soluzione in forma analitica di Prandtl, poiché valida solo per ali ad elevato allungamento e con distribuzione ellittica della circolazione, la posizione dei vortici al variare della coordinata longitudinale è stata ricavata facendo uso di dati sperimentali da prove appositamente condotte [28], [29], [30].

È stato quindi determinato che per ottenere un vortice di estremità,

che in corrispondenza della posizione dell'ala oscillante si trovi esattamente al centro della camera di prova in direzione dell'apertura, è necessario che la semiala si estenda in apertura per il 3 - 3.5% in più della semilarghezza della camera di prova. Tenendo conto anche degli effetti di parete [30] e volendo mantenere un certo margine d'errore è stata scelta un'apertura di 510 *mm*, corrispondente al 2% in più rispetto alla semilarghezza della camera di prova. La semiala è stata quindi fissata ad un traverso mobile che ne consentisse lo spostamento anche in direzione verticale, in modo tale da permettere il corretto allineamento del vortice rispetto al bordo d'attacco dell'ala oscillante. In Figura (3.8) è riportato uno schema che mostra la posizione in apertura della semiala e il relativo spazio tra la parete della camera di prova e la radice dell'ala per permettere lo spostamento di quest'ultima.

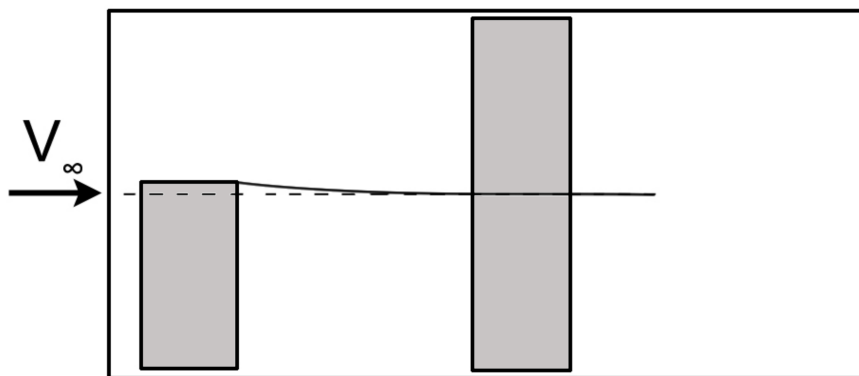


Figura 3.8: Vista in pianta della posizione reciproca tra la semiala e l'ala oscillante

Un'ultima valutazione è stata fatta per determinare l'angolo di incidenza minimo della semiala per il quale il vortice si possa ritenere completamente sviluppato in corrispondenza dell'ala oscillante. Ancora una volta è stata condotta un'analisi basata su dati sperimentali [27]; lo spazio a valle dell'ala necessario per lo sviluppo completo del vortice risulta essere inversamente proporzionale al coefficiente di portanza sviluppato dall'ala e dipendere anche dalla distribuzione di circolazione, dall'allungamento e dalla forma in pianta dell'ala.

Il grafico di Figura (3.9) mostra appunto la distanza d alla quale si ottiene lo sviluppo completo del vortice di estremità in funzione di questi parametri.

È stato determinato che per avere uno sviluppo completo del vortice in una distanza inferiore a 3.5 corde (che è la distanza massima ottenibile

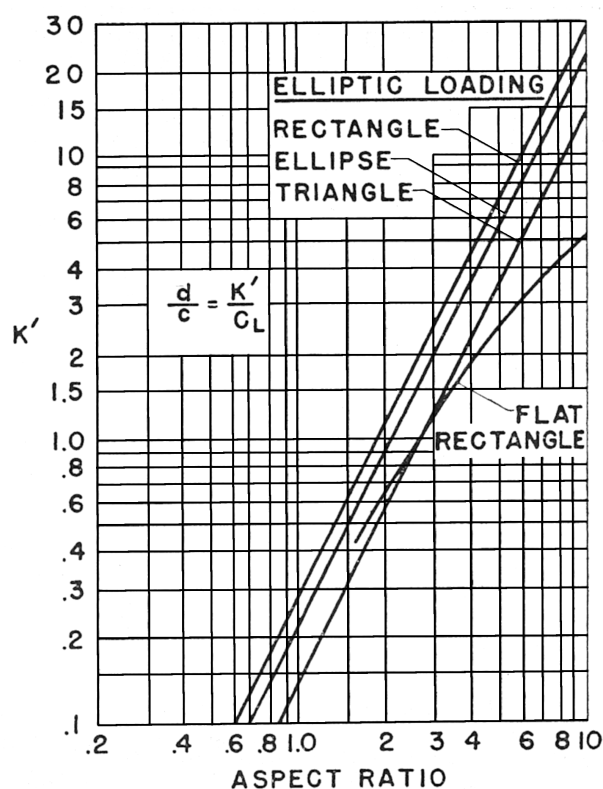
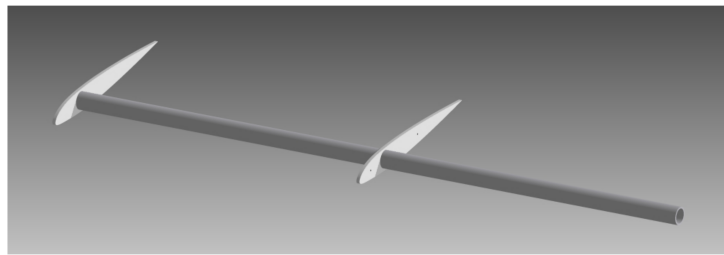


Figura 3.9: Effetto della forma in pianta e della distribuzione di circolazione sullo sviluppo completo di un vortice

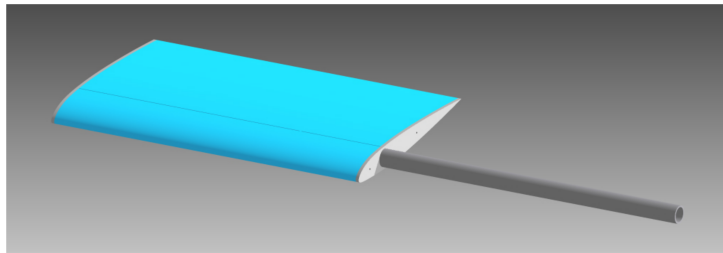
nella galleria del vento del Laboratorio Aerodinamico) è necessario che l'ala sviluppi un coefficiente di portanza di circa 0.5. Il che corrisponde, una volta ipotizzato un decadimento del 10% della curva $CL - \alpha$ del profilo NACA 23012 a causa degli effetti tridimensionali, ad un angolo di incidenza sempre superiore a $5 - 6^\circ$.

Al termine di questo studio preliminare, le caratteristiche geometriche ed aerodinamiche dell'ala sono state compiutamente definite e si è passato al relativo progetto strutturale nell'ottica di ottenere una soluzione semplice, economica e rapidamente realizzabile che allo stesso tempo garantisse le specifiche desiderate.

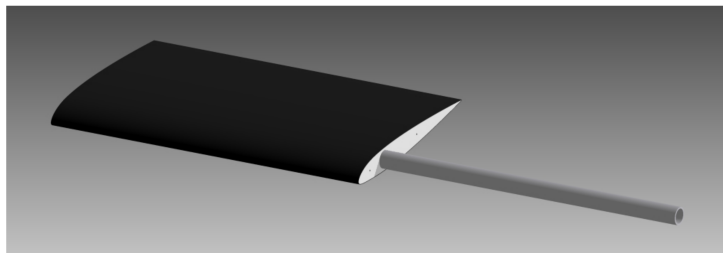
La semiala è stata realizzata con una struttura interna composta da un tubo d'acciaio di diametro esterno pari a 27 mm e spessore pari a 2.5 mm e due centine di alluminio con spessore pari a 5 mm lavorate a controllo numerico (si veda Figura 3.10(a)). Il volume lasciato vuoto all'interno della struttura dell'ala è stato colmato con un riempitivo di Styrofoam ricavato da taglio computerizzato con una macchina a filo caldo (si veda



(a) Albero e centine



(b) Riempitivo in Styrofoam



(c) Semiala completa

Figura 3.10: Rappresentazione della struttura della semiala

Figura 3.10(b)).

Date le basse caratteristiche meccaniche dello Styrofoam, l'intera struttura è stata rivestita con tre strati di fibra di carbonio per fornire l'adeguata rigidità e resistenza ai carichi aerodinamici e quindi interamente carteggiata e stuccata con stucco epossidico per garantire una migliore finitura superficiale. Si è infine proceduto a verniciare l'ala con una vernice nera opaca (si veda Figura 3.10(c)) in modo da ridurre gli effetti di riflessione che potrebbero alterare le misurazioni condotte con la velocimetria ad immagini di particelle.

È stata quindi condotta un'analisi con metodo agli elementi finiti adottando come criterio di dimensionamento la massima deformazione in modo da contenere il più possibile la variazione della geometria in risposta ai ca-

ricchi flessionali che si instaurano sull'ala. Il valore massimo scelto per la deformazione è stato di 5 mm in condizioni di prova a 50 m/s ed incidenza corrispondente al massimo coefficiente di portanza.

I risultati ottenuti dalle simulazioni hanno evidenziato una massima deformazione di 3.5 mm , quindi al di sotto del vincolo imposto, ed un massimo sforzo pari a 166.7 MPa che, anche se alto, è stato ritenuto accettabile dal momento che si registra in corrispondenza della zona di attacco al supporto e quindi viene esercitato sull'albero che, essendo d'acciaio, fornisce la certezza di operare sempre al di sotto del limite di plasticizzazione.

3.4 Stereo PIV

Per l'acquisizione delle immagini sono state utilizzate due fotocamere *Imperx* IGV-B1921 con doppio otturatore, con sensore CCD *Kodak* KAI-02150 a 12 bit e risoluzione di 1952×1112 pixel. Ad entrambe le fotocamere è stata collegata un'ottica *Nikon* con focale da 55 mm . Per avere una maggiore risoluzione, il campo di moto è stato suddiviso in due finestre distinte che sono state acquisite separatamente. Ciascuna finestra ha dimensioni nominali di $185\text{ mm} \times 100\text{ mm}$. All'interfaccia tra le due è stata mantenuta una porzione di sovrapposizione in modo da avere il miglior accordo possibile tra i due campi di moto al momento dell'unione delle finestre in fase di elaborazione dei dati. I dati acquisiti su entrambe le finestre sono stati in seguito interpolati su un unico dominio di misura di dimensioni ridotte, in modo tale da concentrare l'analisi sulla regione più prossima al dorso dell'ala. In definitiva, la dimensione complessiva del campo di moto elaborato è stata di $250\text{ mm} \times 47\text{ mm}$, con il lato inferiore posto ad una distanza di 26 mm dal bordo d'attacco (si veda Figura (3.11)).

L'illuminazione del campo è garantita da un laser Litron NANO-L-200-15 Nd:Yag a doppio impulso dotato di un'energia in uscita di 200 mJ e una lunghezza d'onda di 532 nm . La lama laser passa attraverso una feritoia appositamente ricavata sul soffitto della camera di prova e allineata con la corrente asintotica (si veda Figura 3.21a). Tale apertura è posizionata in corrispondenza della mezzeria dell'ala oscillante ed ha una dimensione tale da permettere di allontanare la lama laser dall'asse di mezzeria per circa 45 mm da entrambi i lati. La possibilità di spostare il piano di luce in direzione dell'apertura è fondamentale in questo tipo di prova sperimentale perchè permette di acquisire diversi campi di moto bidimensionali in corrispondenza di diverse stazioni in apertura, andando

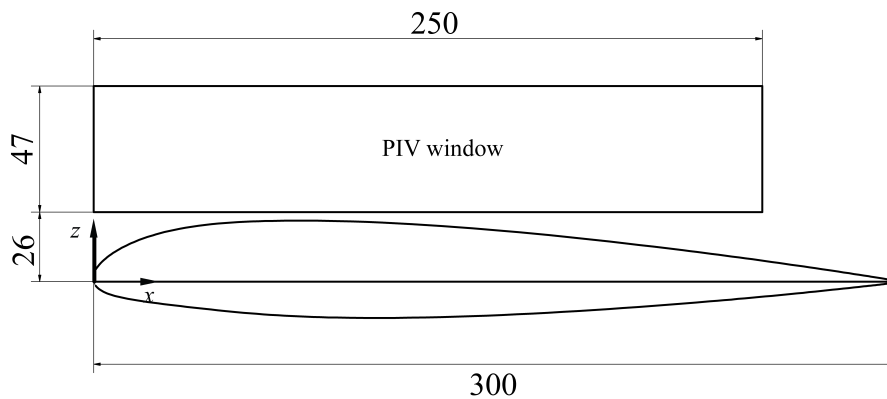


Figura 3.11: Rappresentazione della finestra di elaborazione dei dati PIV (lunghezze in mm)

così a rappresentare una tomografia del campo di moto tridimensionale. Il laser è stato fissato a due traversi mobili, uno montato trasversalmente rispetto alla direzione della corrente asintotica e l'altro parallelamente a quest'ultima in modo che lo spostamento del piano di luce potesse essere comandato da remoto con grande precisione sia in direzione dell'apertura alare, per l'acquisizione dei diversi campi di moto, che in direzione della corda, per realizzare le due diverse finestre di acquisizione. Per garantire, anche in seguito agli spostamenti in direzione trasversale, una corretta messa a fuoco delle fotocamere in corrispondenza del piano di luce, è stato necessario installare dei bracci solidalmente alla struttura del laser (si vedano le Figure(3.12) e (3.13)).

Così facendo le fotocamere seguono lo spostamento del laser e la distanza relativa tra la lama di luce e la focale rimane costante, garantendo una corretta e duratura messa a fuoco. La struttura composta dal laser e dalle fotocamere è stata montata su una struttura metallica, indipendente rispetto alla galleria del vento, e composta da profilati di alluminio collegati ad un pesante basamento. In questo modo si garantisce che le vibrazioni della galleria del vento non vengano trasmesse al sistema di misura PIV, in particolar modo alle fotocamere.

Le particelle di tracciante sono state iniettate nella galleria del vento in corrispondenza di una stazione immediatamente a valle delle pale dei ventilatori e consistono in piccole gocce d'olio di diametro compreso tra $1 - 2\mu m$, generate mediante un generatore di particelle PIVTEC PIVpart30 con ugelli cosiddetti *Laskin atomizer*.

Tutto l'apparato sperimentale per la velocimetria ad immagini di particelle è stato controllato mediante un'interfaccia software implementata



Figura 3.12: Braccio di supporto delle telecamere

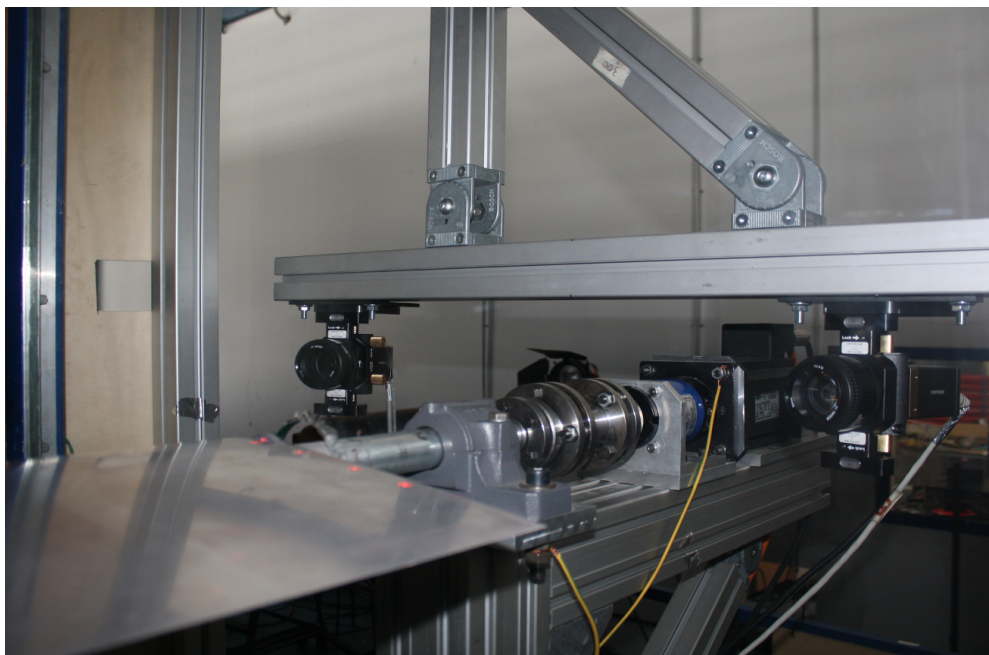


Figura 3.13: Vista interna del montaggio delle telecamere

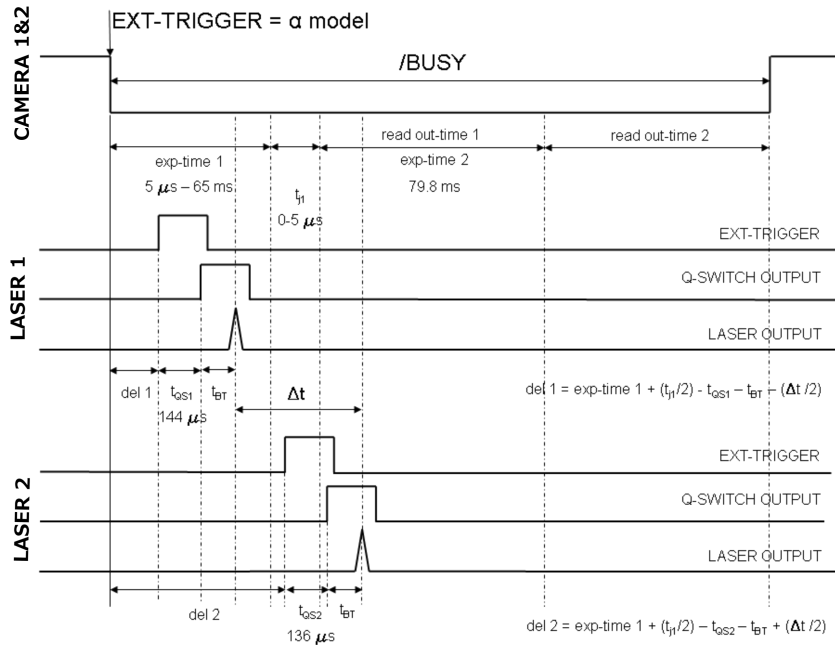


Figura 3.14: Schema della sequenza di temporizzazione

in Matlab [31]. Il software ha permesso il controllo della sincronizzazione dei due impulsi laser con l'esposizione delle coppie di immagini da parte della fotocamera. Ciò è stato possibile mediante l'invio di opportuni comandi ad un sincronizzatore a 6 canali Quantum Composer 9618 mediante il protocollo RS-232. Il sincronizzatore è di fatto un generatore di impulsi che riceve in ingresso un segnale di trigger proveniente dall'encoder e che lo avverte del fatto che l'ala oscillante si trova in corrispondenza dell'angolo di incidenza richiesto dall'utente. A partire da questo impulso esterno, il sincronizzatore controlla la sequenza temporale dell'emissione delle lame di luce dei due laser e dell'acquisizione della coppia di immagini seguendo lo schema riportato in Figura (3.14)

L'elaborazione delle immagini è stata condotta mediante il software PIVview3C [32] sviluppato dalla PIVTEC in collaborazione con il gruppo PIV del centro aerospaziale DLR. Il software PIVview è un programma che include avanzati algoritmi per il post-process delle immagini come ad esempio la correlazione a più stadi su griglie con raffinamento variabile. In particolare, per questa prova sperimentale, è stato utilizzato un metodo di interrogazione multigriglia partendo da finestre di 96×96 pixel fino ad arrivare a 32×32 pixel. All'interno del software è anche compreso il programma PIVmap3 che permette allo stesso tempo di realizzare la calibrazione, andando a calcolare la funzione di mappatura approssimata in

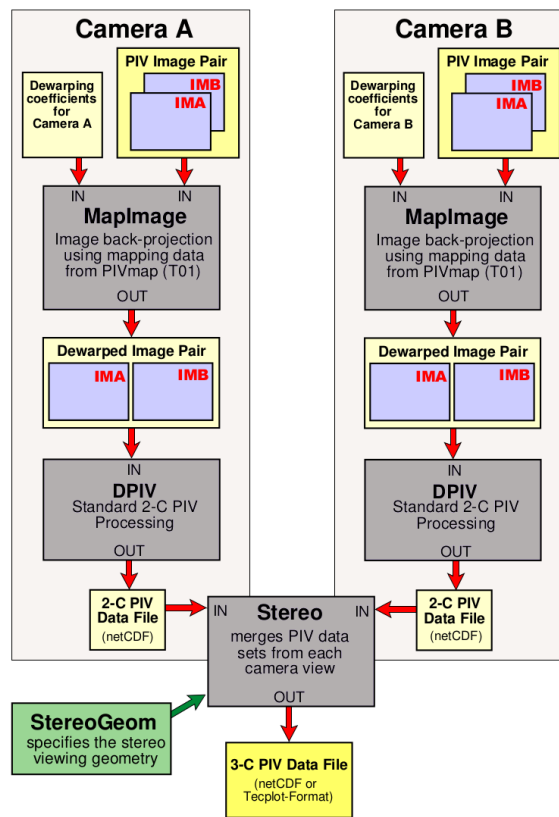


Figura 3.15: Schema di ricostruzione del campo di moto con PIVview3C

forma polinomiale, e di calcolare la posizione delle telecamere.

