

POLITECNICO DI TORINO

Master's Degree in Ingegneria Aerospaziale



**Politecnico
di Torino**

Master's Degree Thesis

Caratterizzazione sperimentale di un propeller sottoposto a shear flow

Supervisors

Prof. Gioacchino CAFIERO

PhD. Sara MONTAGNER

Candidate

Emiliano BUONERBA

Aprile 2024

Sommario

Questo studio analizza il comportamento aerodinamico di un'elica propulsiva per droni, operante in condizioni di shear flow, attraverso un approccio sperimentale. Gli esperimenti sono stati condotti nella flight arena presente presso il Politecnico di Torino, equipaggiata con un Windshaper, in grado di generare condizioni di flusso non uniforme. I profili di velocità a valle del propeller vengono esaminati per valutare l'evoluzione della scia e le sue asimmetrie. L'effetto complessivo dell'asimmetria è stato valutato misurando le forze e i momenti generati dal propeller mediante le quali sono state calcolate le prestazioni del propeller in condizioni di flusso non uniforme.

Ringraziamenti

Ringrazio la mia famiglia e tutti i miei amici per il loro supporto. In un modo o nell'altro, tutte le persone che mi sono state accanto hanno contribuito a questo traguardo e a rendermi quello che sono ora.

*“None of us can make it alone, never call me
a self made man [...], I would have never made it
in life without the help.”*

Arnold Schwarzenegger

Indice

1	Introduzione	1
1.1	Contesto storico e culturale	1
1.2	Propeller in condizioni uniformi	11
1.3	Propeller in condizioni non uniformi	15
2	Catena di misura	24
2.1	Attrezzatura	25
2.2	Condizioni operative e di raffica	35
3	Risultati	43
4	Conclusione	58

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Contesto storico e culturale

Il termine *drone* è comunemente utilizzato per indicare un particolare tipo di velivolo che non necessita della presenza a bordo di un pilota o di un equipaggio. La sua origine risale agli albori dello sviluppo di questi sistemi volanti comandati a distanza. La prima guerra mondiale è stata uno dei primi esempi di applicazione della tecnologia aeronautica in campo bellico e per questo motivo, durante la corsa alle armi degli anni 40, le fazioni coinvolte hanno sviluppato degli armamenti in grado di difendere i propri confini e le proprie truppe dalle incursioni nemiche provenienti dal cielo. Prima della seconda guerra mondiale, la Royal Air Force britannica era occupata nell'addestramento dei propri militari. Parte di questo addestramento era concentrato nell'utilizzo di armi contraeree e per questo motivo era necessario sviluppare dei bersagli volanti in movimento. In questo periodo l'ingegnere Sir Geoffrey De Havilland pensò di convertire una delle sue creazioni per soddisfare questo bisogno [21]. Si sta parlando del DH-82 Tiger Moth, un velivolo leggero, progettato per essere l'aereo primario per l'addestramento delle reclute inglesi. Venne quindi costruita una versione di legno che, al posto del pilota nel cockpit, presentava degli attuatori pneumatici collegati ai comandi, che permettevano ad un operatore da terra di pilotare il velivolo mediante un radiocomando [6]. Il nome di questa versione era DH-82 Queen Bee. Il termine *drone* in inglese si riferisce all'esemplare maschio dell'ape, il fuco, che come unico scopo nella vita ha quello di volare alla ricerca dell'ape regina, per morire subito dopo aver compiuto il suo dovere. La parola è diventata quindi di uso colloquiale per riferirsi a questo aeromobile, in riferimento al suo particolare nome [12].



Figura 1.1: Winston Churchill insieme ad un DH-82 Queen Bee nel 1941[21].

Il termine corretto per riferirsi a questa classe di velivoli è *Unmanned Aircraft Vehicle* o UAV e sono definiti come veicoli aerei che non necessitano di un essere umano a bordo, che sfruttano le azioni aerodinamiche per sollevarsi da terra e volare in modo autonomo o mediante un comando remoto. Secondo il dipartimento della difesa americano, gli UAV possono essere classificati secondo alcune caratteristiche comuni anche ai velivoli tradizionali:

Dimensioni	Small	Medium	Large	Larger	Largest
MGTW [lb]	< 20	tra 25 e 50	tra 50 e 1320	>1320	>1320
Quota [ft]	<1200	<3500	<18000	<18 000	>18 000
Velocità [kn]	<100	<250	<250	any	any

Tabella 1.1: Criteri di classificazione dei droni. MGTW sta per maximum gross take off weight [7].

Come ormai tipico nel campo aeronautico questa tecnologia è stata prima sviluppata per utilizzo militare e solo dopo è riuscita a sbarcare sul libero mercato internazionale, rendendola accessibile al consumatore finale. A partire dal già citato DH-82, durante la seconda guerra mondiale si è visto il primo impiego di UAV

da parte della Germania nazista con velivoli come l'AS 292, un drone anti-aereo, anch'esso radio comandato. Anche l'Italia fascista era alle prese con lo sviluppo di velivoli autonomi ma l'unico progetto iniziato, quello del SM-79, venne interrotto grazie all'armistizio del 1943. Durante la guerra in Vietnam gli USA sfruttarono degli UAV per guadagnare vantaggio nel conflitto dato che l'ostile geografia del territorio vietnamita rendevano quasi impossibile il successo delle incursioni da terra. Si può quindi citare il D-21 della Lockheed, uno dei primi esempio di UAV supersonico, più precisamente si tratta di un aereo a pilotaggio remoto (APR). Con una quota operativa di 90 000 ft, velocità massima di $M = 3.3$ e un'apertura alare di 5.8 m, il D-21 era un perfetto strumento per compiere missioni di ricognizione, penetrando a fondo nello spazio aereo nemico per poi autodistruggersi [20].



Figura 1.2: D-21B al National Museum of the United States Air Force [20].

Il vantaggio dell'utilizzo di droni in missioni militari era ormai chiaro a tutti. La possibilità di evitare la presenza di personale in missioni di volo ad alto rischio ha permesso di salvare le vite di migliaia di soldati. Il rateo di perdita era molto alto ma grazie alla facilità con cui questi velivoli potevano essere costruiti e all'efficacia con cui potevano essere dispiegati, hanno dato inizio ad una nuova era di combattimento e hanno reso possibili diversi tipi di missione che non sarebbero mai stati possibili prima, o avrebbero necessitato di un più elevato livello di investimento in termini economici e di risorse umane. Dopo gli attacchi dell'11 Settembre la CIA ha ammesso di aver utilizzato dei droni per dare la caccia ai presunti responsabili dell'atto terroristico collezionando più di 2000 successi nei territori di Yemen e

Pakistan; qui, le intelligence statunitensi avevano riscontrato la presenza di bersagli ad alto profilo al di fuori del territorio afgano [19]. Proprio in questo periodo, grazie al progresso nel campo dell'elettronica, hanno fatto capolino nel mercato internazionale alcuni modelli di UAV per l'utilizzo amatoriale e per hobbistica, nella configurazione a quadricottero che di lì a poco diventerà uno standard adottato dall'industria. La presenza di 4 eliche rotanti di piccole dimensioni li ha resi leggeri, economici e facilmente controllabili a differenza dei classici modelli radio comandati ad ala fissa. Variando la velocità di rotazione delle eliche nella maniera opportuna è possibile eseguire un'ampia gamma di manovre senza la necessità di superfici di controllo e quindi snellendo la catena di comando. Proprio per questo motivo i droni sono diventati degli ottimi alleati e supporti in diversi campi di applicazione anche completamente estranei a quello militare. Si veda a titolo d'esempio il modello Mavic 3 Pro della compagnia cinese DJI, un modello dall'architettura semplice dove tutti gli elementi sono distinti e ben visibili:



Figura 1.3: DJI Mavic 3 Pro.

La fusoliera può essere divisa in due parti: un corpo centrale collegato alle 4 eliche mediante 4 braccia rigide. Il corpo centrale è il cuore del velivolo e solitamente contiene il pacco batteria e tutto l'insieme di elettronica integrata necessaria alla corretta gestione della potenza e operazione del drone. Sul corpo centrale sono ancorati i vari payload che possono cambiare in base al modello e alle specifiche di progetto di ogni singolo drone. Nel caso del Mavic 3 pro il payload è costituito da una camera a 3 obiettivi. Dal corpo centrale si sviluppano i quattro supporti che, oltre a fornire integrità strutturale al drone, sono fondamentali per alimentare i motori elettrici del sistema propulsivo; con riferimento alla figura, sono i *cilindri* di colore nero al di sotto di ogni elica. I propeller sono infine ancorati mediante delle viti al mozzo dei motori completando così la catena. Il Mavic in figura monta 4 eliche bi-pala ma sono presenti in commercio anche altri droni con eliche a più pale o con una configurazione a doppio rotore coassiale. Le eliche possono ruotare in un elevatissimo range di velocità da 3000 RPM fino a svariate decine di migliaia. Come già citato prima, il controllo della velocità delle eliche è fondamentale per garantire il controllo del drone nello spazio. In primis è da notare che i propeller sono contro rotanti a coppie, quindi due ruotano in senso orario e altri 2 in senso anti-orario. Questo è necessario per contrastare la coppia di reazione che i propeller scaricano sulla fusoliera. Se le eliche ruotassero tutte nello stesso senso, il drone non potrebbe volare correttamente e si ritroverebbe a ruotare su se stesso. Questo è lo stesso principio per il quale gli elicotteri devono essere dotati di un rotore in coda in grado di contrastare, con la sua spinta, la coppia di reazione generata dal rotore principale. Per variare l'assetto e la posizione del drone bisogna agire sugli RPM delle eliche: Se si fornisce la stessa potenza ad ogni elica il drone rimane fermo nello spazio e non si sposta a meno di una perturbazione esterna. Per aumentare, o analogamente ridurre, la quota è sufficiente aumentare la potenza fornita ai rotori, in questo modo la rotazione accelera e la spinta generata da essi aumenta facendo salire il drone verticalmente. Per il controllo dell'assetto in imbardata, rollio e beccheggio bisogna aumentare solamente la potenza fornita ad una coppia di rotori come si vede in figura. Nel caso di imbardata si accelerano due rotori diametralmente opposti, questo fa sì che il drone ruoti su se stesso in quanto i propeller che ruotano più velocemente generano una coppia maggiore agli altri due, risultando quindi in un momento non nullo. L'aumento di spinta dei due propeller non comporta altre variazioni di assetto per simmetria. Per il controllo in rollio o beccheggio bisogna accelerare due rotori adiacenti in questo modo l'aumento di spinta fa sì che il drone si inclini da un lato in ragione della coppia generata dalla spinta maggiore rispetto all'asse corpo di rotazione. Per il volo in avanti è necessario che l'intero drone sia inclinato in avanti in modo che si abbia una componente di trazione generata dalle eliche parallela alla direzione di avanzamento. Questa non è un'esaustiva spiegazione della dinamica del volo di un drone ma viene fornita solo una trattazione sommaria per completezza. Nel capitolo successivo

verrà introdotto il funzionamento dell'elica e il suo comportamento aerodinamico, di maggiore interesse per il lavoro di tesi.

Riprese e filmati I modelli più comuni e conosciuti sono dotati di camere per l'acquisizione di immagini e filmati. Le qualità di questo sistema di volo sono perfette per realizzare riprese aeree sia in movimento sia a punto fisso. Negli ultimi anni nel campo della cinematografia professionale si è visto un utilizzo sempre più vasto di droni per la ripresa di queste scene. Un modello molto usato per questo scopo è il DJI Inspire 3, un drone completamente ottimizzato per la realizzazione di scatti e filmati in volo di alta qualità per permettere ai registi di creare riprese mozzafiato impensabili fino a poco tempo fa. Nel film "The Revenant" del 2015 sono stati utilizzati dei droni per le riprese aeree delle montagne innevate, aiutando il regista a trasmettere al pubblico il senso di vastità e isolamento in modo più efficace [5].

Mappatura terreni e agricoltura Cambiando il payload in dotazione è possibile sfruttare i droni per eseguire in modo economico la mappatura dettagliata di un territorio limitato senza l'utilizzo di tecnologia satellitare. I sensori LIDAR e camere ad alta risoluzione spaziale sono perfetti per questo scopo. L'utilizzo di droni è particolarmente indicato per terreni ostici, non traversabili o con pendenze elevate come ad esempio siti di scavo, frutteti e zone montuose. Sono stati creati modelli specializzati ad uso agricolo come il DJI Agras T50. Il T50 è dotato di un serbatoio e 4 ugelli capaci di atomizzare il liquido trasportato nel tank, come ad esempio fertilizzante o acqua, mentre si trova in volo sopra il terreno. Per irrigazioni più intense o applicazione di prodotti particolari può essere dotato di uno *sprinkler* centrale di grandi dimensioni con una portata maggiore. Il drone è completamente autonomo grazie a 2 sensori RF che gli permettono di evitare gli ostacoli durante il percorso di volo. Grazie alla telecamera in dotazione è in grado di eseguire una mappatura automatica del territorio in cui è impegnato in modo da ottimizzare l'utilizzo dei prodotti e monitorare lo stato di salute del raccolto. Per terreni di grandi dimensioni la DJI fornisce delle stazioni di ripetizione del segnale per consentire all'operatore di comandare il drone con un maggiore range. Infine è dotato di un sistema di propulsione elettrico con 4 coppie di propeller in tandem.



Figura 1.4: DJI T50 in funzionamento. www.ag.DJI.com.

Consegne Modelli con una capacità di carico superiore possono essere impiegati per la consegna di materiali e payload in zone remote o di difficile accesso. Nel 2020 nel pieno della pandemia di COVID-19, l'azienda Skysports in collaborazione con Thales e NHS (servizio sanitario inglese), ha sfruttato una flotta di quadricotteri speciali per la consegna di medicinali e strumenti di protezione personale nell'isola di Mull al largo delle coste scozzesi [8]. Così facendo un viaggio della durata di 6 ore per via terrestre e dopo via mare è stato ridotto a meno di 40 minuti risparmiando non solo tempo ma anche risorse e personale impiegato. La frequenza delle consegne è aumentata notevolmente in modo da permettere all'NHS di fornire un servizio di protezione capillare su tutto il territorio. Dal 2016 l'azienda Zipline è in campo per fornire ai villaggi rurali dell'entroterra Ruandese medicinali e dispositivi medici mediante una forma di UAV, stavolta ad ala fissa. Al momento l'azienda ha aperto una farmacia e progetta di espandere il proprio network in tutto il territorio aprendo altre stazioni di consegna per far fronte a più richieste e fornire un servizio di copertura più efficace. Le infrastrutture del Ruanda non consentono di soddisfare tutte le richieste di emergenza degli utenti e per questo c'era bisogno di una soluzione alternativa e specifica per un paese in via di sviluppo. Ogni farmacia è dotata di un piccolo hangar dove vengono conservati i vari componenti dei droni e una piattaforma di lancio. A seguito di una richiesta, gli operatori possono montare in modo facile il drone sulla piattaforma di lancio, caricare il payload ed effettuare le verifiche pre lancio. La natura modulare del drone e le interfacce semplificate per il controllo riducono drasticamente i tempi necessari al decollo e richiedono minore carico di lavoro. La piattaforma non è altro che una

fionda in grado di lanciare l'UAV in aria mediante una guida, pronto per iniziare la sua missione verso la destinazione. Il payload è conservato in un contenitore protettivo dotato di un paracadute in quanto l'UAV non atterra ma arrivato a destinazione espelle il carico e torna indietro verso la stazione di partenza. Questo sistema evita la necessità di stazioni di atterraggio in ogni centro di cure, farmacia o ospedale del territorio e riduce notevolmente i costi operativi. Il drone, arrivato alla stazione di partenza, non atterra ma viene agganciato da un filo sospeso in aria che termina la sua corsa. Gli operatori possono quindi recuperare il drone e riposizionarlo nell'hangar.



Figura 1.5: Drone della flotta di FlyZipline durante la consegna del payload. <https://www.flyzipline.com/technology>.

Ricerca e salvataggio La versatilità dei droni è confermata anche dal loro utilizzo per missioni di ricerca e salvataggio. La possibilità di dispiegare una serie di droni dotati di telecamere e sensori termici fornisce un aiuto vitale al personale impiegato. Il drone può quindi sorvegliare dall'alto zone inaccessibili come terreni alpini o edifici in fiamme, fornendo indicazioni utili al personale e guadagnando minuti preziosi che possono fare la differenza sul successo della missione di recupero.

Sport e spettacolo Negli ultimi anni si è sperimentato con un'alternativa agli spettacoli pirotecnici usando sciami di centinaia di droni controllati contemporaneamente da un solo pilota. Questi quadricotteri sono ciascuno dotati di LED e, quando si trovano in volo nel cielo notturno, sono in grado di posizionarsi secondo uno schema prestabilito nello spazio per creare figure e oggetti in movimento. Lo Shooting Star di Intel è un drone molto leggero, circa 300g, manovrabile e con ottima autonomia ed è stato usato per vari spettacoli in tutto il mondo contando

più di 300 esemplari in volo simultaneo. Nel 2017, durante lo spettacolo d'intervallo del Super Bowl americano è stato utilizzato uno sciame di 300 droni Shooting Star per uno spettacolo luminoso dove veniva rappresentato, nel buio dello stadio, un cielo stellato rosso e blu che successivamente si è trasformato in una raffigurazione della bandiera americana [4].



Figura 1.6: Drone Shooting Star di Intel.

I droni progettati con focus su agilità e prestazioni sono utilizzati per le gare di pilotaggio. Droni come il GT730L, costituito da una struttura leggerissima in composito di carbonio e da un sistema propulsivo composto da 4 motori elettrici sono in grado di completare manovre rapide e precise [10]. In tutto il mondo si organizzano gare e raduni dove piloti professionisti e amatoriali si sfidano a completare un percorso ad ostacoli con i propri droni nel minor tempo possibile.



Figura 1.7: GT730L, drone da corsa.

In un articolo della testata giornalistica "La Stampa" [17] si sottolinea come nel 2024 il mercato dei droni sia cresciuto del 23% rispetto all'anno precedente con un valore attuale di circa 145 milioni di euro. Si contano all'attivo 664 imprese e buone prospettive di crescita. Dati alla mano, è possibile affermare che il quadricottero si stia ritagliando una grande fetta di interesse in campo aeronautico. Per questo motivo è doveroso ampliare e approfondire la conoscenza di questa architettura in modo da rendere più efficienti e sicuri questi velivoli.

Social acceptance L'introduzione di sistemi di *Urban air mobility* (UAM) deve far fronte al giudizio del pubblico. Lo studio dell'Agenzia Europea per la sicurezza Aerea (EASA) [9] affronta queste tematiche considerando la percezione e l'accettazione sociale della popolazione europea riguardo l'uso di soluzioni *unmanned* per servizi e trasporti. Le attitudini iniziali verso l'UAM sono positive ma si richiede una forte azione da parte degli organi competenti per la formulazione di norme e regolamentazioni adeguate. Oltre a mitigare i rischi riguardanti la sicurezza, privacy, rumore e impatto ambientale, è necessario che questa tecnologia abbia un impatto positivo sulla società mantenendo un costo accessibile e favorisca l'interesse pubblico. EASA ha preparato una serie di documenti normativi, tra cui il primo regolamento mondiale sullo U-Space, adottato di recente dalla Commissione Europea. Lo U-Space è definito come un insieme di nuovi servizi basati su un alto livello di digitalizzazione, automazione delle funzioni e procedure specifiche progettate per supportare l'accesso sicuro, efficiente e protetto allo spazio aereo. In questo modo si può assicurare un corretto utilizzo di droni garantendo la sicurezza dell'ambiente locale restringendo l'accesso a zone protette mediante tecnologie come, ad esempio, il *geofencing*. Considerando che l'UAM potrebbe diventare una realtà in Europa nel prossimo decennio, lo studio condotto nella presente tesi sulla caratterizzazione aerodinamica di un propeller per droni operante in condizioni di shear flow si inserisce in un contesto di crescente interesse il quale presenta la necessità di comprendere a fondo le dinamiche di volo di questi velivoli in ambiente urbano. Come evidenziato nel report EASA, l'operatività in contesti urbani presenta sfide specifiche, tra cui la presenza di flussi d'aria non uniformi generati da edifici e altre infrastrutture. Comprendere come tali condizioni di flusso influenzino le prestazioni e la stabilità dei droni, in particolare a livello del sistema propulsivo, è essenziale per garantire la sicurezza operativa e l'efficienza dei futuri sistemi UAM. La presente ricerca, focalizzandosi sull'analisi sperimentale del comportamento di un propeller in shear flow, mira a fornire dati e conoscenze fondamentali per affrontare queste sfide aerodinamiche, contribuendo così al progresso e alla sicura implementazione dell'Urban Air Mobility. L'ambizione di EASA è quella di anticipare questa nuova modalità di trasporto e fornire un ambiente normativo completo e abilitante. In questo senso, la comprensione dettagliata del comportamento aerodinamico dei droni in condizioni operative realistiche, come quelle caratterizzate da shear flow,

rappresenta un elemento cruciale per la formulazione di normative adeguate e per la costruzione della fiducia pubblica nei confronti dell'UAM. Lo studio di tesi contribuisce a questo obiettivo fornendo dati sperimentali specifici sul comportamento dei propeller in presenza di flussi non uniformi, un aspetto spesso trascurato dalla letteratura esistente. È di fondamentale importanza conoscere come variano la scia e la spinta generata dall'elica per prevedere la risposta dinamica dell'intero velivolo. Una conoscenza più approfondita del sistema propulsivo permetterà quindi di sviluppare droni e sistemi di volo ad elica con margini di stabilità, controllabilità e manovrabilità maggiori e renderà più sicuro il loro utilizzo in ambienti urbani e ambienti con forti perturbazioni.

1.2 Propeller in condizioni uniformi

Un'elica è un componente propulsivo rotante in grado di sviluppare una forza traente o spingente, perpendicolare al piano di rotazione del disco. Sono impiegate in ambito navale, dove il fluido di lavoro è l'acqua, e in ambito aeronautico, dove l'elica sfrutta l'aria circostante. La forza viene sviluppata per variazione di quantità di moto del fluido di lavoro. Nel caso di elica propulsiva si fornisce quantità di moto al flusso, accelerandolo verso valle. Per il principio di conservazione della quantità di moto questo risulta in una variazione della forza che agisce sul sistema.

Le pale di un propeller sono sagomate come profili alari lungo l'apertura. Quando in rotazione, in condizioni stazionarie, le pale vedranno un vento relativo pari a ωr e quindi svilupperanno portanza e resistenza aerodinamica. La risultante della portanza su tutto il disco fornisce la spinta dell'elica mentre la risultante della resistenza fornisce la coppia di reazione. Tuttavia l'elica è solitamente in movimento e quindi la velocità di rotazione si compone vettorialmente con la velocità di traslazione determinando una velocità locale sul profilo inclinata rispetto all'orizzontale. Per questo motivo, lungo l'apertura, le pale sono dotate di un forte svergolamento in quanto ad alti raggi, aumenta la velocità tangenziale e quindi si modificano i triangoli di velocità locali. Si definisce quindi un valore adimensionale chiamato rapporto di avanzamento:

$$J = \frac{V_\infty}{nD} \tag{1.1}$$

dove con V_∞ si indica la velocità di movimento, con n si indica il numero di giri dell'elica in RPS e con D che indica il diametro. Le pale sono dotate di 3 gradi di libertà rotazionali:

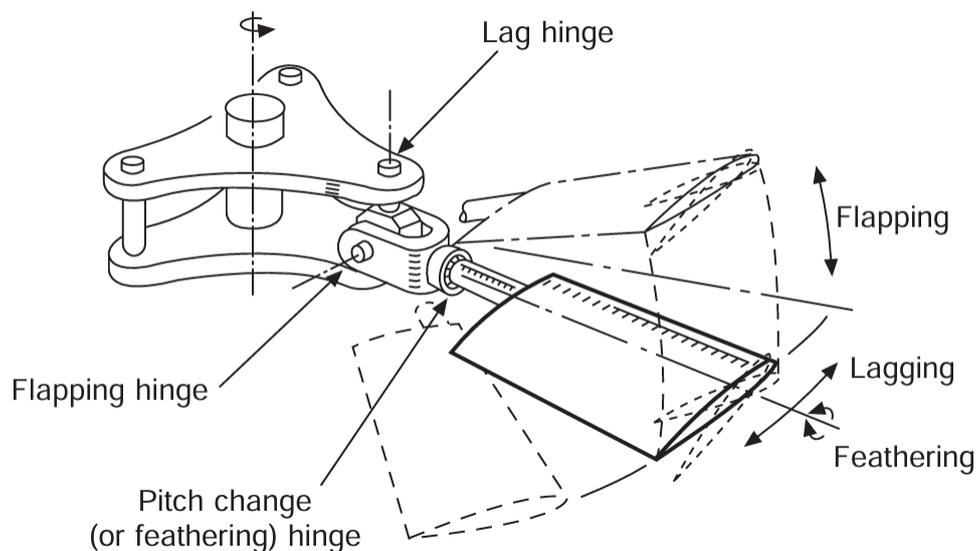


Figura 1.8: Gradi di libertà per una pala completamente articolata [1]. Con *feathering* si indica il passo mentre con *lagging* si indica il brandeggio.

Esistono due grandi famiglie di propeller aeronautici:

- A giri variabili:
 Queste eliche sono rigide e non sono articolate mediante cerniere al mozzo. Per questo motivo per aumentare la spinta è necessario aumentare il numero di giri dell'elica. Così facendo localmente, aumenta la velocità che investe il profilo e quindi l'azione aerodinamica sviluppata. Questi sono i tipici propeller utilizzati per i droni in quanto sono facili da costruire e controllare.
- A passo variabile:
 I rotori più complessi presentano pale con una cerniera in grado di modificare il passo delle pale. In questo modo la spinta viene controllata variando l'angolo di attacco locale del profilo. Questi propeller sono utilizzati su elicotteri e velivoli ad ala fissa. Sviluppano un livello di spinta maggiore ma necessitano di una complessa catena di comando.

La teoria più semplice per descrivere il comportamento di un propeller è la teoria del disco attuatore [15]. Si ipotizzi che il propeller sia un operatore matematico: dotato di spessore nullo, infinitamente solido e completamente permeabile al flusso. Il disco è immerso in una corrente uniforme, stazionaria, unidimensionale, non viscosa e incompressibile. La presenza del disco genera un salto di pressione, riconducibile alla spinta generata dal propeller.

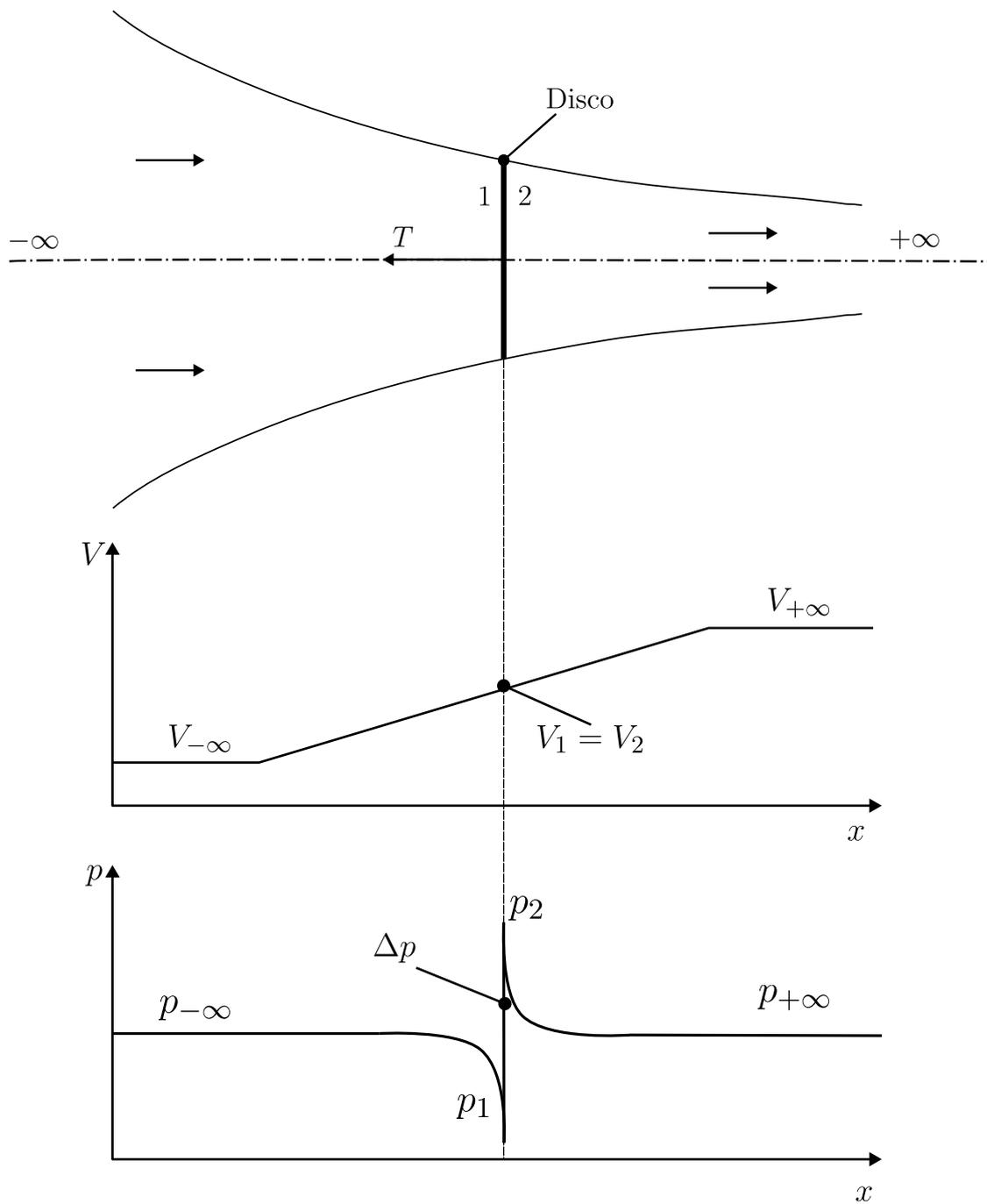


Figura 1.9: Tubo di flusso del disco attuatore.

Sfruttando la conservazione della pressione totale lungo la linea di corrente si ricava il salto di pressione attraverso il disco:

$$\begin{aligned}
 p_{-\infty}^0 = p_1^0 & & p_2^0 = p_{+\infty}^0 & (1.2) & & p_2^0 = p_{+\infty}^0 & (1.3) \\
 p_{-\infty} + \frac{1}{2}\rho V_{-\infty}^2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 & & p_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 = p_{+\infty} + \frac{1}{2}\rho V_{+\infty}^2 & & & &
 \end{aligned}$$

Per la conservazione della portata si ha che $\dot{m} = \rho AV_1 = \rho AV_2$ e quindi $V_1 = V_2$. Si ricava il salto di pressione $\Delta p = p_2 - p_1$:

$$\Delta p = \frac{1}{2}\rho(V_{+\infty}^2 - V_{-\infty}^2) \quad (1.4)$$

Il salto di pressione può essere anche scritto a partire dalla spinta. Per la conservazione della quantità di moto:

$$T = \Delta p A = \dot{m}(V_{+\infty} - V_{-\infty}) \quad (1.5)$$

Sostituendo \dot{m} nella 1.5:

$$\Delta p = \rho V_1(V_{+\infty} - V_{-\infty}) \quad (1.6)$$

Eguagliando la 1.6 e la 1.4 si ottiene che:

$$V_1 = \frac{V_{+\infty} + V_{-\infty}}{2} \quad (1.7)$$

quindi la velocità segue un andamento lineare lungo il tubo di flusso. Si può calcolare la potenza del propeller mediante la conservazione dell'energia cinetica nel tubo di flusso:

$$P = \frac{1}{2}\dot{m}(V_{+\infty}^2 - V_{-\infty}^2) = TV_1$$

Questa è una teoria preliminare che coinvolge ipotesi molto forti. Un modello più accurato è la teoria dell'elemento di pala, la quale considera lo sviluppo radiale del rotore e le azioni aerodinamiche agenti sul profilo.

Le prestazioni di un propeller sono valutate in termini dei coefficienti adimensionali di trazione, coppia e rendimento così definiti:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}; \quad C_q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}; \quad (1.8)$$

Il rendimento propulsivo è il rapporto tra la potenza sviluppata dal propeller la potenza necessaria:

$$\begin{aligned}
 \eta &= \frac{TV_{\infty}}{Q\omega} \\
 &= \frac{\rho n^2 D^4 C_T V}{\rho n^2 D^5 C_q 2\pi} \\
 &= \frac{C_T}{2\pi C_q} J
 \end{aligned} \quad (1.9)$$

con $\omega = 2\pi n$. Le curve di funzionamento dell'elica si ottengono costruendo le curve dei coefficienti C_T , C_q e η in funzione del rapporto di avanzamento J come è stato fatto per il propeller in esame nelle figure 2.14, 2.16 e 2.15. Aumentando J il C_T diminuisce fino a diventare negativo. Quando $C_T < 0$ il propeller genera una forza frenante rispetto alla direzione del moto. Per un piccolo intervallo di valori di J si ha $C_T < 0$ ma comunque $C_Q > 0$. Questo vuol dire che il propeller sta frenando il moto e sta comunque assorbendo potenza dal motore. Aumentando ancora J anche il coefficiente di coppia si riduce fino a quando non diventa negativo. Quando $C_q < 0$ il propeller è trascinato dalla corrente e non sta più assorbendo potenza dal motore (*windmilling regime*). Questa condizione è critica per la sicurezza del sistema propulsivo; l'elica, infatti, trascina l'albero su cui è calettata.

1.3 Propeller in condizioni non uniformi

Il crescente utilizzo di UAV in zone urbane richiama la necessità di regolamentazioni e di una maggiore comprensione del comportamento aerodinamico in modo da rendere più sicuro il loro utilizzo. In un tipico ambiente cittadino, la presenza di edifici di varie dimensioni e forme crea un vero e proprio *canyon urbano*. Un flusso d'aria, che attraversa una strada contornata da edifici o un piccolo corridoio a misura d'uomo, accelera o rallenta in base alla particolare configurazione del canyon generando turbolenze e raffiche di intensità variabile.

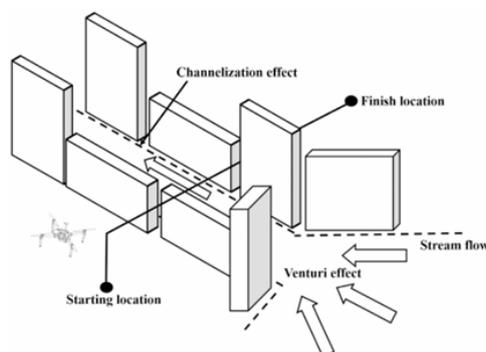


Figura 1.10: Esempio di drone che attraversa un canyon urbano. Il canyon modifica il profilo di velocità del flusso di aria. Da [14].

Le raffiche possono essere divise in due categorie:

- Gust:
Presenta un determinato profilo di velocità che varia nel tempo.

- Shear flow:
Presenta un determinato profilo di velocità stazionario ma spazio-variante.

In realtà queste categorie non demarcano una linea di confine ben definita tra i due tipi di raffica ma come è facile capire nella realtà non si presentano delle raffiche espressamente spazio varianti o solamente tempo varianti. Basta pensare al canyon urbano citato precedentemente. Considerando una sezione parallela al terreno, il profilo di velocità presenterà in prima approssimazione un andamento parabolico con velocità nulla in corrispondenza dei palazzi del canyon per rispettare la condizione di aderenza. Questo profilo spazio variante però non sarà sicuramente stazionario nel tempo. Anche dal punto di vista del drone non si hanno raffiche "pure". Nel suo movimento attraverso il canyon vedrà una velocità che varia nel tempo mentre il propeller, essendo dotato di una estensione in lunghezza non trascurabile vedrà sicuramente un profilo di velocità non costante nello spazio. Nel lavoro di tesi presentato le definizioni date precedentemente si riferiscono solamente alla modalità di generazione della raffica nel setup sperimentale. Quindi un gust è caratterizzato da una funzione di velocità che varia nel tempo e uno shear flow da una funzione di velocità che varia nello spazio. Nel caso di quest'ultima però è necessario un ulteriore accorgimento. Come verrà illustrato successivamente quando si parlerà della catena di misura, il propeller è fisso nello spazio. Per simulare quindi un drone che attraversa uno shear flow sarà necessario dotare la funzione della velocità della raffica generata di una dipendenza temporale.

Per comprendere a pieno il comportamento del propeller nella raffica è necessario un modello aerodinamico che consideri sia il propeller che la dinamica del volo del quadricottero. Park et. al [14]. La raffica nello studio è la somma di una componente imposta data dal profilo di vento scelto e da una componente aggiuntiva che deriva dal modello di turbolenza di Dryden in modo da cercare di catturare anche la componente stocastica delle fluttuazioni turbolente presenti in aria calma. Dai risultati si noterà come questa aggiunta migliora notevolmente l'accuratezza del modello completo. La validazione sperimentale del modello viene fatta con un drone in volo avanzato che attraversa una regione influenzata da una raffica di intensità variabile ($3\div 12\text{m/s}$) generata tramite una galleria del vento. Il sistema inerziale di bordo del drone permette di ricavare gli scostamenti di assetto, percorso e velocità in modo da sfruttare il modello per risalire indirettamente all'intensità della raffica. Questa è una alternativa obbligata al metodo diretto di misura, il quale frutterebbe solamente un sensore a bordo, in quanto la scia dei propeller influisce notevolmente sul campo di moto locale e quindi sui valori ricavati da un sensore a bordo. Il modello è accurato ma non riesce a descrivere bene le perturbazioni ad alta frequenza con basse velocità. Le condizioni operative esplorate vedono un drone sottoposto a raffiche longitudinali e trasversali. I risultati evidenziano un'ottima accuratezza:

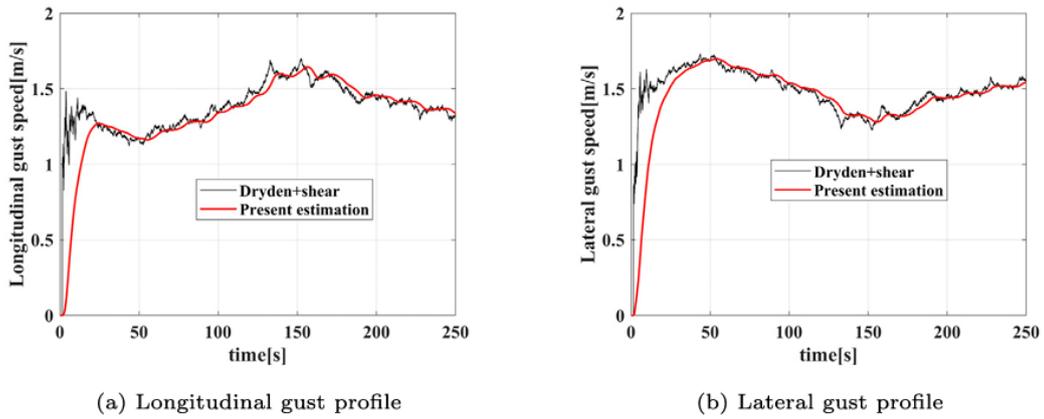


Fig. 3. Results of the gust estimation in hovering.

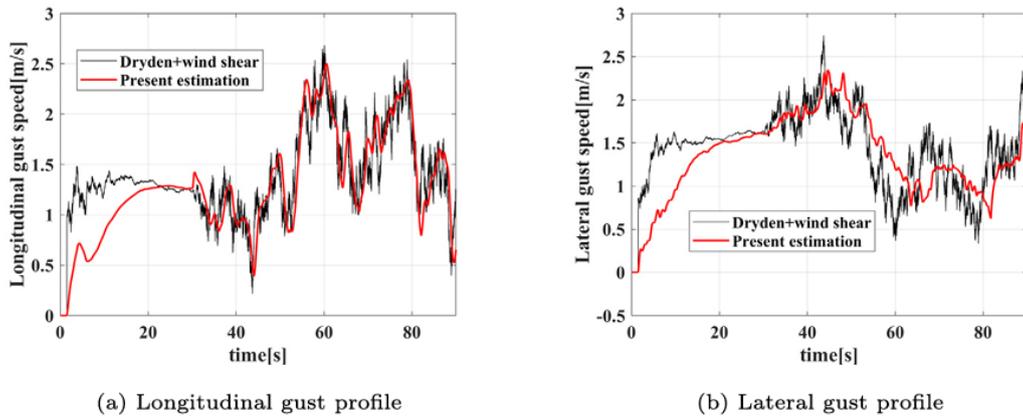


Figura 1.11: Validazione del modello di raffica con i dati raccolti sperimentalmente. Da [14].

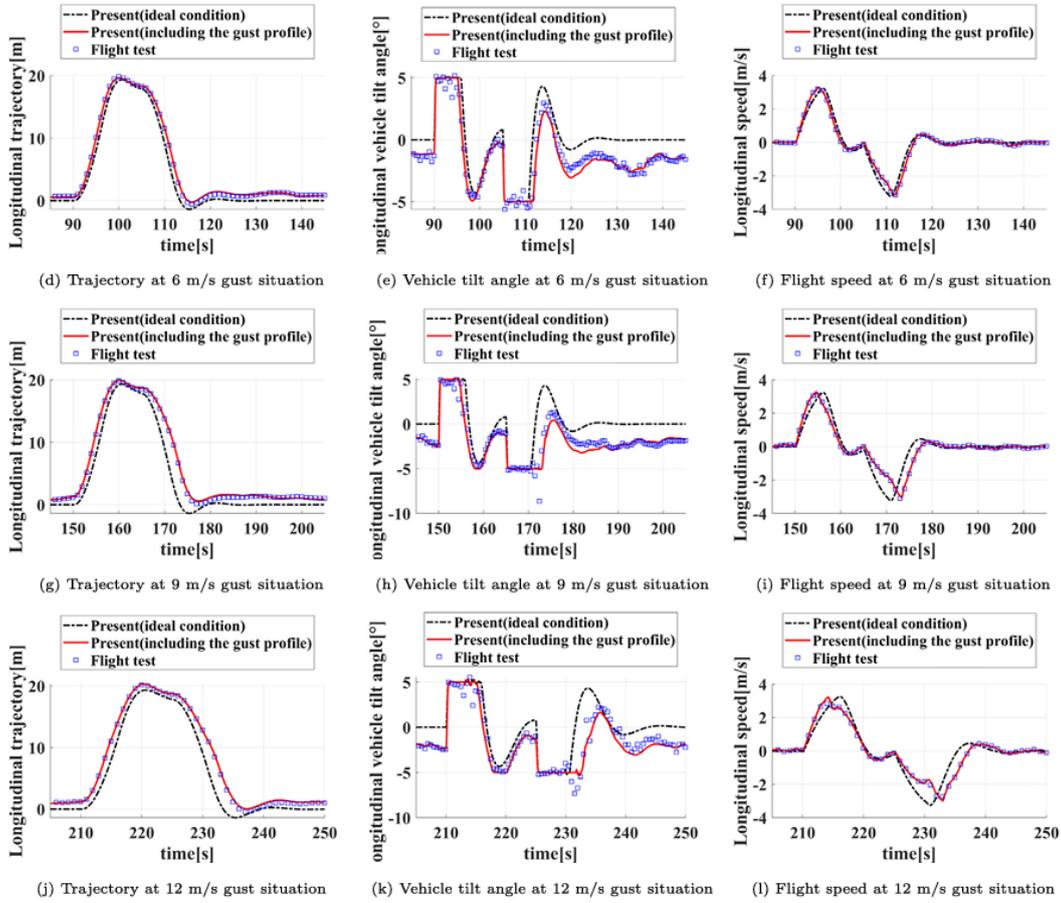


Figura 1.12: Traiettorie laterali seguite dal drone studiato durante le prove sperimentali. Da [14].