La procedura di ricostruzione del campo di moto è schematizzata in Figura (3.15). Il primo passo consiste nel valutare il posizionamento delle telecamere ed i coefficienti della mappa di calibrazione mediante il software PIVmap3. A questo punto le coppie di immagini (simultanee) acquisite dalle due telecamere vengono mappate, ovvero se ne correggono le distorsioni derivanti dalla configurazione tridimensionale. Le immagini così ottenute vengono quindi correlate con gli algoritmi standard utilizzati per una PIV 2D; infine, la ricostruzione del campo di moto tridimensionale viene realizzata sulla base della conoscenza della posizione delle telecamere.

Mediante la velocimetria ad immagini di particelle è stato possibile acquisire le componenti di velocità in direzione x , y e z del campo di moto attorno all'ala oscillante. L'acquisizione delle immagini è stata ripetuta per diverse stazioni lungo l'apertura dell'ala (direzione z), separate di $3mm$ l'una dall'altra, con lo scopo di ricostruire un effettivo volume di misura del fenomeno in esame.

3.5 Posizionamento dei componenti

La semiala per la generazione del vortice è stata posizionata anteriormente all'ala oscillante ad una distanza tale che tra il bordo d'uscita della prima e il bordo d'attacco della seconda fosse presente una distanza pari a 3.5 corde (si veda Figura (3.16)).

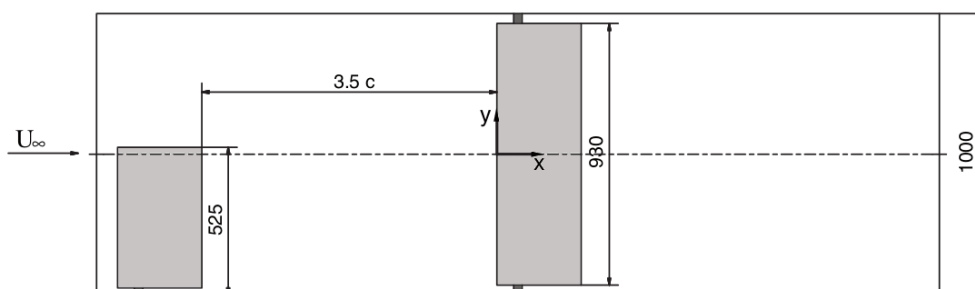
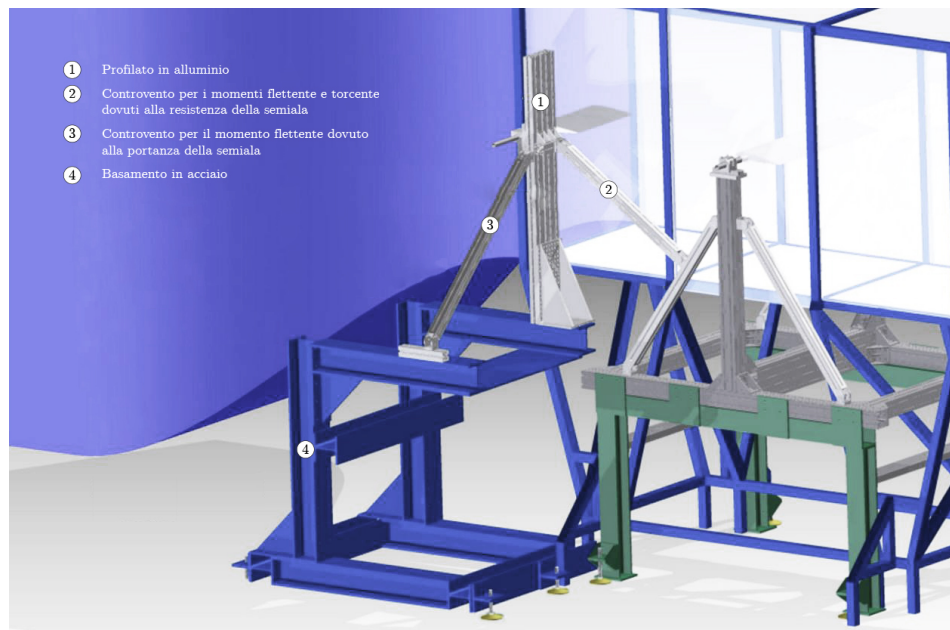


Figura 3.16: Posizionamento reciproco fra le due ali (lunghezze in *mm*)

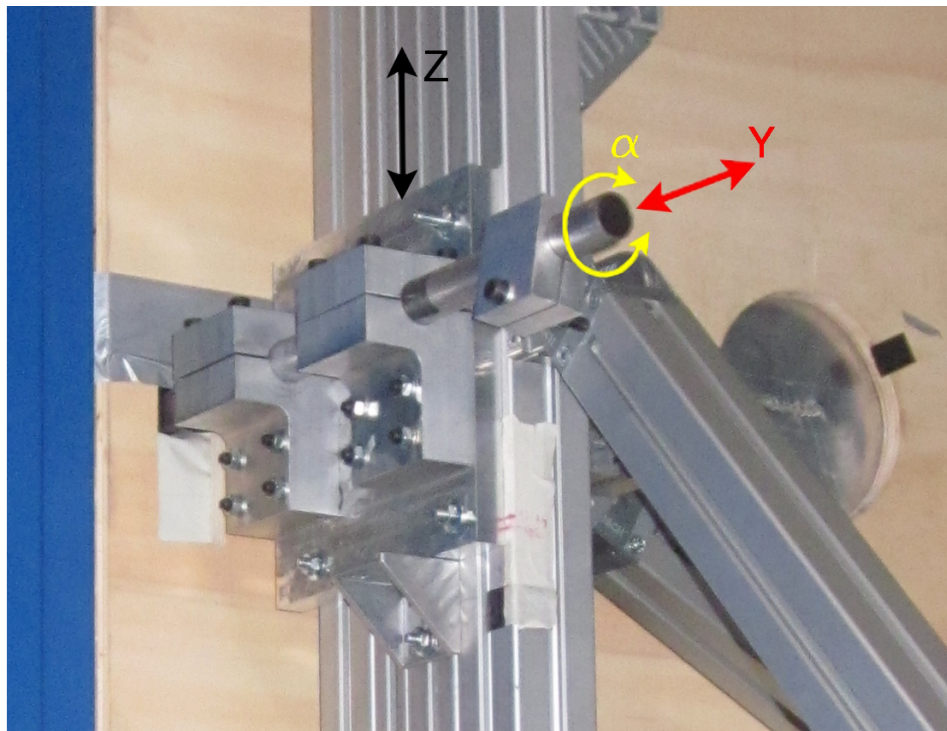
La semiala è vincolata ad una struttura composta da un basamento in acciaio del peso di circa 530 Kg e da una struttura di profilati di alluminio appositamente costituiti. Come si può osservare in Figura (3.17(a)), la struttura di profilati di alluminio permette di sostenere la semiala all'interno della camera di prova senza ricevere nè trasmettere carichi alla galleria del vento.

La struttura è poi dotata di due controventi: uno in direzione della velocità di galleria per contrastare i momenti flettente e torcente dovuti alla resistenza della semiala, e uno in direzione dell'apertura alare per contrastare il momento flettente dovuto alla portanza della semiala. Fatta eccezione per il controvento in direzione longitudinale, che è in ogni caso solo debolmente sollecitato, la struttura di supporto della semiala non riceve nè trasmette carichi alla struttura dell'ala oscillante; in questo modo non vengono aggravate le sollecitazioni già elevate dovute agli intensi carichi aerodinamici instazionari agenti sull'ala e allo stesso tempo le vibrazioni non vengono trasmesse alla semiala.

Alla struttura di profilati di alluminio è collegata una piastra di raccordo che ospita i blocchetti di serraggio che hanno il compito di vincolare la semiala alla struttura stessa (si veda Figura (3.17(b))). Il gruppo composto dalla piastra e dai blocchetti di serraggio permette di variare il posizionamento della semiala in direzione verticale e in direzione dell'apertura alare e l'angolo di incidenza della semiala stessa. Questi tre gradi di libertà sono necessari e sufficienti per garantire il pieno controllo



(a) Visione d'insieme



(b) Particolare del supporto

Figura 3.17: Struttura di supporto della semiala

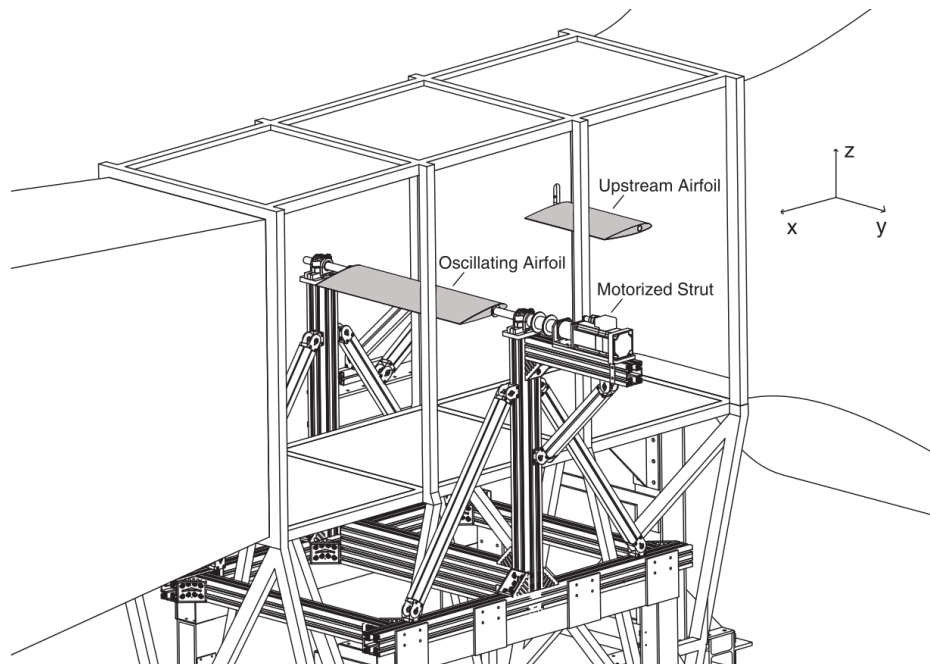


Figura 3.18: Sistema di riferimento di lavoro

sull'intensità e sul posizionamento del vortice di estremità. La semiala è stata quindi orientata in modo tale da centrare il vortice di estremità in corrispondenza della mezzeria dell'ala oscillante.

Per facilitare la comprensione degli schemi e dei risultati che verranno presentati nei capitoli successivi, si introduce il sistema di riferimento globale che verrà adottato per ogni rappresentazione riportata in questo lavoro. Come indicato in Figura (3.18), il sistema di riferimento è stato scelto con asse x coincidente con la direzione della velocità asintotica, asse y in direzione dell'apertura alare e asse z in direzione verticale, dal pavimento al soffitto della camera di prova, a formare una terna destra. L'origine del sistema di riferimento coincide con il punto che appartiene al bordo d'attacco dell'ala oscillante e ha y corrispondente alla mezzeria dell'ala stessa. Le componenti di velocità dirette lungo i tre assi x , y , z saranno indicate rispettivamente con U , V e W .

Le telecamere sono state posizionate in configurazione rotazionale che, come introdotto nel Capitolo 2, è quella che permette di ottenere la maggiore accuratezza nella misura della componente di velocità fuori dal piano. Per limitazioni legate alla lunghezza della camera di prova non è stato possibile ruotare le telecamere ad un angolo di 45° che rappresenta la condizione ottimale per questo tipo di configurazione (si veda il grafico di

Figura (2.6)), ciò infatti avrebbe richiesto il posizionamento delle telecamere ad una distanza reciproca più che doppia, non consentendo più una completa visuale del profilo oscillante. Si è scelto dunque di fissare l'angolo di rotazione di entrambe le telecamere a 20° , consentendo al tempo stesso una completa visuale del profilo ed una soddisfacente accuratezza della misura.

Capitolo 4

Risultati e Considerazioni

Vengono qui riportati i principali risultati ottenuti dalla campagna sperimentale effettuata. Il principale obiettivo dello studio mediante velocimetria ad immagini di particelle è stato quello di descrivere gli effetti sul campo di moto di un profilo oscillante dovuti all'intersezione con il vortice perpendicolare. Per consentire una maggiore comprensione del fenomeno è stata anche effettuata la caratterizzazione del vortice isolato; sulla base di questi dati è stato inoltre possibile valutare la bontà della misura grazie al confronto con le misure di filo caldo effettuate da Mencarelli [15].

4.1 Procedura di misurazione

Come già sottolineato, data l'elevata tridimensionalità del fenomeno che si vuole descrivere, la tecnica di misura che si è scelto di utilizzare è la velocimetria a immagini di particelle stereoscopica, in modo da poter ricavare tutte e tre le componenti di velocità. Il campo di moto è stato acquisito su numerosi piani paralleli ed equispaziati. Come si può osservare in Figura (4.1), i piani hanno direzione coincidente con il piano $x - z$ del sistema di riferimento globale e sono traslati in direzione y . Complessivamente sono stati acquisiti 29 campi di moto equispaziati a distanza di 3 mm , tra $+42\text{ mm}$ e -42 mm rispetto alla mezzeria dell'ala.

La calibrazione 3D è stata realizzata con funzioni di mappatura del second'ordine. Su ciascuno dei diversi piani è stata utilizzata una tecnica a griglia multipla per la correlazione delle immagini acquisite dalla fotocamera, partendo da una griglia di 96×96 pixel fino ad arrivare ad una griglia di 32×32 pixel. Inoltre, per filtrare gli effetti delle fluttuazioni turbolente e del moto di wandering del vortice, sono state acquisite 100 coppie di immagini per ogni condizione analizzata. Grazie al controllo della sincro-

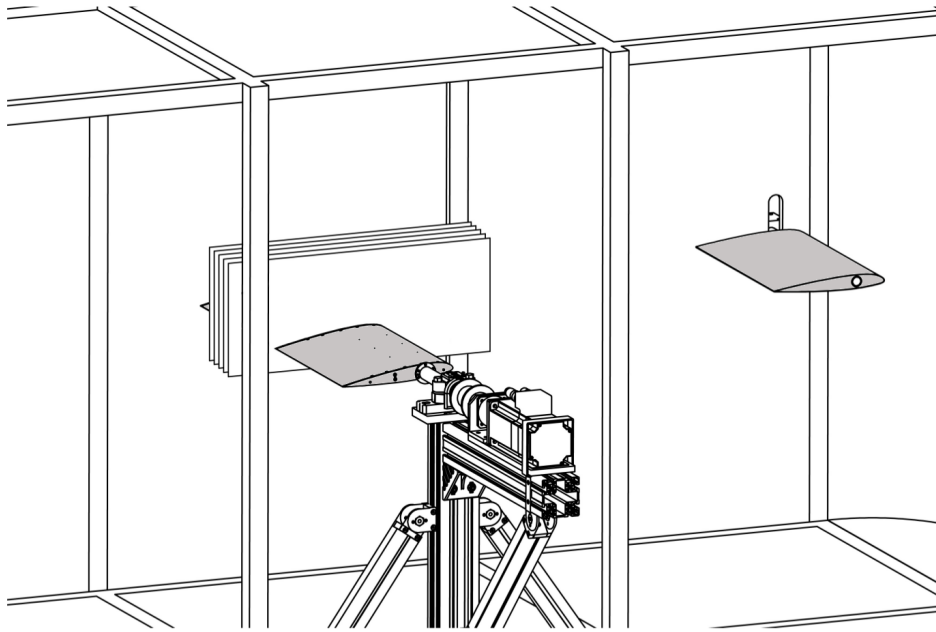


Figura 4.1: Rappresentazione della posizione dei piani di acquisizione della PIV

nizzazione degli impulsi del laser, le coppie di immagini sono state scattate tutte alla medesima posizione istantanea dell'ala oscillante. In tal modo è stato possibile mediare tra loro i 100 campi di moto ricostruiti, ottenendo così una media di fase del processo per ciascuna condizione esaminata.

Come è stato introdotto nel capitolo precedente, il campo di moto è stato diviso in due finestre affiancate, acquisite separatamente e con una leggera sovrapposizione in corrispondenza del lato comune, per permettere il calcolo delle medie e fornire una migliore fusione delle finestre stesse. È stata quindi utilizzata un'interpolazione pesata sull'inverso della distanza per creare un volume di misura, sulla base dei campi di moto calcolati su ciascun piano.

Per questa campagna di prove sperimentali la galleria del vento è stata controllata in velocità, mantenendo il valore asintotico di 30 m/s che corrisponde ad un numero di Reynolds basato sulla corda del modello di circa $6 \cdot 10^5$ ed un numero di Mach di 0.09. Il mantenimento della velocità di galleria costante garantisce che la frequenza ridotta di oscillazione dell'ala si mantenga anch'essa costante.

4.2 Verifica di accuratezza a camera vuota

Prima di procedere con la campagna di misura è stata svolta un'analisi preliminare, con lo scopo di verificare la correttezza nel processo di acquisizione e nella successiva elaborazione dei dati attraverso la tecnica della velocimetria a immagini di particelle stereoscopica.

Come già evidenziato nel Capitolo 2, infatti, questo tipo di misura può essere affetto da notevoli fattori di incertezza, che possono essere introdotti in diversi stadi della misurazione. Anche se già dall'acquisizione delle immagini si possono introdurre errori legati alla messa a fuoco ed alla presenza di distorsioni, le fasi più delicate da questo punto di vista sono quelle di calibrazione e ricostruzione del campo di moto. Un errore nel posizionamento della griglia, nella valutazione della posizione delle telecamere o l'utilizzo di una funzione di mappatura inappropriata possono infatti compromettere seriamente la misurazione delle tre componenti di velocità.

Per questa ragione si è scelto di valutare preliminarmente il sistema di misura rispetto al caso noto di corrente uniforme a camera di prova vuota.

La stima dell'errore relativo all'acquisizione delle immagini può essere valutata attraverso il rapporto segnale/rumore. Tale termine è strettamente legato alla qualità delle immagini, infatti un suo basso valore è attribuibile, oltre che al rumore di fondo introdotto dalla telecamera stessa, ad una scorretta messa a fuoco, alla presenza di riflessi o ad una insufficiente illuminazione delle particelle in camera di prova.

Durante tutta la campagna di prove sperimentali, il rapporto segnale rumore rilevato ha mantenuto costantemente valori ben più alti della soglia minima che viene solitamente ritenuta sufficiente per una buona misura.

Infine, per valutare l'errore introdotto in fase di calibrazione e ricostruzione del campo di moto, sono state osservate le misure di velocità a camera vuota, con la galleria del vento controllata in velocità mantenendo il valore asintotico di $30m/s$, ovvero alle stesse condizioni che si vogliono riprodurre per lo studio del BVI.

Da queste misure si è osservata una buona ricostruzione del campo di moto. La componente di velocità in direzione longitudinale viene ben rilevata attraverso la PIV stereoscopica, il suo valore infatti coincide con quello della velocità asintotica imposta in galleria; con un massimo scostamento di $0.1m/s$. Un discorso analogo vale per la componente di velocità verticale, dal momento che non è stata rilevata la presenza di errori consistenti. Anche la componente di velocità trasversale presenta una buona accuratezza, infatti assume valore nullo per buona parte del campo di misura e presenta uno scostamento massimo pari a $0.3m/s$, che, come visto

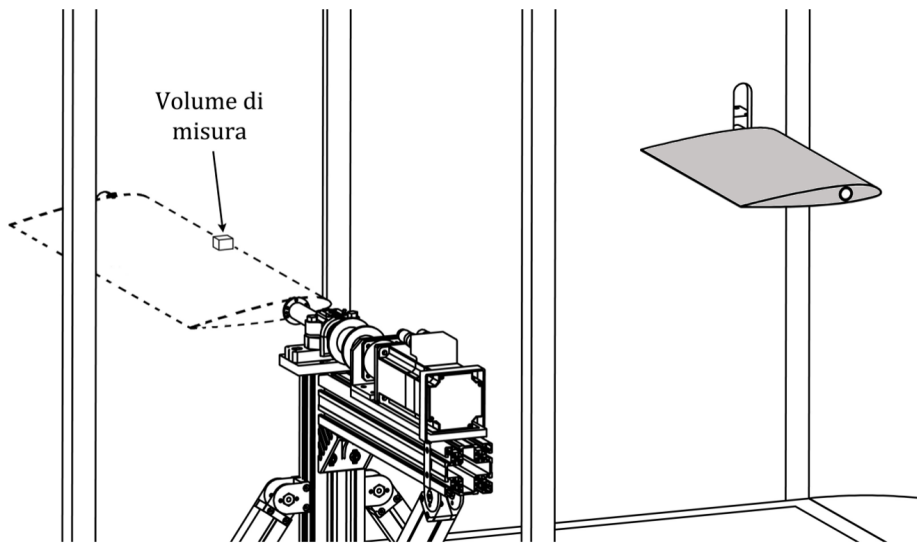


Figura 4.2: Posizione del volume di misura

nel Capitolo 2 (Figura (2.6)) è un errore che è lecito attendersi nel momento in cui l'angolo di rotazione delle telecamere è inferiore a 45° e comunque insito nella procedura di ricostruzione del campo di moto. Complessivamente, questi risultati si sono rivelati soddisfacenti e concordi con i valori trovati in diversi lavori in letteratura, tra cui quelli di Green et al. [25], [26] e si è scelto quindi di procedere con la campagna di prove sperimentali senza ulteriori accorgimenti.

4.3 Caratterizzazione del vortice

La caratterizzazione è stata condotta mediante l'acquisizione delle tre componenti di velocità del campo di moto del vortice, con l'obiettivo di identificarne in modo quantitativo la struttura e le caratteristiche.

In un primo momento è stato necessario centrare il vortice in apertura (direzione y) rispetto alla camera di prova; quest'operazione è stata condotta semplicemente osservando le immagini acquisite dalle telecamere e non ancora elaborate. Infatti, per l'elevata velocità angolare presente nel nucleo viscoso del vortice, le particelle di tracciante vengono spinte in direzione radiale dalla forza centrifuga; in questo modo si riduce sensibilmente la densità di tracciante nell'intorno del centro del vortice. Sebbene venga anch'essa illuminata dal laser, questa scarsità di particelle fa sì che tale zona appaia più buia rispetto al resto del campo di moto. Tale fenome-

no viene comunemente chiamato *void particles* e permette di identificare chiaramente l'asse del vortice. Il laser è stato quindi posizionato al centro della camera di prova ed è stata fatta variare la posizione della semiala fino a che non è stato possibile individuare l'asse del vortice sulle immagini acquisite.

Una volta completata l'operazione di centraggio si è proceduto all'acquisizione delle coppie di immagini per la velocimetria ad immagini di particelle. Come già specificato nel paragrafo precedente, sono state realizzate 29 diverse misure su altrettanti piani paralleli equispaziati e si è provveduto ad una opportuna interpolazione con lo scopo di ottenere una rappresentazione volumetrica del campo di moto.

È noto che nell'intorno del nucleo del vortice sono presenti forti gradienti delle componenti di velocità. Per identificare il centro del vortice sono state quindi valutate la vorticità ω_x , l'autovalore del tensore gradiente di velocità λ_2 ed il discriminante dell'equazione caratteristica Q [33]; basandosi sulla rappresentazione dei risultati sul piano trasversale $y - z$, tali grandezze sono definite come:

$$\omega_x = \frac{\frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z}}{2} \quad (4.1)$$

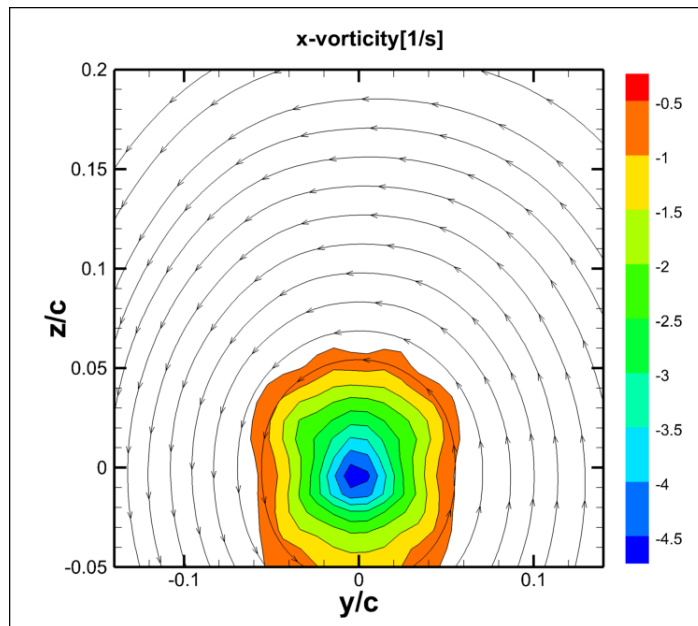
$$\lambda_2 = \frac{(\frac{\partial v}{\partial y})^2 + (\frac{\partial w}{\partial z})^2}{2} + \frac{\partial w}{\partial y} \frac{\partial v}{\partial z} \quad (4.2)$$

$$Q = \frac{(\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z})^2}{4} + \frac{\partial w}{\partial y} \frac{\partial v}{\partial z} - \frac{\partial v}{\partial y} \frac{\partial w}{\partial z} \quad (4.3)$$

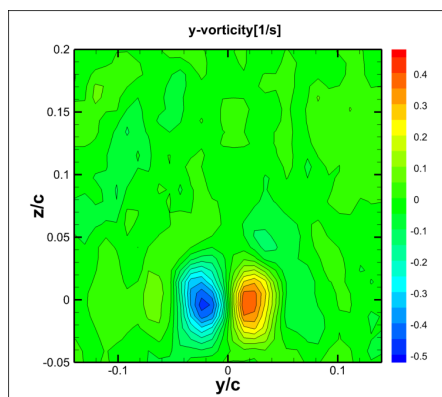
tutte queste grandezze assumono un valore elevato in corrispondenza del nucleo viscoso del vortice.

È interessante analizzare a questo punto le caratteristiche del vortice in corrispondenza del bordo d'attacco, ovvero alla coordinata longitudinale x in cui avviene l'interazione tra l'ala oscillante ed il vortice. Come mostrato in Figura (4.2), il volume di misura si trova a cavallo del bordo d'attacco. Grazie alle immagini delle griglie di riferimento è stato possibile risalire alla posizione precisa di quest'ultimo ed estrarre quindi il piano $y - z$ opportuno, ovvero in corrispondenza della regione che sarebbe occupata dal bordo d'attacco, in modo tale da ricavare il campo di moto indotto dal vortice e le sue caratteristiche al momento dell'impatto con l'ala.

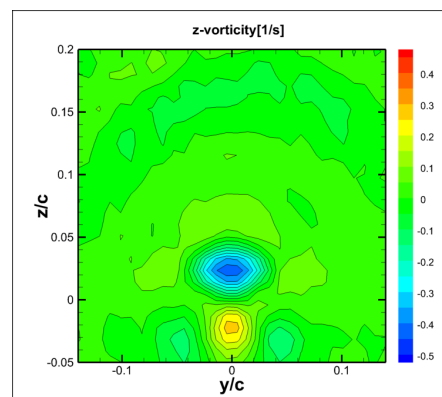
I risultati in termini di vorticità sono riportati in Figura (4.3), in funzione delle coordinate z e y adimensionalizzate rispetto alla corda del profilo c .



(a) Componente di vorticità in direzione x



(b) Componente di vorticità in direzione y



(c) Componente di vorticità in direzione z

Figura 4.3: Vorticità sul piano $y - z$ in corrispondenza del bordo d'attacco dell'ala oscillante ($Re = 6 \cdot 10^5$)

Come atteso, si può vedere come effettivamente il termine ω_x assuma valori massimi in corrispondenza del centro del vortice. Per rendere più evidente questo risultato sono state introdotte alcune linee di flusso, che mostrano il tipico andamento spiroidale. Per completezza, anche se di minor interesse, date le loro basse intensità, sono riportate anche le componenti di vorticità in direzione y e z .

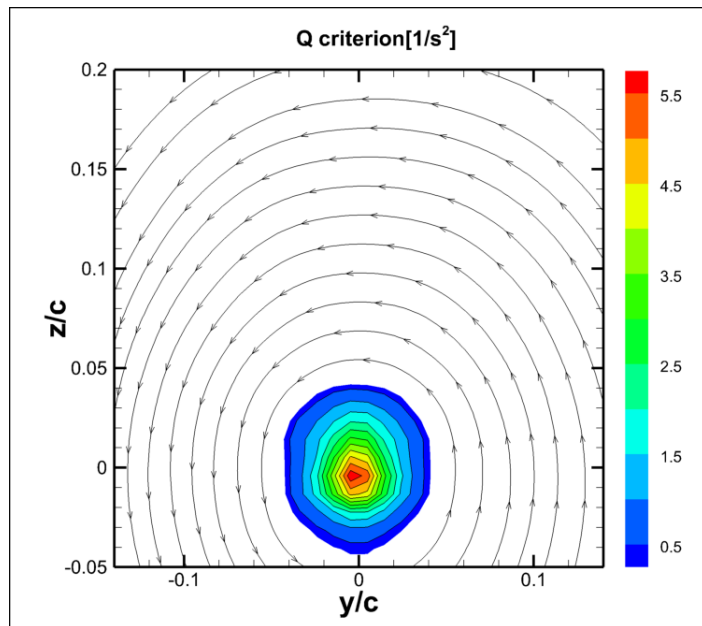


Figura 4.4: Q criterion sul piano $y - z$ in corrispondenza del bordo d'attacco dell'ala oscillante ($Re = 6 \cdot 10^5$)

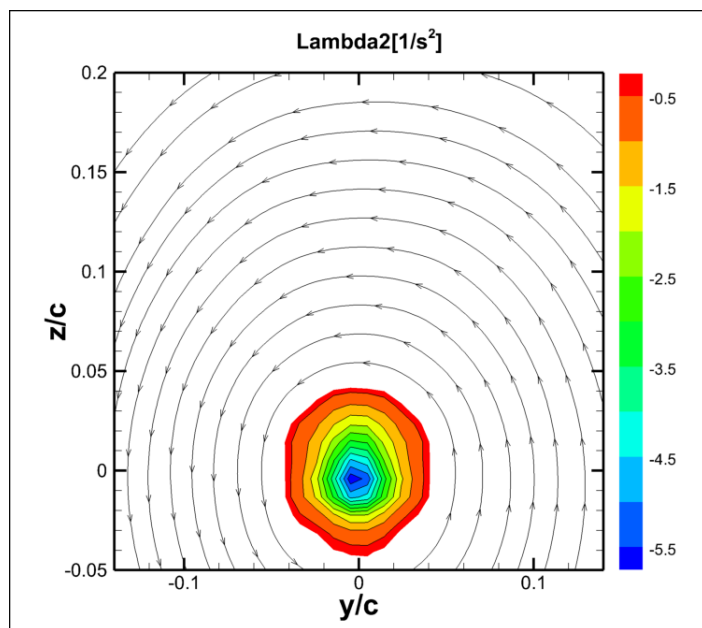


Figura 4.5: Lambda2 sul piano $y - z$ in corrispondenza del bordo d'attacco dell'ala oscillante ($Re = 6 \cdot 10^5$)

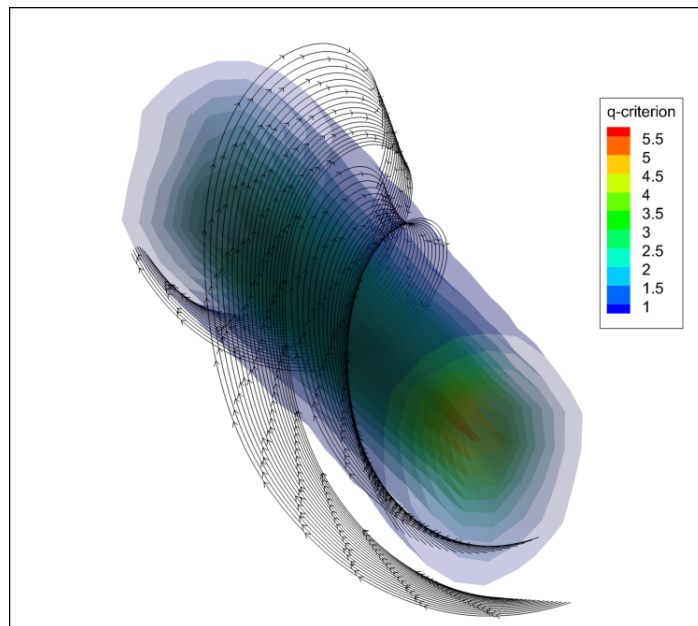


Figura 4.6: Rappresentazione tridimensionale del vortice d'estremità ($Re = 6 \cdot 10^5$)

Purtroppo, come si può notare, per ragioni di ingombro dovute alla presenza del sistema di attuazione dell'ala oscillante, non è stato possibile abbassare il campo di misura in maniera tale da centrarvi il vortice.

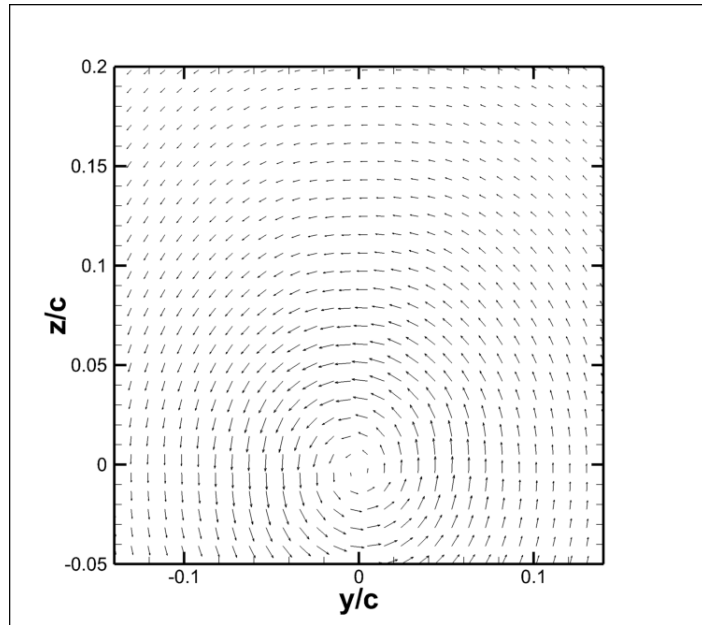
Per i nostri scopi è comunque una spaziatura accettabile, in quanto si è in grado ugualmente di cogliere il nucleo del vortice in tutta la sua estensione.

Nelle Figure (4.4) e (4.5) sono riportati, rispettivamente, i risultati in termini delle grandezze derivate Q e λ^2 , sempre in funzione delle coordinate z e y adimensionalizzate rispetto alla corda del profilo c .

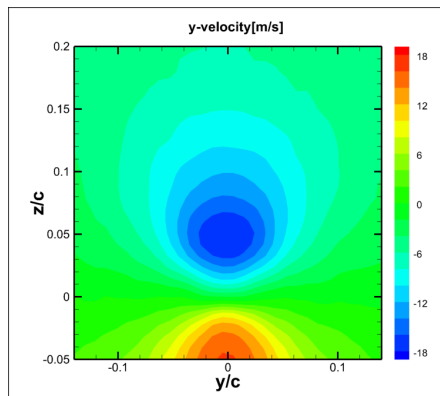
Anche in questi casi si trova conferma a quanto atteso. Va notato, inoltre, come la caratterizzazione del vortice effettuata attraverso queste due grandezze sia più pulita, e permetta quindi una migliore valutazione delle dimensioni caratteristiche e della posizione dell'asse del vortice.

Attraverso questi grafici è quindi possibile valutare in modo immediato e preciso la posizione del centro del vortice ed avere inoltre una rappresentazione qualitativa dell'estensione del nucleo viscoso dello stesso. È proprio sulla base di questi risultati che è stata variata la quota e la posizione in apertura della semiala utilizzata per la generazione del vortice in modo da centrare il nucleo rispetto all'origine del sistema di riferimento.

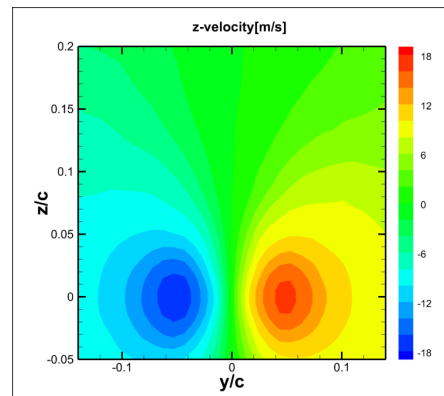
In Figura (4.6), viene rappresentato il vortice tridimensionale.



(a) Rappresentazione del campo di moto del vortice



(b) Componente di velocità in direzione y



(c) Componente di velocità in direzione z

Figura 4.7: Intensità del campo di moto indotto dal vortice ($Re = 6 \cdot 10^5$)

Il nucleo viene evidenziato attraverso la visualizzazione delle isosuperfici della grandezza Q , alle quali sono state sovrapposte alcune linee di flusso per meglio cogliere l'arrotolamento della corrente esterna.

Successivamente è stato caratterizzato il vortice in termini di velocità, con lo scopo di valutare l'intensità del campo di moto da esso indotto. I risultati ottenuti sono presentati in Figura (4.7) attraverso la rappresentazione dei vettori e dei contorni delle componenti di velocità V

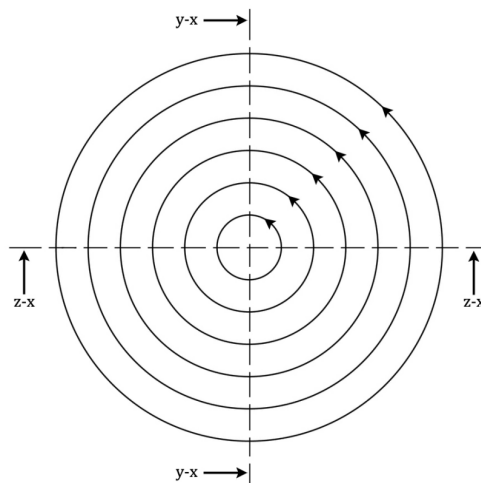


Figura 4.8: Schematizzazione dei piani di sezione del vortice

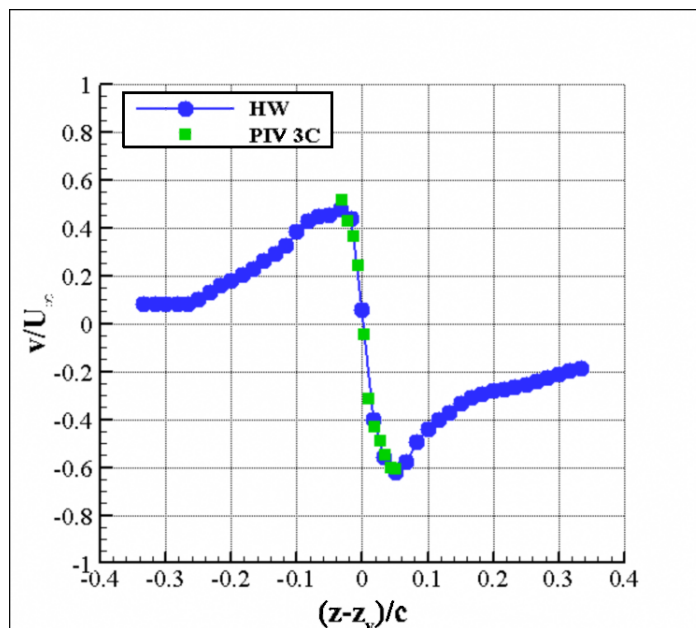
e W .

Da questi risultati sono stati quindi estratti i profili di velocità, al variare delle coordinate y e z . Tali dati sono serviti ad una ulteriore validazione della misura effettuata con la PIV stereoscopica; sono stati infatti confrontati con i medesimi valori ottenuti dalle misurazioni a filo caldo e PIV bidimensionale ricavati da Gibertini et al. [36], in stampa.

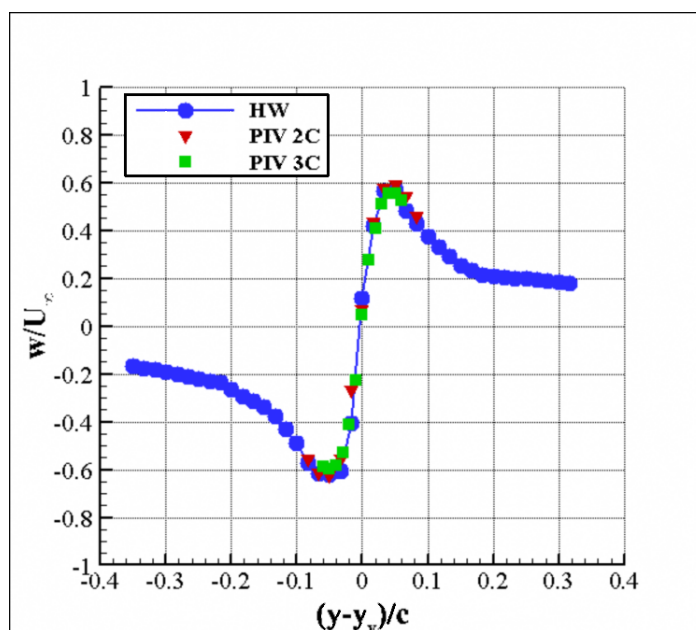
In particolare, con riferimento alla Figura (4.8), si può definire un profilo di velocità in direzione y come quello dato dalla sezione $z - x$ ed un profilo di velocità in direzione z come quello dato dalla sezione $y - x$. Con questa notazione si riportano nelle Figure (4.9(a)) e (4.9(b)) i profili di velocità V e W , rispettivamente. Entrambe le curve sono state centrate rispetto all'asse del vortice, individuato attraverso il punto di massima vorticità ($y_v - z_v$)

Dal confronto dei dati disponibili si trova in generale un buon accordo tra le diverse tecniche di misura. L'errore massimo sulla componente V è dell'ordine del 3% quando valutato rispetto alle misurazioni di filo caldo; tale valore è attendibile e legato all'accuratezza dell'allineamento del laser oltre che dagli inevitabili errori nel processo di ricostruzione.