Altri studi come Murakami et. al [13] indagano invece sulle prestazioni aerodinamiche di un drone sottoposto ad una raffica in termini di figura di merito FM , coefficiente di spinta C_T e coefficiente di potenza C_P . Nel setup sperimentale si utilizza una galleria del vento dotata di un generatore di flusso fluttuante. Il sistema è costituito da delle alette con un particolare profilo aerodinamico che ruotano intorno ad un asse perpendicolare ad esso. Il flusso percorre il profilo dell'aletta a risalire dal bordo di attacco fino ad arrivare al bordo di fuga e si stacca mentre questo oscilla determinando una linea di flusso con una frequenza simile a quella di oscillazione del profilo. Le misure sono state eseguite su 3 diversi tipi di elica progettate seguendo la teoria di Adkins e Liebeck [2]. Seguendo la teoria precedentemente citata si possono costruire dei propeller che minimizzano il rapporto portanza resistenza e massimizzano l'efficienza dell'elica. Attraverso l'utilizzo della conservazione della quantità di moto, e dell'aerodinamica dell'elica

si può risalire a delle formulazioni per la geometria della pala e del profilo che minimizzano le perdite energetiche massimizzando le prestazioni in termini di coefficienti adimensionali. Nello studio del paper illustrato vengono usate 3 geometrie diverse e vengono misurate le prestazioni mediante la teoria dell'elemento di pala e la conservazione della quantità di moto. I risultati sono presentati per 3 casi differenti: aria calma, raffica costante e raffica oscillante. L'intensità della raffica varia tra 0 e 8 m/s :

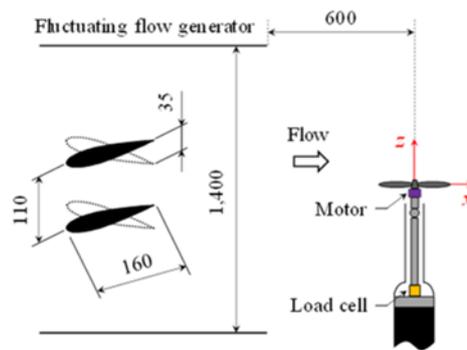


Figura 1.13: Schema del setup sperimentale in galleria del vento. Da [13].

Nel caso di aria calma c'è un'ottima correlazione coi dati sperimentali e si evidenzia come in termini di FM i rotori usati presentano un incremento del 10% rispetto a quelli di altri studi. Per la raffica uniforme la discrepanza coi dati sperimentali aumenta notevolmente per intensità maggiori di 5 m/s . Questo deriva dal fatto che il modello analitico ignora tutti gli effetti di flusso tridimensionale. Si nota un aumento generale dei livelli di spinta, questo suggerisce che l'aumento di angolo di attacco sulla pala avanzante generi un aumento di spinta maggiore rispetto al decremento che si verifica sulla pala retrocedente. Con una raffica oscillante si nota che anche il C_T fluttua con la frequenza in quanto vedrà prima un vento ascendente con aumento di spinta e poi un vento discendente con riduzione della spinta. L'effetto totale è di una riduzione media del C_T all'aumentare della velocità di rotazione rispetto al caso base di aria calma. Questo perché la velocità di rotazione della pala a RPM alti è notevolmente più piccola della velocità della raffica la quale prevale nel triangolo di velocità.

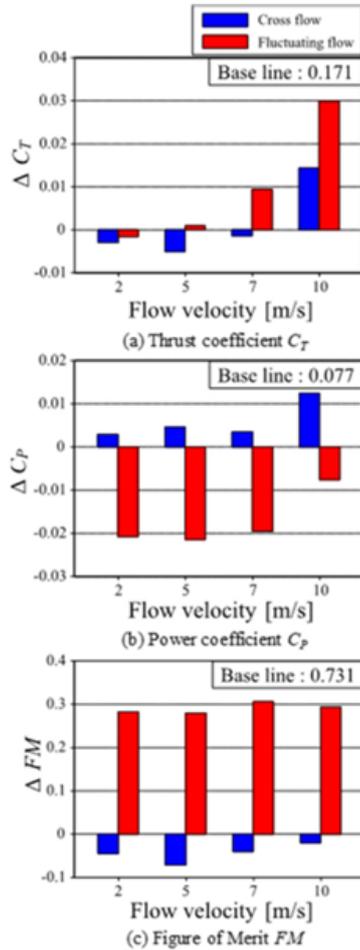


Figura 1.14: Prestazioni del rotore studiato in termini di scostamento rispetto al caso in aria calma. Da [13].

Proprio per questo motivo l'architettura e la geometria dei due rotori sono completamente diverse. Gli elicotteri variano il loro livello di spinta variando il passo della pala senza variare il numero di giri. Per questo è necessario aggiungere al mozzo una serie di cerniere che donano 3 gradi di libertà alla pala: in brandeggio, in flappeggio e infine in passo. Tutto questo non avviene nei quadricotteri leggeri che sono dotati di propeller a geometria fissa e variano il livello di spinta aumentando il

Si possono includere nella letteratura anche paper e studi eseguiti su elicotteri in quanto, nonostante i rotori siano notevolmente differenti, quando affetti da una raffica, possono presentare comportamenti simili. Le differenze tra i due tipi di propeller sono numerose. La più importante sono le dimensioni. I livelli di spinta generati sono chiaramente differenti e di conseguenza anche i carichi strutturali. Nel caso degli elicotteri, le pale devono sopportare uno stato di sollecitazione più intenso e complesso. I carichi aerodinamici sollecitano la pala a torsione e a flessione mentre i carichi inerziali deformano la pala radialmente generando uno stato di tensione a trazione. Mentre un rotore di un elicottero è dotato di un sistema di propulsione turboalbero, un propeller di un quadricottero dispone solamente di un sistema di propulsione elettrica. Infine, anche le velocità di rotazione sono differenti. Il rotore principale di un elicottero gira a circa 400 RPM mentre un propeller per droni può arrivare anche a 5000 RPM. Tutte le differenze illustrate finora sono connesse e dipendono ognuna dalle altre in quanto si tratta della medesima tecnologia di propulsione in due campi di applicazione differenti con diverse condizioni di progetto e necessità.

numero di giri. A tal proposito nello studio condotto da Wang et al. [18], si studia la risposta transitoria di un rotore principale isolato sottoposto ad una raffica. Per caratterizzare i carichi aerodinamici si sfrutta una distribuzione non costante di velocità di influsso al disco mediante la teoria di Pitt and Peters [11] e un modello di stallo dinamico per il profilo palare. Nella parte aerodinamica del modello si differenzia quindi tra caso di flusso attaccato e flusso staccato che descrivono due diversi comportamenti del flusso. Si possono determinare i carichi aerodinamici e il punto di separazione del flusso. Al modello aerodinamico viene un'altra volta affiancato un modello strutturale che si basa sul principio di Hamilton (minimo sforzo) discretizzato agli elementi finiti in modo da risalire agli spostamenti lineari, angolari dei vari elementi di pala e alle forme modali.

La loro campagna di misurazione si concentra su 3 tipi di raffica: impulsiva, lineare e $1 - \cos$ che investono il rotore in direzione parallela all'asse del mozzo.

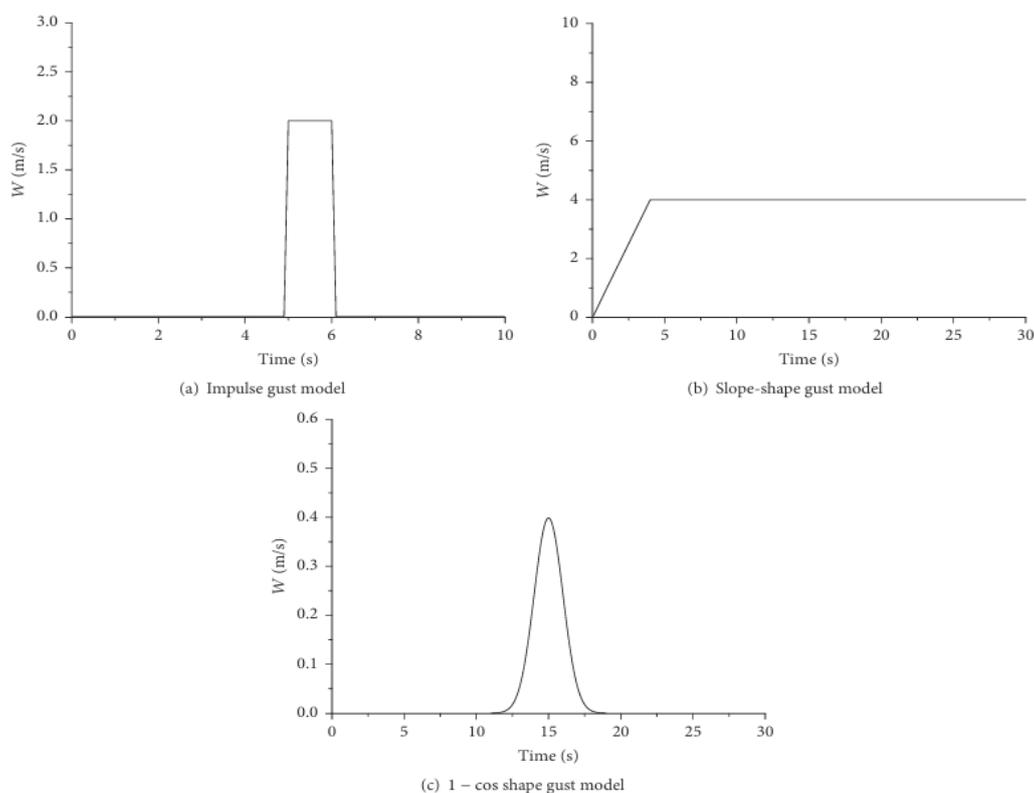


Figura 1.15: Profili di raffica nel tempo. Da [18].

In particolare la raffica cosinusoidale viene sfruttata per misurare la risposta dinamica del rotore aggiungendo differenti contenuti armonici all'evoluzione nel tempo della raffica. Il modello è validato sulla base di dati raccolti da altri studi e

presenta un'accuratezza del 5%. Il modello completo, con l'aggiunta delle raffiche, viene confrontato infine con una prova sperimentale in galleria del vento (fino a 8 m/s) in condizioni di hover e in condizioni di volo avanzato simulato caratterizzato da rapporto di avanzamento $J \neq 0$. Il rotore ha una velocità angolare di 343 RPM.

Dalle prove sperimentali si osserva che la spinta misurata si riduce con la raffica. Questo perchè in hover la raffica discendente riduce l'angolo di attacco delle pale riducendo il coefficiente di spinta. La riduzione di forza generata dal rotore è critica in quanto può portare a gravi incidenti dell'elicottero. Nel volo in avanti ($J = 0.2$ e $J = 0.35$) invece si nota che aumenta la forza di taglio che agisce sulle pale all'aumentare dell'intensità raffica, il che porta ad una sollecitazione strutturale maggiore e a possibili rotture.

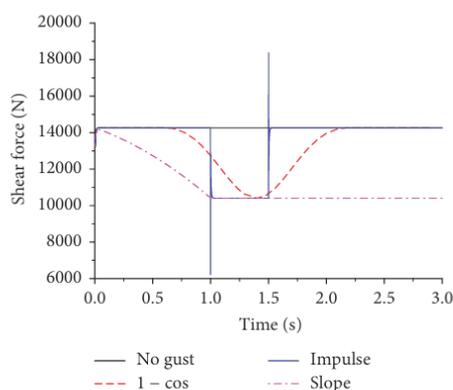


Figura 1.16: Forza di taglio alla radice della pala. Da [18].

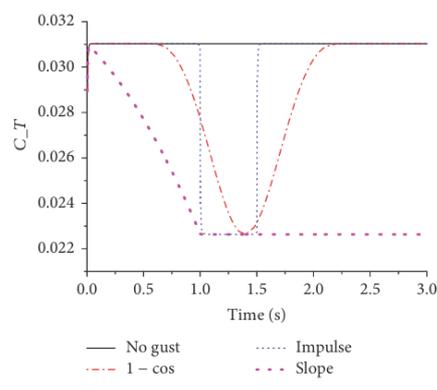


Figura 1.17: Coefficiente di spinta sul disco. Da [18].

Per l'analisi armonica sono state usate 3 frequenze caratteristiche, la velocità angolare del rotore 6.3 Hz , la frequenza naturale del primo modo di flappeggio 7.33 Hz e una frequenza bassa pari a 0.63 Hz . Si osserva che la spinta raggiunge il minimo quando la raffica raggiunge il massimo e che la deflessione del tip delle pale aumenta all'aumentare della frequenza.

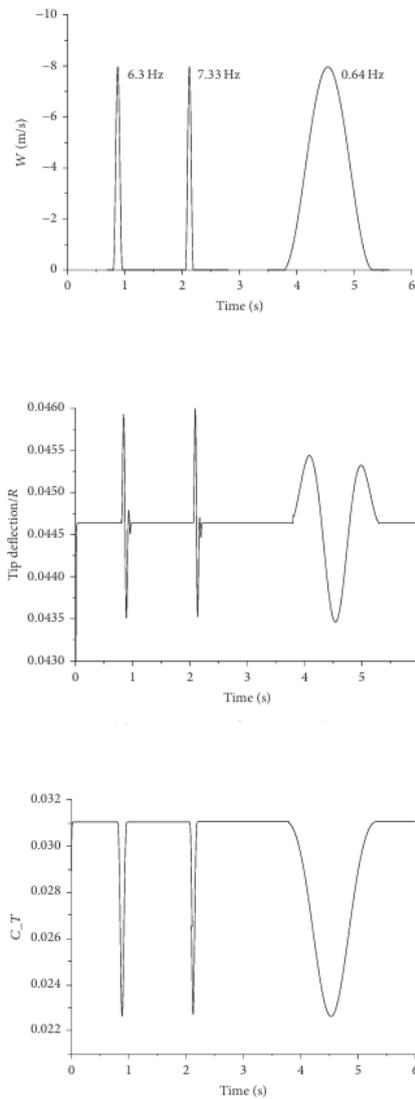


Figura 1.18: Risposta del rotore al gust sinusoidale a diverse frequenze. Nella prima figura è raffigurato l'andamento del gust nel tempo, nella seconda la deflessione al tip della pala e nell'ultima figura in basso il coefficiente di spinta, entrambe a seguito della raffica. Da [18].

Capitolo 2

Catena di misura

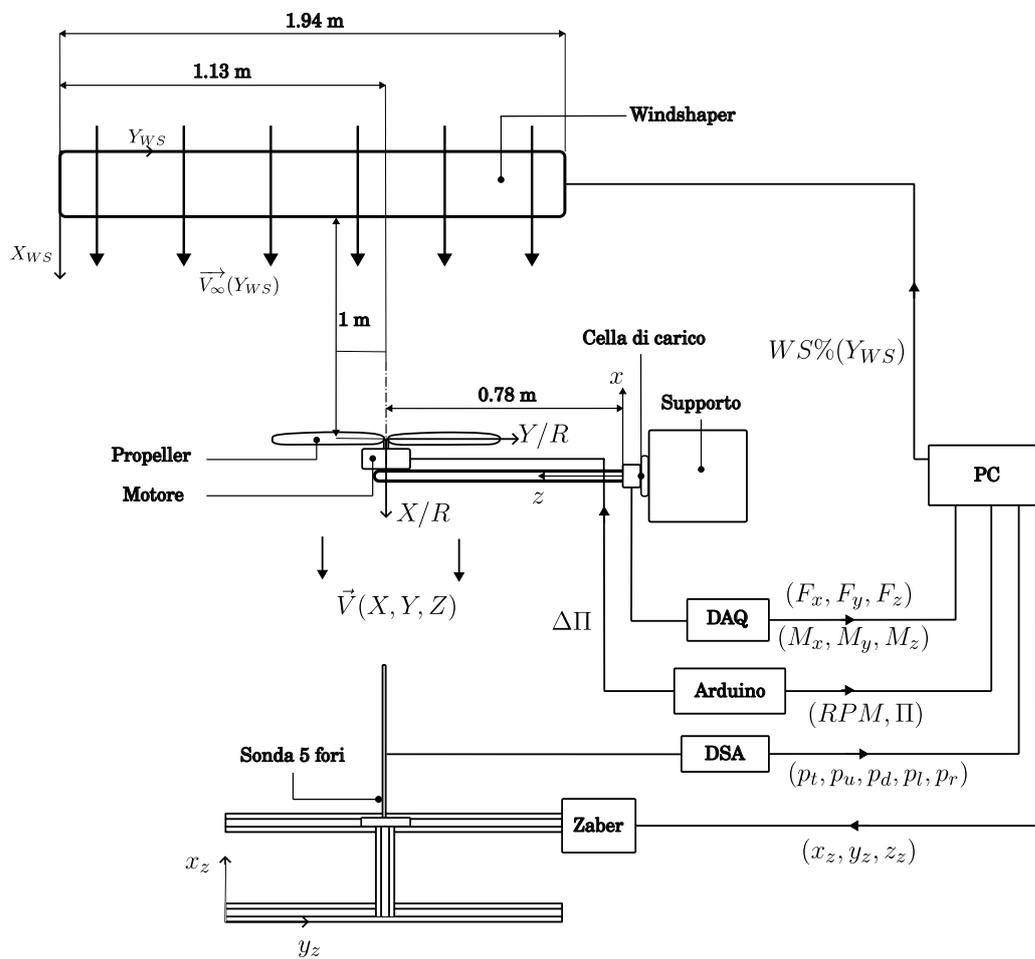


Figura 2.1: Intero setup sperimentale vista, dall'alto. Non in scala.

In questo capitolo viene descritto il fenomeno fisico che si vuole studiare e l'apparato di misura utilizzato per farlo. Lo scopo della campagna sperimentale è quello di ricavare dei dati sulla scia e sulle forze generate dal propeller quando il drone viene investito da una raffica di vento; in particolare uno *shear flow*, una raffica spazio variante. Questo vuol dire che il flusso che investe l'elica presenta un andamento non costante nello spazio. Si considerano solo raffiche lineari e vengono confrontate con una condizione di flusso uniforme.

2.1 Attrezzatura

Propeller Il propeller in esame è un componente *off the shelf* prodotto in serie, ad uso commerciale:

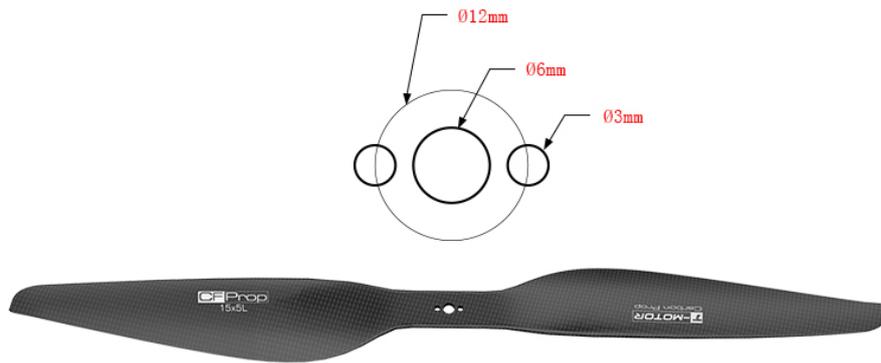


Figura 2.2: Propeller utilizzato. <https://store.tmotor.com/product/polish-carbon-fiber-15x5-prop.html>.

Diametro [m]	0.38
$\omega_{operativi}$ [RPM]	5200÷7000
Peso [g]	41
Limite spinta [kg]	6

L'elica è in materiale composito formato da fibre di carbonio, immerse in una matrice di resina epossidica. Si considera una condizione operativa limite di volo avanzato, dove l'asse del mozzo dell'elica è parallelo alla direzione di volo. Per simulare questa condizione, il propeller viene ancorato ad un'asta che a sua volta è collegata ad un sostegno che mantiene il tutto in posizione.