Lo stesso errore massimo si trova anche sulla componente W . Tale errore è da ritenersi legato, come già sottolineato nel Paragrafo precedente, alla procedura di calibrazione e di ricostruzione del campo di moto basata sulle immagini PIV bidimensionali acquisite indipendentemente.



(a) Confronto tra le componenti di velocità in direzione y



(b) Confronto tra le componenti di velocità in direzione z

Figura 4.9: Confronti tra le velocità rilevate con l'anemometria a filo caldo e la PIV stereoscopica

4.4 Effetti del BVI perpendicolare sullo stallo dinamico

In questa sezione vengono presentati i risultati ottenuti mediante la velocimetria ad immagini di particelle stereoscopica, relativi agli effetti del BVI perpendicolare sull'aerodinamica dell'ala oscillante.

La legge di moto scelta per l'oscillazione dell'ala è:

$$\alpha(t) = 5 + 10 \sin(\omega t)$$

con frequenza ridotta $k = \frac{U_\infty}{\omega c} = 0.1$. Questo regime è caratterizzato da una minore separazione della corrente (nel caso di ala isolata) e da una conseguente minor isteresi dei carichi aerodinamici, come mostrato da Leishman [34] e da Zanotti et al. [35]. In particolare, misurazioni PIV effettuate per questa particolare condizione hanno mostrato che la corrente rimane attaccata al dorso dell'ala durante quasi tutte le fasi dell'oscillazione (Gibertini et al. [36], in stampa).

Lo scopo è quello di studiare il modo in cui il vortice di estremità interagisce con un campo di moto così intenso ed instazionario com'è quello che si forma attorno all'ala oscillante. In particolare si cercherà di valutare in che modo tale interazione può alterare la regione prossima allo strato limite, e se ciò possa condurre ad una condizione di stallo dell'ala.

Il campo di moto è stato acquisito in 5 posizioni angolari ed in differenti condizioni, come riportato in Tabella (4.1).

Tabella 4.1: Condizioni di prova

| Caso | α | k | Re | Ma |
|------|----------------|-----|----------------|------|
| 1 | 8° in salita | 0.1 | $6 \cdot 10^5$ | 0.9 |
| 2 | 10° | 0 | $6 \cdot 10^5$ | 0.9 |
| 3 | 10° in salita | 0.1 | $6 \cdot 10^5$ | 0.9 |
| 4 | 10° in discesa | 0.1 | $6 \cdot 10^5$ | 0.9 |
| 5 | 12° in discesa | 0.1 | $6 \cdot 10^5$ | 0.9 |
| 6 | 13° in salita | 0.1 | $6 \cdot 10^5$ | 0.9 |
| 7 | 15° | 0 | $6 \cdot 10^5$ | 0.9 |
| 8 | 15° in salita | 0.1 | $6 \cdot 10^5$ | 0.9 |

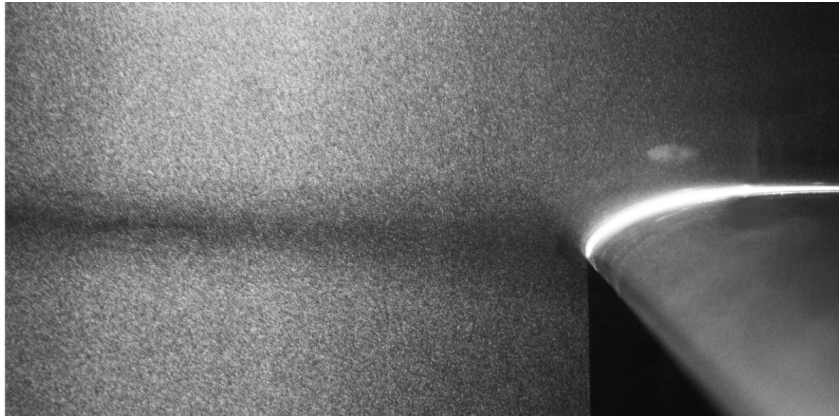


Figura 4.10: Immagine PIV che mostra la posizione relativa tra l'ala oscillante e l'asse del vortice

Per ogni angolo di incidenza dell'ala è stata effettuata la spazzata in apertura dei piani $x - z$ di misura, separati di $3mm$ l'uno dall'altro. Una spaziatura così fine permette, come già visto, di interpolare i dati su di un unico volume di misura; in questo modo si è in grado di cogliere pienamente la natura tridimensionale dell'interazione oltre che, naturalmente, di valutare agevolmente le grandezze derivate, come la vorticità.

In particolare, i casi di maggior interesse individuati da Mencarelli [15], ovvero quelli in cui l'interazione ha maggiori effetti, sono quelli a 10° e 15° . In questa campagna di prove sperimentali si è scelto di considerare anche le posizioni angolari immediatamente precedenti ai suddetti casi, in modo tale da poterne confrontare i campi di moto.

Prima di procedere all'acquisizione vera e propria delle immagini è stata condotta una verifica della posizione relativa tra il vortice di estremità e l'ala oscillante. Sfruttando ancora una volta il fenomeno delle *void particles* (Figura(4.10)), si è effettuato un centraggio preliminare nel quale si è mantenuta l'ala ad un'incidenza statica pari a 10° , a fronte di un'incidenza della semiala a monte anch'essa di 10° . Va sottolineato come la deformazione subita dal vortice a causa della presenza dell'ala non abbia permesso una localizzazione quantitativamente precisa dell'asse. Pertanto il centraggio del vortice rispetto al bordo d'attacco è da ritenersi soggetto ad un'incertezza dell'ordine di qualche millimetro. In seguito si è verificato il centraggio anche in condizioni di ala in movimento e si è osservato che il moto oscillatorio di quest'ultima introduce degli effetti di ritardo e instazionarietà dell'aerodinamica che hanno richiesto un nuovo centraggio del vortice di estremità.

Questo è dovuto al fatto che la frequenza ridotta di oscillazione è ab-

bastanza elevata e il moto oscillatorio avviene quindi su scale di tempo che sono paragonabili a quelle richieste dal vortice per percorrere la distanza presente tra la semiala a monte e l'ala oscillante. Di fatto, da quando il vortice si distacca dalla semiala a quando impatta contro l'ala oscillante intercorre un tempo finito non più trascurabile per le dinamiche in atto. Durante questo tempo l'ala oscillante assume incidenze variabili e la traiettoria del vortice viene quindi alterata dal campo di moto presente ad istanti di tempo precedenti, risentendo della storia temporale associata alla circolazione dell'ala.

In definitiva è stata corretta la posizione verticale della semiala di alcune decine di millimetri rispetto al caso statico. Chiaramente l'effetto di alterazione che l'ala ha sul vortice varia a seconda dell'angolo di incidenza medio e della direzione dell'oscillazione. Il centraggio è stato quindi ripetuto per i diversi casi di interesse, ovvero per le posizioni angolari a 10° in salita e discesa ed a 15° .

Terminato il posizionamento della semiala si è proceduto alla campagna sperimentale vera e propria, della quale si presentano ora i principali risultati.

4.4.1 10° in salita

Per l'analisi preliminare di questa condizione si riporta inizialmente una valutazione, effettuata sulla base della vorticità e della velocità trasversale V , degli effetti tridimensionali localmente indotti dal vortice. In Figura (4.11) è possibile evidenziare come la struttura vorticoso che attraversa il dorso dell'ala non sia la stessa nei due casi ma si presenti sensibilmente più debole, sia in termini di vorticità che di velocità, ad $\alpha=8^\circ$. Ciò è principalmente legato al fatto che il vortice, quando raggiunge il bordo d'attacco, si divide in due parti che vengono trascinate sul dorso e sul ventre dell'ala. Avendo eseguito il centraggio rispetto ai 10° sarebbe lecito attendersi che ad un istante precedente il vortice passi abbondantemente sopra al dorso dell'ala; in realtà, essendo l'angolo di incidenza inferiore, e quindi minore la portanza generata, la deviazione subita dal vortice non è così forte da farlo passare completamente sul dorso dell'ala.

Nonostante il fenomeno di separazione dello strato limite osservato in questi esperimenti sia altamente tridimensionale e la controcorrente non sia necessariamente associata ad una separazione tridimensionale dello strato limite, si è scelto ugualmente di utilizzare la componente di velocità longitudinale U come indicatore del comportamento del flusso. Infatti, ampie regioni con bassi valori di U , in particolare se negativi, sono un chiaro segnale di condizioni di stallo dell'ala.

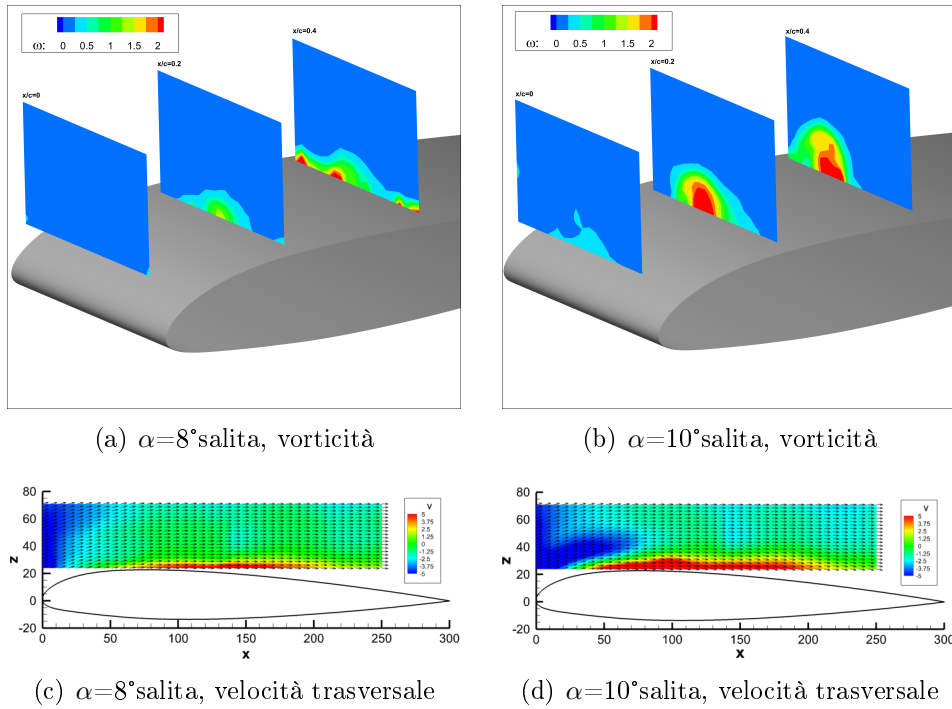


Figura 4.11: Confronto dell'intensità degli effetti indotti dal vortice nelle condizioni di 8° e 10° in salita: vorticità (a,b) e velocità trasversali estratte sul piano di mezzeria (c,d), per un centraggio del vortice ad $\alpha=10^\circ$ in salita

Per meglio evidenziare le alterazioni del flusso attorno all'ala introdotte dal vortice, sono stati riportati in Figura (4.12) i campi di moto relativi alla condizione in esame a 5 differenti posizioni in apertura. I grafici di sinistra sono ricavati in presenza del vortice, mentre quelli di destra sono relativi alla medesima posizione dell'ala ma in assenza del vortice. Le isosuperfici si riferiscono alla componente U della velocità.

É evidente come il campo di moto attorno all'ala sia, come atteso, bidimensionale in assenza di vortice e tale si mantenga anche in presenza di quest'ultimo, per posizioni in apertura corrispondenti al lato discendente del vortice.

L'unico effetto apprezzabile è in questo caso una leggera diminuzione dell'accelerazione della corrente sul bordo d'attacco dell'ala, cosa assolutamente attendibile dal momento che quest'ultima "vede" un angolo di incidenza ridotto.

Per posizioni in apertura corrispondenti al lato ascendente del vortice, invece, risultano più marcati gli effetti tridimensionali di interazione tra

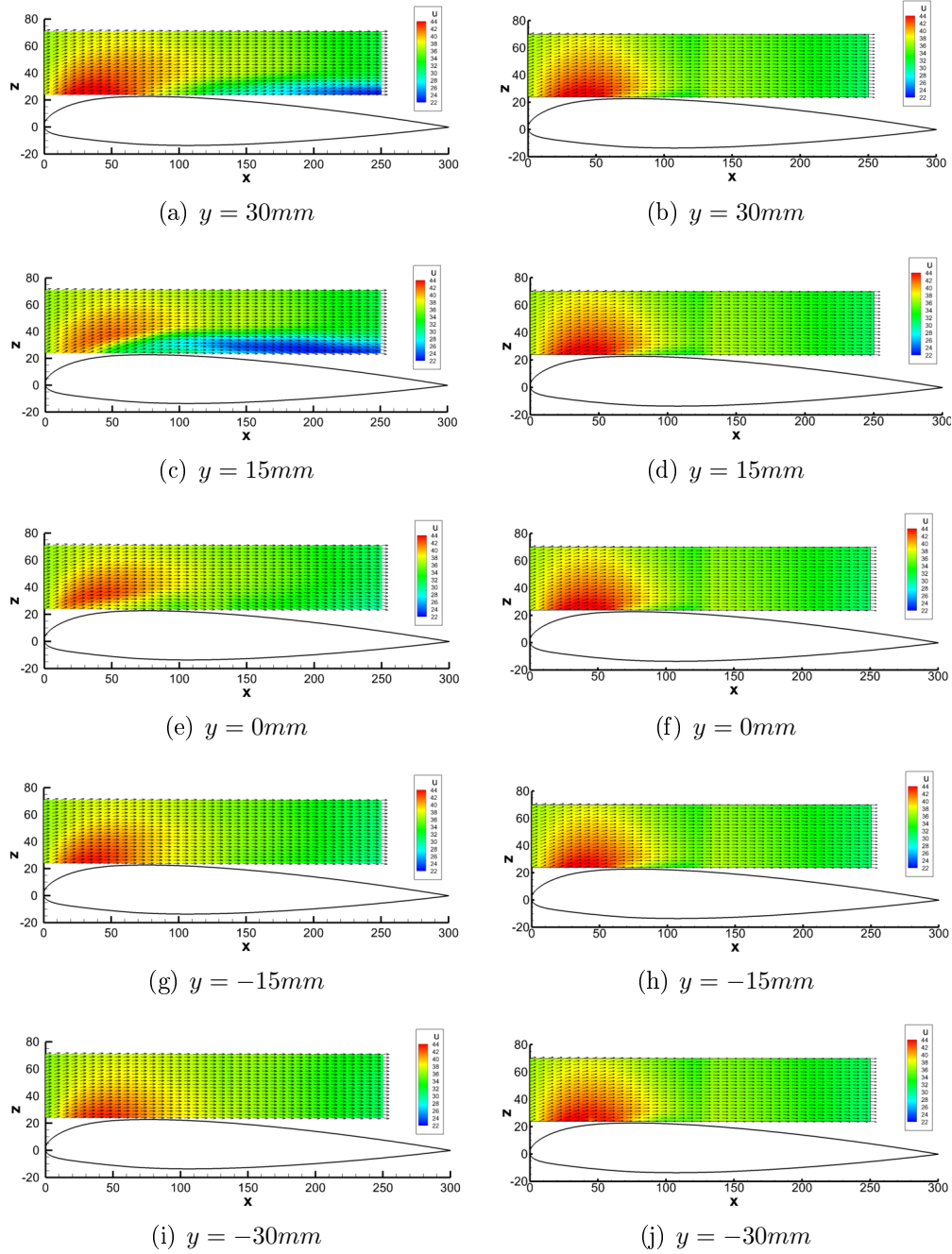


Figura 4.12: Confronto tra i campi di moto in presenza ed in assenza del vortice ($\alpha=10^\circ$ in salita)

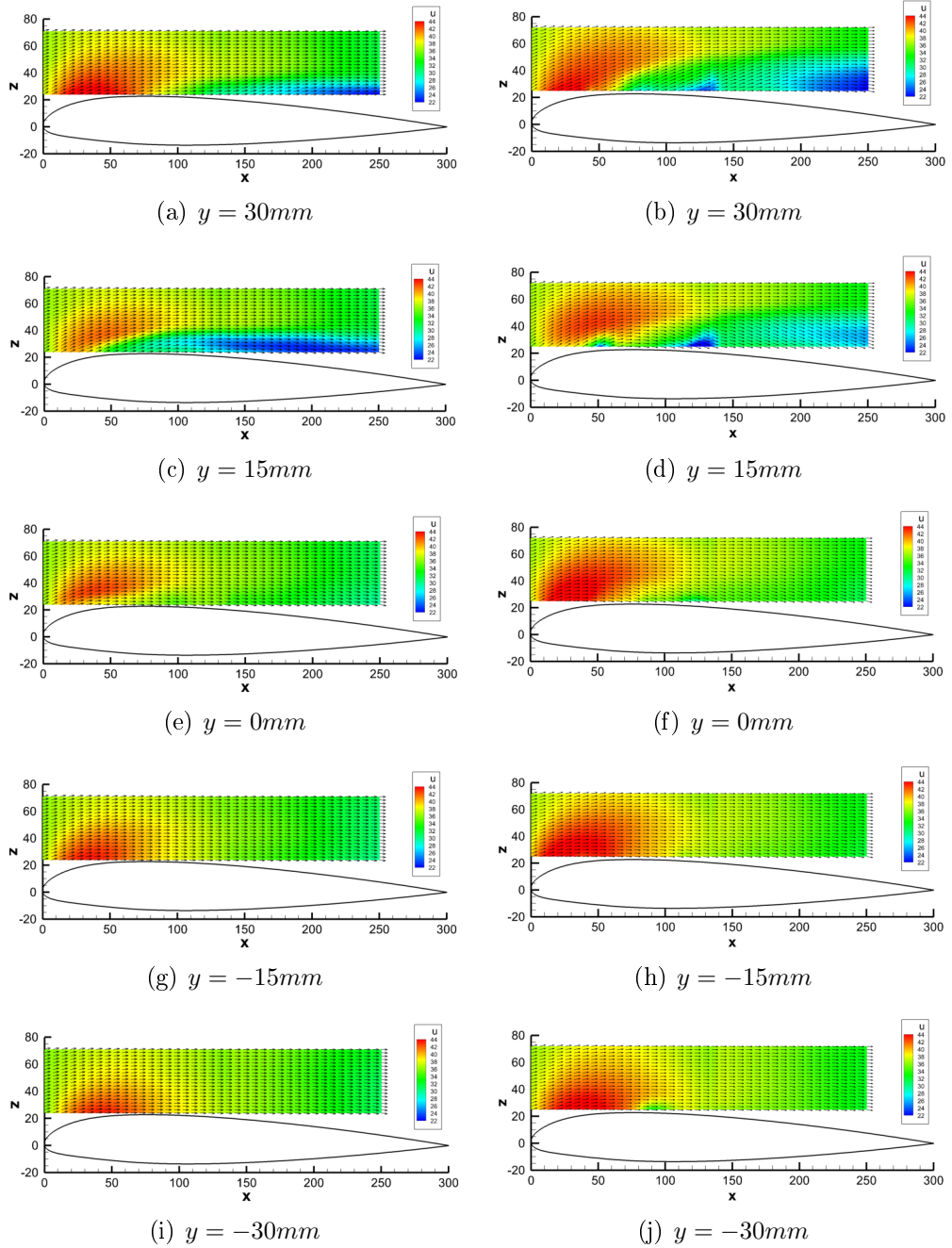


Figura 4.13: Confronto tra i campi di moto in presenza del vortice, con e senza oscillazione($\alpha=10^\circ$)

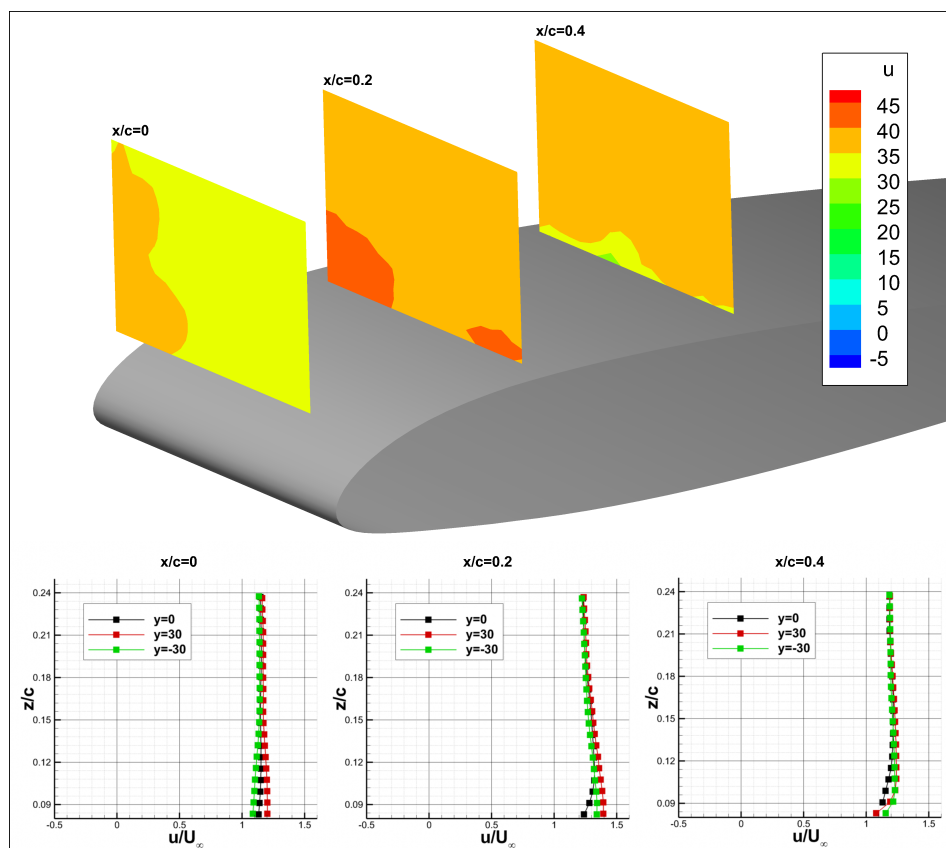


Figura 4.14: Profili di velocità U ($\alpha=8^\circ$ in salita)

vortice e strato limite. Si può notare infatti un rallentamento della corrente lungo il dorso dell'ala, senza che tuttavia sia presente una vera e propria regione di separazione.

Un confronto analogo, per le medesime posizioni in apertura, è stato condotto con riferimento alle condizioni statica e dinamica.

I risultati sono rappresentati in Figura (4.13), i grafici di sinistra sono sempre riferiti alla condizione di 10° in salita, mentre quelli di destra riportano i campi di moto in assenza di oscillazione dell'ala.

Si può notare, nella condizione statica, una maggior accelerazione della corrente in corrispondenza del bordo d'attacco. Al tempo stesso è evidente un maggiore rallentamento nella posizione $y = 30$ (Figura (4.13(b))).

Ciò potrebbe rappresentare il principio di una separazione sul bordo d'uscita, che tuttavia non risulta essersi sviluppata e che, sulla base dei dati raccolti non si è in grado di descrivere approfonditamente.

A questo punto è interessante analizzare l'interazione da un punto di vista più quantitativo. A tale scopo sono stati estratti a diverse posizioni x

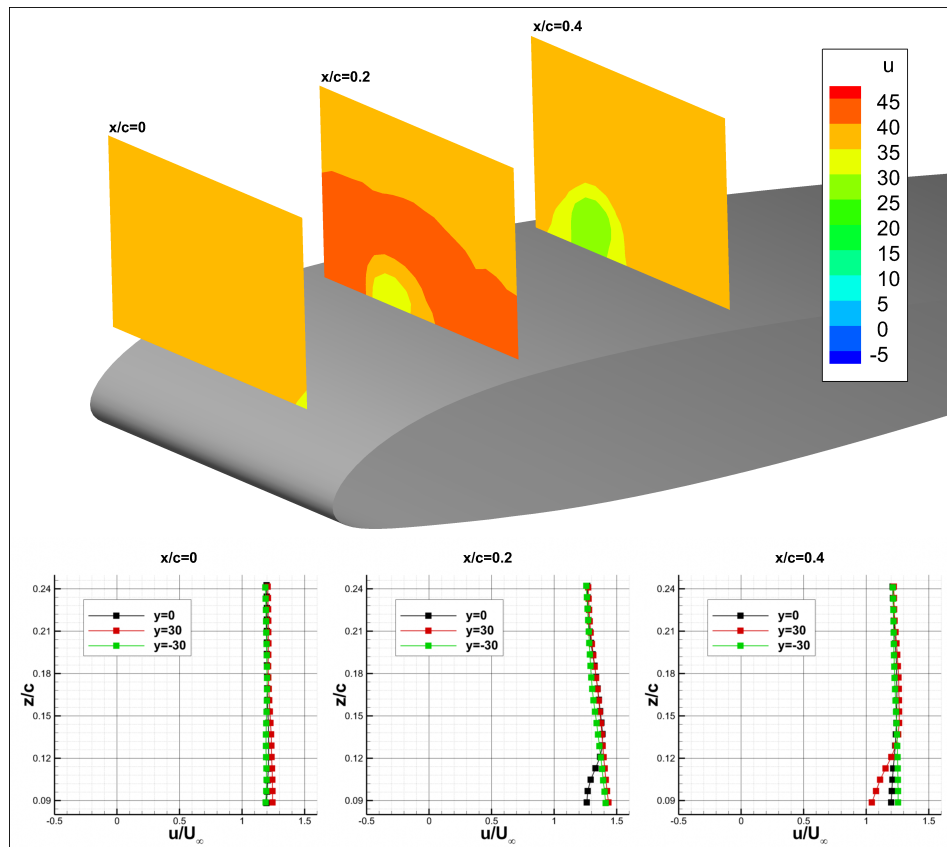


Figura 4.15: Profili di velocità U ($\alpha=10^\circ$ in salita)

ed y i profili di velocità U in funzione della coordinata verticale z . Il primo caso riportato (Figura (4.14)), ha lo scopo di valutare il campo di moto immediatamente precedente alla condizione in esame ed è perciò riferito alla posizione angolare di $\alpha=8^\circ$ in salita. Si può vedere come in questa condizione gli effetti tridimensionali indotti dal vortice siano minimi.

Viceversa, per la condizione di 10° in salita riportata in Figura (4.15) è evidente il passaggio del vortice sul dorso dell'ala e l'effetto indotto dalla sua presenza. Si può osservare, grazie alle isosuperfici di velocità, come nel passaggio sul dorso dell'ala l'asse del vortice segua una traiettoria non rettilinea, spostandosi in direzione dell'apertura, nel verso di y positiva.

Dai profili di velocità estratti si trova sempre una buona accelerazione della corrente, a dimostrazione del fatto che non c'è separazione, con una velocità sul dorso dell'ala che si mantiene sempre più elevata della velocità asintotica della corrente, fatto salvo un leggero calo in prossimità del nucleo del vortice, come del resto già evidenziato in Figura (4.12).

Un' ultima considerazione può essere fatta riguardo alla struttura vor-

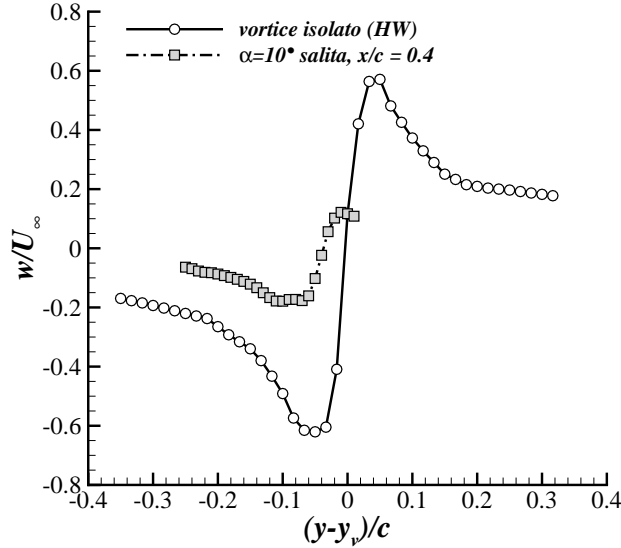


Figura 4.16: Confronto dei profili di velocità verticale estratti per $\alpha=10^\circ$ in salita, rispetto ai dati di filo caldo del vortice isolato

ticosa che interessa il dorso dell'ala. Come già detto, infatti, l'interazione con l'ala causa una frammentazione del vortice, nonostante ciò la vorticità residua collassa nuovamente in una struttura vorticoso ordinata, seppur caratterizzata da una minore circolazione. Tale valutazione viene supportata dall'analisi dell'andamento della componente di velocità W estratta sul piano $x/c = 0.4$ e confrontata con i risultati ottenuti dalle misurazioni di filo caldo per il vortice isolato (Gibertini et al.(in stampa)), Figura (4.16). Infatti il profilo di velocità presenta, in seguito all'interazione, un minor valore picco-picco ed una minor pendenza.

4.4.2 10° in discesa

Come già accennato in precedenza, è in questa condizione che gli effetti dell'interazione vortice-pala sono più forti. Analogamente alla condizione di 10° in salita si riporta un'analisi preliminare della vorticità e della velocità trasversale con lo scopo di evidenziare gli effetti tridimensionali associati al BVI(Figura(4.17)).

Dalle Figure (4.17(a)-(c)) si può osservare che il vortice risente ancora della circolazione indotta dall'ala quando essa si trova ad angoli di incidenza maggiori. Ciò comporta che la traiettoria del vortice sia ancora sensibilmente deflessa in direzione verticale e che quindi la componente di

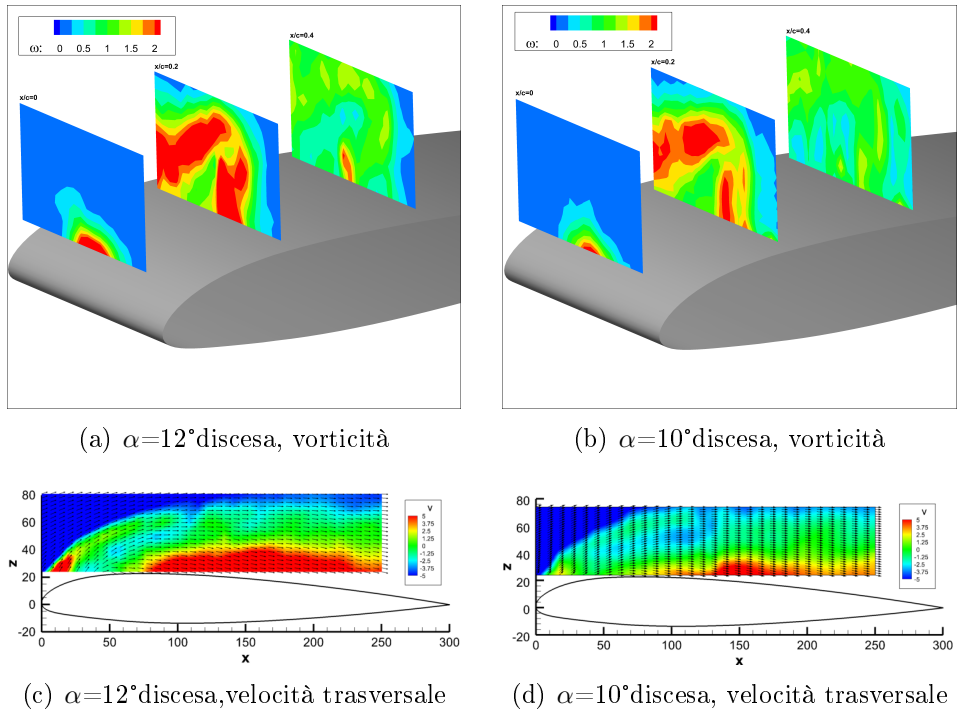


Figura 4.17: Confronto dell'intensità degli effetti indotti dal vortice nelle condizioni di 12° e 10° in discesa: vorticità (a,b) e velocità trasversali estratte sul piano di mezzeria (c,d), per un centraggio del vortice ad $\alpha=10^\circ$ in discesa

velocità trasversale indotta sia più forte. Viceversa, a 10° (Figure (4.17(b)-(d))) l'intensità degli effetti tridimensionali appare minore, seppur, come si vedrà nel seguito, l'interazione provochi in questo caso lo sviluppo di una intensa regione di controcorrente.

Rispetto ai 10° in salita, questa condizione è caratterizzata, dunque, oltre che dalla variazione dell'angolo di incidenza locale prodotta dal vortice a monte, anche da una più intensa perturbazione dello strato limite in direzione trasversale.

L'effetto combinato di questi fattori si può osservare in Figura (4.18), nella quale sono riportati i campi di moto a 5 differenti posizioni in apertura. I grafici di sinistra sono ricavati in presenza del vortice, mentre quelli di destra sono relativi alla medesima posizione dell'ala ma in assenza del vortice. Le isosuperfici si riferiscono alla componente U della velocità.

In questa condizione è presente una netta decelerazione complessiva della corrente rispetto al caso di salita; inoltre gli effetti indotti dalla

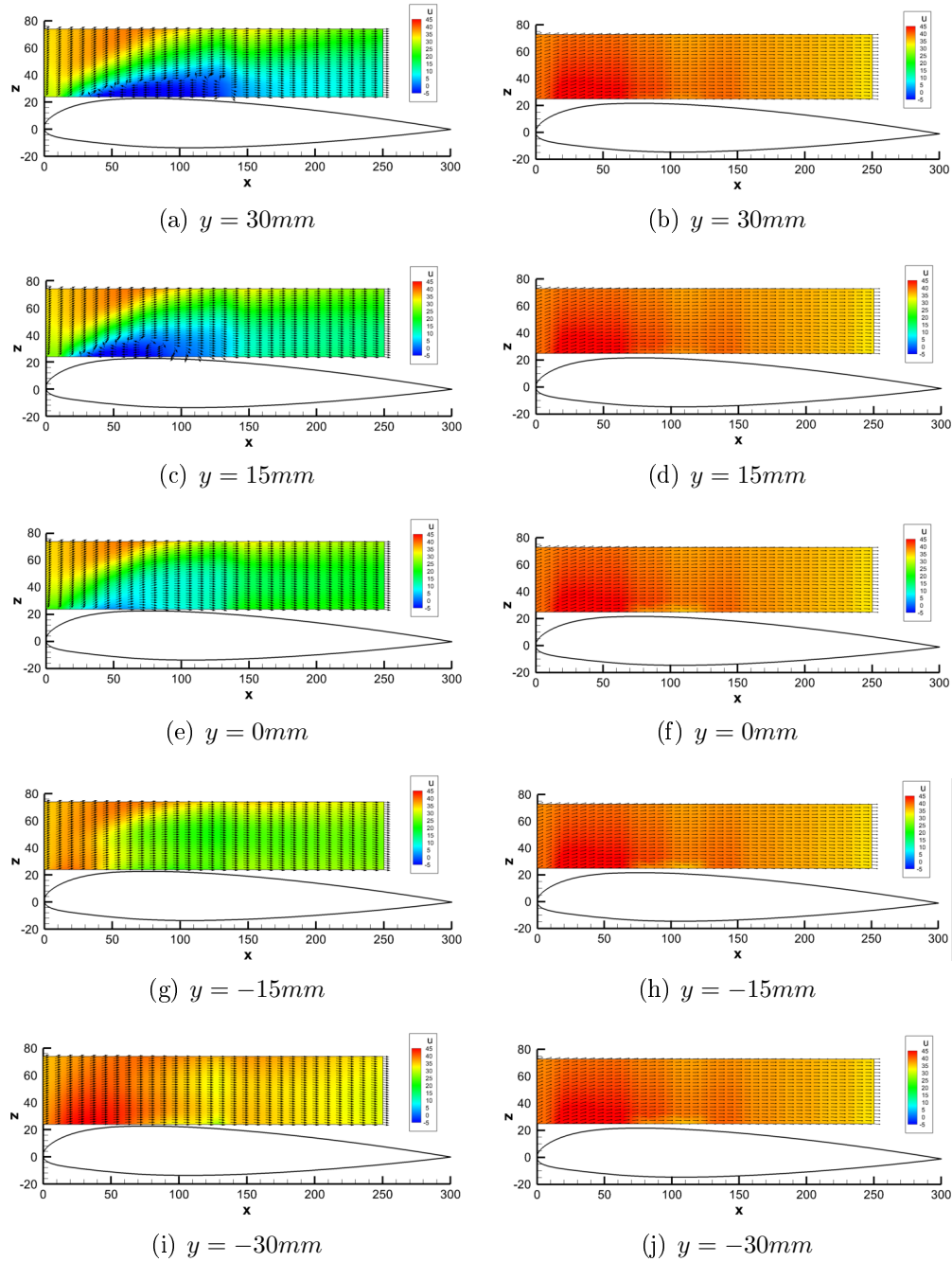


Figura 4.18: Confronto tra i campi di moto in presenza ed in assenza del vortice ($\alpha=10^\circ$ in discesa)

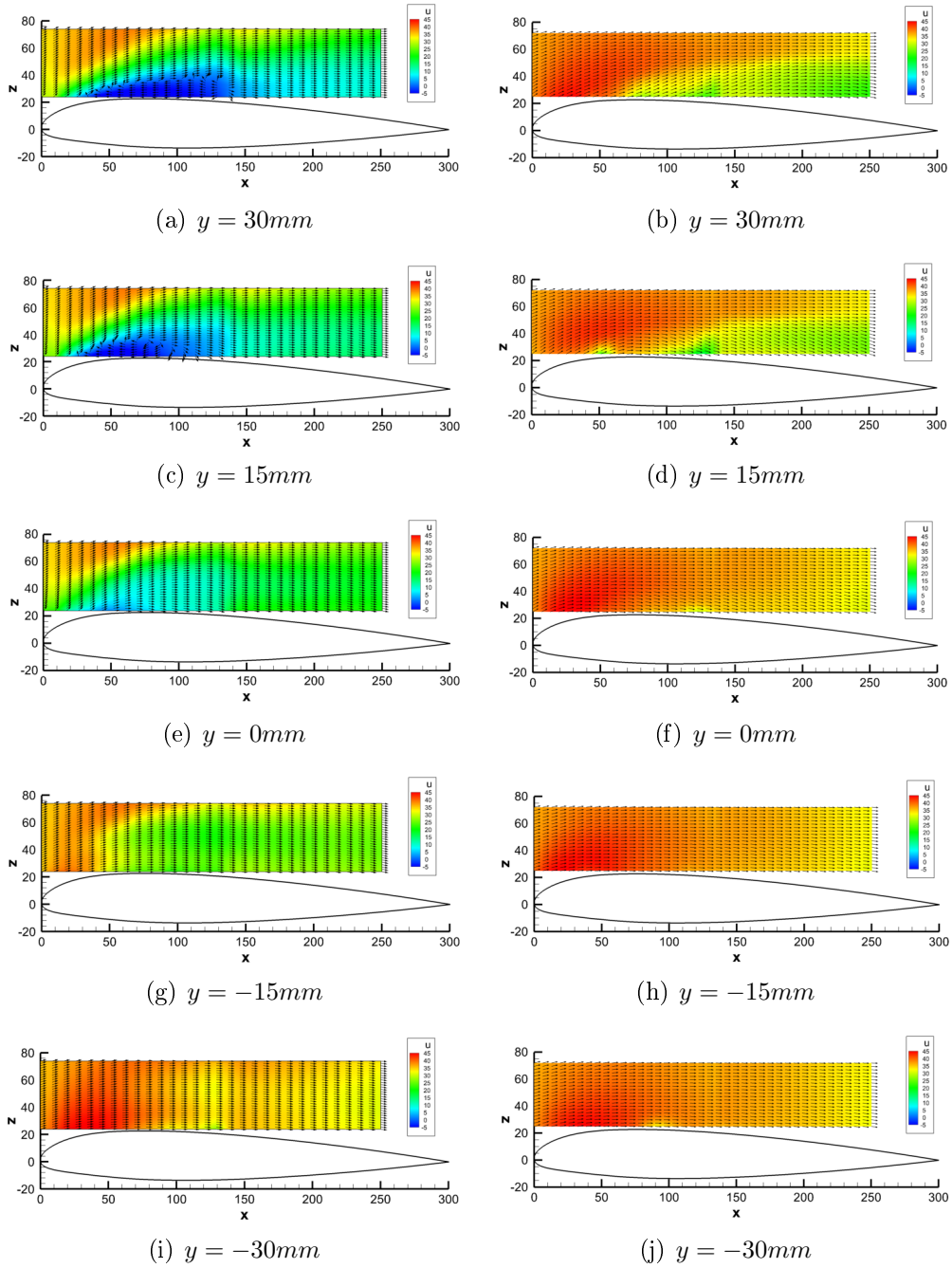


Figura 4.19: Confronto tra i campi di moto in presenza del vortice, con e senza oscillazione ($\alpha=10^\circ$)

presenza del vortice si estendono sensibilmente anche in direzione delle y negative. La caratteristica più evidente che si può apprezzare dai grafici è la presenza di un'ampia regione di controcorrente che si forma in corrispondenza del lato ascendente del vortice. Infatti in tale regione aumenta l'angolo d'incidenza ed allo stesso tempo si assiste ad una sensibile riduzione dell'accelerazione della corrente, dovuta in parte, come visto anche nella condizione in salita, alla componente di velocità trasversale indotta dal vortice.

Come si osserva dalle isosuperfici, la separazione avviene immediatamente a partire dal bordo d'attacco dell'ala e si estende lungo tutto il dorso di quest'ultima.

È evidente dai confronti di Figura (4.18) come tale separazione sia provocata esclusivamente dal BVI, dal momento che in assenza del vortice lo strato limite si presenta completamente attaccato. È opportuno inoltre notare come la tridimensionalità venga introdotta, ancora una volta, dal solo vortice, dal momento che in assenza di esso il campo di moto è bidimensionale.