WindShaper Per generare il flusso a monte viene usato un WindShaper:

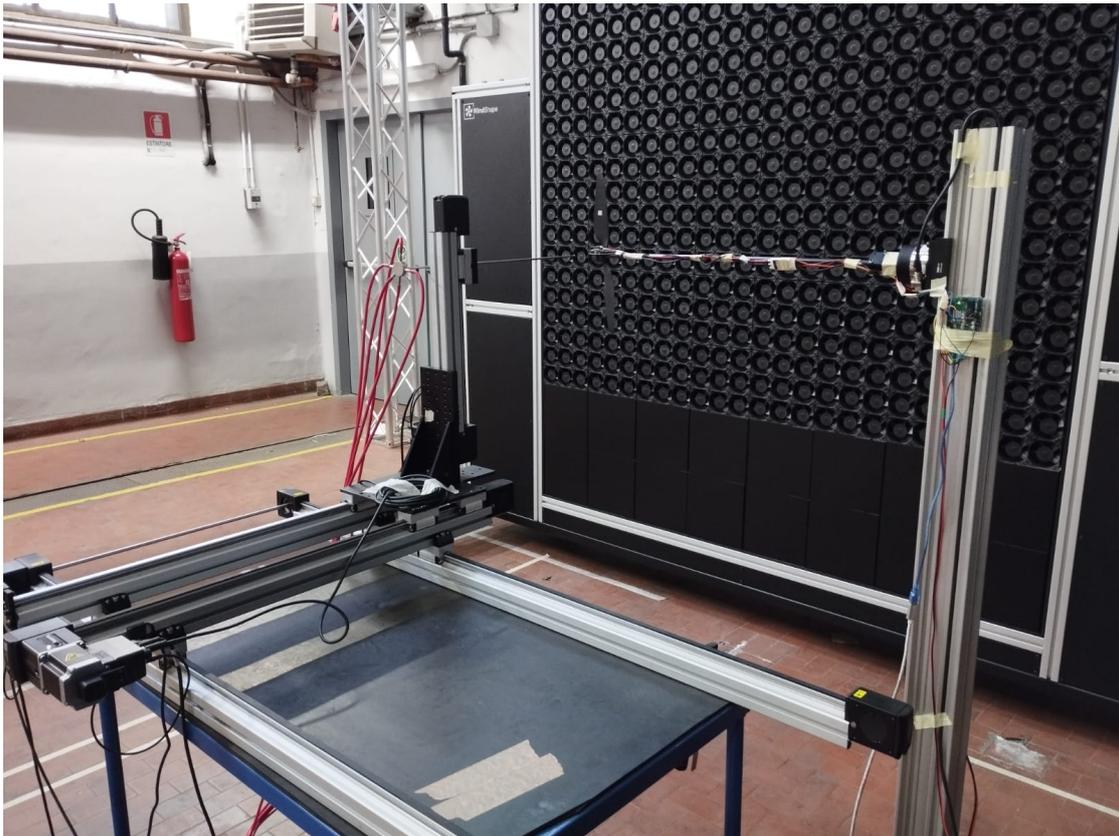


Figura 2.3: Windshaper

Si tratta di un macchinario dotato di una serie di moduli indipendenti, costituiti da 9 ventole regolabili in grado di generare, nel loro insieme, una vasta gamma di condizioni di flusso. Il windshaper viene comandato in percentuale di potenza, quindi, mediante l'interfaccia di controllo, si inserisce una legge di qualsiasi tipo che imponga un certo livello di potenza generato dalle ventole. Per prima cosa è necessario convertire i valori di potenza percentuale WS% in valori di velocità dal flusso U_∞ in modo da costruire una curva di calibrazione. Per costruire la curva si

misura la velocità con la sonda a 5 fori all'aumentare della potenza erogata dal windshaper e si interpolano i punti raccolti rivelando una dipendenza lineare:

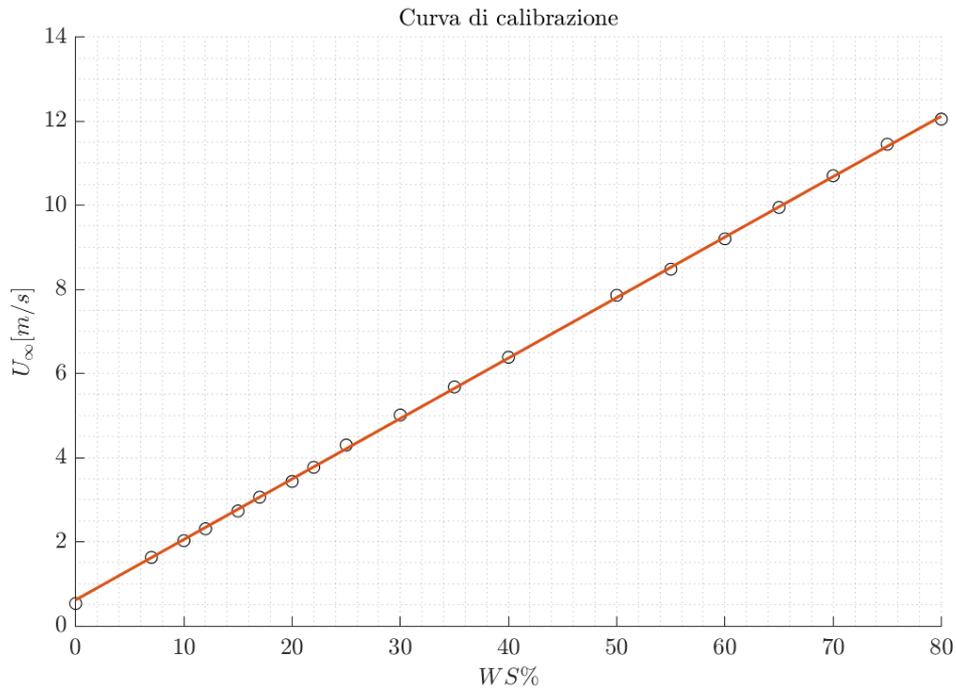


Figura 2.4: Curva di calibrazione del WS.

Interpolando con il metodo dei minimi quadrati si ottiene la seguente retta

$$U_{\infty} = f(WS\%) = 0.6181 + 0.1437 WS\% \quad (2.1)$$

Bisogna inoltre individuare la zona, di fronte al macchinario, in cui il flusso è privo di discontinuità e più uniforme possibile. Per farlo si posiziona la sonda 5 fori ad un metro di distanza dal Windshaper e si misura la velocità del flusso generato ad una potenza di 25% e 50%:

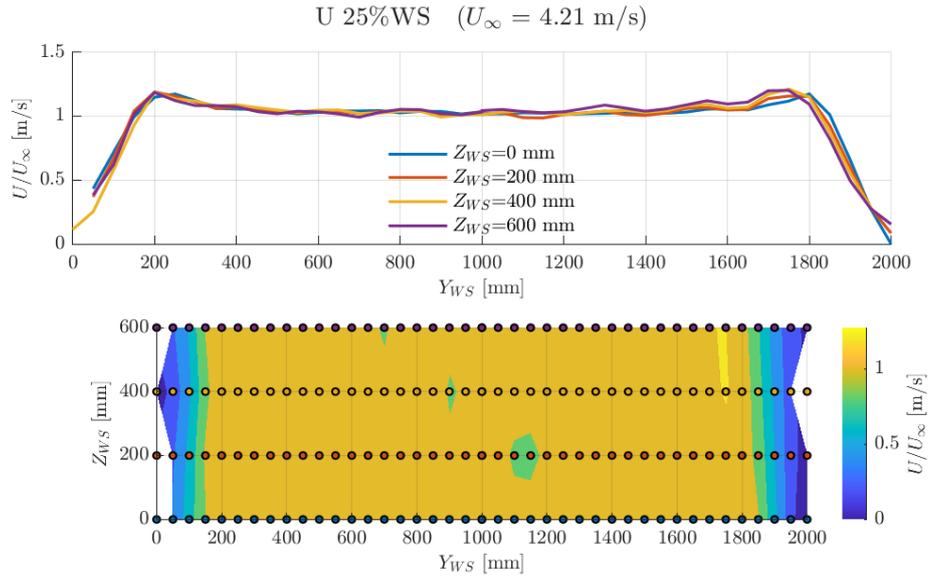


Figura 2.5: Velocità del flusso a $X_{WS} = 1m$ per $WS\% = 25$.

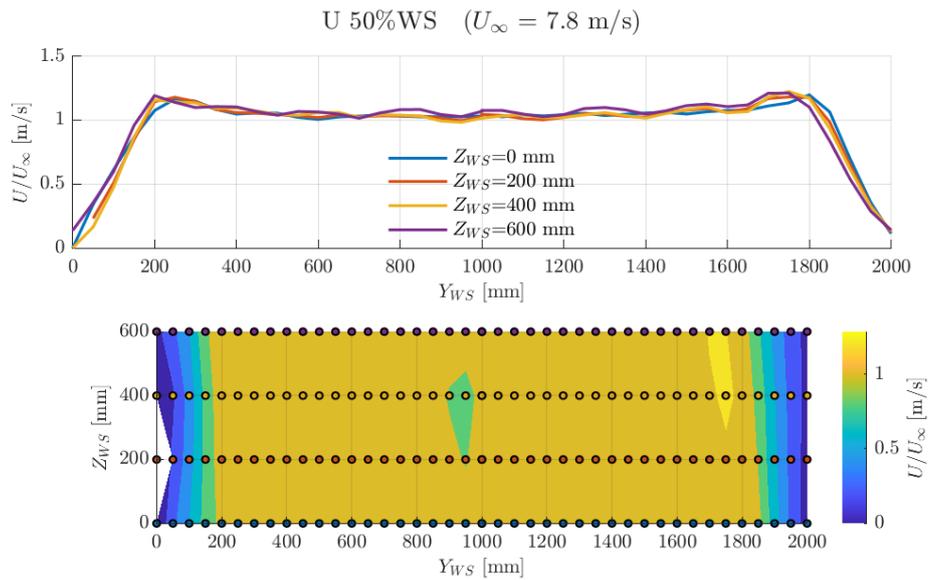


Figura 2.6: Velocità del flusso a $X_{WS} = 1m$ per $WS\% = 50$.

La griglia di punti è regolare e strutturata con punti spazati di 50 mm in orizzontale e 200 mm in verticale. Si nota che il flusso, nella zona centrale ($Y = 500 \div 1500 \text{ mm}$), non presenta grossi scostamenti dal valore desiderato U_∞ e quindi

si può supporre che qui il propeller sia investito da una corrente uniforme. Dopo aver accertato la validità dei dati misurati per il flusso uniforme, si valideranno anche i valori di velocità misurati per le condizioni di *shear flow*.

Sonda a 5 fori e DSA Per misurare la velocità del flusso a valle del rotore viene usata una comune sonda 5 fori:

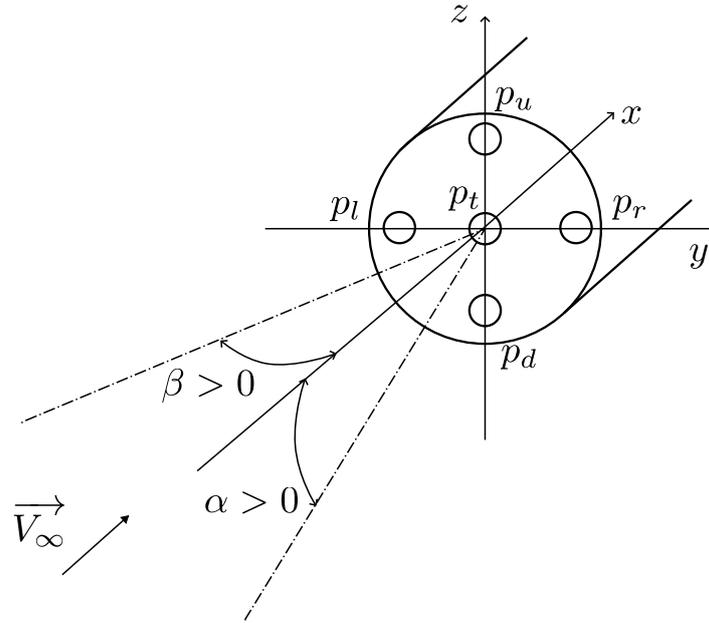


Figura 2.7: Sonda 5 fori.

Come si intuisce dal nome, la sonda presenta 5 prese di pressione sul tip. La presa centrale misura la pressione totale mentre le altre quattro sono disposte su piani perpendicolari, sono denominate *up*, *down*, *left*, *right* e misurano la direzione del flusso valutando il salto di pressione. La convenzione del segno utilizzata:

$$p_{up} > p_{down} \implies \alpha > 0 \quad (2.2)$$

$$p_{right} > p_{left} \implies \beta > 0 \quad (2.3)$$

Si calcola la pressione media:

$$p_m = \frac{p_{left} + p_{right} + p_{up} + p_{down}}{4} \quad (2.4)$$

e si ricava la pressione dinamica a partire dal valore di pressione totale misurato dalla presa centrale:

$$q = p_t - p_m \quad (2.5)$$

si ottiene quindi il modulo della velocità:

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \quad (2.6)$$

con ρ densità dell'aria in condizioni ambiente. Per ricavare i valori degli angoli del flusso bisogna calibrare la sonda. Per farlo si usa un sistema di due goniometri perpendicolari e si posiziona la sonda con una certa angolazione relativa al flusso. Si misurano quindi i salti di pressione *up-down* e *left-right* e gli si associano i valori di α e β letti sui goniometri. Si crea quindi un piccolo database che viene interpolato e utilizzato per confrontare i salti di pressione misurati nei test con quelli di calibrazione. Noti α e β si ricavano le componenti della velocità:

$$u = \frac{V}{\sqrt{1 + \tan^2 \alpha + \tan^2 \beta}} \quad (2.7)$$

$$v = u \tan \beta \quad (2.8)$$

$$w = u \tan \alpha \quad (2.9)$$

Per digitalizzare i valori di pressione misurati dalla sonda è necessario un sistema di acquisizione dati specifico. Il DAQ è in grado di rilevare la pressione dalle prese della sonda e digitalizzarla mediante 16 ingressi più un ingresso di riferimento che raccoglie la pressione atmosferica. Per la corretta raccolta dei dati è necessario stabilire un numero di campioni e un tempo di acquisizione sufficiente, affinché i valori ottenuti siano affidabili. Da misure di test effettuate si nota che i valori di pressione convergono dopo 800 campioni raccolti:

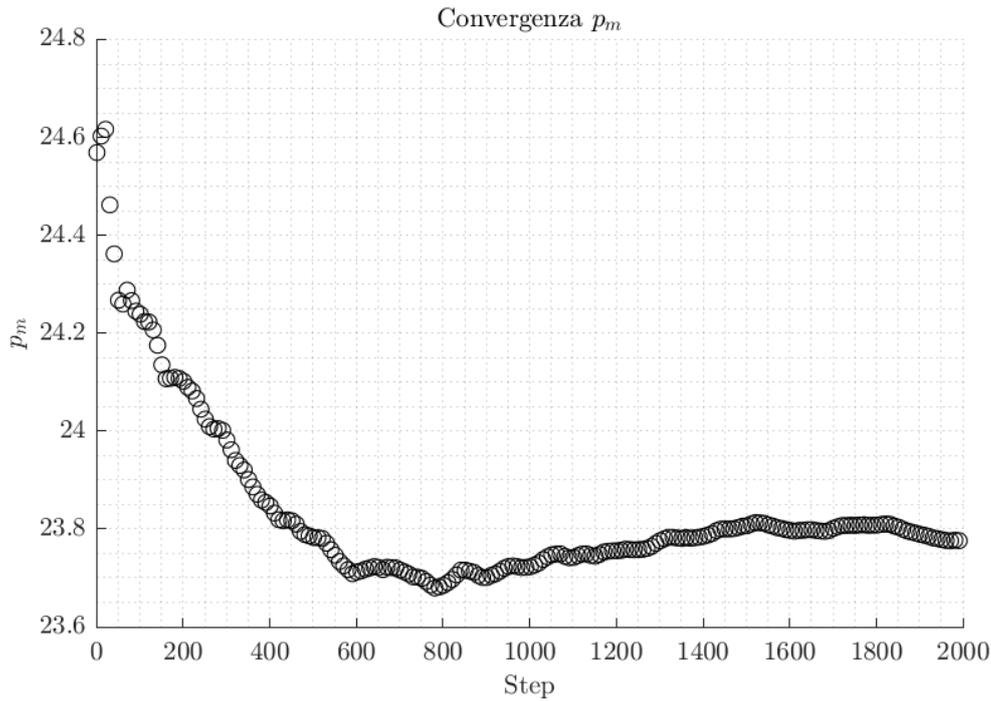


Figura 2.8: Valore di pressione media misurato durante una prova per stabilire il numero di sample da usare nella campagna sperimentale.

Il manuale di utilizzo del DSA fornisce ulteriori variabili che influenzano la frequenza di acquisizione [16]:

AVG	N_{AVG}	Numero sample acquisiti prima di produrre un valore mediato	16
PERIOD	T_{PERIOD}	Intervallo tra i channel sample [μs]	500

quindi:

$$f = \frac{1}{N_{AVG} \cdot 16 \cdot T_{PERIOD} \cdot 10^{-6}} = 7.8 \text{ Hz} \quad (2.10)$$

dove 16 è il numero di canali del DSA. Come si vede nella figura 2.8, il valore misurato dalla sonda a 5 fori converge dopo aver raccolto circa 1000 sample. Per non avere tempi di acquisizione troppo lunghi è stato scelto $N_{sample} = 800$:

$$t = f \cdot N_{sample} = 102.4 \text{ s} \quad (2.11)$$

La sonda dovrà misurare la velocità in più punti per caratterizzare la scia, per questo motivo è stata montata su 3 assi mobili. Il sistema consiste in 3 guide

lineari dotate di un piccolo motore elettrico sulle quali scorre il supporto per la sonda che sarà quindi in grado di muoversi precisamente nello spazio. Il comando di movimento è fornito mediante uno script MATLAB. Il sistema di movimento Zaber quindi si aziona per posizionare la sonda nel punto prescritto con coordinate (x_z, y_z, z_z) . La sonda rimane fissa per $t = 102.4 s$ in modo da poter raccogliere gli 800 campioni su tutti e 5 i canali di misura. I valori vengono mediati e poi corretti con un offset raccolto prima di ogni prova; in aria calma.

Legge di controllo Il propeller è azionato da un motore elettrico secondo il seguente schema:

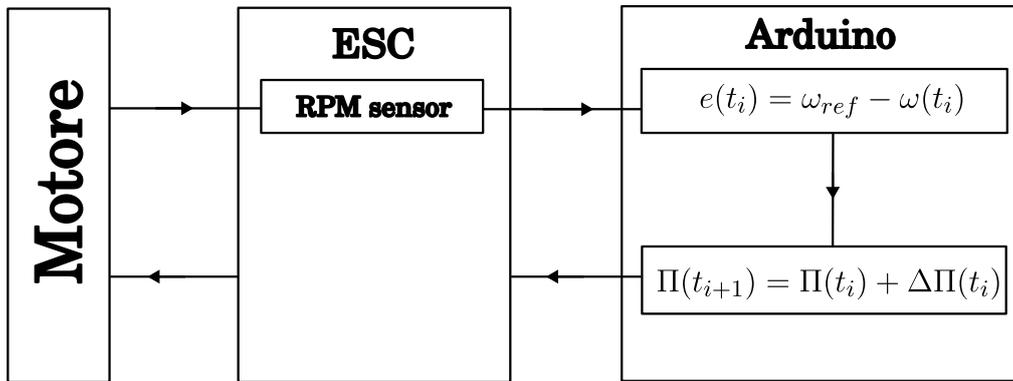


Figura 2.9: Schema a blocchi del motore.

Il motore è azionato con corrente trifase mediante un Electronic Sweep Controller, un dispositivo elettronico utilizzato per generare e controllare segnali variabili in frequenza, ampiezza o fase in modo continuo o a passi discreti. Il segnale viene generato da un ARDUINO UNO sul quale è stata implementata una legge di controllo PID, *Proporzionale-Integrale-Derivativo*. Il voltaggio fornito al motore è la variabile di controllo e può essere interpretata come il *throttle* del sistema. Con $\Delta\Pi(t)$ indichiamo la manetta da fornire per annullare l'errore $e(t)$:

$$\Delta\Pi(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2.12)$$

dove $e(t) = \omega_{ref} - \omega(t)$ e rappresenta la differenza tra la velocità desiderata, imposta in input, ω_{ref} e la velocità reale $\omega(t)$ rilevata da un RPM sensor integrato nel dispositivo ESC. Il primo termine è il controllo proporzionale, il secondo il controllo integrale e l'ultimo è il controllo derivativo. Il valore di $\Pi(t)$ varia da 0 a 100 e, dopo aver calcolato $\Delta\Pi$, si fornisce all'ESC il nuovo valore per raggiungere la velocità desiderata.

$$\Pi(t_{i+i}) = \Pi(t_i) + \Delta\Pi(t_i) \quad (2.13)$$

Fornita la correzione, l'RPM sensor rileva la nuova velocità e il ciclo si ripete ricalcolando l'errore. Manipolando il valore dei coefficienti K_p , K_i e K_d si può modificare il comportamento del modello di controllo in modo da ottenere la risposta desiderata. I coefficienti scelti sono:

$$K_p = 3 \cdot 10^{-3}; \quad K_i = 0; \quad K_d = 4.5 \cdot 10^{-4};$$

A seguito di alcuni test è stato riscontrato che il controllo è sufficientemente accurato nel range d'interesse ma diventa meno efficace man mano che la velocità aumenta:

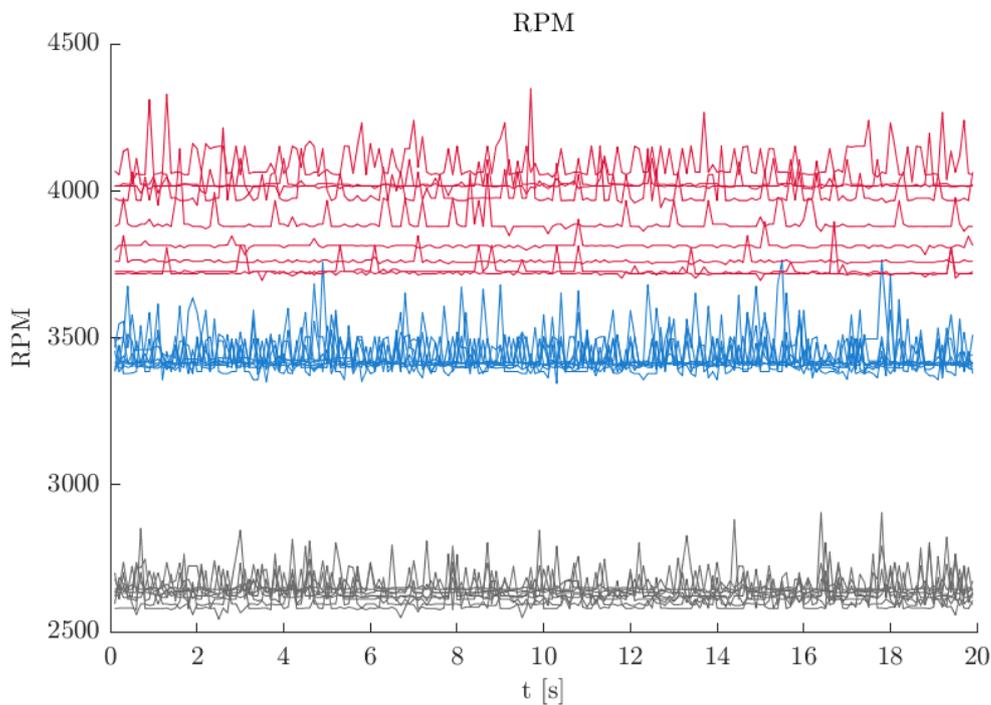


Figura 2.10: Andamento della velocità angolare misurata $\omega(t)$.

Nei casi di interesse $e_{AVG} \cong (100 \div 150)RPM$.

Cella di carico Per valutare la forza sviluppata dall'elica è stata utilizzata una cella di carico F/T sensor Gamma della ATI (https://www.ati-ia.com/products/ft/ft_models.aspx?id=gamma).

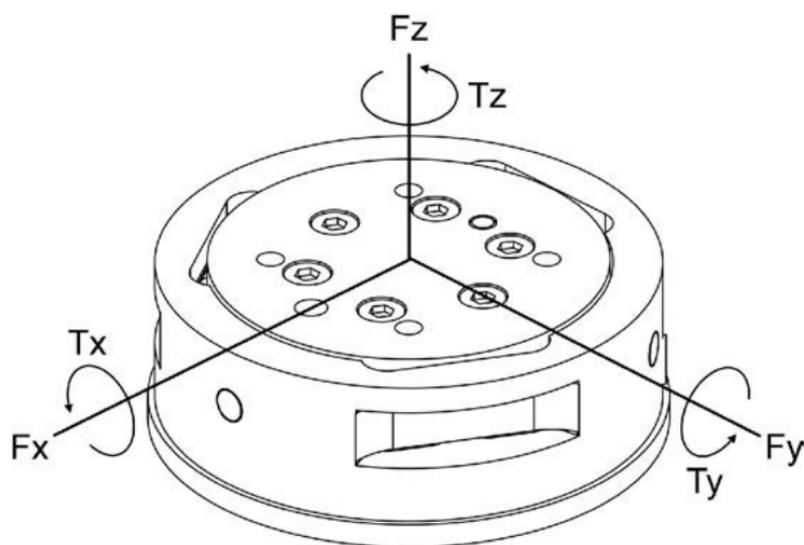


Figura 2.11: Componenti di forza e coppia misurate dalla cella di carico [3].

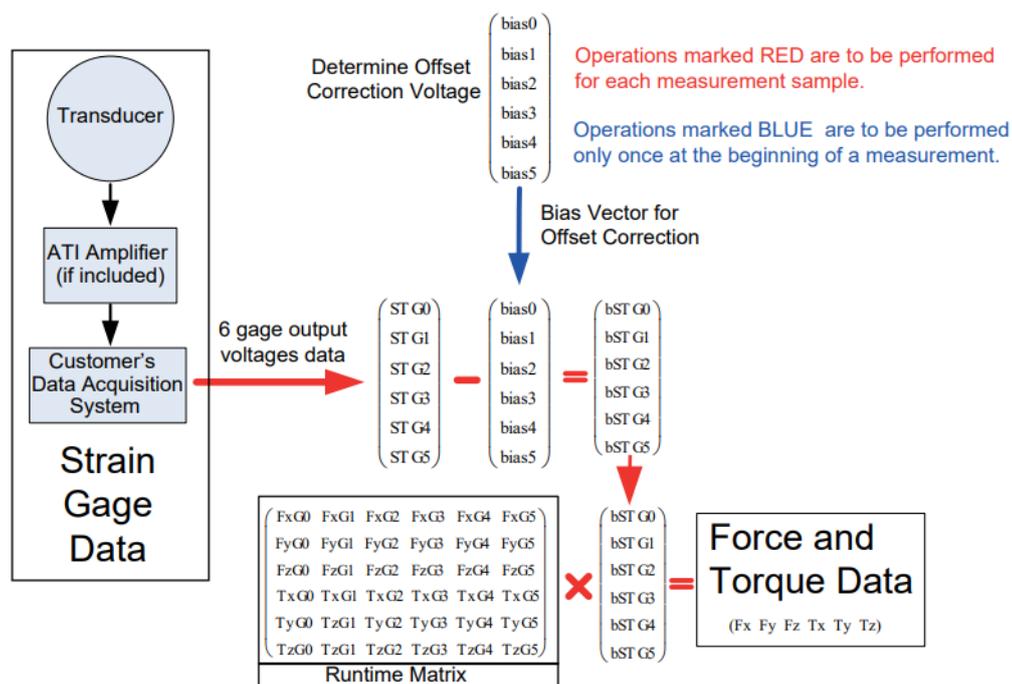


Figura 2.12: Algoritmo usato per il calcolo di forze e momenti [3].

La cella di carico è di tipo estensimetrico, ciò vuol dire che, all'interno del case, sono presenti una serie di estensimetri, dei particolari sensori che variano la loro

resistenza elettrica in base alle deformazioni a cui sono sottoposti. La configurazione a ponte di Wheatstone fa sì che, a seguito di una deformazione, varia la resistenza complessiva, che viene misurata rilevando lo sbilanciamento ai due capi del circuito. Lo sbilanciamento misurato viene poi corretto prima con dei valori di offset raccolti prima del test e poi corretto mediante una matrice di calibrazione. A seguito di questo processo si ricavano quindi le componenti di forza e momento misurate. Sono presenti 6 canali di misura: 3 per le forze e 3 per i momenti in (x, y, z) [3].

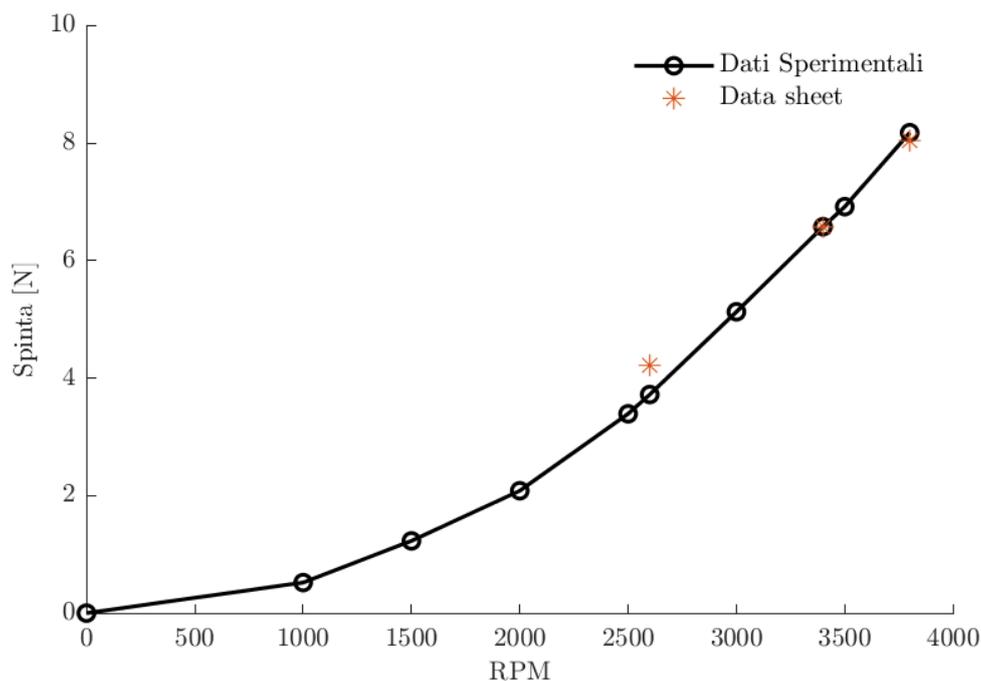


Figura 2.13: Confronto dei valori di spinta al variare della velocità di rotazione.

Per validare le misure fornite dalla cella di carico si sfruttano i valori di spinta forniti dalla scheda tecnica del propeller.

2.2 Condizioni operative e di raffica

Le misure di shear flow, sia in termini di scia che in termini di forza, sono confrontate con il caso di flusso uniforme. La condizione operativa migliore è stata determinata scegliendo il punto di rendimento massimo, a partire dalla curva $\eta - J$. Il rapporto di avanzamento J è stato calcolato mantenendo costante gli RPM e facendo variare la velocità del flusso a monte. Si nota che il punto di massimo rendimento è per $J = 0.3$. Oltre questo punto, la curva presenta un notevole crollo, sempre più forte

al ridursi del numero di giri del propeller. Questo accade perché il coefficiente di trazione decresce molto velocemente fino a diventare negativo per alti valori di rapporto di avanzamento.

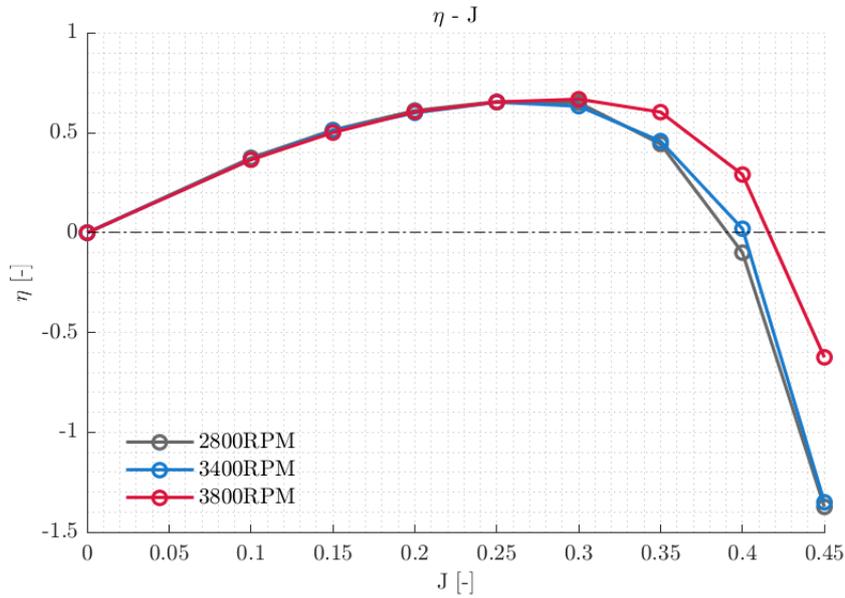


Figura 2.14: Rendimento in funzione del rapporto di avanzamento J .

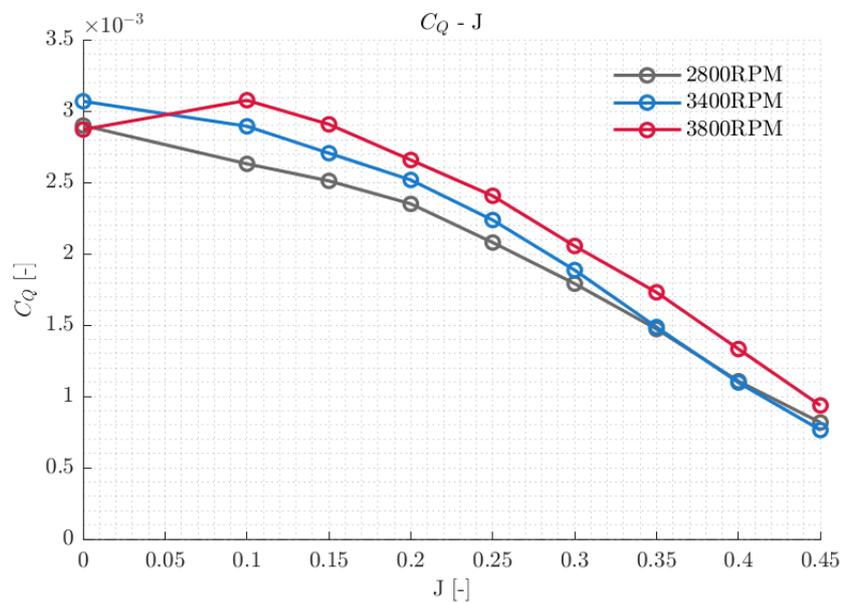


Figura 2.15: Coefficiente di coppia in funzione del rapporto di avanzamento J .

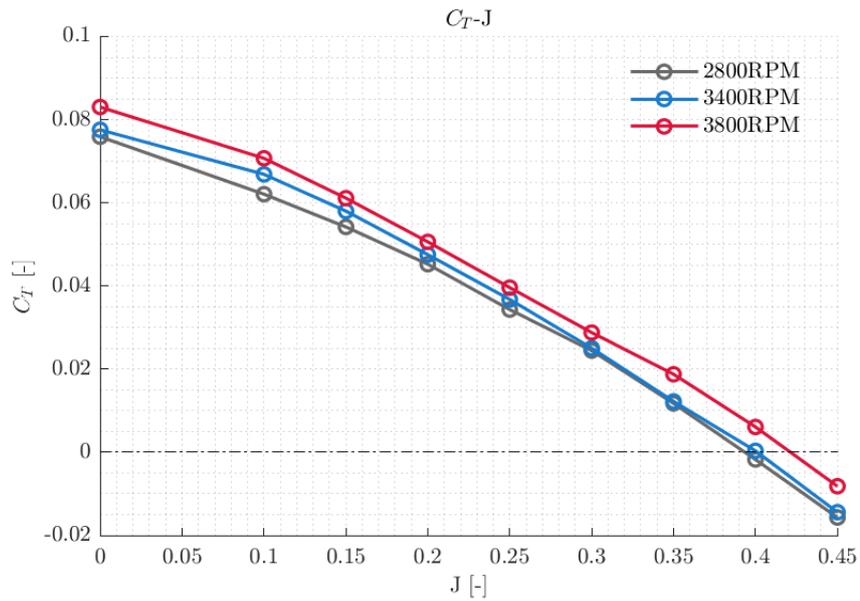


Figura 2.16: Coefficiente di trazione in funzione del rapporto di avanzamento J .

Durante una normale condizione operativa con $C_T > 0$, il flusso a monte si compone vettorialmente con la velocità di rotazione del propeller determinando un valore di angolo di attacco locale. Quando la velocità del flusso che investe la pala diventa in modulo troppo grande, l'angolo di attacco diventa negativo, determinando un'inversione della spinta. L'elica viene quindi trascinata dal flusso e non genera più trazione.

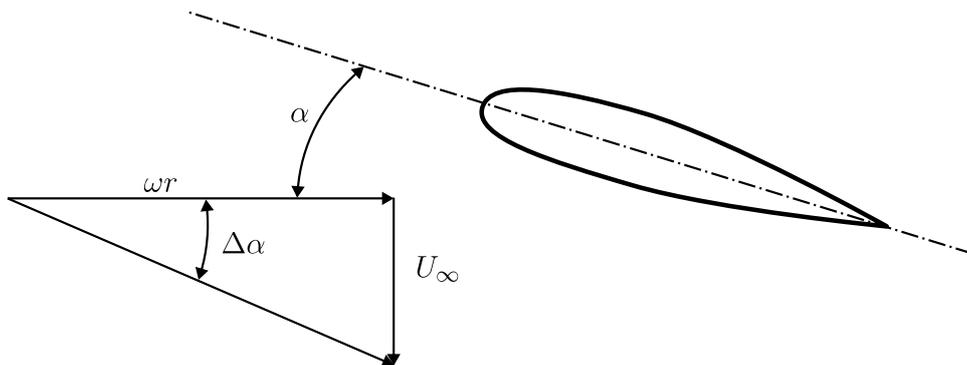


Figura 2.17: Effetto della raffica sull'angolo di attacco locale della pala. La presenza di U_∞ riduce l'angolo di attacco locale di $\Delta\alpha$.

Per le prove sperimentali si sceglie la condizione di rendimento massimo a 3400 RPM ($J = 0.3$), che corrisponde ad una velocità di flusso indisturbato di $U_\infty = 6.47 \text{ m/s}$ e a un'efficienza del propeller $\eta_{max} = 0.63$. Nel determinare le condizioni di raffica bisogna tenere a mente la confrontabilità dei risultati e per questo motivo è necessario che la velocità in corrispondenza del centro del propeller sia pari proprio alla velocità del flusso uniforme indisturbato. Vengono quindi studiati due casi di shear flow lineare denominati SR18 e SR27, più un caso limite nominato SRInf dove metà dell'elica è sottoposta ad un vento uniforme e l'altra metà in aria calma. Quest'ultimo caso non è confrontabile con gli altri in quanto la velocità del flusso che investe il propeller è molto diversa, ma rappresenta comunque un caso limite che evidenzia e conferma i risultati ottenuti con le altre condizioni di flusso. Le misure vengono eseguite a varie distanze dal disco del rotore x/R così da comprendere al meglio l'evoluzione della scia nello spazio a valle.

SR	x/R	J	U_{avg}	RPM	WS(y) [%]	$U(y)$ [m/s]	ΔU_{prop} [m/s]	
1	UNI	0.4	0.3	6.47	3400	40.5	6.47	0
		1	0.3	6.47	3400	40.5	6.47	0
		2	0.3	6.47	3400	40.5	6.47	0
2	18	0.4	0.3	6.47	3400	$20.16 + 18y$	$3.51 + 2.58y$	1
		1	0.3	6.47	3400	$20.16 + 18y$	$3.51 + 2.58y$	1
		2	0.3	6.47	3400	$20.16 + 18y$	$3.51 + 2.58y$	1
3	27	0.4	0.3	6.47	3400	$7.5 + 27y$	$1.69 + 3.88y$	1.5
		1	0.3	6.47	3400	$7.5 + 27y$	$1.69 + 3.88y$	1.5
		2	0.3	6.47	3400	$7.5 + 27y$	$1.69 + 3.88y$	1.5
4	$-\infty$	0.4	0.13	2.77	3400	15	2.77	2.77
		1	0.13	2.77	3400	15	2.77	2.77
		2	0.13	2.77	3400	15	2.77	2.77

Tabella 2.1: Matrice dei test di velocità.

Nella tabella è stato inserito il parametro $\Delta U_{prop,\infty} = |U_{tip1,\infty} - U_{tip2,\infty}|$ che indica la differenza di velocità della raffica che attraversa il propeller lungo il suo diametro. Le leggi WS% sono state misurate e confrontate con l'andamento lineare analitico:

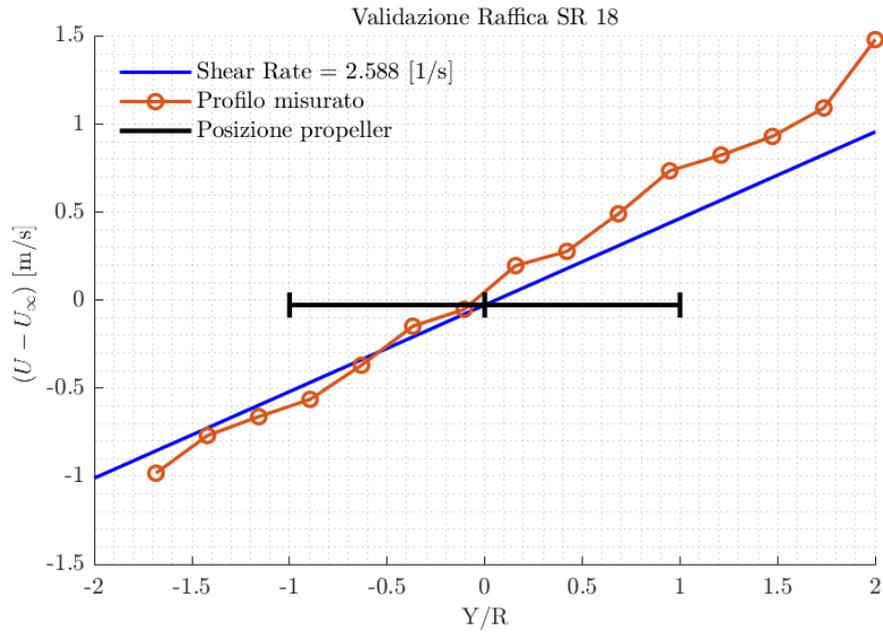


Figura 2.18: Validazione delle raffica SR18.