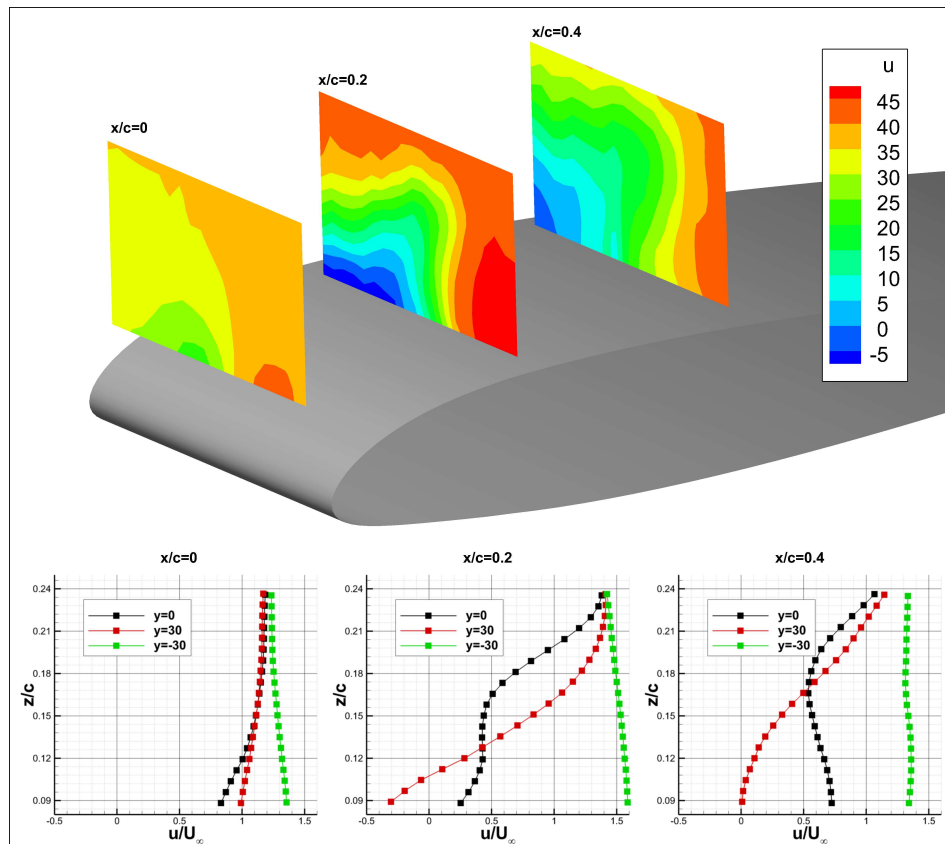
In Figura (4.19) vengono riportati i confronti dei campi di moto con e senza oscillazione dell'ala nelle medesime posizioni in apertura. Si può vedere come in condizione dinamica la decelerazione della corrente sia molto più forte e come interessi in maniera sostanziale anche la porzione di ala corrispondente al lato discendente del vortice.

Dopo questa descrizione qualitativa che ha messo in evidenza la comparsa della separazione della corrente si passa quindi ad uno studio approfondito della condizione in discesa.

Le misurazioni PIV effettuate per questa condizione hanno mostrato un maggior livello di rumore rispetto al caso precedente a causa dell'alta instazionarietà che caratterizza il campo di moto in seguito all'interazione vortice-pala. Questo aspetto può essere osservato dai dati presentati, senza l'applicazione di alcuno smoothing, in Figura (4.20) e (4.21). Nonostante ciò, la base di dati raccolta per questa condizione di prova può essere considerata sufficiente per una chiara rappresentazione del comportamento del campo di moto attorno all'ala.

Anche in questo caso è interessante soffermarsi sulla posizione intermedia di $\alpha=12^\circ$ per valutare gli aspetti del campo di moto negli istanti precedenti al raggiungimento della condizione di interesse.

Osservando la Figura (4.20) è immediato notare come il campo di moto sia profondamente differente rispetto ai casi di oscillazione in salita. Sebbene il centraggio sia fatto rispetto alla posizione angolare di 10° si vede come il vortice alteri già sensibilmente il campo di moto sul dorso dell'ala ancora prima di arrivare alla condizione di interesse. Va notato


 Figura 4.20: Profili di velocità U ($\alpha=12^\circ$ in discesa)

come, nonostante in corrispondenza del bordo d'attacco il vortice presenti ancora una struttura ordinata, non percorra più il dorso dell'ala senza subire alterazioni come accadeva in condizioni di salita.

Una volta superato il bordo d'attacco gli effetti indotti dal vortice sono infatti radicalmente differenti, in questa condizione l'interazione con lo strato limite fa diffondere rapidamente il vortice andando a provocare la separazione della corrente.

Dall'analisi delle isosuperfici di velocità si nota come la separazione non interessi interamente l'ala lungo tutta la sua apertura, infatti il profilo di velocità estratto a $y=-30\text{mm}$ mostra un chiaro andamento uniforme del tutto simile a quelli trovati nelle condizioni di salita.

Dall'analisi degli altri due profili estratti si trova invece un netto rallentamento della corrente fino ad arrivare, addirittura, ad una sua inversione.

Si passa quindi all'analisi della condizione di $\alpha=10^\circ$ in discesa, i cui dati vengono presentati in Figura (4.21). L'andamento qualitativo è del tutto simile al caso precedente, si nota come anche in questa condizione

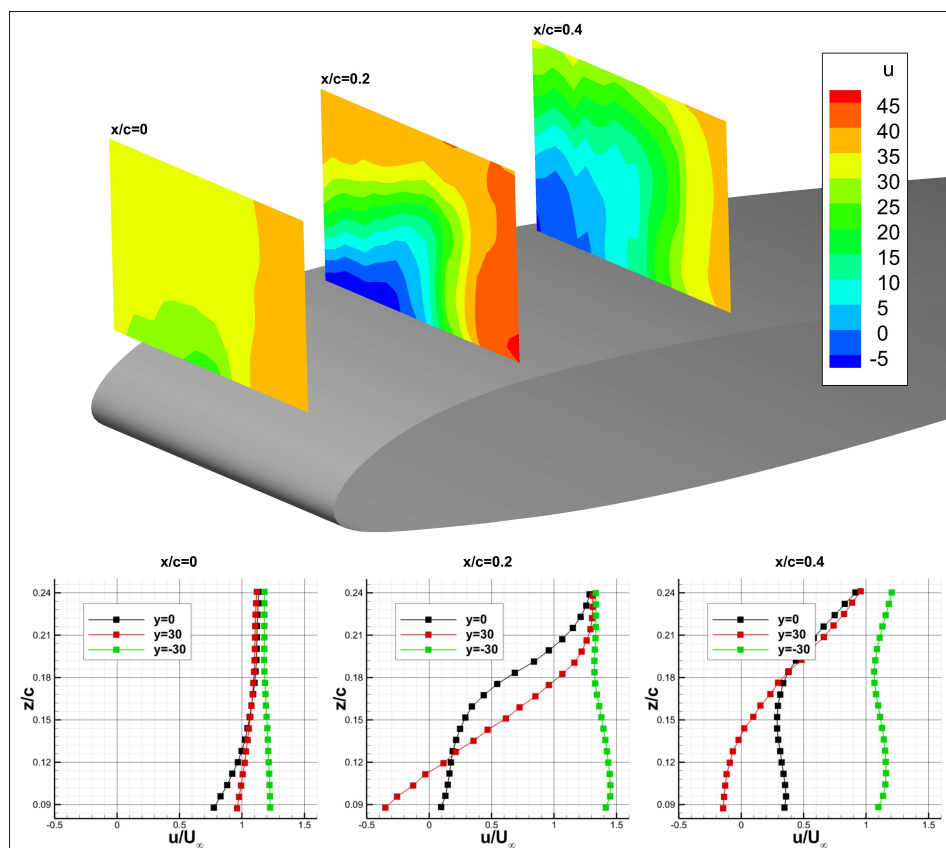


Figura 4.21: Profili di velocità U ($\alpha=10^\circ$ in discesa)

il vortice presenti sempre una struttura ordinata in corrispondenza del bordo d'attacco.

Viene quindi confermato il fatto che la diffusione del vortice avviene solo in seguito al passaggio oltre il bordo d'attacco, conseguentemente all'interazione con lo strato limite.

Passando ad un'analisi quantitativa dei profili di velocità estratti è possibile apprezzare la minore accelerazione impressa in questo caso alla corrente che porta ad avere una maggior estensione della regione di controcorrente. Oltre allo sviluppo in apertura, anche l'estensione in direzione della corda è maggiore e ciò porta con se la conseguenza che la rseparazione risulti in questo caso più estesa; si vede infatti come questa vada ad interessare praticamente metà dell'ala.

In definitiva è questa la condizione dinamica interessata da una più forte separazione della corrente, è quindi in questo caso che l'interazione vortice-pala può portare a sensibili variazioni dei carichi aerodinamici.

Per completare l'analisi della condizione in esame si riportano in Figura

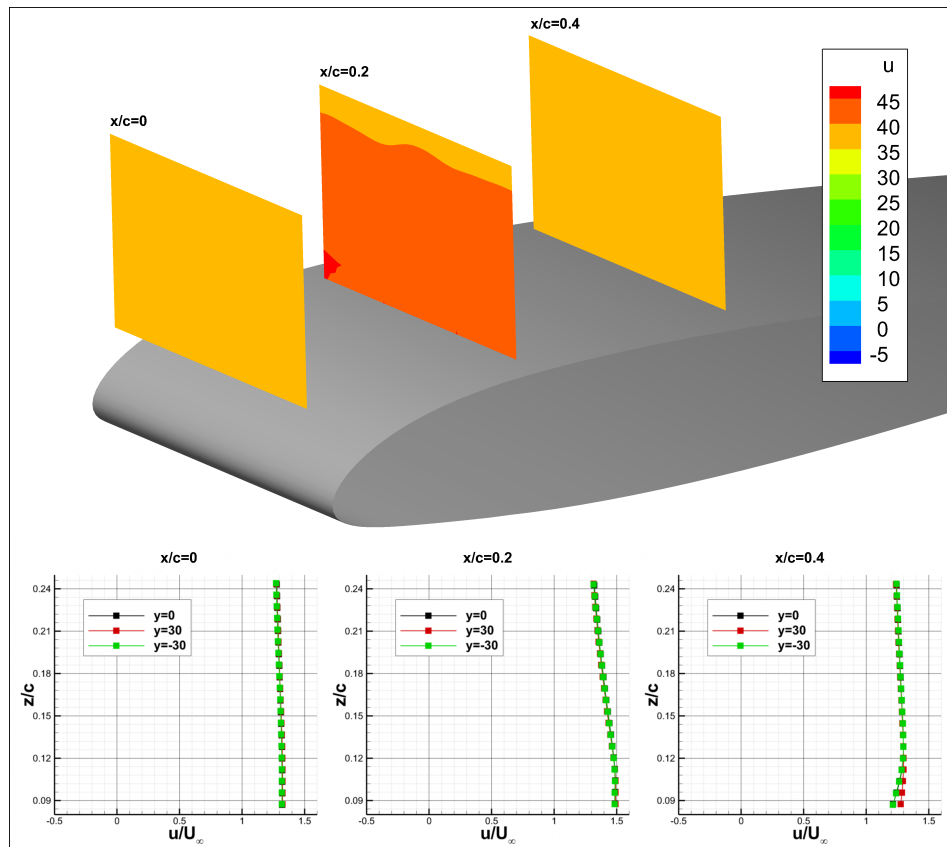


Figura 4.22: Profili di velocità U , in assenza del vortice ($\alpha=10^\circ$ in discesa)

(4.22) il campo di moto in assenza del vortice ed in Figura (4.23) il campo di moto relativo alla condizione statica.

Con la prima delle due figure si vuole evidenziare nuovamente la bidimensionalità della corrente attorno all'ala quando non vi è interazione con il vortice. Di maggiore interesse è invece il confronto fatto rispetto al caso di ala statica. In questo caso non si sviluppa alcuna separazione della corrente, sebbene si noti come il vortice passi sul dorso dell'ala ed interagisca di conseguenza con lo strato limite. Da queste osservazioni risulta quindi evidente che nessuno di questi effetti isolati è in grado di alterare in modo così sostanziale il campo di moto attorno all'ala. È quindi la combinazione tra l'effetto dinamico di oscillazione dell'ala e l'interazione con il campo di moto indotto dalla presenza del vortice a causare la separazione.

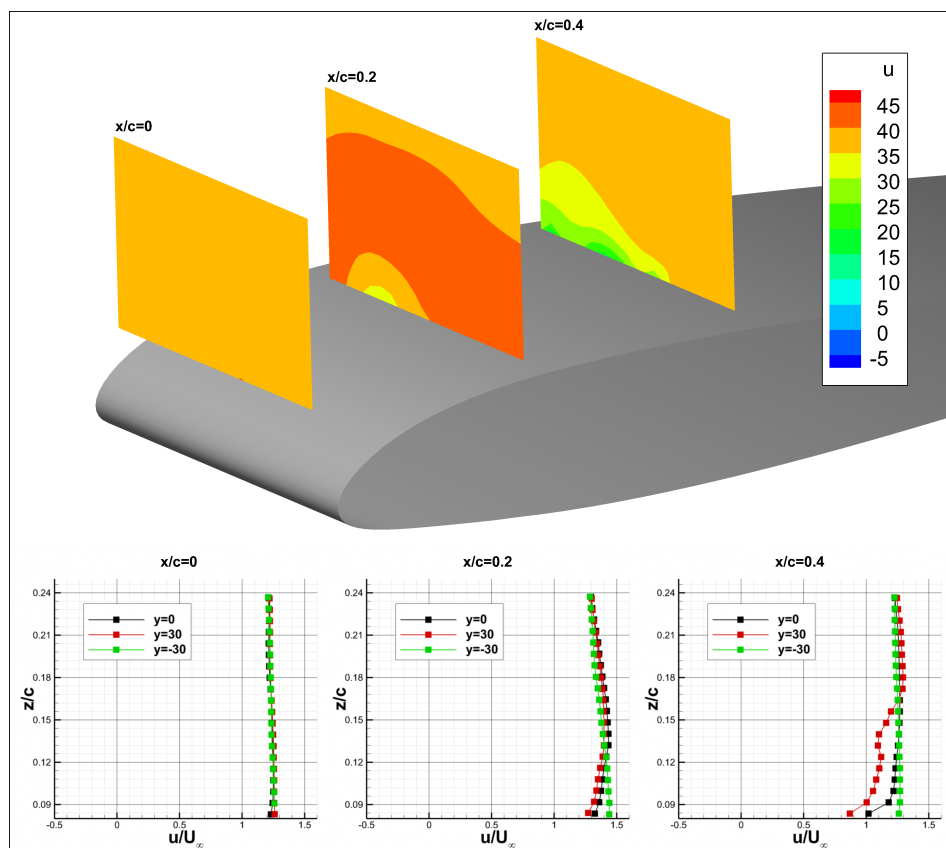


Figura 4.23: Profili di velocità U , con profilo statico ($\alpha=10^\circ$)

4.4.3 15° in salita

Questa condizione rappresenta l'apice dell'oscillazione, ed è di particolare interesse dal momento che l'ala ha raggiunto un angolo che è vicino all'incidenza di stallo statico del profilo NACA 23012 per il numero di Reynolds a cui sono state condotte le prove sperimentali. È quindi importante anche in questo caso studiare l'influenza del vortice tanto in condizioni dinamiche che statiche.

Aumentando l'incidenza, anche gli effetti tridimensionali indotti si fanno sempre più importanti ed evidenti, come si può apprezzare dalle Figure (4.24(b)-(d)). Tale condizione è relativa ai 15° , ovvero l'istante dell'oscillazione per cui è massima la portanza generata e, di conseguenza, massima risulta essere anche deflessione dell'asse del vortice. Analogamente alla condizione di 10° in salita si vede come, anche in questo caso, ad una posizione angolare precedente (Figure (4.24(a)-(c))) il vortice alteri più debolmente il campo di moto.

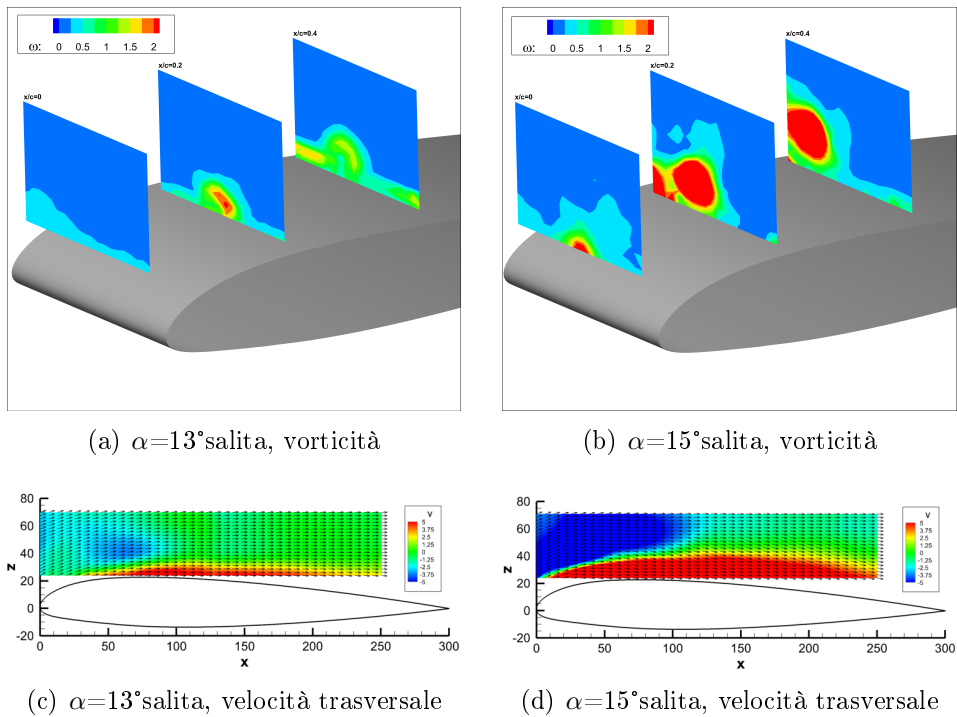


Figura 4.24: Confronto dell'intensità degli effetti indotti dal vortice nelle condizioni di 13° e 15° in salita: vorticità (a,b) e velocità trasversali estratte sul piano di mezzeria (c,d), per un centraggio del vortice ad $\alpha=15^\circ$ in salita

Analogamente alle condizioni analizzate in precedenza si riportano i campi di moto a 5 differenti posizioni in apertura. In Figura (4.25) sono apprezzabili gli effetti tridimensionali introdotti dalla presenza del vortice (figure di destra), si nota infatti una sensibile decelerazione della corrente, soprattutto in corrispondenza del lato ascendente del vortice, rispetto alla condizione bidimensionale riscontrata in assenza del vortice (figure di sinistra).

Tale decelerazione è più forte rispetto a quella trovata nella condizione di 10° in salita e ciò è da imputarsi alla maggiore intensità degli effetti tridimensionali .

È interessante notare come il ritardo nella comparsa della separazione tipico dell'aerodinamica dei profili oscillanti impedisca in questo caso lo stallo dell'ala, sebbene questa si trovi già ad un angolo prossimo allo stallo statico e subisca addirittura un aumento dell'incidenza indotto dal vortice.