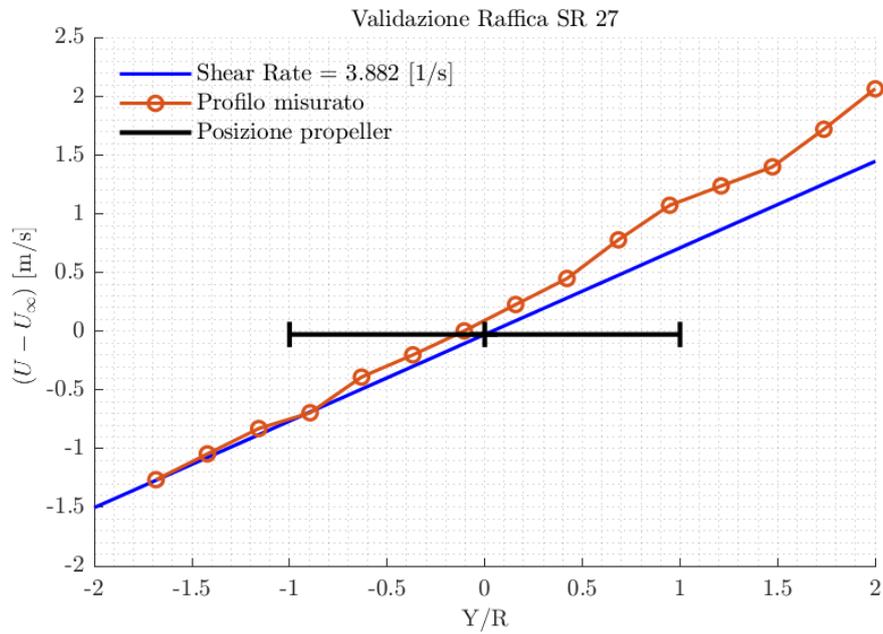


Figura 2.19: Validazione delle raffica SR27.

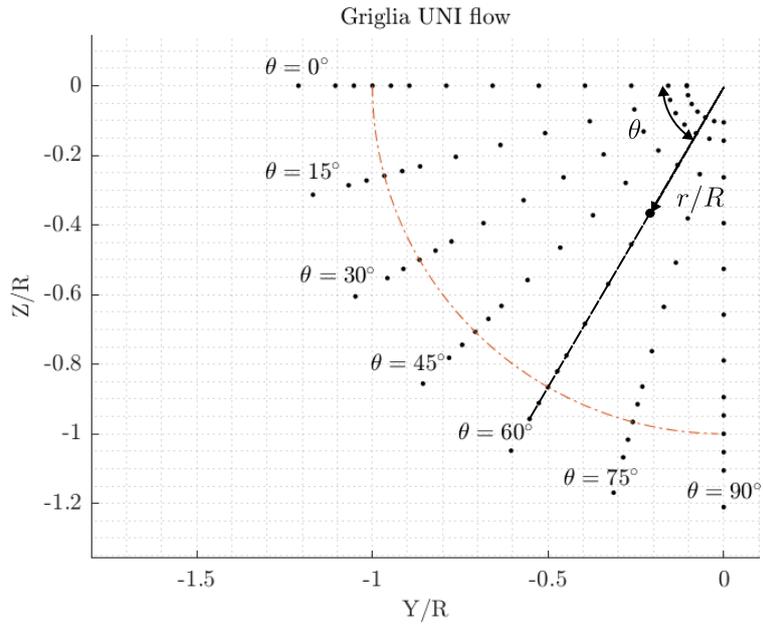


Figura 2.20: Griglia di punti per il caso uniforme.

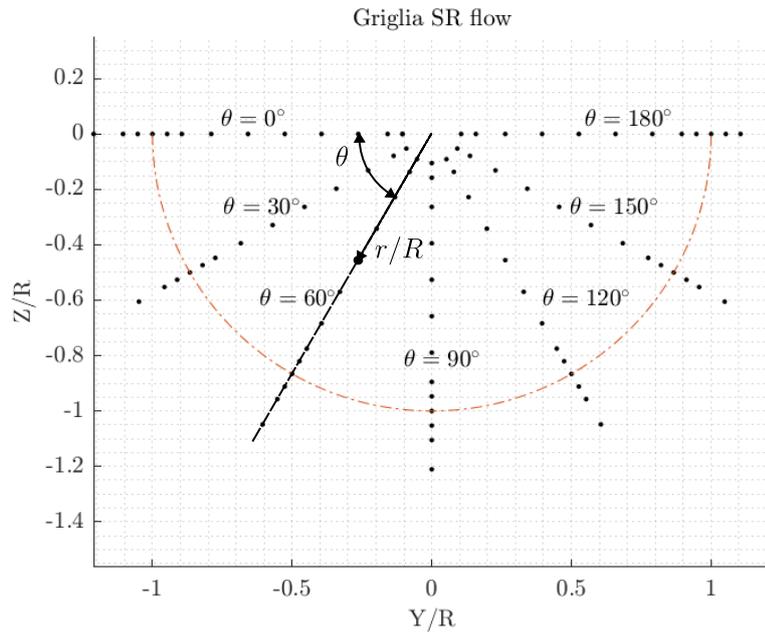


Figura 2.21: Griglia di punti per il caso di *shear flow*.

con $R = 0.19\text{ m}$ si indica il raggio del propeller e con la circonferenza rossa si

evidenza $r/R = 1$. I profili misurati risultano abbastanza aderenti all'andamento analitico e sono quindi considerati accettabili. Dividendo il piano del rotore in quattro quadranti dal punto di vista della sonda, si misura la velocità nei 2 quadranti inferiori per gli *shear flow* e nel quadrante inferiore sinistro per le misure di flusso uniforme secondo le griglie di punti nelle figure 2.21 e 2.20.

Infine, per valutare l'effetto dello *shear flow* sulle forze sviluppate dal propeller si fa variare J cambiando il valore di velocità al centro del motore U_{avg} :

	SR	J	U_{avg}	RPM	WS(Y) [%]	$U(Y)$ [m/s]	ΔU_{prop} [m/s]
Caso 1	18	0.1	2.15	3400	$-9.34 + 18y$	$-0.72 + 2.58y$	1
		0.15	3.23	3400	$-2.34 + 18y$	$-0.28 + 2.58y$	1
		0.2	4.31	3400	$5.46 + 18y$	$1.40 + 2.58y$	1
		0.25	5.39	3400	$12.86 + 18y$	$2.46 + 2.58y$	1
		0.3	6.47	3400	$20.16 + 18y$	$3.51 + 2.58y$	1
		0.35	7.55	3400	$27.66 + 18y$	$4.59 + 2.58y$	1
Caso 2	27	0.1	2.15	3400	$-19.5 + 27y$	$-2.18 + 3.88y$	1.5
		0.15	3.23	3400	$-12.5 + 27y$	$-1.17 + 3.88y$	1.5
		0.2	4.31	3400	$-4.71 + 27y$	$-0.05 + 3.88y$	1.5
		0.25	5.39	3400	$2.69 + 27y$	$1.01 + 3.88y$	1.5
		0.3	6.47	3400	$7.5 + 27y$	$2.05 + 3.88y$	1.5
		0.35	7.55	3400	$17.5 + 27y$	$3.13 + 3.88y$	1.5
Caso 3	$-\infty$	0.12	2.77	3400	15	2.77	2.77
		0.21	2.77	2000	15	2.77	2.77
		0.29	2.77	1500	15	2.77	2.77
		0.33	2.77	1300	15	2.77	2.77

Tabella 2.2: Matrice dei test di forza.

Le ventole rimangono spente quando la percentuale di potenza del WS è negativa. Tuttavia, nella zona di interesse, che si estende radialmente per 1.5 diametri (0.57 m) dal centro del motore, il propeller è comunque investito da una raffica non nulla. Le leggi di controllo del WS sono cambiate e sono state validate allo stesso modo delle leggi utilizzate per le prove di velocità. I risultati vengono presentati in una tabella per brevità, indicando con $\Delta U_{err,MAX} = U_{misurato} - U_{analitico}$, la differenza tra il valore di velocità misurato e quello atteso secondo la legge analitica. Le leggi di raffica per $J = 0.1$ e $J = 0.15$ non sono state verificate.

	WS(Y) [%]	U(Y) [m/s]	U_{avg} [m/s]	$\Delta U_{err,MAX}$ [m/s]
SR18	$5.46 + 18y$	$1.40 + 2.58y$	4.31	0.24
	$12.86 + 18y$	$2.46 + 2.58y$	5.39	0.21
	$27.66 + 18y$	$4.59 + 2.58y$	7.55	0.28
SR27	$-4.71 + 27y$	$-0.05 + 3.88y$	4.31	0.33
	$2.69 + 27y$	$1.01 + 3.88y$	5.39	0.09
	$17.5 + 27y$	$3.13 + 3.88y$	7.55	0.29

Tabella 2.3: Validazione leggi di *shear flow* per le prove di forza.

Capitolo 3

Risultati

Il flusso a valle del rotore segue, per effetto viscoso, il senso di rotazione della pala; infatti, dal punto di vista della sonda, il propeller ruota in senso orario e il suo effetto sul flusso viene misurato correttamente, come si evince dalla figura 3.1.

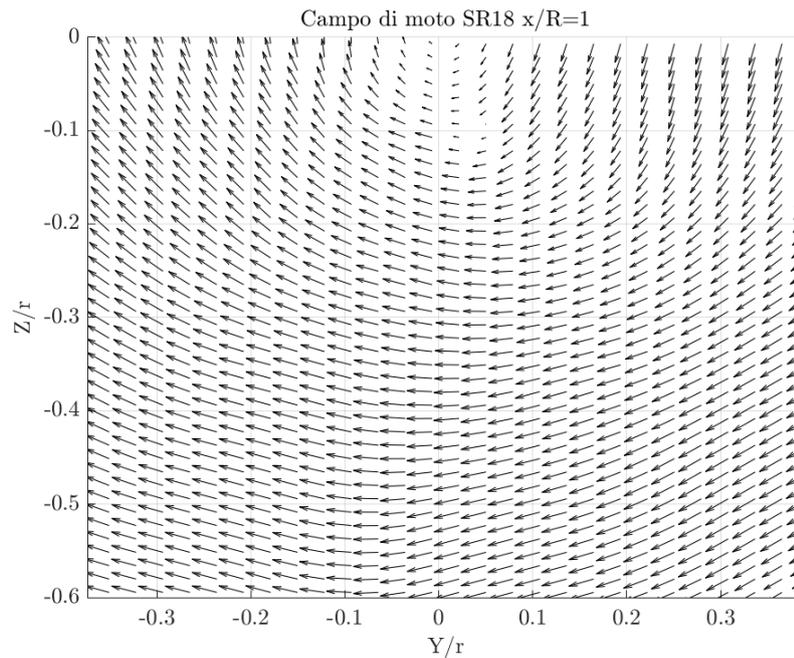


Figura 3.1: Campo vettoriale della velocità della scia nel piano $x/R = 1$.

La griglia di punti viene convertita in un sistema di coordinate polari, con il centro del motore come origine. In questo sistema, si considerano 7 direzioni radiali, ciascuna caratterizzata da un angolo θ misurato rispetto all'asse negativo

Y/R . Inoltre, la griglia include 13 circonferenze concentriche, ognuna delle quali rappresenta un insieme di punti equidistanti dall'origine 2.21.

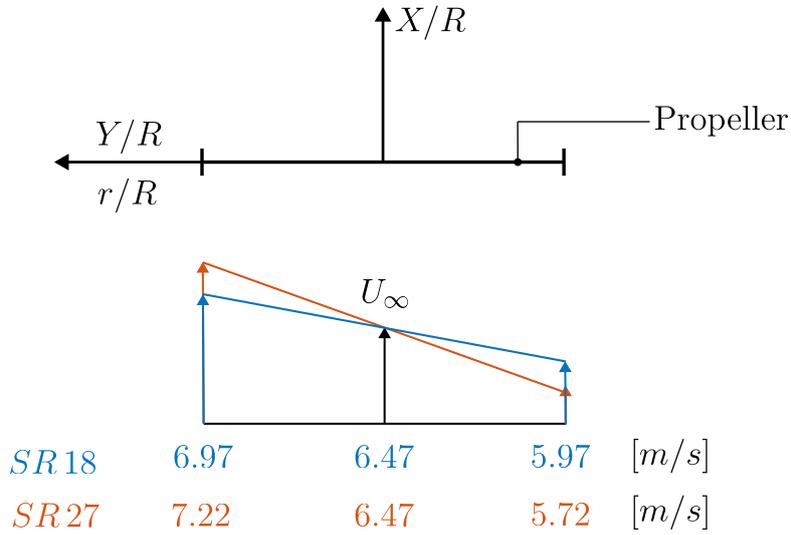


Figura 3.2: Shear flow che investono il propeller.

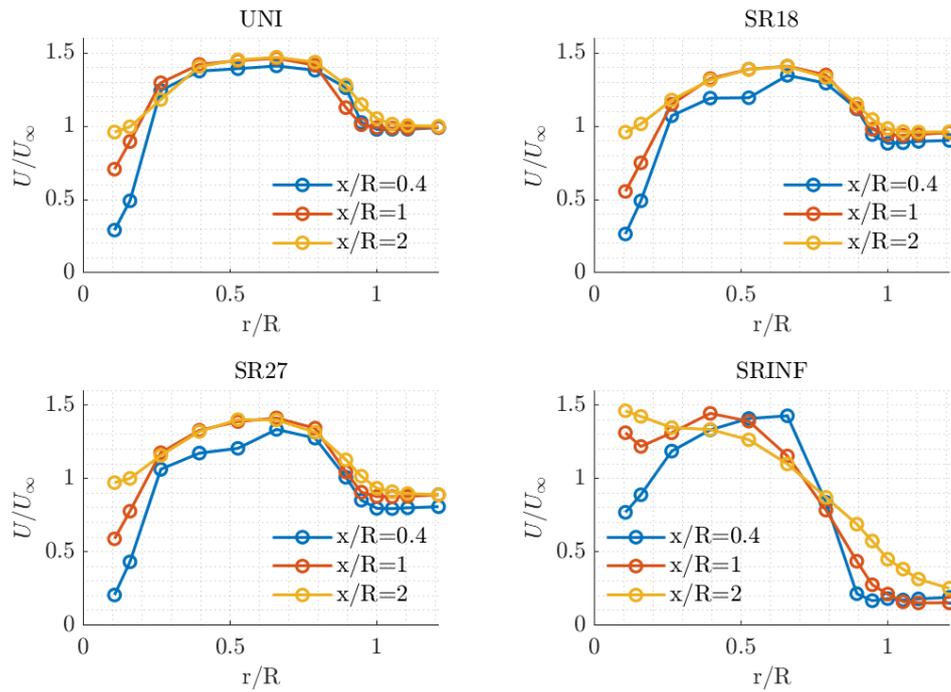


Figura 3.3: Profilo di velocità mediato ($U_\infty = 6.47 \text{ m/s}$).

Il piano misurato $Y/R - Z/R$ è perpendicolare alla figura 3.2. Nel quadrante r/R positivo lo SR27 ha una velocità maggiore rispetto allo SR18 mentre nel quadrante r/R negativo accade l'opposto. Un andamento globale del profilo di velocità può essere ricavato considerando la velocità media rispetto alla distanza radiale dall'origine. Ogni punto nella figura 3.3 è la media aritmetica dei punti a una determinata distanza radiale dal motore; quindi, appartenenti alla stessa circonferenza. Per r/R piccoli, si nota come la presenza del motore influisca sulla velocità del flusso, rallentandolo. In tutti i casi la velocità cresce aumentando la distanza dal rotore x/R fino ad arrivare al valore unitario. Oltre all'interferenza del motore, è importante sottolineare che la radice del propeller sviluppa una portanza minore rispetto al resto della pala a causa della velocità tangenziale ωr più bassa e quindi il flusso a valle risulta meno accelerato. Si può affermare che la porzione di pala che contribuisce allo sviluppo della trazione sia per $r/R > 0.3$ e non cambia con le condizioni di flusso in ingresso; che sia uniforme o lineare come uno *shear flow*. Questo in quanto la velocità adimensionale U/U_∞ supera il valore unitario solamente per $r/R > 0.3$.

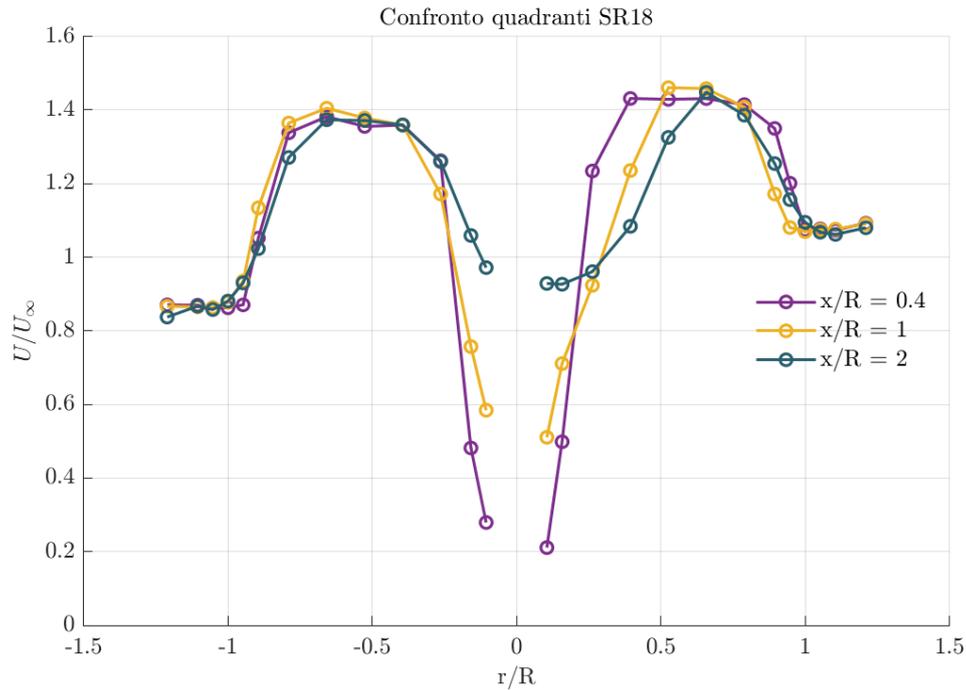


Figura 3.4: Profilo di velocità per il caso SR18.

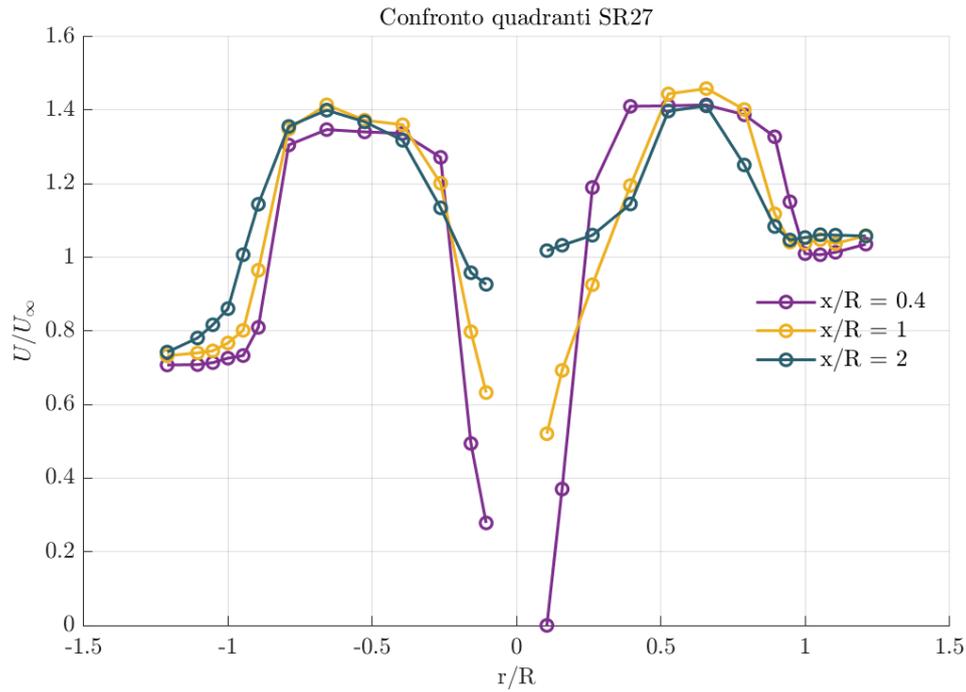


Figura 3.5: Profilo di velocità per il caso SR27.

Come evidenziato nelle figure 3.4 e 3.5, all'aumentare della distanza x/R i profili di velocità si espandono e tendono a uniformarsi con la velocità del flusso indisturbato, diffondendo verso valle. Tuttavia, i profili raggiungono valori di velocità differenti nei due quadranti, rendendo la scia asimmetrica in ragione dall'andamento della raffica a monte. Di conseguenza, la pala è soggetta a sollecitazioni in flappeggio con un carico variabile lungo l'angolo di rotazione. Questo flappeggio variabile genera un aumento dello stress alla radice della pala, compromettendo la durata a fatica del propeller.

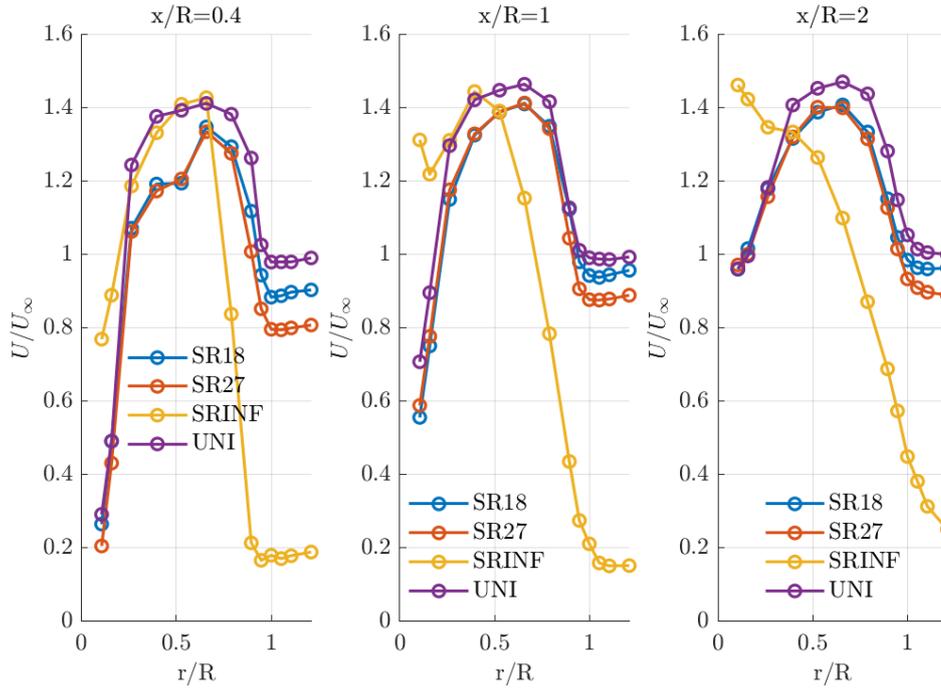


Figura 3.6: Profilo di velocità mediato rispetto a x/R .

Nella figura 3.6 vengono presentati gli stessi dati della figura 3.3 ma si vuole evidenziare la differenza tra i vari casi, per ogni piano misurato. Nel caso di flusso uniforme, il profilo medio di velocità tende sempre a $U/U_\infty = 1$ all'aumentare della distanza dal motore. In entrambe i casi di *shear flow*, la velocità, per raggi superiori a quello del propeller tende a valori minori di 1. Allontanandosi dal piano del disco, i valori di U/U_∞ a cui tendono i casi di *shear flow* aumentano e diventano prossimi all'unità. In particolare, per ogni piano considerato, il caso di SR18 tende a valori superiori di velocità rispetto al caso di SR27. Aumentando il valore di SR, che ricordiamo rappresenta la pendenza del profilo lineare di velocità generato in ingresso, aumenta il ΔU_{prop} (2.1) che investe il rotore.

A pari r/R , nel caso di SR27 si ha una maggiore escursione di velocità rispetto al caso di SR18, tuttavia l'operazione di media dovrebbe riportare lo stesso valore per entrambe i casi; in quanto i profili di velocità sono simmetrici rispetto al centro del propeller come si vede nelle figure 2.18 e 2.19. Il motivo di questa differenza apparentemente controintuitiva, potrebbe essere attribuibile al rapporto avanzamento a cui viene sottoposto il propeller. Essendo la condizione in ingresso spazio variante, anche il rapporto di avanzamento presenterà una dipendenza dalle

coordinate spaziali. In particolare:

$$U_{SR18}(Y) = 3.51 + 2.58Y \implies J_{SR18}(Y) = \frac{U_{SR18}(Y)}{nD} \implies \eta_{SR18}(J) = f(Y)$$

$$U_{SR27}(Y) = 1.69 + 3.88Y \implies J_{SR27}(Y) = \frac{U_{SR27}(Y)}{nD} \implies \eta_{SR27}(J) = f(Y)$$

Per apprezzare al meglio questo fenomeno bisogna visualizzare i valori di velocità non mediati. Per questo motivo si considerano le direzioni radiali a $\theta = 30^\circ$, appartenente al quadrante r/R negativo, e $\theta = 150^\circ$, simmetrica rispetto all'asse verticale e appartenente al quadrante r/R positivo.

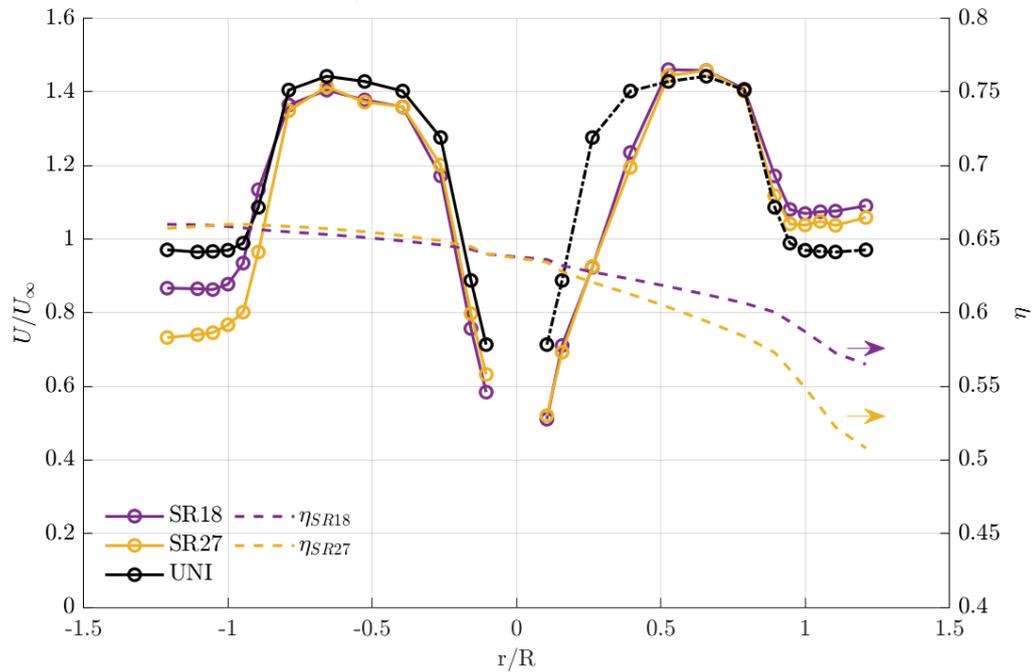


Figura 3.7: Profilo di velocità (asse sinistro) per $x/R = 1$ con andamento del rendimento dell'elica (asse destro).

Il profilo di velocità del caso uniforme è stato misurato solamente nel quadrante r/R negativo. Si suppone sia ragionevole aspettarsi gli stessi risultati nel quadrante positivo, quindi si riportano gli stessi valori per scopi di confronto. Il diverso rapporto di avanzamento determina un diverso rendimento dell'elica, il quale è stato ricavato interpolando i dati sperimentali della curva $\eta - J$ nella figura 2.14. Il rapporto di avanzamento massimo si ha al tip, nel quadrante r/R positivo ed è maggiore nel caso di SR27 data la maggiore velocità del profilo in ingresso. Al

centro del motore si ha $J = 0.3$, il quale corrisponde al valore di rendimento massimo. Aumentando J il rendimento diminuisce molto velocemente mentre, riducendo J il rendimento si mantiene quasi costante. La riduzione di η , fa sì che il propeller sviluppi meno trazione rispetto al caso di $J = 0.3$ accelerando meno il flusso a valle. La deviazione standard della scia può fornire utili informazioni sul comportamento aerodinamico e acustico ed è definita come:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N |U_i - \mu|^2}$$

dove μ è la media aritmetica dei campioni considerati e U_i è il valore di velocità adimensionale ($U_\infty = 6.47 \text{ m/s}$). Vengono considerati tutti i punti alla stessa distanza radiale dal motore e si calcola σ ottenendo quindi una curva al variare di r/R :

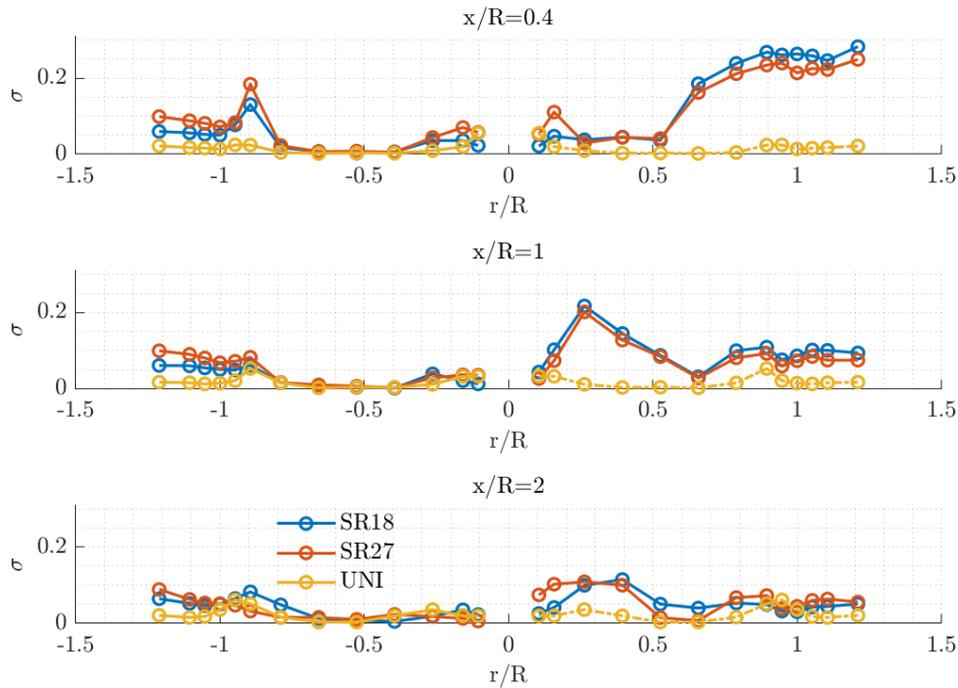


Figura 3.8: Deviazione standard della velocità per i tre piani della scia misurati.

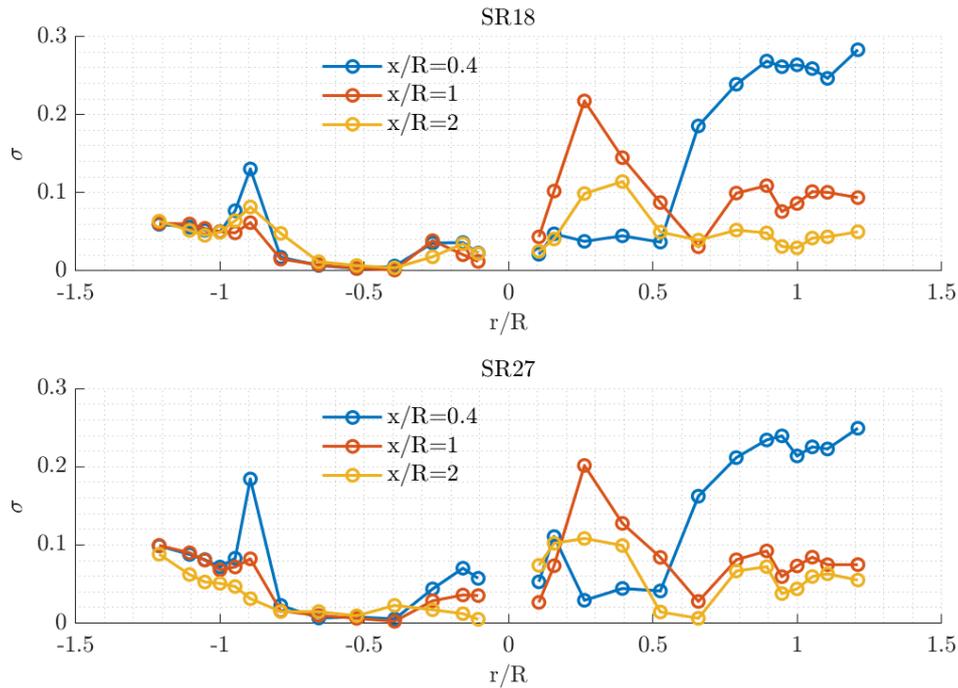


Figura 3.9: Deviazione standard della velocità nel caso di SR18 e SR27.

La deviazione aumenta all'aumentare dello *shear rate* SR. Nel caso di flusso uniforme σ rimane pressoché costante col raggio ma nel caso di *shear flow* aumenta allontanandosi dal centro. Si nota un forte picco per $r/R \cong -1$. In questa zona si ha un forte mescolamento dato dall'entrainment della scia con l'aria indisturbata in cui diffonde. La forte differenza di quantità di moto fa sì che, nel tempo, la velocità del flusso nella scia cambi rapidamente. Nonostante sia un fenomeno dipendente dal tempo, il suo effetto viene riscontrato comunque nel valore di σ . Lo stesso si verifica nel quadrante r/R positivo, dove i valori di σ crescono notevolmente, in ragione della maggiore velocità del flusso fuori dalla scia. 21Un aumento della deviazione standard della velocità nella scia indica:

- una scia meno uniforme, il che porta ad una riduzione della spinta a causa delle perdite di energia causate dai movimenti disordinati del fluido e dalla formazione di fenomeni vorticosi;
- un carico sulle pale variabile, in quanto σ è direttamente correlato con le variazioni di pressione che agiscono sul propeller;
- maggiore rumorosità del propeller;

L'evoluzione della scia a valle può essere studiata considerando lo spessore del profilo di velocità. Si considerano i quadranti separati (2.21):

$$\begin{array}{llll}
 QUADI & r/R < 0 & \theta = 0 \div \pi/2 & \delta_{0,\pi/2} = \frac{1}{U_\infty} \int_0^R \bar{U}_{0,\pi/2} dr \\
 QUADII & r/R > 0 & \theta = \pi/2 \div \pi & \delta_{\pi/2,\pi} = \frac{1}{U_\infty} \int_0^R \bar{U}_{\pi/2,\pi} dr
 \end{array}$$

dove la velocità media \bar{U} è calcolata considerando tutti i punti alla stessa distanza radiale dal motore ma compresi nel relativo intervallo di θ .

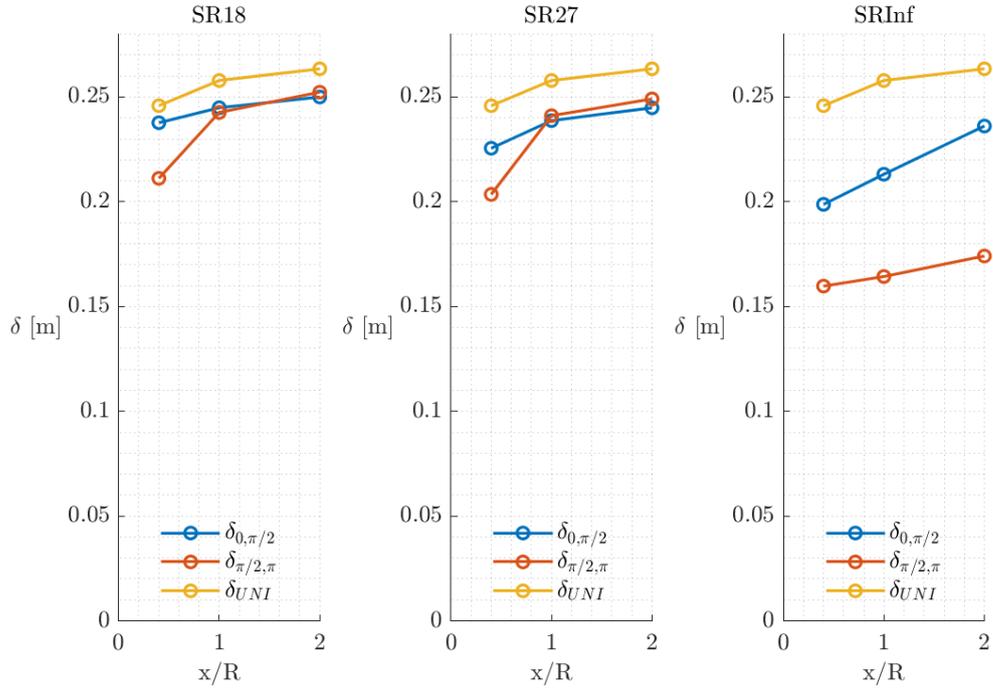


Figura 3.10: Valori di δ nei casi di *shear flow* considerati.

Si può supporre che lo spessore totale della scia sia circa pari alla somma dello spessore dei due quadranti:

$$\delta_{TOT} \cong \delta_{0,\pi/2} + \delta_{\pi/2,\pi}$$

e per il caso di flusso uniforme:

$$\delta_{TOT} \cong 2\delta_{0,\pi/2}$$

Come si nota dalla figura 3.10, lo spessore della scia aumenta allontanandosi dal propeller suggerendo che la scia sta perdendo energia mentre diffonde nell'aria calma a valle. Nel caso di *shear flow* la scia risulta più stretta rispetto al caso di flusso uniforme e in particolare:

$$\delta_{0,\pi/2} > \delta_{\pi/2,\pi}$$

quindi il quadrante r/R negativo, che vede un vento minore, presenta uno spessore maggiore indicando che la scia non evolve in modo rettilineo ma curvando verso il quadrante r/R positivo. Si nota chiaramente anche nella figura 3.7. Questo accade a causa del fenomeno dell'*entrainment*: la maggiore velocità del flusso indisturbato, rispetto al caso di flusso uniforme, trascina la scia che sta diffondendo verso valle mediante effetto viscoso.

Analizzando i dati rilevati dalla cella di carico durante le prove elencate nella tabella 2.2 si ricavano gli andamenti delle forze e momenti nei casi di flusso non uniforme, al variare del rapporto di avanzamento J . Le forze sono considerate nel riferimento della cella di carico (x, y, z) (figura 2.1, l'asse y è diretto verso il basso, nella direzione della forza peso).

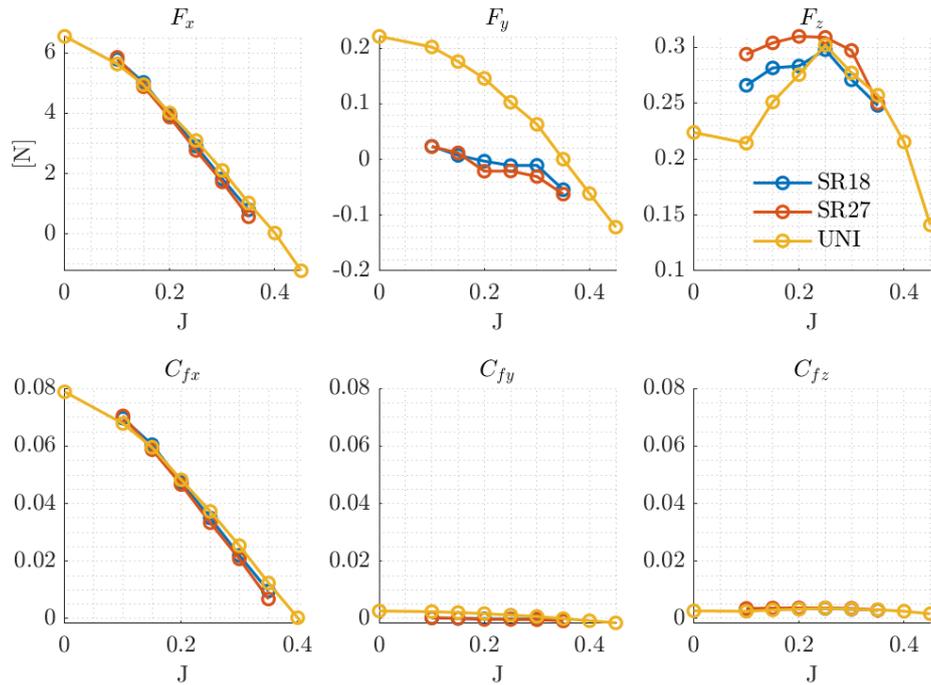


Figura 3.11: Andamento delle forze al variare di J .

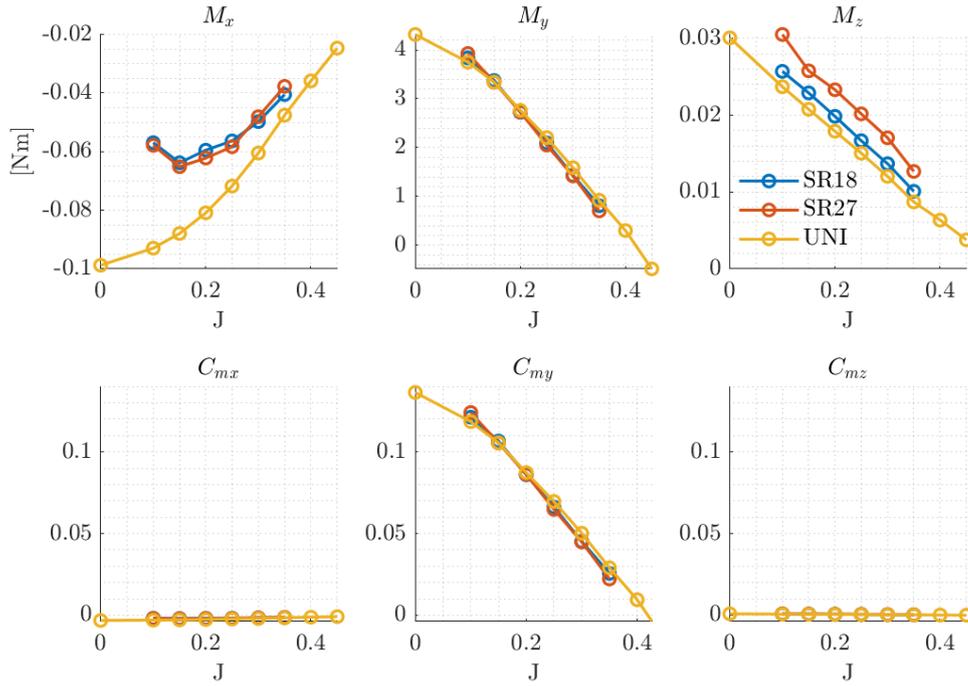


Figura 3.12: Andamento dei momenti al variare di J .