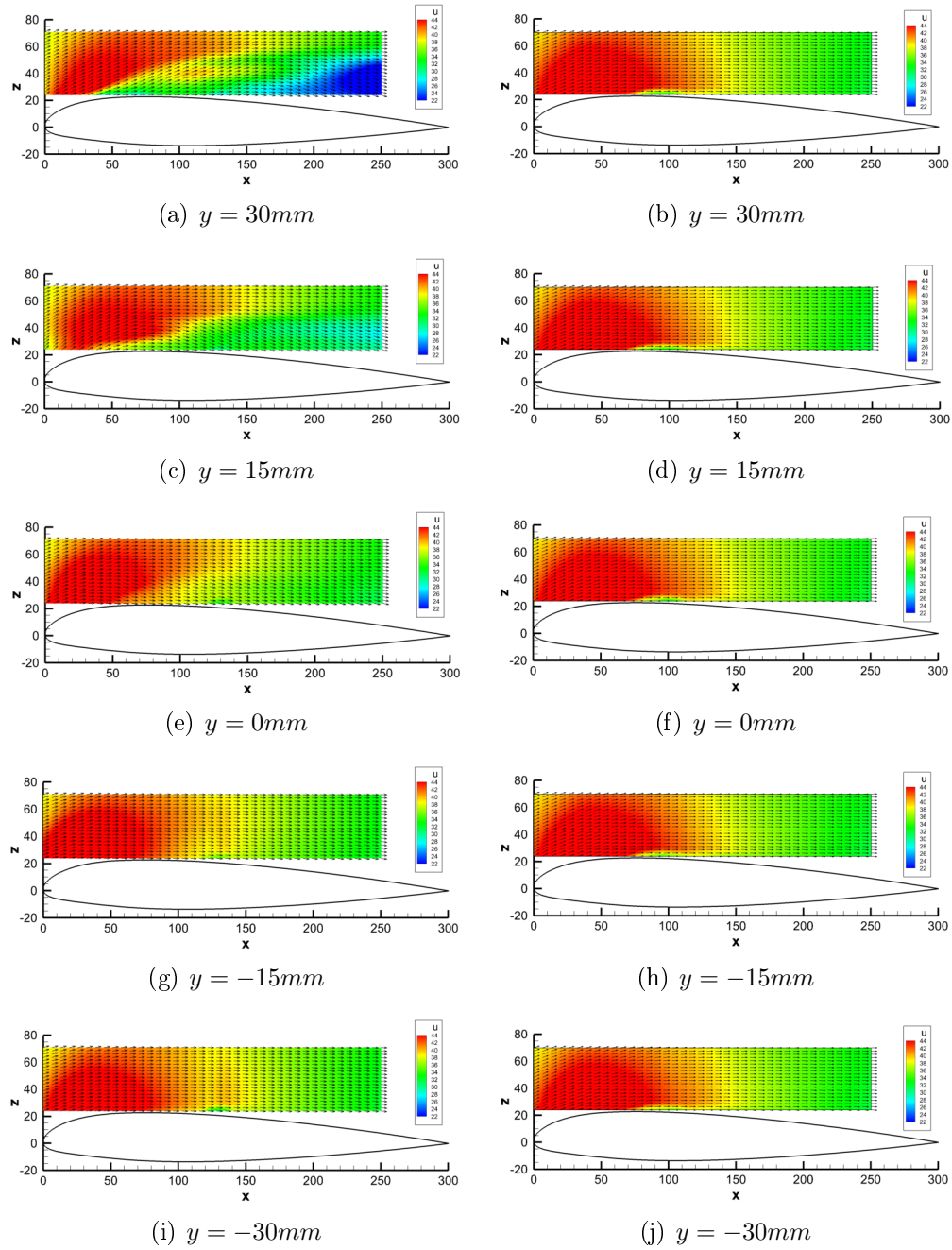


Figura 4.25: Confronto tra i campi di moto in presenza ed in assenza del vortice ($\alpha=15^\circ$ in salita)

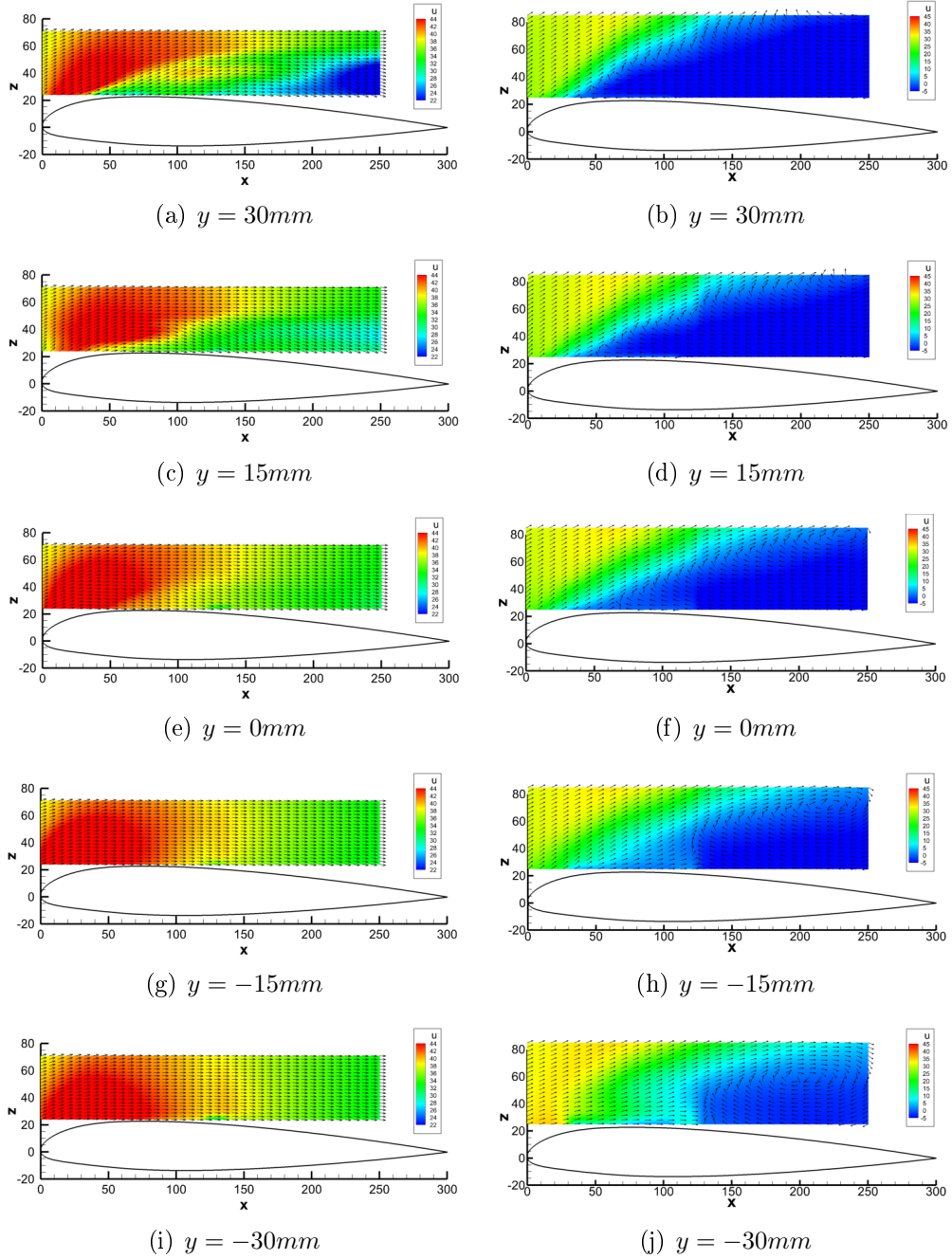


Figura 4.26: Confronto tra i campi di moto in presenza del vortice, con e senza oscillazione ($\alpha=15^\circ$)

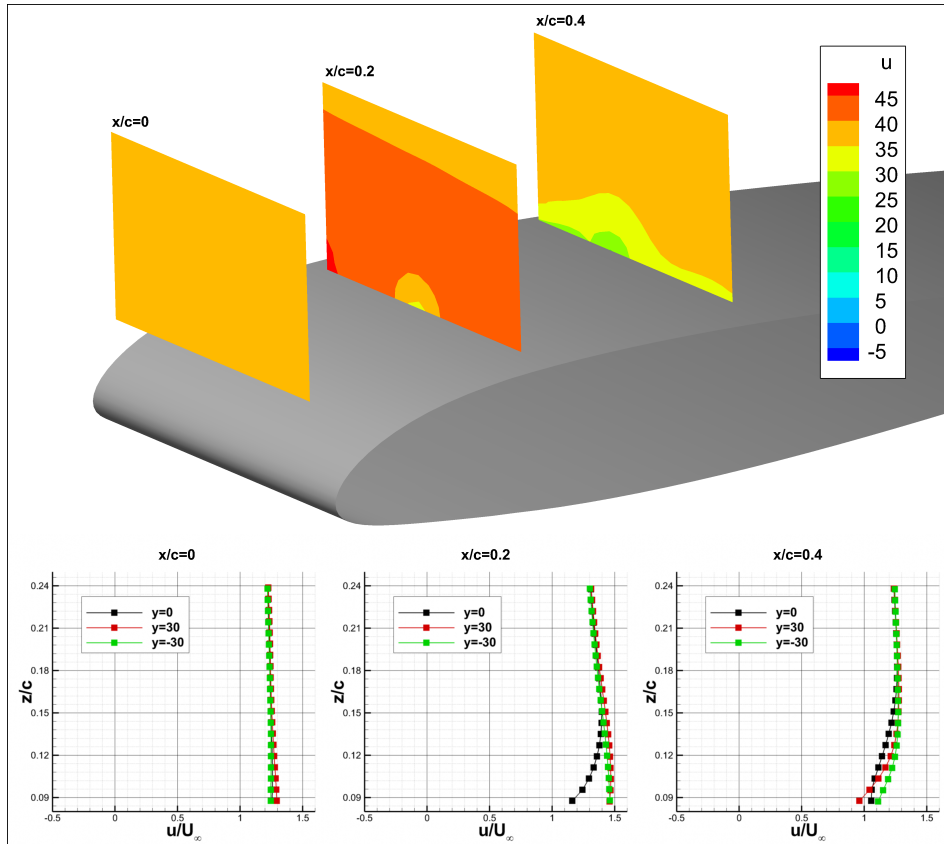
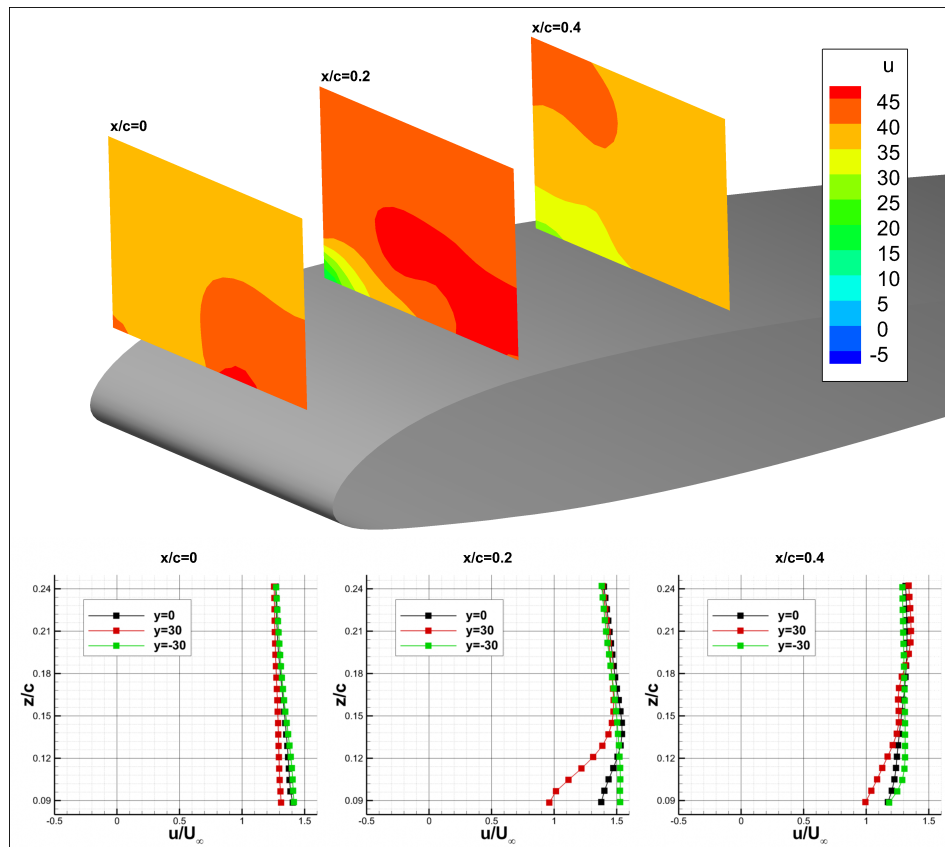


Figura 4.27: Profili di velocità U ($\alpha=13^\circ$ in salita)

Si può vedere chiaramente come lo stallo venga impedito esclusivamente grazie all'oscillazione dell'ala se si analizza la Figura (4.26), nella quale il confronto viene fatto rispetto alla condizione statica, ed è immediato notare come in quest'ultimo caso la separazione della corrente attorno all'ala sia completa.

L'assenza dell'incremento della portanza associata all'oscillazione dell'ala fa sì che la perturbazione provocata dal vortice sia in questo caso sufficiente a causarne lo stallo. La separazione, in questo caso, interessa interamente l'ala sia in corda che lungo tutta la sua apertura, come si può infatti notare dai diversi piani estratti. Ad evidenziare maggiormente la condizione di stallo è l'ampia regione di controcorrente che si sviluppa sul dorso dell'ala, che risulta notevolmente più estesa rispetto a quella vista nel caso di 10° in discesa.

Si passa quindi ad un'analisi quantitativa della separazione, iniziando dalla condizione di 13° in salita, che viene riportata in Figura (4.27). In questa condizione si può distinguere chiaramente il vortice che percorre


 Figura 4.28: Profili di velocità U ($\alpha=15^\circ$ in salita)

il dorso dell'ala senza subire alterazioni. Rispetto alle altre condizioni in salita analizzate si denota una maggiore influenza del vortice sui profili di velocità longitudinale, soprattutto nella stazione più a valle si trova una decelerazione della corrente più diffusa e non, come per il caso di 10° in salita, localizzata in prossimità del nucleo del vortice.

La condizione di $\alpha=15^\circ$ in salita è rappresentata in Figura (4.28), come per il caso precedente non vi è separazione ma si distingue una maggiore influenza del vortice. Infatti, come già osservato, a questo angolo di incidenza la traiettoria del vortice viene deflessa maggiormente verso l'alto e di conseguenza quest'ultimo passa ampiamente sopra al dorso dell'ala, alterando in maniera più sensibile il campo di moto attorno ad essa. Gli effetti sono visibili, oltre che dalle isosuperfici, anche dall'andamento dei profili di velocità estratti.

Anche in questo caso, come per la condizione di 10° in salita si può osservare come l'asse del vortice segua una traiettoria non rettilinea, percorrendo il dorso dell'ala spostandosi in direzione dell'apertura, nel verso

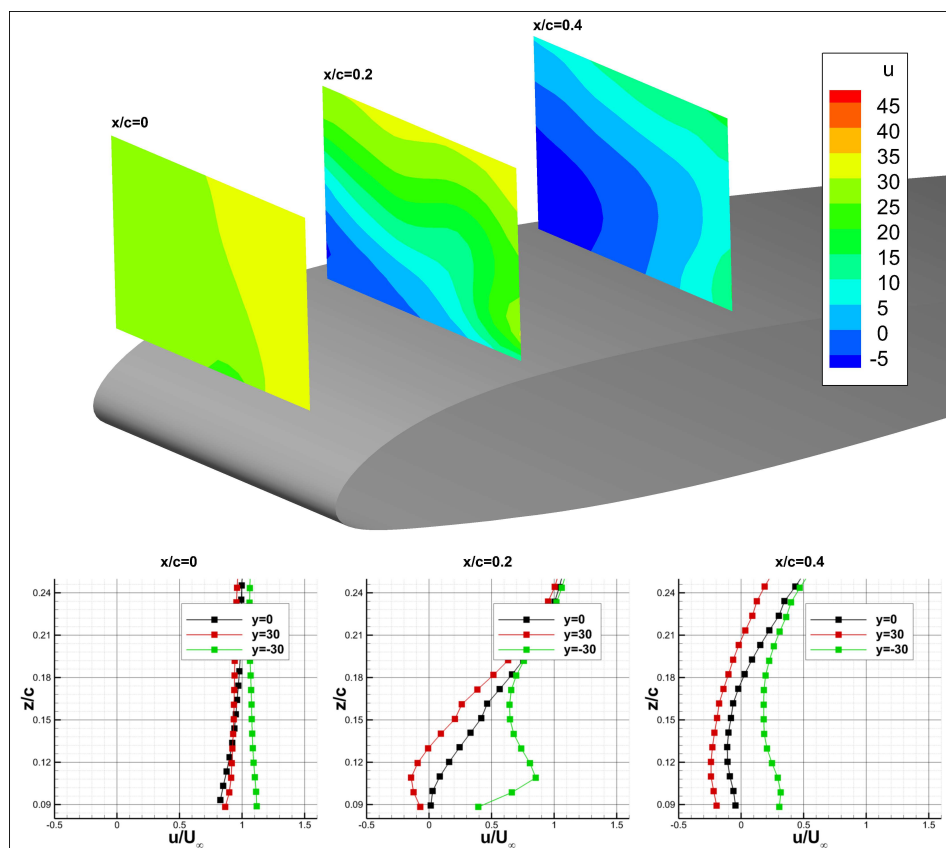


Figura 4.29: Profili di velocità U , con profilo statico ($\alpha=15^\circ$)

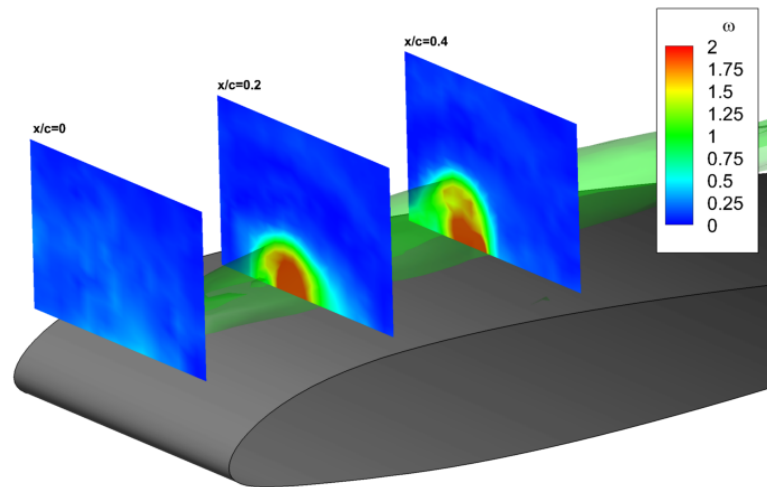
di y positiva.

È interessante infine completare l'analisi della condizione a 15° con lo studio dell'interazione con l'ala statica. I risultati sono riportati in Figura (4.29) e rendono evidente la completa separazione della corrente attorno all'ala. L'analisi dei profili di velocità estratti evidenzia come il flusso subisca un drastico rallentamento. Osservando invece le isosuperfici si ha una rappresentazione immediata dell'estensione della separazione, che si vede interessare interamente l'ala lungo la sua apertura. Inoltre si apprezza come la regione di controcorrente sia notevolmente estesa sia in direzione della corda che in altezza, sebbene sia più ridotta in corrispondenza del lato discendente del vortice, a dimostrazione della completa separazione della corrente che si sviluppa in questa condizione.

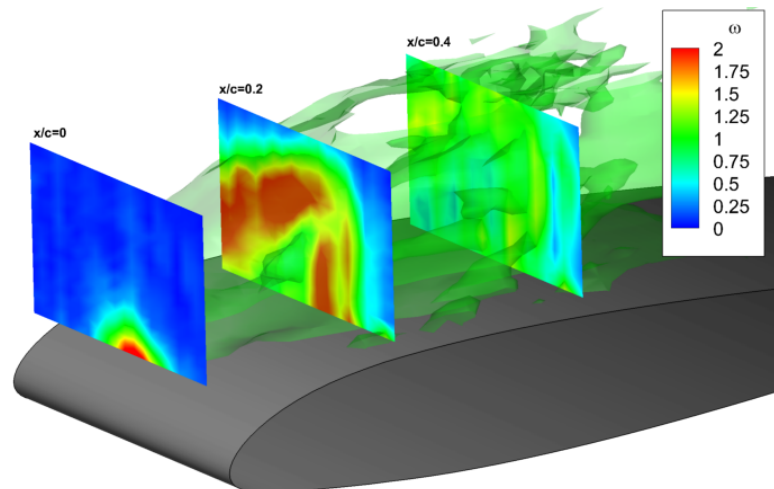
In definitiva si può concludere che, al contrario di quanto accadeva nella condizione di 10° in discesa, in questo caso la presenza del moto oscillatorio ha un effetto positivo dal punto di vista della performance.

4.4.4 Struttura della separazione

Lo studio dell'interazione vortice-pala viene qui completato con l'analisi del campo di vorticità e delle linee di flusso. La vorticità rappresenta infatti un chiaro indicatore del comportamento estremamente caotico della corrente in seguito all'interazione, quando quest'ultima ne provoca la separazione. In particolare, in Figura (4.30) vengono riportati i campi di vorticità su piani y - z estratti a differenti posizioni in corda per le condizioni di 10° in salita e discesa.



(a) $\alpha=10^\circ$ salita



(b) $\alpha=10^\circ$ discesa

Figura 4.30: Isosuperfici di vorticità

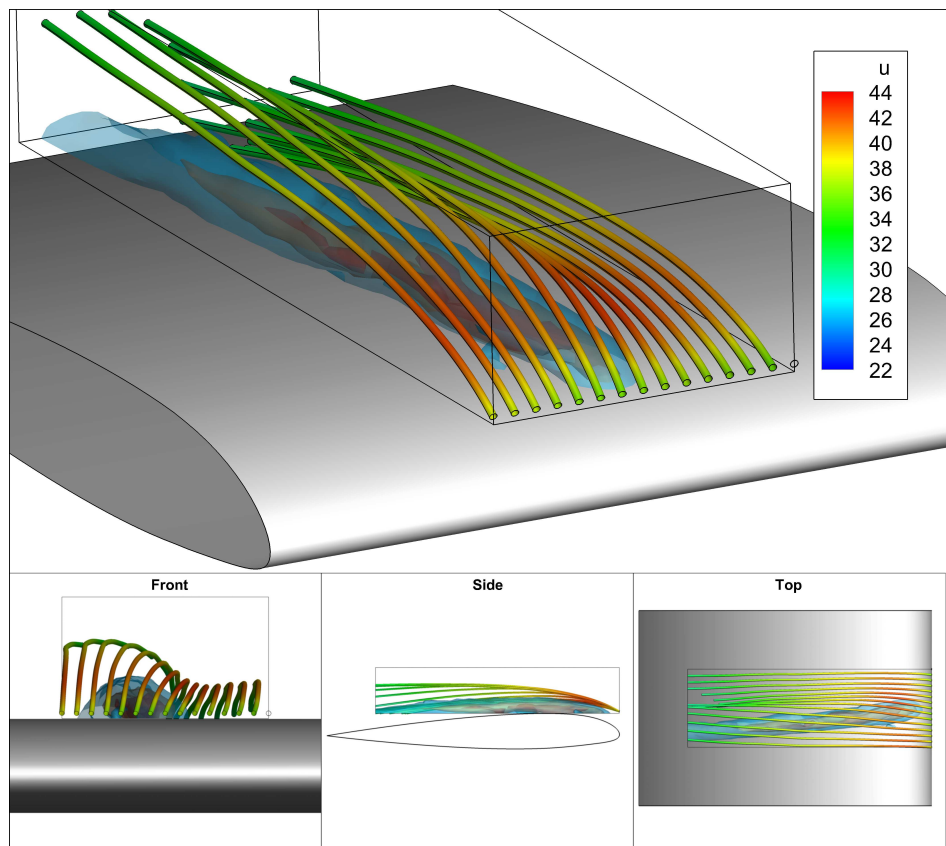


Figura 4.31: Linee di corrente e isosuperfici di vorticità ($\alpha=10^\circ$ in salita)

Sovrapposta a tali piani è stata riportata una isosuperficie volumetrica di vorticità con lo scopo di fornire una più chiara interpretazione dei fenomeni in atto.