Nelle figure 3.11 e 3.12 vengono confrontati i valori dimensionali per le tre componenti lungo (x, y, z) e i valori dei coefficienti adimensionali calcolati come:

$$C_{fi} = \frac{F_i}{\rho N^2 D^4}; \quad C_{mi} = \frac{M_i}{\rho N^2 D^5};$$

dove F_i e M_i sono le forze e i momenti misurati dalla cella di carico durante le prove, e i indica l' i -esima componente lungo i tre assi. Dal confronto dei coefficienti adimensionali si nota come la componente principale sia F_x , che rappresenta la trazione sviluppata dal propeller. La spinta del propeller genera un momento attorno all'asse y della cella e di conseguenza si ha che il valore di M_y misurato sia di un ordine di grandezza maggiore rispetto alle componenti lungo x e z . F_x e M_y presentano lo stesso andamento decrescente all'aumentare di J in quanto:

$$M_y \cong F_x \cdot l$$

dove $l = 0.78m$ indica il braccio della trazione rispetto alla cella di carico. Per ricavare le prestazioni del propeller si sfruttano le equazioni 1.8 e 1.9 dove la spinta è $T = F_x$ e la coppia di reazione è $Q = -M_x$.

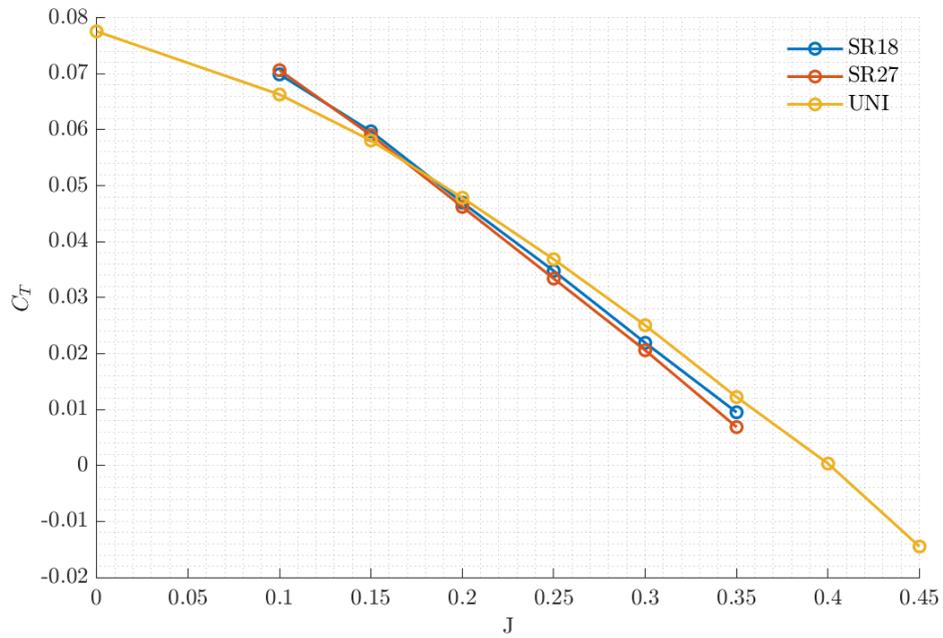


Figura 3.13: C_T in condizioni di shear rate, rispetto al rapporto J .

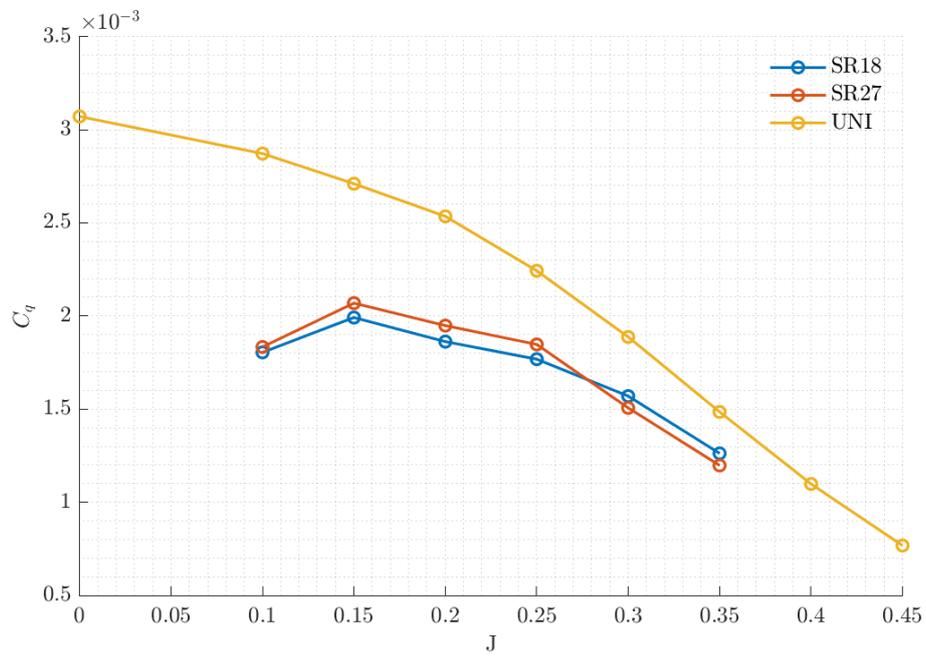


Figura 3.14: C_Q in condizioni di shear rate, rispetto al rapporto J .

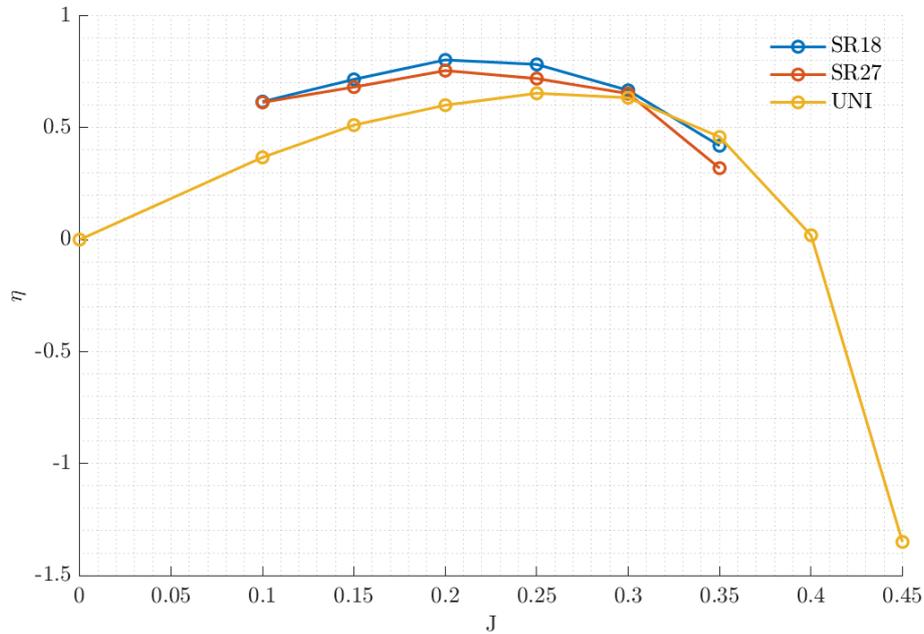


Figura 3.15: Rendimento in condizioni di shear rate, rispetto al rapporto J .

La figura 3.13 evidenzia che la spinta erogata dall'elica non varia in modo significativo rispetto al caso di flusso uniforme e diminuisce più rapidamente con J all'aumentare dello *shear rate*. La figura 3.14 mostra una notevole riduzione del coefficiente C_Q . La coppia di reazione più bassa nel caso di flusso non uniforme si ripercuote sulla curva del rendimento del propeller, la quale presenta dei valori maggiori e una condizione di ottimo diversa, corrispondente a $J \cong 0.2$. L'elica, nel caso di *shear rate*, presenta una riduzione delle prestazioni più significativa dopo la condizione di ottimo, rispetto al caso uniforme. Considerando quindi un drone in volo avanzato, si può affermare che, un profilo di raffica non uniforme influisce notevolmente sul rendimento del sistema propulsivo. Per piccoli valori di J ($J < 0.3$), ad esempio in fase di decollo o manovre a bassa velocità, la presenza del profilo non uniforme aumenta il rendimento dell'elica. Invece, per alti valori di J , ad esempio per il volo avanzato ad alta velocità, lo *shear flow* riduce notevolmente le prestazioni. Nella tabella 3.1 vengono calcolate le variazioni dei coefficienti aerodinamici quando l'elica è sottoposta a *shear flow* per 4 condizioni operative.

J	ΔC_T [%]		ΔC_Q [%]		$\Delta \eta$ [%]	
	SR18	SR27	SR18	SR27	SR18	SR27
0.1	+5.4	+6.5	-37.1	-36.1	+67	+66
0.2	-1.8	-3.3	-26.5	-23.1	+33	+25
0.3	-12.5	-17.8	-16.8	-20.2	+5.2	+2.9
0.35	-22.2	-43.8	-15	-19.3	-8.5	-30

Tabella 3.1: Variazioni percentuali delle prestazioni nel caso di *shear flow* rispetto al caso di influsso uniforme.

$$(\Delta C_T)_J = \left(\frac{(C_T)_{SR} - (C_T)_{UNI}}{(C_T)_{UNI}} \right)_J ; \quad (3.1)$$

$$(\Delta C_Q)_J = \left(\frac{(C_Q)_{SR} - (C_Q)_{UNI}}{(C_Q)_{UNI}} \right)_J ; \quad (3.2)$$

$$(\Delta \eta)_J = \left(\frac{(\eta)_{SR} - (\eta)_{UNI}}{(\eta)_{UNI}} \right)_J ; \quad (3.3)$$

Una possibile spiegazione per la forte riduzione del coefficiente C_Q potrebbe essere tratta analizzando i valori di F_y e F_z misurati. La distribuzione di portanza e resistenza non sono uniformi lungo il raggio della pala, in ragione della differente velocità che la porzione di pala incontra durante la rotazione nonché dalla geometria della pala e dalla velocità di rotazione. La pala vedrà una differente distribuzione anche sull'angolo di rotazione.

Figura 3.16: Immagine pala rotante quaderno

Questo effetto globalmente si manifesta con le componenti F_y e F_z . Si calcolano ΔF_y e ΔF_z in modo analogo rispetto ai coefficienti prestazionali:

$$(\Delta F_y)_J = \left(\frac{(F_y)_{SR} - (F_y)_{UNI}}{(F_y)_{UNI}} \right)_J ; \quad (3.4)$$

$$(\Delta F_z)_J = \left(\frac{(F_z)_{SR} - (F_z)_{UNI}}{(F_z)_{UNI}} \right)_J ; \quad (3.5)$$

Quindi si confrontano le forze misurate nel caso di *shear flow* e nel caso uniforme, a parità di condizione operativa.

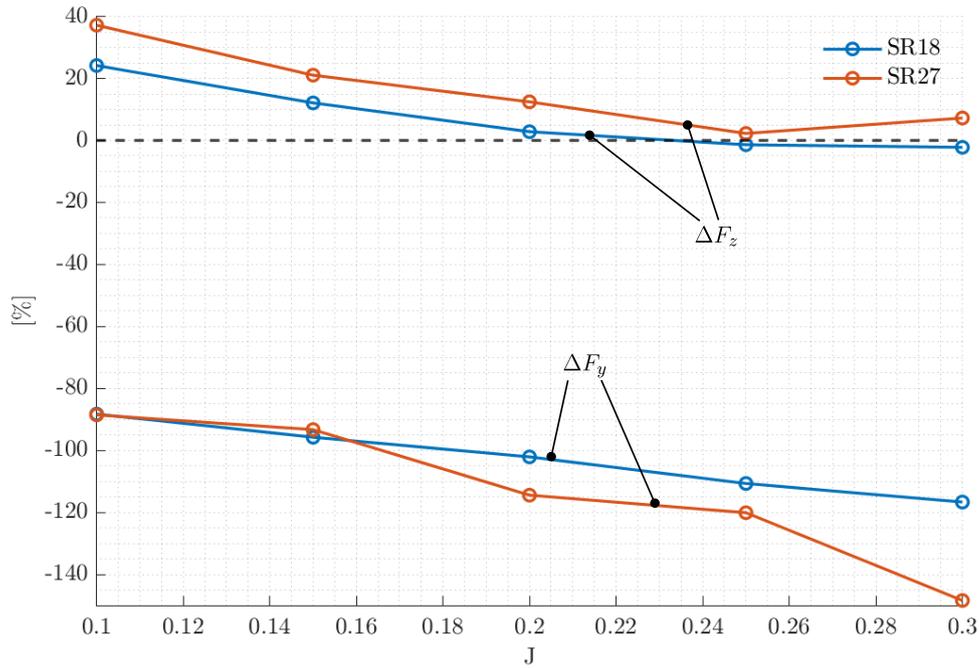


Figura 3.17: ΔF_y e ΔF_z in funzione di J .

Facendo riferimento alla figura 3.17, nel caso di SR27 la raffica è più intensa e l'effetto sulle forze F_y e F_z è maggiore rispetto al caso di SR18. Il contributo principale è dato dalla forza F_y che si riduce notevolmente, causando probabilmente la diminuzione del coefficiente C_Q . La variazione delle forze nel piano $y - z$ è data in ogni caso anche dal disallineamento del centro del disco rispetto alla cella di carico. Inoltre, la flessibilità del palo di supporto orizzontale influisce in modo non trascurabile sulle misure: la spinta del propeller determina una deflessione del palo che fa nascere delle componenti di forza non riconducibili al fenomeno studiato. I valori di F_y misurati per il flusso non uniforme, sono prossimi alla precisione della cella di carico e quindi potrebbero essere fuorvianti.

Capitolo 4

Conclusione

Lo studio ha analizzato sperimentalmente il comportamento aerodinamico di un'elica propulsiva per droni in condizioni di shear flow utilizzando la flight arena del Politecnico di Torino equipaggiata con un Windshaper. L'analisi si è concentrata sull'esame dei profili di velocità a valle dell'elica per valutare l'evoluzione della scia e le sue asimmetrie. L'effetto complessivo dell'asimmetria è stato valutato misurando forze e momenti generati dall'elica per calcolarne le prestazioni in condizioni di flusso non uniforme. Viene presentata l'analisi del flusso a valle del rotore e le variazioni percentuali delle prestazioni nel caso di shear flow rispetto al flusso uniforme. Si osserva che lo shear flow porta a una scia meno uniforme e più sottile con una variabilità maggiore della velocità al suo interno. La spinta F_x non varia molto rispetto al caso di flusso uniforme, mentre il coefficiente C_T vede una notevole riduzione percentuale. Si nota una forte riduzione del coefficiente di coppia C_Q , che potrebbe essere collegata al differente campo di moto che si genera attorno alla pala determinando un'asimmetria nel piano delle risultanti aerodinamiche. Le condizioni di flusso non uniforme hanno generato asimmetrie nella scia, influenzando significativamente le forze e i momenti prodotti dall'elica e determinando una riduzione delle prestazioni ad alta velocità di volo e una variazione della posizione della condizione operativa ottimale, in termini di J . L'analisi ha evidenziato la complessità del comportamento aerodinamico in queste circostanze, sottolineando l'importanza di considerare gli effetti dello shear flow nella progettazione e nel controllo dei droni operanti in ambienti urbani o soggetti a perturbazioni esterne. Il caso esaminato rappresenta una condizione operativa limite, in cui l'elica è posizionata perpendicolarmente alla direzione di volo. Tale configurazione non rispecchia pienamente uno scenario realistico, rendendo i risultati ottenuti indicativi di un caso studio generico piuttosto che rappresentativi di una reale condizione operativa di volo per un drone. Possibili approfondimenti futuri e miglioramenti sul setup sperimentale del caso studio potranno fornire maggiore chiarezza sul fenomeno:

- Maggiore numero di piani di misura lungo x/R al fine di descrivere al meglio la scia nello spazio;
- Studio dell'impatto del flusso non uniforme sulla dinamica e il controllo dell'intero drone al fine di implementare un algoritmo di correzione della traiettoria in caso di turbolenze e raffiche;
- Determinazione della potenza assorbita dal sistema propulsivo quando il drone è sottoposto a shear flow in modo da valutare il consumo di energia elettrica e determinare un corretto dimensionamento del pacco batterie;
- Confronto delle misure sperimentali con modelli teorici che considerano condizioni di influsso al rotore non uniformi (Dynamic inflow modeling, Gaonkar and Peters [11]);
- Analisi acustica dell'elica per determinare lo spettro di emissione sonoro del drone quando sottoposto a condizioni di influsso non uniformi;
- Mitigare l'effetto strutturale del supporto dell'elica al fine di ridurre l'influenza sulle prove di forza e l'interazione della struttura col campo di moto;
- Valutazione più approfondita di diverse condizioni di incidenza dell'elica rispetto alla direzione del flusso, non limitandosi alla sola condizione di volo avanzato ideale considerata nel caso studio;
- Valutazione della vorticità della scia e del campo di moto immediatamente a monte dell'elica mediante misure di Particle Image Velocimetry (PIV) in modo da valutare più precisamente le prestazioni dell'elica.

Bibliografia

- [1] David Balmford A. R. S. Bramwell George Done. *Bramwell's Helicopter Dynamics*. Butterworth-Heinemann, 2001. ISBN: 0 7506 5075 3 (cit. a p. 12).
- [2] Charles N Adkins e Robert H Liebeck. «Design of optimum propellers». In: *Journal of Propulsion and Power* 10.5 (1994), pp. 676–682 (cit. a p. 18).
- [3] ATI industrial automation. *F/T Sensor Data Acquisition (DAQ) Systems manual* (cit. alle pp. 34, 35).
- [4] CBC. *Drone expert explains how Lady Gaga's 300 Super Bowl halftime flyers worked*. <https://www.cbc.ca/news/canada/kitchener-waterloo/lady-gaga-super-bowl-halftime-300-drones-aeryon-labs-1.3969347>, (cit. a p. 9).
- [5] *Cinematography Through Drones: Touching the Sky of Filmmaking*. <https://bisresearch.com/insights/cinematography-through-drones-touching-the-sky-of-filmmaking>, (cit. a p. 6).
- [6] *Classification of the Unmanned Aerial Systems*. <https://www.dehavillandmuseum.co.uk/aircraft/de-havilland-dh82b-queen-bee/> (cit. a p. 1).
- [7] *Classification of the Unmanned Aerial Systems*. <https://web.archive.org/web/20220523235132/https://www.e-education.psu.edu/geog892/node/5> (cit. a p. 2).
- [8] Alix Culbertson. *Coronavirus: Drones to deliver COVID-19 tests and PPE to Isle of Mull*. <https://news.sky.com/story/coronavirus-drones-to-deliver-covid-19-tests-and-ppe-to-isle-of-mull-11994656>, (cit. a p. 7).
- [9] EASA. «Study on the societal acceptance of Urban Air Mobility in Europe». In: (2021) (cit. a p. 10).
- [10] *G730L FPV RACING RC DRONE*. https://www.masterdrone.it/it/detail/skystars_g730l_fpv_racing_rc_drone, (cit. a p. 9).
- [11] G Gaonkar e David PETERS. «Review of dynamic inflow modeling for rotorcraft flight dynamics». In: *27th structures, structural dynamics and materials conference*. 1986, p. 845 (cit. alle pp. 21, 59).

-
- [12] *How the word 'drone' moved from bees to planes*. <https://www.wsj.com/articles/SB10001424127887324110404578625803736954968>, (cit. a p. 1).
- [13] Motonao Murakami et al. «Effects of gusty flow on aerodynamic performance of multirotor drone propellers in hovering flight». In: *Journal of Fluid Science and Technology* 17.4 (2022), JFST0013–JFST0013 (cit. alle pp. 18–20).
- [14] SunHoo Park et al. «Improvement of a multi-rotor UAV flight response simulation influenced by gust». In: *Aerospace Science and Technology* 134 (2023), p. 108156 (cit. alle pp. 15–18).
- [15] W.J. Macquorn Rankine. «On the Mechanical Principals of the Action of Propellers». In: *ransactions of the Royal Institution of Naval Architects* 6.13 (1865) (cit. a p. 12).
- [16] Scanivalve. *DSA3217/3218 Series pressure Scanner operation and service manual* (cit. a p. 31).
- [17] La Stampa. *Il mercato droni vale 145 milioni di euro (+23%). Nel 2024 il primo vertiporto italiano*. <https://finanza.lastampa.it/News/2024/02/28/il-mercato-droni-vale-145-milioni-di-euro-+23percento-nel-2024-il-primo-vertiporto-italiano/ND1fMjAyNC0wMi0yOF9UTEI>, (cit. a p. 10).
- [18] Linpeng Wang, Yuting Dai e Chao Yang. «Gust response analysis for helicopter rotors in the hover and forward flights». In: *Shock and Vibration* 2017.1 (2017), p. 8986217 (cit. alle pp. 21–23).
- [19] Wikipedia contributors. *Drone strikes in Pakistan* — *Wikipedia, The Free Encyclopedia*. https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Drone_strikes_in_Pakistan&oldid=1264030497. [Online; accessed 20-January-2025]. 2024 (cit. a p. 4).
- [20] Wikipedia contributors. *Lockheed D-21* — *Wikipedia, The Free Encyclopedia*. https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Lockheed_D-21&oldid=1262625885. [Online; accessed 20-January-2025]. 2024 (cit. a p. 3).
- [21] Wikipedia contributors. *Unmanned aerial vehicle* — *Wikipedia, The Free Encyclopedia*. https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Unmanned_aerial_vehicle&oldid=1270156610. [Online; accessed 20-January-2025]. 2025 (cit. alle pp. 1, 2).