Dall'analisi della condizione in salita è visibile chiaramente il nucleo del vortice, nel quale è concentrata un'alta vorticità, ed altrettanto chiaramente si vede come esso mantenga una struttura coerente ed ordinata durante il suo passaggio lungo il dorso dell'ala, senza apparentemente interagire con lo strato limite.

Completamente differente è la condizione in discesa, nella quale, come preannunciato, si ha la separazione della corrente. In questo caso la superficie di isovorticità non mostra alcuna traccia di una struttura ordinata, viceversa, la vorticità si trova completamente diffusa attorno all'ala e non più confinata nel nucleo del vortice. Questo disordine è interamente legato all'interazione con lo strato limite dell'ala. Se infatti si osserva il piano $x/c = 0$ si vede come, al momento dell'impatto, il vortice abbia ancora la sua struttura coerente.

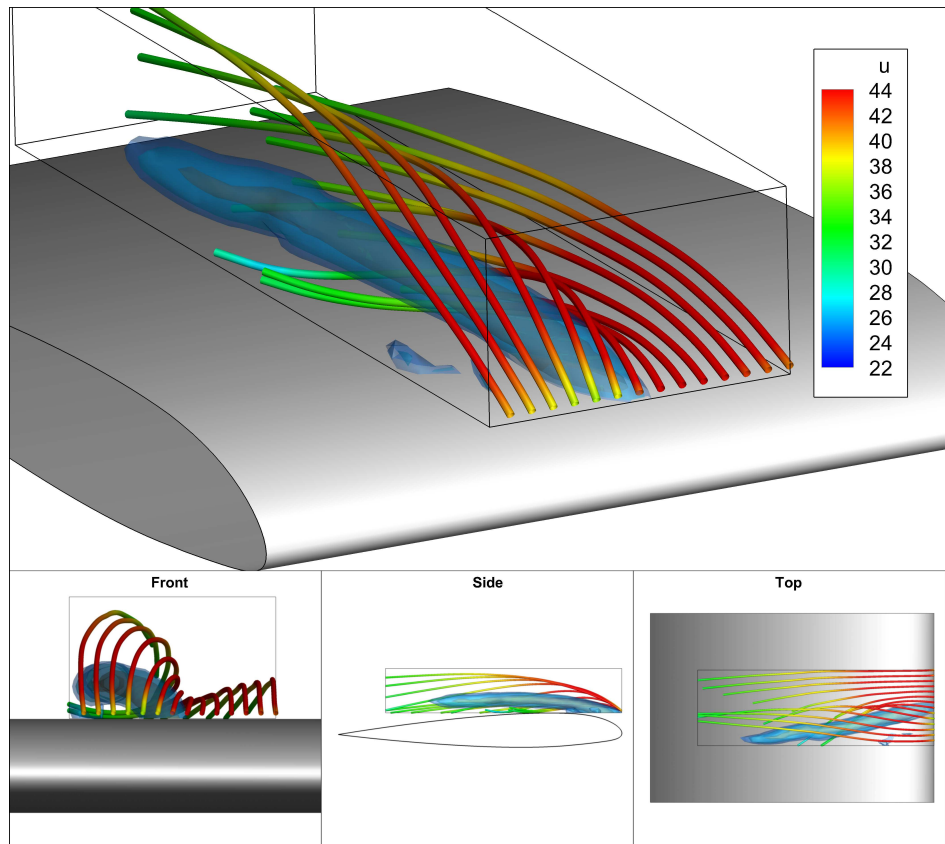


Figura 4.32: Linee di corrente e isosuperfici di vorticità($\alpha=15^\circ$ in salita)

Per meglio comprendere le alterazioni del campo di moto provocate dal vortice è utile visualizzare anche le linee di corrente attorno all'ala, a tal proposito vengono riportati i grafici relativi ad entrambe le condizioni a 10° e per quella a 15° . Le linee di corrente sono state colorate secondo il valore assunto dalla componente di velocità U .

In Figura (4.31) è rappresentata la condizione di 10° in salita. Come si può notare, la presenza del vortice non altera sostanzialmente il campo di moto attorno all'ala. È apprezzabile come le linee di corrente tendano a seguire la curvatura del profilo e come l'unica alterazione introdotta dal vortice sia data da una leggera deviazione delle linee di corrente verso l'alto.

La condizione di 15° in salita è riportata in Figura (4.32). Oltre ad una maggiore deviazione delle linee di corrente verso l'alto, risulta altresì evidente in questo caso come gli effetti tridimensionali siano molto più marcati, si può notare infatti un arrotolamento delle linee di corrente attorno al vortice.

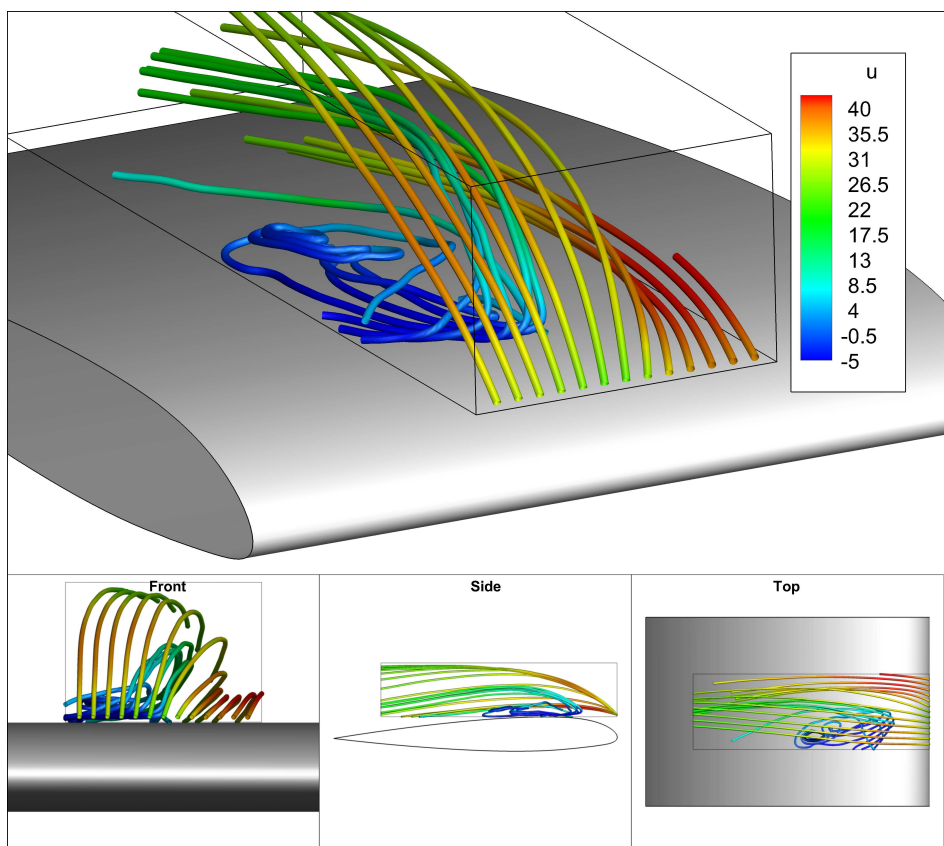


Figura 4.33: Linee di corrente ($\alpha = 10^\circ$ in discesa)

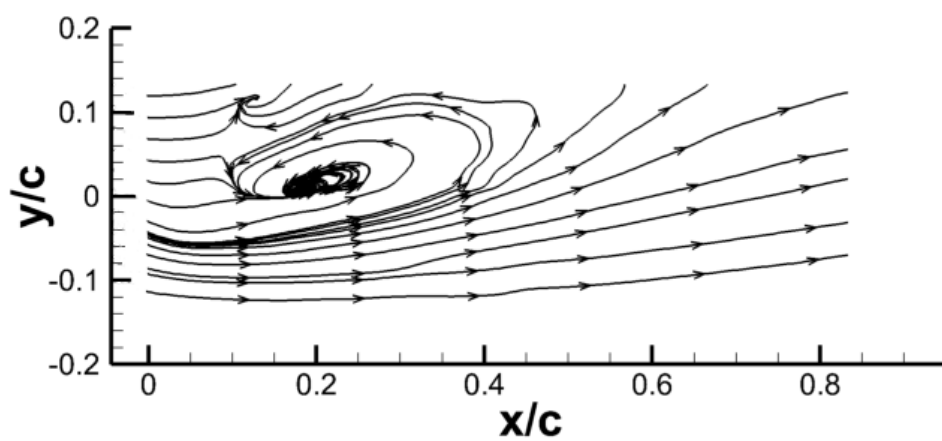


Figura 4.34: Impronta delle linee di corrente sul piano $x-y$ ad un'altezza $z/c = 0.09$ ($\alpha = 10^\circ$ in discesa)

Infine è stata analizzata la condizione di 10° in discesa. Osservando la Figura (4.33) si ha un'intuitiva rappresentazione del comportamento del flusso attorno all'ala. Va notato come la deviazione verso l'alto subita dalla corrente sia molto maggiore rispetto ai casi precedenti.

In questo caso infatti il vortice ha perso la sua struttura ordinata diffondendo vorticità nel campo di moto e generando una intensa ed ampia regione di controcorrente in cui le linee di flusso esprimono caratteristiche fortemente tridimensionali, apparentemente legate alla presenza di un nodo a spirale in prossimità della superficie dell'ala.

Una impronta di questa struttura, che esprime chiaramente una condizione di separazione della corrente, viene rappresentata in Figura (4.34), nella quale sono riportate le linee di flusso bidimensionali estratte sul piano $x-y$ corrispondente alla base del volume di misura. Inoltre, il fatto che alcune linee di flusso interne alla regione di ricircolo "entrino" dal lato esterno del volume di misura, fa pensare che tale regione sia più estesa di quanto rappresentato nella figura.

Conclusioni e Sviluppi Futuri

L'attività svolta nell'ambito di questo lavoro ha contribuito ad una miglior comprensione dei tipici fenomeni aerodinamici che interessano il rotore di un elicottero. In tal senso la prova sperimentale condotta rappresenta sicuramente un'approccio innovativo ed una base per futuri sviluppi, dal momento che lo studio BVI perpendicolare con una pala oscillante è un tema di ricerca non ancora approfondito.

Il nuovo allestimento della prova ha richiesto la realizzazione di un sistema di misura PIV stereoscopico, al fine di ricostruire le tre componenti di velocità, considerata la forte tridimensionalità del fenomeno. Tale sistema ha dimostrato una ottima accuratezza, che è stata verificata sia a camera vuota che rispetto a misurazioni di filo caldo condotte in precedenza sul vortice, ed ha permesso di raggiungere i risultati voluti, consentendo una esaustiva rappresentazione del campo di moto sia per il vortice isolato che in seguito all'interazione con la pala. In particolare, il principale successo ottenuto è dato dalla capacità di riprodurre fedelmente la topologia della corrente sul dorso della pala, nelle diverse condizioni analizzate. Ciò è reso possibile dall'alta risoluzione spaziale, ottenuta attraverso l'acquisizione di diversi piani di misura ravvicinati e dalla seguente interpolazione dei dati raccolti.

Dai diversi casi analizzati è stato osservato che l'elevata velocità indotta dal vortice in direzione verticale provoca un'intensa variazione dell'angolo di incidenza locale della corrente che investe la pala. Dal lato discendente del vortice si registra una forte riduzione dell'angolo di incidenza locale, con probabili conseguenze sulla distribuzione di pressione sulla superficie dell'ala, viceversa, dal lato ascendente del vortice si registra un netto incremento dell'angolo. In ragione di ciò si è osservato che i maggiori effetti di alterazione del campo di moto si presentano sul lato ascendente, in corrispondenza del quale si può sviluppare un'ampia regione di controcorrente, indicativa di una condizione di separazione dello strato limite. Si è potuto apprezzare che tale separazione è dovuta sia all'elevato angolo di incidenza indotto dal vortice, sia agli intensi effetti tridimensionali

che perturbano lo strato limite in direzione trasversale rispetto alla corda. Dalle diverse condizioni studiate è emerso tuttavia che questi due effetti non sempre hanno conseguenze così drastiche sullo strato limite, particolarmente in presenza di una oscillazione ascendente della pala. Tutti i casi in cui il movimento della pala era verso angoli di incidenza maggiori, infatti, non hanno evidenziato la formazione della regione di controcorrente, sebbene la presenza del vortice inducesse in alcuni casi un angolo di incidenza relativo molto superiore all'angolo di stallo statico del profilo. Dal confronto con le condizioni statiche sono emerse due diverse ragioni che impediscono la separazione della corrente. In primo luogo va considerata l'estensione degli effetti indotti dal vortice che, per l'appunto, sono tanto intensi quanto circoscritti; il secondo aspetto è invece legato al movimento della pala, è noto infatti che lo stallo di un profilo oscillante avviene ad angoli di incidenza molto più elevati rispetto al caso statico.

È proprio l'assenza di questo effetto di ritardo che favorisce, invece, la separazione della corrente quando la pala si trova in fase discendente. In questa condizione, infatti, la perturbazione locale indotta dal vortice risulta essere sufficiente per portare ad uno stallo della pala, che si sviluppa in corrispondenza del lato ascendente del vortice.

Questo lavoro ha quindi messo in luce un aspetto del BVI che altera sensibilmente l'aerodinamica del rotore e che può portare a problemi di prestazioni globali dell'elicottero.

In quest'ottica lo studio del BVI qui presentato può essere considerato come punto di partenza per ulteriori campagne di prove sperimentali. Per valutare in modo ancor più approfondito il fenomeno sarebbe infatti necessario ampliare il volume di misura, in modo tale da poter analizzare la completa estensione della separazione. Allo stesso tempo sarebbe interessante estendere la misura anche a monte del bordo d'attacco della pala per valutare il comportamento del vortice prima dell'interazione. Sarebbe inoltre importante introdurre anche una misurazione della pressione che consenta l'elaborazione dei carichi aerodinamici oltre che la valutazione di differenti condizioni, sia di oscillazione della pala che di tipologia dell'interazione, come ad esempio quella parallela e obliqua.

Bibliografia

- [1] W. J. McCroskey, The phenomenon of dynamic stall. *NASA Technical Memorandum*, 81264, Marzo 1981.
- [2] W. J. McCroskey, Dynamic stall of airfoils and helicopter rotors. *AGARD Report*, 595, 1981.
- [3] Alex Zanotti, *Retreating blade dynamic stall* Tesi di dottorato, Politecnico di Milano, Milano, Italia, 2012.
- [4] J. G. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press, Cambridge, 2006.
- [5] F.O. Carta, An Analysis of the Stall Flutter instability of Helicopter Rotor Blades, *Journal of American Helicopter Society*, 12, pp.1-8, 1967.
- [6] G. A. Shockey, J. W. Williamson, e C. R. Cox, AH-1G Helicopter aerodynamic and structural load survey. USAAMRDL-TR-76-39, *Bell Helicopter Textron*, Febbraio 1977.
- [7] J. L. Tangler, Schlieren and noise studies of rotors in forward flight. In *33rd Annual National Forum of the American Helicopter Society*, Washington, D.C., Maggio 1977.
- [8] F. H. Schmitz e Y. H. Yu, Helicopter impulsive noise: theoretical and experimental status. *Nasa Technical Memorandum* 84390, Novembre, 1983.
- [9] N. Ham, Some Conclusions from an Investigation of Blade-Vortex Interaction. *Journal of the American Helicopter Society* 4: 26-31, 1975.
- [10] K. S. Wittmer e W. J. Devenport, Interaction of a streamwise vortex with a full-span blade. In *26th AIAA Fluid Dynamics Conference*, San Diego, CA, 19-22 Giugno 1995.

-
- [11] K. S. Wittmer e W. J. Devenport, M. C. Rife, e S. A. L. Glegg, Perpendicular blade vortex interaction. In *31nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Reno, NV, 10-13 Gennaio 1994.
- [12] W. J. Devenport, S. A. L. Glegg, e G. Sharma, Turbulence measurements in trailing vortices for B.W.I. noise prediction. *Report no. VPI-AOE-192, Dept. of Aerospace and Ocean Engineering*, Virginia Polytechnic and State University, Giugno 1992.
- [13] F. X. Caradonna, J. L. Lautenschlager, e M. J. Silva, An experimental study of rotor-vortex interactions. In *26th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, 11-14 Gennaio 1988.
- [14] W. G. Bousman, A qualitative examination of dynamic stall from flight test data. *Journal of the American Helicopter Society* 43(4), pp. 279-295, 1998.
- [15] Andrea Mencarelli, *Effetti dell'interazione vortice-pala di tipo perpendicolare sullo stallo dinamico*. Tesi di laurea, Politecnico di Milano, Milano, Italia, 2012.
- [16] N. J. Lawson e J. Wu, Three-dimensional particle image velocimetry: error analysis of stereoscopic techniques. *Measurement Science and Technology*, 8:1455-1464, 1997.
- [17] N. J. Lawson e J. Wu, Three-dimensional particle image velocimetry, experimental error analysis of a digital angular stereoscopic system *Measurement Science and Technology*, 8:894-900, 1997.
- [18] J. Westerweel, J. van Oord Stereoscopic PIV measurements in a turbulent boundary layer. In: M. Stanislaus, J. Kompenhans, J. Westerweel (eds) *Particle image velocimetry: progress toward industrial application*. Kluwer, Dordrecht, 1999.
- [19] J. Westerweel, F.T.M Nieuwstadt, Performance tests on 3-dimensional velocity measurements with a two-camera digital particle image velocimetry. In: A. Dybbs, B. Ghorashi(eds) *Laser anemometry advances and appilcations*, vol 1, ASME, New York, pp 349-355, 1991.
- [20] C. Willert, Stereoscopic digital particle image velocimetry for application in wind tunnel flows. *Measurement Science and Technology*, 8:1465-1479, 1997.

- [21] A.K. Prasad, Stereoscopic particle image velocimetry. *Experiments in Fluids* 29:103-116, 2000.
- [22] S.M. Soloff, R.J. Adrian and Z-C. Liu, Distortion compensation for generalized stereoscopic particle image velocimetry. *Measurement Science and Technology*, 8:1441-1454, 1997.
- [23] Alex Zanotti, *Retreating blade dynamic stall*. Tesi di dottorato, Politecnico di Milano, 2012.
- [24] National Instruments, Labview 9.0. www.ni.com.
- [25] R.B. Green, F. N. Coton, J. M. Early, On the three-dimensional nature of the orthogonal blade-vortex interaction, *Experiments in Fluids* 41:749-761, 2006.
- [26] R.B. Green, C.J. Doolan, R.M. Cannon, Measurements of the orthogonal blade-vortex interaction using a particle image velocimetry technique. *Experiments in Fluids* 29:369-379, 2000.
- [27] J. R. Spreiter e A. H. Sacks, The rolling up of the trailing vortex sheet and its effect on the downwash behind wings. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 18(1):21-32, 1951
- [28] N. A. Chigier e V. R. Corsiglia, Tip vortices - velocity distributions. *Nasa Technical Memorandum*, NASA TM X-62,087, 1971.
- [29] N. A. Chigier e V. R. Corsiglia, Wind-tunnel test data for wing trailing vortex flow survey. *Nasa Technical Memorandum*, NASA TM X-62,148, 1972.
- [30] H. Igarashi, P. A. Durbin, H. Hu, S. Waltermire, e J. Wehrmeyer, The effects of wind tunnel walls on the near-field behavior of a wingtip vortex. In *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, Florida, 4 - 7 Gennaio 2011.
- [31] MathWorks. Matlab R2011a. www.mathworks.com.
- [32] PIVTEC. PIVview2C v3.20. www.pivtec.com.
- [33] J. Jeong, F. Hussain, On the identification of a vortex. *Journal of Fluid Mechanics*, 285:69-94, 1995.
- [34] J.G. Leishman, Dynamic stall experiments on the NACA 23012 airfoil. *Experiments in Fluids*, 9: 49-58, 1990.

-
- [35] A. Zanotti, G. Gibertini, Experimental investigation of the dynamic stall phenomenon on a NACA 23012 oscillating aerofoil. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 227: 1375-1388, 2013.
- [36] G. Gibertini, A. Mencarelli, A. Zanotti, Oscillating aerofoil and perpendicular vortex interaction. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 0(0) 1-13, 2013.